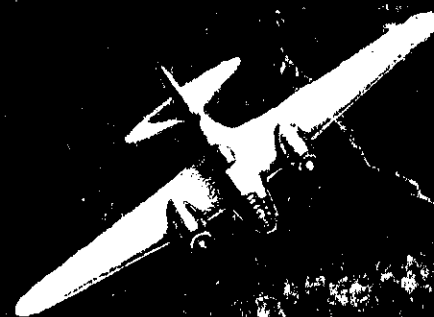




А. И. СУТУГИН



ПРОЕКТИРОВАНИЕ

САМОЛЕТА

ОБОРОНИЗ • 1947

Книга должна быть  
возвращена не позже  
указанного здесь срока

Кол-во. пред-вд. выдач

№ абоне- мента	Срок	№ абоне- мента	Срок
2661			
2890			
6982			
6958			
2081			
2644			
2001			
P108	Хитченко		

Тип. КИГА. Зак. 151—100 000. 1964 г.

г/з

468  
44/130

222319/3

6 run. year!



717  
Л. И. СУТУГИН. 17 ИЮН 1956 С-90  
доцент, кандидат  
технических наук

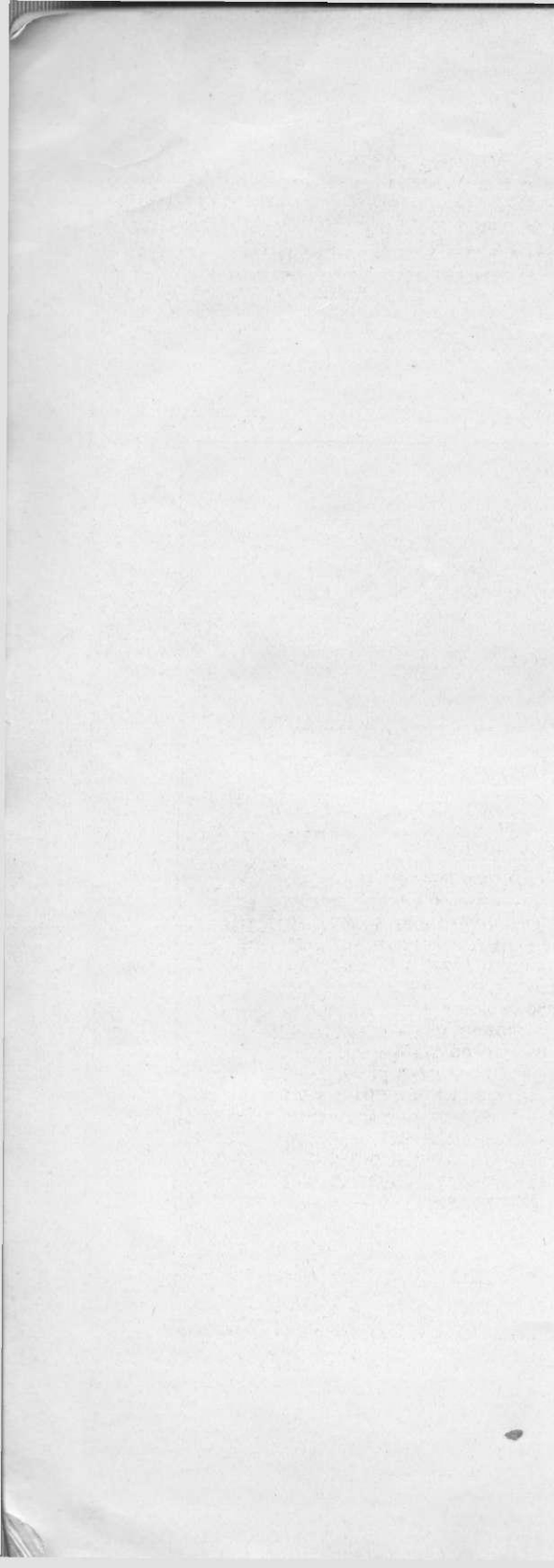
# ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЧАСТЕЙ САМОЛЕТА

Под редакцией  
доцента, кандидата технических наук  
А. Л. Гиммельфарба

468/44/130  
Допущено  
Министерством высшего образования СССР  
в качестве учебника для авиационных вузов



ОБОРОНГИЗ  
ГЛАВНАЯ РЕДАКЦИЯ АВИАЦИОННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ  
Москва 1947



В книге изложены сведения по проектированию частей самолета: крыла, фюзеляжа, оперения, шасси и управления, — в соответствии с программой курса „Конструкция и проектирование самолетов“ Московского авиационного института.

Отсутствует раздел проектирования моторных установок, составляющий предмет отдельного курса.

Книга может быть использована как пособие для дипломного проектирования самолета, а также как учебник для студентов-заочников и для курсов повышения квалификации инженеров авиационной промышленности.

001/41

Редактор Л. М. Согалов

Техн. редактор Г. Е. Ларионов

Г81851.

Подп. к печати 21/IV 1947 г.

Печ. л. 40<sup>3</sup>/<sub>4</sub> + 5 вкл.

Уч.-изд. л. 42,3.

Тип. зн. в печ. л. 45000.

Формат 60×92<sup>1</sup>/<sub>16</sub>.

Тираж 6000 экз.

Цена 30 руб.

Зак. 786/1123

Типография Оборонгиза



A. Caputo

## ОТ РЕДАКТОРА

6 февраля 1946 г. в Москве после тяжелой болезни скончался автор настоящей книги доцент Московского ордена Ленина Авиационного Института им. С. Орджоникидзе, кандидат технических наук Лонгин Иванович Сутугин.

Преждевременная смерть помешала автору выпустить книгу в свет.

Книга Л. И. Сутугина «Проектирование частей самолета» является продолжением труда того же автора «Основы проектирования самолетов».

Обе книги должны служить учебником для авиационных институтов по курсу «Конструкции и проектирования самолетов».

Проектирование самолета и его частей, выбор и анализ схемы и формы самолета, определение размеров и параметров самолета и его частей, их взаимное расположение, компоновка самолета, размещение оборудования, весовая компоновка, выбор вооружения и бронирования — все эти вопросы недостаточно отражены в существующих учебниках.

Именно вопросам проектирования самолета и его частей посвящены обе книги Л. И. Сутугина, отличающиеся широким охватом и глубоким анализом.

Автор использовал полезные и ценные сведения, отдельные решения, разработанные или собранные им за время продолжительной работы в качестве инженера опытных конструкторских бюро и доцента авиационных институтов, систематизировал и оформил их в виде учебника.

Подбор материалов, характер изложения и иллюстрации ориентированы на студента с хорошей подготовкой.

Разумеется, настоящая книга ввиду трудностей по подбору и систематизации материалов не может не иметь недостатков.

Не всегда можно согласиться с некоторыми положениями и утверждениями автора. Некоторые главы ждут своего даль-

нейшего развития. Не все приведенные автором сведения обязательны для учебника. Однако многие из них интересны и полезны для самостоятельной работы учащегося при изучении курса или при выполнении дипломного проекта (как, например, «Компоновка оборудования» в главе «Проектирование фюзеляжа», «Подбор механизации» в «Основах проектирования самолетов» и др.), и мы сочли нежелательным их изъятие.

Наконец, весьма трудоемкий процесс написания книги, подготовки ее к печати и издания занимает продолжительный период времени и к моменту выхода в свет книга успевает более или менее значительно отстать от быстрого развития самолетостроения, уступая в этом отношении коротким статьям в научных и технических журналах.

Тем не менее книги Л. И. Сутугина систематически и полнее других излагают и анализируют вопросы проектирования самолета и его частей, написаны «экономным» языком и на высоком теоретическом уровне и оперируют современным и интересным материалом.

Книги «Основы проектирования самолетов» и «Проектирование частей самолетов» могут служить учебником для авиационных институтов по курсу «Проектирование и конструкция самолетов» и пособием для дипломного проектирования самолета.

Наряду с этим работа Л. И. Сутугина может служить основой для систематического развития науки о проектировании самолета. В этом ее научное значение.

Кандидат технических наук, доцент А. Гиммельфарб

## ОТ АВТОРА

Настоящий курс является продолжением курса «Основы проектирования самолетов», вышедшего из печати.

Оба курса — «Основы проектирования самолетов» и «Проектирование частей самолета» — задуманы как учебник для авиационных вузов и составлены в соответствии с программой по курсу «Конструкция и проектирование самолетов».

Работа по составлению курса была начата группой авторов еще в 1940 г., но по ряду причин не была выполнена в срок. За годы Великой Отечественной войны авторский коллектив распался, и автору, взявшему на себя вначале составление частей: эскизный проект, крыло и оперение, а также общее редактирование курса, пришлось самому составить части: фюзеляж, шасси и управление.

Винтомоторная группа в существующем учебном плане для специальности «Самолетостроение» выделена в самостоятельный курс «Винтомоторные установки» с отдельным курсовым проектом. Поэтому в настоящий курс этот раздел не включен. Однако при изложении проектирования крыла и фюзеляжа, а также общей компоновки самолета оказалось невозможным обойти ряд вопросов проектирования винтомоторной группы: выбор типа и расположения моторов, расположения и формы туннелей радиаторов, всасывающих и выхлопных патрубков, типа винта, направления его вращения на многомоторных самолетах и т. д.

Кроме того, пришлось остановиться на вопросах оборудования и вооружения, хотя и они являются предметами специальных курсов.

Выбор основных размеров отдельных частей самолета сопровождается примерами проектировочных расчетов: определение угла поперечного  $V$ , подбор механизации крыла, определение критической скорости флаттера, гидравлический расчет

масляно-воздушного амортизатора, подбор размеров трубопроводов гидравлического управления. Эти расчеты не входят в смежные курсы.

Рекомендации по выбору конструкции отдельных частей самолета основаны на анализе существующих типов и перспектив их развития.

Текст иллюстрирован чертежом (в двух или трех проекциях), когда необходимо показать расположение основных работающих элементов и соотношение размеров. В тех случаях, когда чертежа недостаточно для ясного представления о работе частей самолета, приведены перспективные схемы, оригинальные или заимствованные из описаний отечественных и иностранных самолетов.

Конструктивные схемы даны без излишних подробностей, затемняющих принцип работы, в виде эскизов и в количестве, соответствующем курсу «Конструкция и проектирование самолетов».

К концу каждой части книги приведены примеры компоновки частей самолетов различных типов.

Основными материалами, использованными при составлении работы, были описания отечественных и иностранных самолетов и записи лекций автора.

Кандидат технических наук, доцент Л. Сутугин

15 июля 1945 г.

---

# ЧАСТЬ ПЕРВАЯ

## ПРОЕКТИРОВАНИЕ КРЫЛА

---

### Глава I

#### АРХИТЕКТУРНЫЕ ФОРМЫ КРЫЛЬЕВ

##### § 1. ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К КОНСТРУКЦИИ, РАЗМЕРАМ И РАСПОЛОЖЕНИЮ КРЫЛА

Требования, предъявляемые к крылу, диктуются соображениями аэродинамики, прочности, веса, жесткости, производства, эксплуатации, живучести, стоимости. Большинство таких требований противоречиво, и конструктору во всех случаях приходится находить наивыгоднейшее компромиссное решение, возможно лучше удовлетворяющее предъявляемым требованиям.

В аэродинамическом отношении крыло должно удовлетворять следующим требованиям:

1. Невозможность возникновения флаттера и волнового кризиса в диапазоне летных скоростей.
2. Минимальная шероховатость обшивки; желательна полировка всей поверхности или же передней кромки на расстоянии 10—15% от носка профиля.
3. Отсутствие выступающих частей управления, вооружения, оборудования, заклепочных головок, стыков обшивки внахлестку.
4. Отсутствие щелей между крылом и элеронами при их нейтральном положении.
5. Минимальное искажение профиля крыла.
6. Минимальное профильное сопротивление.
7. Минимальное индуктивное сопротивление.
8. Минимальная интерференция с фюзеляжем.
9. Максимальное приращение  $c_{y \max}$  при механизации.
10. Обеспечение поперечной устойчивости на больших углах атаки.
11. Обеспечение устойчивости пути и продольной устойчивости.
12. Эффективность поперечного управления на больших углах атаки.

Требования прочности и веса противоречат требованиям аэродинамики:

1. С точки зрения прочности выгодна разгрузка крыла в полете грузами, размещенными внутри или снаружи крыла. Однако агрегаты и грузы, размещенные снаружи (моторные гондолы, неубирающиеся шасси, наружная подвеска бомб), увеличивают вредное сопротивление, а спрятанные в крыло (баки, бомбы, шасси) требуют устройства люков, портящих поверхность крыла.

2. Большая строительная высота крыла, выгодная с точки зрения прочности и веса, неприемлема для скоростных самолетов, так как вызывает появление волнового кризиса и увеличивает профильное сопротивление.

3. Максимальное горизонтальное сужение крыла, желательное для уменьшения веса и изгибающих моментов, невыгодно в отношении поперечной устойчивости на малых скоростях.

Следующие требования прочности и веса не противоречат требованиям аэродинамики:

1. Минимальная величина  $C_{m0}$ , в особенности у самолетов, предназначенных для пикирования.

2. Плавное изменение по размаху сечений работающих элементов.

3. Отсутствие вырезов (люков) в обшивке и перерывов в подкрепляющих ее элементах.

4. Минимальное количество разъемных и неразъемных стыков.

Последние два требования противоречат требованиям производства и эксплуатации.

Требования жесткости предусматривают:

1. Минимальные прогибы крыла при эксплуатационных нагрузках.

2. Минимальные углы закручивания.

Для выполнения этих требований при данном количестве материала крыло должно иметь возможно большую толщину, что, однако, влечет за собою увеличение профильного сопротивления.

Производственные и экономические требования, перечисленные ниже, сводятся к возможности механизировать технологический процесс, а именно:

1. Максимальное использование в конструкции нормалей.

2. Максимальное использование штамповки и литья.

3. Минимальный сортамент материала.

4. Применение открытых профилей.

5. Необходимое количество технологических разъемов, позволяющих увеличить фронт работ и механизировать процесс изготовления и сборки.

С эксплуатационной точки зрения требуются:

1. Взаимозаменяемость отдельных агрегатов.

2. Удобство разборки и сборки.

3. Хороший доступ ко всем ответственным деталям для осмотра и контроля.

4. Простота ремонта и замены частей.

5. Отсутствие необходимости в периодической регулировке.

В боевом отношении крыло должно удовлетворять следующим требованиям:

1. Минимальное затенение обзора и обстрела из кабины пилота и огневых точек.

2. Минимальные деформации, влияющие на меткость стрельбы при установке оружия в крыле.

3. Минимальная уязвимость силовых элементов, органов управления и механизации.

Конструктор, выполняя все требования, должен добиться максимального использования каждого килограмма материала, составляющего вес конструкции. Идеалом в весовом отношении является равнопрочная конструкция, в которой все элементы работают при всех расчетных случаях нагружения на предельных напряжениях, т. е. разрушаются одновременно при нагрузках, предусмотренных нормами прочности. Оценкой качества конструкции крыла при данных коэффициентах перегрузки

является отношение  $\frac{\frac{G}{S}}{\frac{G_{кр}}{S}} = \frac{p}{p_{кр}}$ , т. е. нагрузки  $p$  на  $1 м^2$

поверхности крыла к  $p_{кр}$  — весу  $1 м^2$  его конструкции, или отношение веса самолета в полете к весу конструкции крыла.

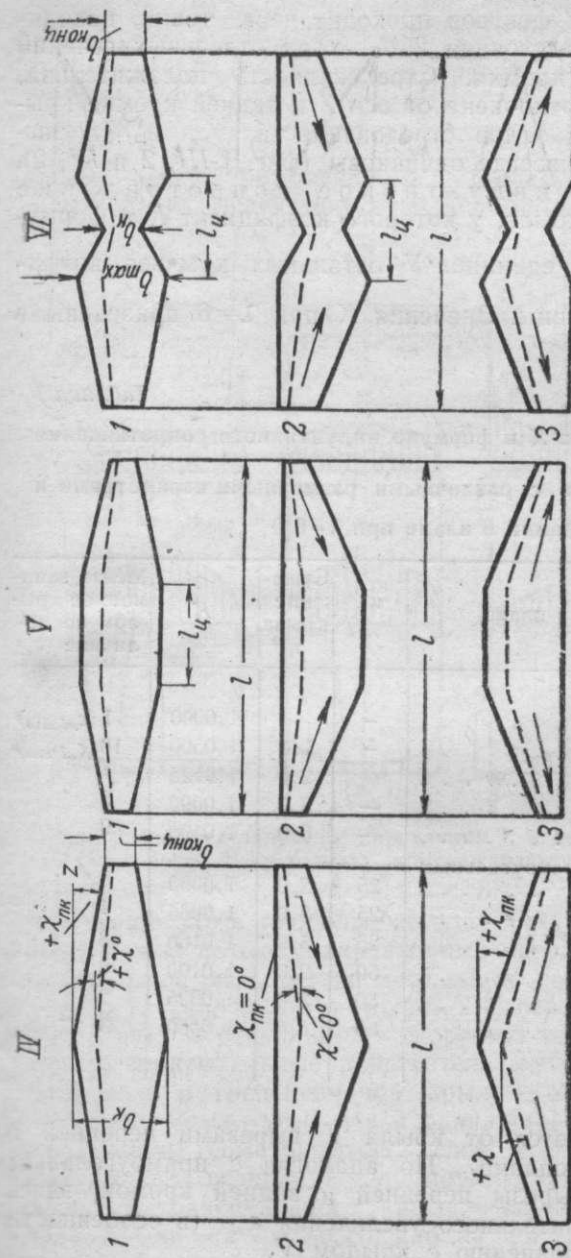
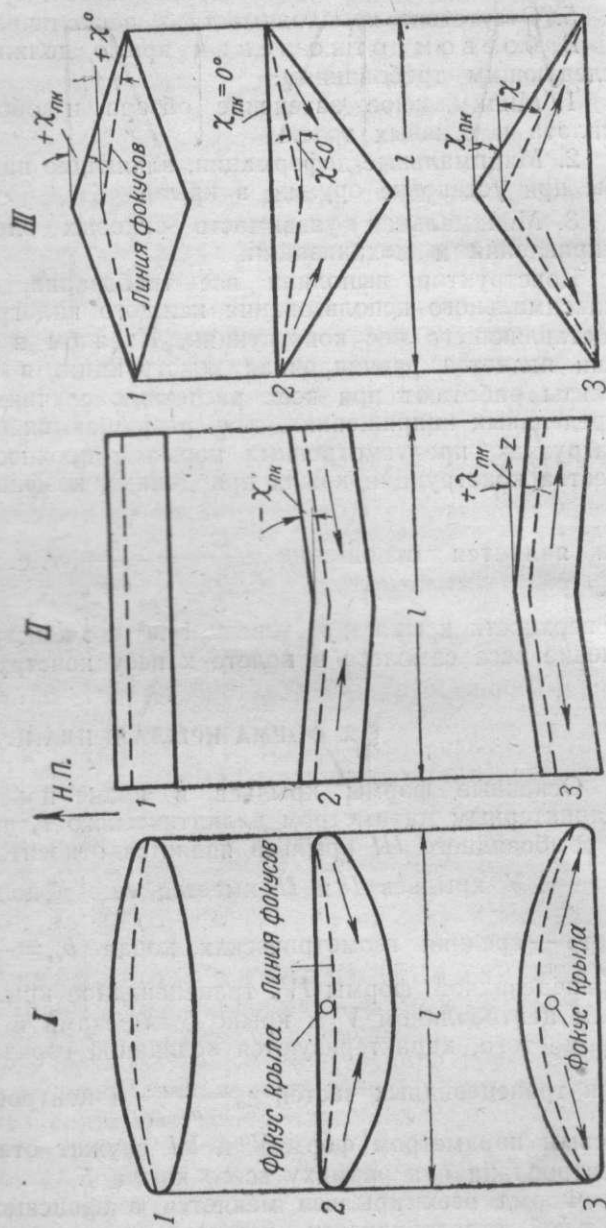
## § 2. ФОРМА КРЫЛА В ПЛАНЕ

Основные формы крыльев в плане показаны на фиг. 1. Характерным параметром эллиптического *I*, прямоугольного *II* и ромбовидного *III* крыльев является относительное удлинение  $\lambda = \frac{l^2}{S}$ . У крыльев *I* и *II* имеется еще дополнительный пара-

метр — средняя геометрическая хорда  $b_{ср} = \frac{S}{l} = \frac{l}{\lambda}$ . Крыло трапецевидной формы *IV*, трапецевидное крыло с прямоугольным центропланом *V* и крыло с вырезами в центроплане *VI*, кроме того, характеризуются величиной горизонтального сужения трапецевидных частей  $\eta_{кр} = \frac{b_{max}}{b_{конц}}$  и центроплана  $\eta_{цп} = \frac{b_{max}}{b_{к}}$ .

Новым параметром форм *V* и *VI* служит отношение размаха центроплана  $l_{ц}$  к размаху всего крыла  $l$ .

Форма всех крыльев меняется в зависимости от горизонтальной стреловидности, которую иногда измеряют углом  $\gamma_{пк}$  между осью  $Z$  и передней кромкой крыла. Когда передняя кромка отклонена назад от оси  $Z$ , стреловидность считают положительной:  $\gamma_{пк} > 0^\circ$ . В расчетах устойчивости углом стрело-



Фиг. 1. Основные формы крыльев в плане и их модификация по углу стреловидности. Стрелками указано направление поперечного потока в зависимости от угла стреловидности.

видности  $\chi$  называют угол между осью  $Z$  и линией фокусов, которая является геометрическим местом фокусов отдельных сечений крыла. Линия фокусов проходит через точки, находящиеся примерно на расстоянии 25% хорд отдельных сечений крыла от передней кромки. Стреловидность положительна, когда линия фокусов отклонена от оси  $Z$  к задней кромке крыла ( $\chi > 0^\circ$ ). Величины углов стреловидности  $\chi_{пр}$  и  $\chi$  различны; знаки тоже не всегда одинаковы (фиг. 1-III, 2 и IV, 2).

Минимальное индуктивное сопротивление имеет эллиптическое крыло, у которого коэффициент  $K$  в формуле  $c_{xi} = K \frac{c_y^2}{\pi \lambda}$  равен единице. У остальных крыльев коэффициент  $K$  больше единицы. Значения  $K$  при  $\lambda=6$  приведены в табл. 1.

Таблица 1

Величины коэффициента  $K$  в формуле индуктивного сопротивления  $c_{xi} = K \frac{c_y^2}{\pi \lambda}$  для крыльев с различными размерными параметрами и формой в плане при  $\lambda=6,0$

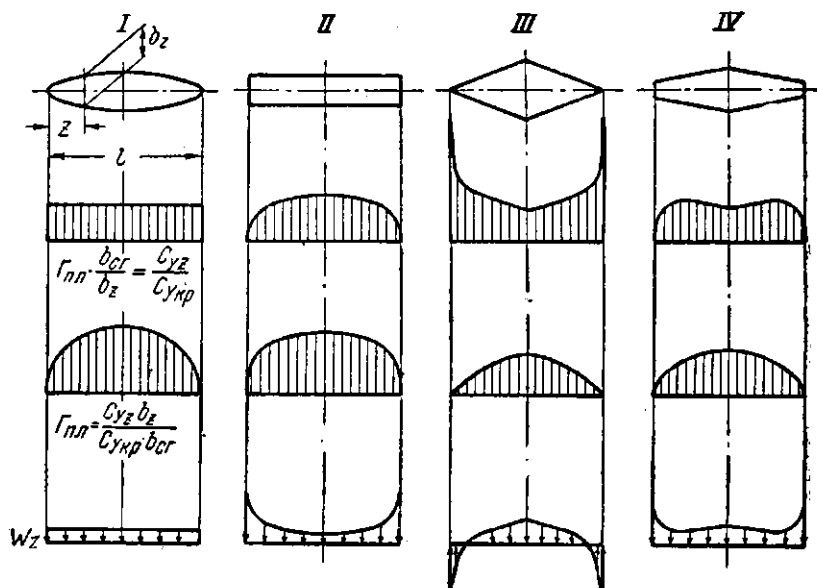
№ п. п.	Форма крыла в плане	$l_c$ в % $l$	Сужение крыла $\eta$	$K$	Место, занимаемое крылом по величине $c_{xi}$
1	Эллиптическое . . . . .	—	—	1,0000	1 ( $c_{xi \text{ min}}$ )
2	Прямоугольное . . . . .	—	1,0	1,0500	10 ( $c_{xi \text{ max}}$ )
3	Трапецевидное . . . . .	—	2,0	1,0125	7
4	То же . . . . .	—	3,0	1,0090	5
5	" . . . . .	—	5,0	1,0190	9
6	Трапецевидное с прямоугольным центропланом . . . . .	25	2,0	1,0090	5
7	То же . . . . .	25	3,0	1,0065	4
8	" . . . . .	25	5,0	1,0160	8
9	" . . . . .	50	2,0	1,0100	6
10	" . . . . .	50	3,0	1,0025	2
11	" . . . . .	50	5,0	1,0050	3

Крыло VI отличается от крыла V вырезами передней и задней кромок центроплана. По аналогии с прямоугольным крылом, имеющим вырезы передней и задней кромок, здесь следует ожидать значительного увеличения  $c_{xi}$  (в особенности на больших  $c_y$ ) по сравнению с крылом V.

У крыльев IV при увеличении  $\eta$  от 3,0 до 5,0 коэффициент  $K$  возрастает с 1,009 до 1,019. Поэтому ромбовидное крыло III, имеющее  $\eta = \infty$ , в отношении  $c_{xi}$  следует считать наихудшим.

Кроме индуктивного сопротивления, форма крыла в плане сильно влияет на изменение по размаху вертикальных скоростей  $w$ , связанных с ними действительных углов атаки сечений, отношения  $\frac{c_{yz}}{c_{y\text{кр}}}$  и коэффициента распределения нагрузки по размаху  $\Gamma_{\text{пл}} = \frac{c_{yz} b_z}{c_{y\text{кр}} b_{\text{ср}}}$  (фиг. 2).

На концах ромбовидного крыла скос потока направлен снизу вверх, вследствие чего действительные углы атаки и с



Фиг. 2. Распределение  $c_y$ , циркуляции  $\Gamma$  и вертикальной индуктивной скорости  $w$  по размаху крыльев различной формы в плане.

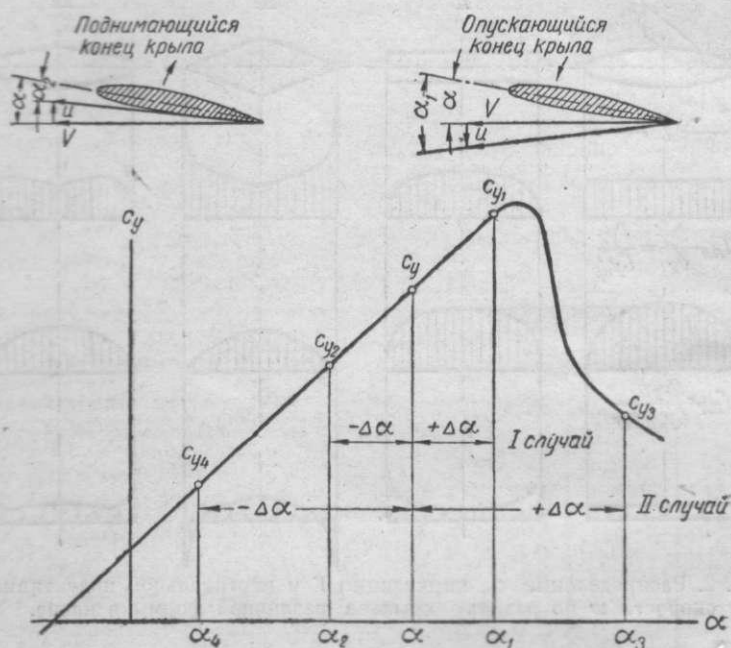
достигают здесь наибольших значений. Все остальные крылья имеют скос потока, направленный сверху вниз, уменьшая действительные углы атаки отдельных сечений по сравнению с углами атаки крыла в целом. Соответственно минимальным значениям вертикальных скоростей скоса у прямоугольного крыла максимальные действительные углы атаки будут в середине, а в трапецевидном крыле — около концов. У эллиптического крыла углы атаки одинаковы по всему размаху. При увеличении геометрических углов атаки критические углы и срыв потока возникнут у прямоугольного крыла посередине размаха, у трапецевидного крыла — около концов, у ромбовидного крыла — непосредственно на концах.

Связь поперечной устойчивости с критическим углом атаки можно установить из рассмотрения кривой  $c_y = f(\alpha)$  (фиг. 3).

Положим, что полет происходит при скорости  $V$ , угле атаки  $\alpha$  и коэффициенте подъемной силы  $c_y$ . Под влиянием крена

вправо конец правого крыла, опускаясь со скоростью  $U$ , увеличивает угол атаки до  $\alpha_1$ , а конец левого, поднимающегося крыла уменьшает угол атаки до  $\alpha_2$ . Если  $\alpha_1 < \alpha_{кр}$  (1 случай по диаграмме), то крыло будет устойчиво, так как  $c_{y1} > c_{y2}$ . Если же у правого, опускающегося крыла угол атаки изменится до величины  $\alpha_3 > \alpha_{кр}$  (II случай), то поперечная устойчивость будет меньше, так как  $(c_{y1} - c_{y2}) > (c_{y3} - c_{y4})$ .

Возможны случаи, когда при больших изменениях углов атаки, вызванных вертикальными скоростями концов крыла



Фиг. 3. Схема работы концов крыла при крене.

при крене,  $c_{y3}$  будет равно  $c_{y4}$  или  $c_{y3}$  будет меньше  $c_{y4}$ . В первом случае восстанавливающие моменты отсутствуют, а второй случай соответствует возникновению авторотации. Для повышения поперечной устойчивости необходимо уменьшить действительные углы атаки концов крыла закруткой его на отрицательные углы, установить на концах профили, имеющие большие  $\alpha_{кр}$  или же затянута критические углы концов крыла на большие углы атаки.

Наибольшей поперечной устойчивостью обладает прямоугольное крыло; трапецевидное же и в особенности ромбовидное крыло менее устойчивы. Поперечная устойчивость трапецевидных крыльев понижается при увеличении сужения  $\eta$ . Крылья эллиптическое и трапецевидное с прямоугольным цен-

тропаном занимают в отношении поперечной устойчивости среднее место между прямоугольным и трапецевидным.

Поперечная устойчивость всех крыльев повышается при уменьшении угла стреловидности передней кромки  $\chi_{пк}$  (фиг. 1-1,2; II,2; III,2; IV,2; V,2; VI,2) и уменьшается при его увеличении (1,3; II,3; III,3; IV,3; V,3; VI,3). При прямой передней кромке в крыльях всех типов (под номером 2), а также в крыле с отрицательной стреловидностью передней кромки (фиг. 1-1,II,2) возникает поперечный поток,

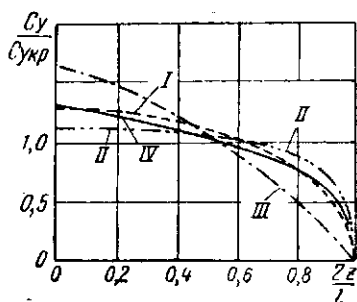
направленный от концов к середине крыла. При возникающей таким образом кривой обдувке крыла в направлении от концов к центру срыв потока происходит в середине крыла раньше, чем на его концах. У крыльев с положительной стреловидностью (фиг. 1 — все крылья под номером 3) поперечный поток имеет направление от середины к концам, на которых срыв потока ускоряется. При  $\lambda=7,2$ ,  $\tau_1=4$  и  $\chi_{пк}=0^\circ$  срыв потока наступает позже, примерно на  $1,5^\circ$ , по сравнению с крылом, имеющим прямую заднюю кромку.

Форма линии фокусов определяет положение фокуса крыла.

Понятие фокуса крыла аналогично понятию фокуса сечения. Продольный момент относительно оси, проходящей через фокус крыла, не зависит от углов атаки. Если линия фокусов представляет собою прямую, то фокус крыла лежит на ней. При линии фокусов, направленной выпуклостью вперед (фиг. 1-1,3), фокус крыла лежит за фокусом корневого сечения; при выпуклости, направленной назад (фиг. 1-1,2), фокус крыла находится перед фокусом корневого сечения. Для повышения статической продольной устойчивости необходимо, чтобы ЦТ находился возможно ближе к фокусу крыла, совпадал с ним или был расположен перед ним. Последнее условие необходимо для продольной устойчивости одного крыла без хвостового оперения.

Как уже указывалось в «Основах проектирования самолетов», стреловидность крыла в плане в большинстве случаев получается автоматически из условий центровки.

Распределение нагрузки по размаху для крыльев различной формы в плане (фиг. 4) показывает, что наименьшие изгибающие моменты в корне имеет ромбовидное крыло, а наибольшее — прямоугольное. Разница между эллиптическим и трапецевидным крылом при  $\tau_1=2,0$  незначительна.



Фиг. 4. Распределение нагрузки по размаху крыльев различной формы в плане (полная нагрузка одинакова для всех крыльев).

I — эллиптическое крыло; II — прямоугольное крыло; III — ромбовидное крыло; IV — трапецевидное крыло при  $\tau_1=2,0$ .

Приращение  $c_{y \max}$  под действием механизации при обычных элеронах больше у трапецевидных крыльев, чем у прямоугольных, и увеличивается с увеличением  $\eta$  при одном и том же размахе механизированной части.

Положительная стреловидность передней кромки крыла создает автоматическую устойчивость пути. При отклонении плоскости симметрии от направления потока крыло, выдвинутое вперед и имеющее большое сопротивление, стремится вернуться в начальное положение.

### § 3. ФОРМА КРЫЛА В ВИДЕ СПЕРЕДИ

Криволинейные в плане крылья имеют такие же очертания и в виде спереди (фиг. 5, I-1; I-2; I-3). С торцов крыло закругляют по радиусам, величина которых зависит от толщины концевого профиля. Остальные крылья в направлении размаха ограждены прямолинейными образующими и в виде спереди имеют прямолинейные очертания.

Основным размерным параметром крыла в виде спереди является строительная высота или толщина профиля  $c = cb$  в корне и на конце. Прямоугольные крылья имеют постоянную толщину профиля по всему размаху (фиг. 5, II-1, II-2 и II-3). У ромбовидного крыла толщина изменяется от максимума в корне  $c_k$  до минимума на конце  $c_{\text{конц}}$ , определяемого конструктивными соображениями. Таким образом дополнительной характеристикой этого крыла, так же как трапецевидных III, IV и эллиптических I-1, I-2, I-3, является величина

вертикального сужения  $\eta_b = \frac{c_k}{c_{\text{конц}}}$ . Трапецевидные крылья с прямоугольным центропланом имеют по размаху центроплана постоянную толщину профиля  $c_k$  (IV-1 и IV-2). В крыле типа «чайка» добавляется новый параметр  $c_{\text{max}} = c_{\text{max}} b_{\text{max}}$  и, кроме того, величины вертикального сужения центроплана  $\eta_{\text{пл}} = \frac{c_{\text{max}}}{c_k}$  и концевой части  $\eta_{\text{вх}} = \frac{c_{\text{max}}}{c_{\text{конц}}}$  (V-1, V-2).

Сравнение крыльев, имеющих постоянную и переменную толщину по размаху, а также приближенные построения поляры трапецевидного крыла по одному из его сечений производят по средней относительной толщине

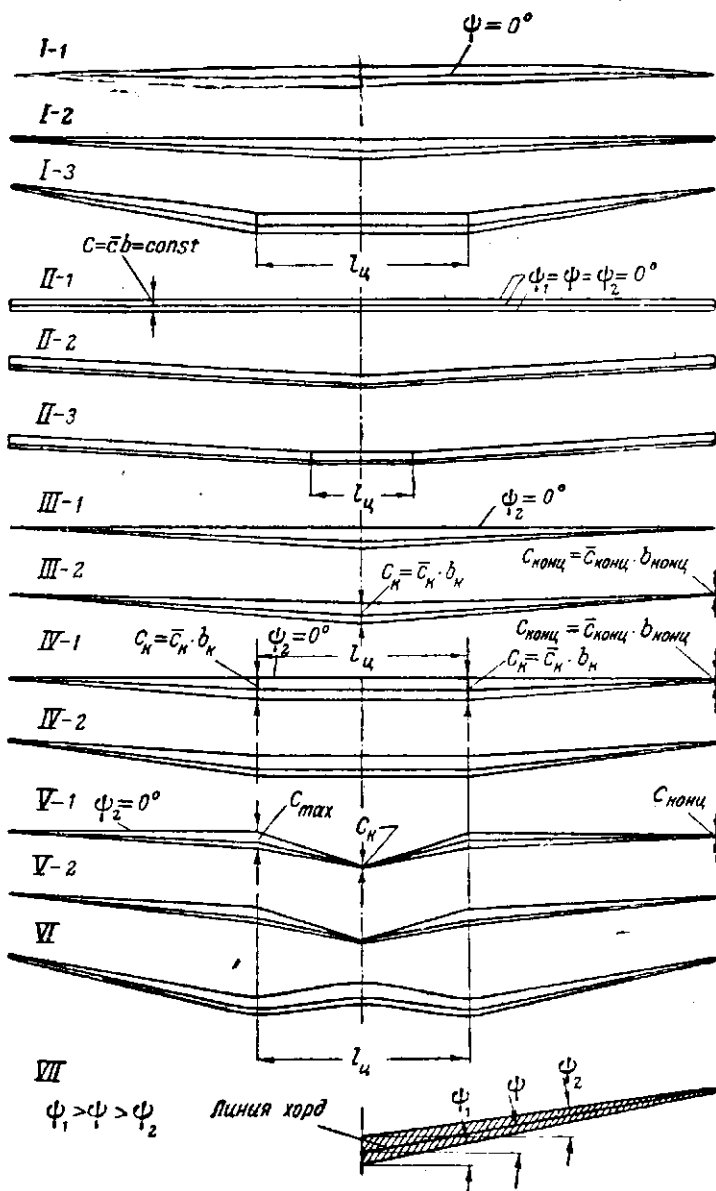
$$\bar{c}_{\text{ср}} = \frac{S_{\text{мид}}}{S}$$

для крыльев любой формы, или

$$c_{\text{ср}} = \frac{\eta c_k + c_{\text{конц}}}{(\eta + 1)}$$

для крыльев трапецевидной формы.

Средняя относительная толщина  $\bar{c}_{\text{ср}}$  существенно влияет на сопротивление крыла  $c_k$ . Величина и изменение относительной толщины  $\bar{c}$  по размаху скоростного самолета связаны с



Фиг. 5. Основные формы крыльев в виде спереди.

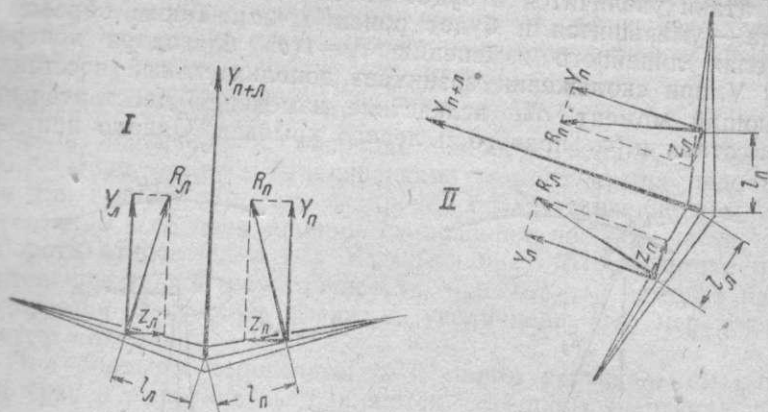
образованием местных критических скоростей  $V_{кр}$  и должны быть в первую очередь учтены при выборе и модификации профиля по размаху.

Следующий параметр для всех форм крыла в виде спереди — угол поперечного  $V-\phi$ . Точно установленного понятия об угле  $\phi$  нет. Его указывают часто, как угол  $\phi_1$  между горизонталью и нижней поверхностью крыла, иногда, как угол  $\phi_2$  между горизонталью и верхней поверхностью; в некоторых случаях — как угол между плоскостью хорд и горизонталью (фиг. 5-VII). Для прямоугольных крыльев разницы в указанных определениях нет. У крыльев с переменной толщиной по размаху различные способы замера угла  $\phi$  могут дать существенную разницу в его величине. Это обстоятельство необходимо иметь в виду при выборе величины  $\phi$  на основании статистики. Построение  $\phi$  правильнее относить в плоскость хорд, к которой относятся все аэродинамические коэффициенты профиля. Это определение  $\phi$  удобно и в том отношении, что является общим для крыльев различных форм.

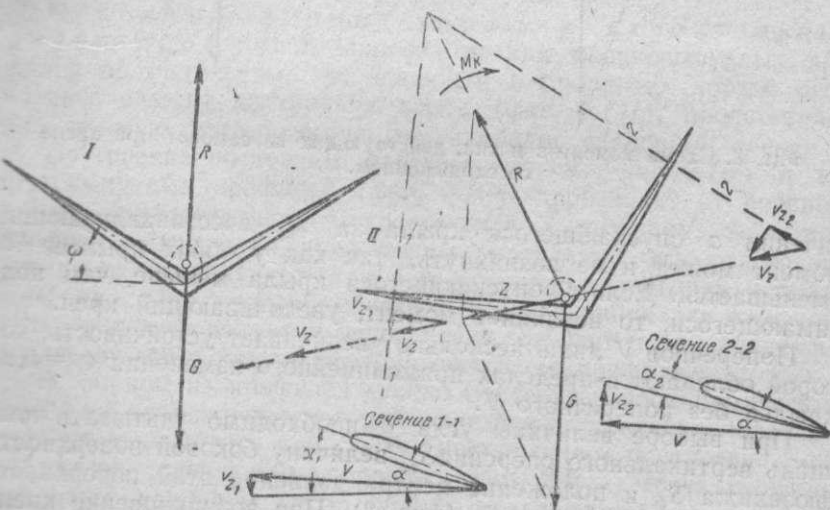
По форме и величине поперечного  $V$  крылья можно разделить на три типа:  $\phi=0^\circ$ ;  $\phi<0^\circ$ ;  $\phi>0^\circ$ . Имеются трапецевидные крылья, у которых верхняя образующая (в виде спереди) горизонтальна (фиг. 5, III-1, IV-1) и угол  $\phi$  невелик. В случае горизонтального участка по середине эллиптического, прямоугольного, трапецевидного или трапецевидного с прямоугольным центропланом (фиг. 5, IV-2) величину  $\phi$  на концевых частях делают больше, чем в предыдущем случае. В большинстве случаев крылья имеют значительную величину  $\phi$ , вследствие чего  $\phi_2>0^\circ$  (фиг. 5, III-2, IV-2). «Обратная чайка» VI имеет у корня отрицательный угол поперечного  $V$ , переходящий далее в положительный и больший по величине, чем у остальных типов. «Обратная чайка» уменьшает интерференцию крыла и фюзеляжа, позволяет уменьшить высоту шасси, но сложна в изготовлении.

Равнодействующие аэродинамических сил  $R_n$  правой и  $R_n$  левой половин крыла, имеющего поперечное  $V$ , приложены на одинаковых расстояниях  $l_n$  и  $l_n$  и имеют одинаковый наклон к плоскости симметрии самолета (фиг. 6). Моменты  $R_n l_n$  и  $R_n l_n$  этих сил равны и не изменяются при любом положении крыла относительно горизонта, так же как и их проекции. Следовательно, поперечное  $V$  не создает дополнительных восстанавливающих моментов при крене в случае поступательного движения крыла без скольжения.

При крене, под влиянием боковой силы  $Z$  — равнодействующей силы  $R$  и веса  $G$ , начинается скольжение (фиг. 7-I, II) со скоростью  $V_z$ . Если для двух сечений крыла 1-1 и 2-2, находящихся на одинаковых расстояниях от плоскости симметрии и перпендикулярных к плоскости хорд, построить проекции скорости  $V_z$ , то получим составляющие  $V_{z1}$  и  $V_{z2}$ , различные по величине и направлению. Складываясь с поступательной

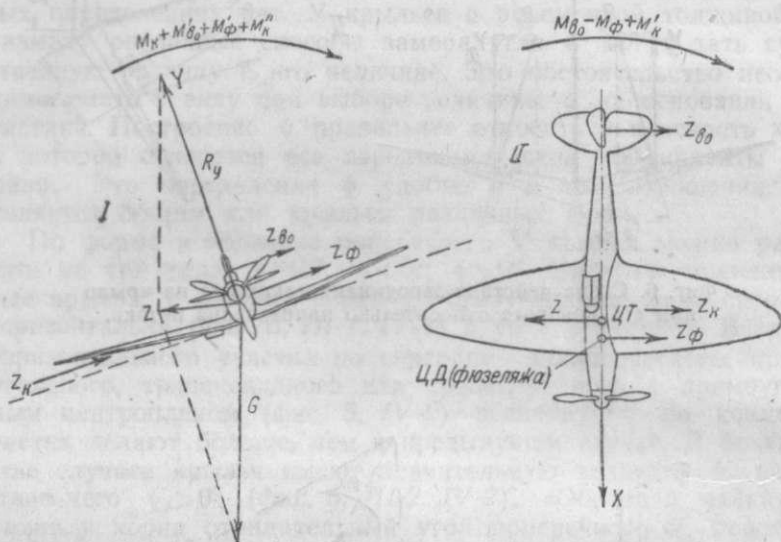


Фиг. 6. Схема действия аэродинамических сил на крыло при его повороте относительно направления потока.



Фиг. 7. Действие поперечного  $V$  при скольжении.

скоростью  $V$ , скорости  $V_{z1}$  и  $V_{z2}$  изменяют действительные углы атаки сечений 1—1 и 2—2, одинаковые в обоих сечениях и равные  $\alpha$  до начала скольжения. У опускающегося крыла угол атаки увеличится и будет равен  $\alpha_1$ , а у поднимающегося крыла — уменьшится и будет равен  $\alpha_2 < \alpha_1$ . Таким образом в пределах линейного изменения  $c_y = f(\alpha)$  благодаря поперечному  $V$  при скольжении возникает дополнительный восстанавливающий момент  $M_k$  вследствие изменения действительных углов атаки и  $c_y$  правого и левого крыльев. Однако при уве-



Фиг. 8. Схема моментов и сил, действующих на самолет при крене со скольжением.

личении  $\alpha$  опускающегося крыла за  $\alpha_{кр}$  восстанавливающий момент может и не возникнуть, так как у обоих крыльев  $c_y$  уменьшается. Если  $c_y$  опускающегося крыла меньше, чем поднимающегося, то возникнет момент, увеличивающий крен.

Поперечное  $V$  лишь несколько увеличивает устойчивость, которой обладают в пределах прямолинейного изменения  $c_y = f(\alpha)$  крылья без поперечного  $V$ .

При выборе величины угла  $\phi$  необходимо учитывать площадь вертикального оперения  $S_{во}$ , величину боковой поверхности фюзеляжа  $S_{\phi}$  и положение центра давления этой поверхности относительно ЦТ самолета (фиг. 8). При возникновении крена начинается скольжение, причем сила  $Z_{во}$ , действующая на вертикальное оперение, создает момент  $M_{во}$ , стремящийся развернуть самолет в сторону крена. Если центр давления боковой поверхности фюзеляжа находится перед ЦТ, то боковая составляющая силы сопротивления фюзеляжа  $Z_{\phi}$  создает момент, действующий в сторону, обратную  $M_{во}$ . В результате сло-

жения поступательной скорости со скоростью вращения относительно оси  $Y$  скорость опущенного при развороте крыла меньше скорости поднятого. Различие скоростей и подъемных сил крыльев создает дополнительный крен в сторону разворота.

Восстанавливающий момент крыла  $M_k$  (фиг. 8-1) увеличивается моментом  $M'_{во}$ , который создается силой  $Z_{во}$  относительно оси  $X$ . Силы сопротивления скольжению крыла  $Z_k$  и фюзеляжа  $Z_f$  создают моменты  $M'_f$  и  $M'_k$ .

Если вертикальное оперение слишком велико, а поперечное  $V$  мало, то восстанавливающий момент крыла недостаточен для вывода самолета из крена, а сопротивление крыла недостаточно для прекращения скольжения носовой части, т. е. поворота относительно оси  $Y$  (рыскание). В результате получается спиральная неустойчивость, при которой самолет разворачивается в сторону крена и, увеличивая его, переходит в крутую спираль.

При большом поперечном  $V$  и малом вертикальном оперении крен и рыскание выправляются слишком энергично, в результате чего самолет начинает крениться и разворачиваться в противоположную сторону. Появляются незатухающие колебания рыскания и крена, называемые «голландскими» — по аналогии с «голландским шагом» на коньках.

#### § 4. ПРОФИЛЬ КРЫЛА

Основные формы, хорды и строительные линии профилей. При построении двояковыпуклых профилей по ординатам, выраженным в процентах хорды, осью абсцисс служит внутренняя хорда (фиг. 9-III), представляющая прямую, соединяющую две наиболее удаленные точки.

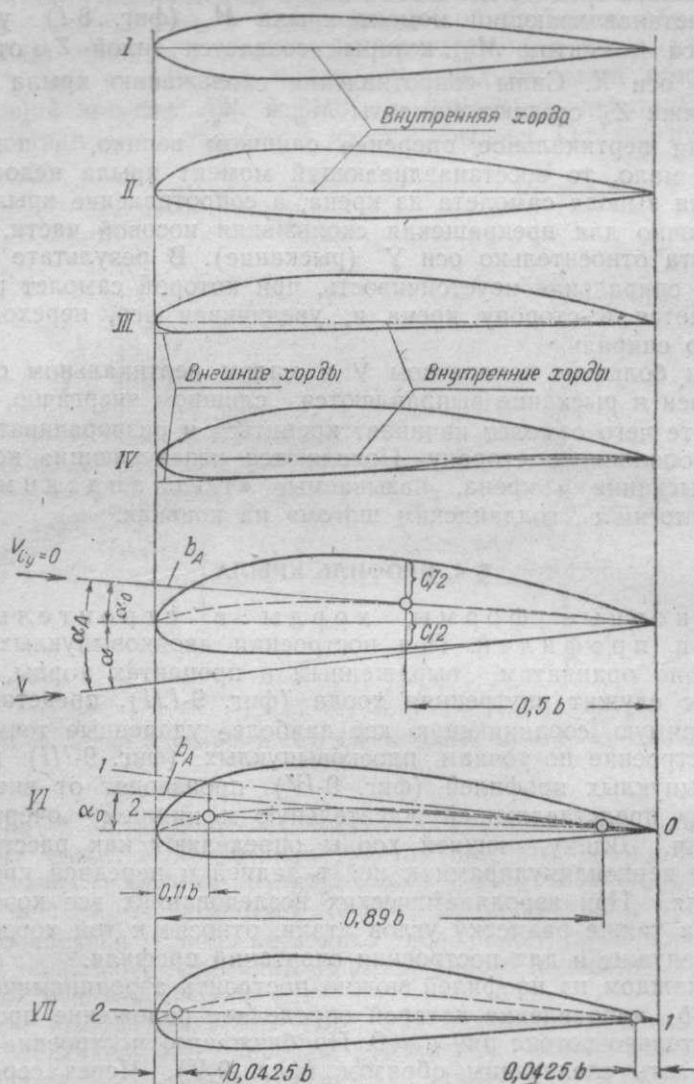
Построение по точкам плосковыпуклых (фиг. 9-III) и вогнутовыпуклых профилей (фиг. 9-IV) производят от внешней хорды, представляющей касательную к нижнему очертанию профиля. Длину внешней хорды определяют как расстояние между перпендикулярами к ней в задней и передней кромках профиля. При аэродинамических исследованиях все коэффициенты, а также разметку углов атаки, относят к той хорде, которая служит и для построения очертаний профиля.

В каждом из профилей можно построить аэродинамическую хорду  $b_A$ , направление которой определяет положение профиля относительно потока при  $c_y=0$ . Приближенное построение можно сделать следующим образом (фиг. 9-V). Через середину ординаты, находящейся на  $0,50 b$ , и заднюю кромку профиля проводят прямую, которая и является аэродинамической хордой профиля. Связь между углами атаки  $\alpha$ , отсчитываемыми при исследованиях, и углами атаки  $\alpha_A$ , отнесенными к аэродинамической хорде, выражается равенством

$$\alpha_A = \alpha - \alpha_0,$$

где  $\alpha_0$  — угол атаки, соответствующий  $c_y=0$ .

Для более точного построения необходимо через середины ординат, находящихся на расстояниях, равных  $0,11$  и  $0,89b$ , и заднюю кромку провести две прямые  $1-0$  и  $2-0$ . Бисектри-

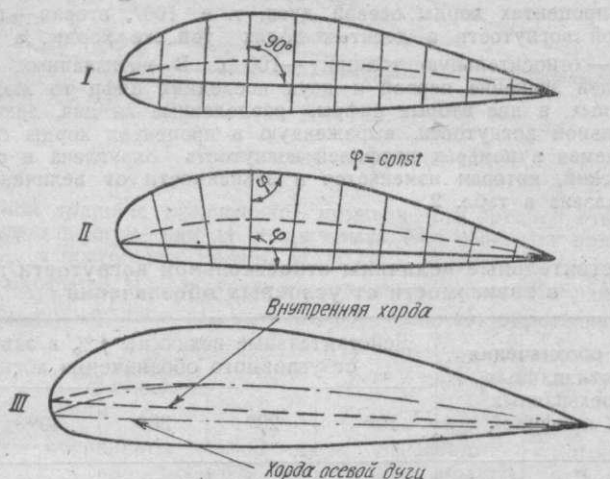


Фиг. 9. Основные формы и хорды профилей.

са угла  $1-0-2$  будет  $b_A$  (фиг. 9-VI). Направление потока, при котором  $c_{m_0} = 0$ , определяется прямой  $1-2$ , проходящей через середины ординат, находящихся от носа и хвоста на расстояниях, равных  $0,0425b$  (фиг. 9-VII).

Средней линией профиля (фиг. 10-I) называется геометрическое место точек, расположенных по середине ординат, ограниченных верхней и нижней частями контура.

Осевой дугой (фиг. 10-II) называется геометрическое место точек, расположенных по середине прямых, образующих одинаковые углы с верхним и нижним контурами профиля. Хордой осевой дуги является прямая, соединяющая крайние точки дуги. Хорда осевой дуги меньше внутренней хорды (фиг. 10-III).



Фиг. 10. Основные строительные линии профиля.  
I—средняя линия и ее хорда; II—осевая дуга и ее хорда;  
III—положение осевой дуги, средней линии и их хорд.

Основные геометрические параметры профилей. Максимальная относительная толщина профиля  $\bar{c} = \frac{c}{b}$  находится приблизительно на  $30\% b$ , однако у некоторых профилей положение ее колеблется от  $20$  до  $40\% b$ . В зависимости от величины  $c_{\max}$  профили разделяются на тонкие ( $\bar{c} > 0,08$ ), средние ( $\bar{c} = 0,08 \div 0,12$ ) и толстые ( $\bar{c} > 0,12$ ). Для больших скоростей необходимы профили с задним положением  $c_{\max}$ .

Максимальная относительная вогнутость профиля

$$\bar{f} = \frac{f}{b},$$

измеряемая между средней линией и внутренней хордой или между осевой дугой и ее хордой, колеблется в пределах от  $0$  до  $0,05$ . Нулевую вогнутость имеют симметричные профили. У профилей с малой вогнутостью —  $f < 0,015$ ; при средней вогнутости  $f = 0,02 - 0,04$ ; сильно вогнутые профили имеют  $f > 0,05$ . Положение максимальной относительной вогнутости от передней кромки колеблется в пределах  $0,15 - 0,50 b$ . При опре-

делении по средней линии вогнутость всегда меньше, чем при определении по осевой дуге (фиг. 10-III).

Кроме основных геометрических параметров  $\bar{c}$ ,  $\bar{f}$  и их абсцисс  $x_c$  и  $x_f$ , выраженных также в частях хорды, имеются еще другие: полнота носка, радиус закругления задней кромки и т. д.

Нумерация американских профилей NASA содержит все основные геометрические параметры профиля. В четырехзначных числах, например NASA 2315, первая цифра выражает максимальную относительную вогнутость в процентах хорды осевой дуги, т. е.  $100\bar{f}$ , вторая — положение максимальной вогнутости в десятых долях той же хорды, а последние две цифры — относительную толщину —  $100\bar{c}$ . В пятизначных обозначениях профилей значение первой и двух последних цифр то же, что и в четырехзначных, а две вторые цифры, разделенные на два, дают абсциссу максимальной вогнутости, выраженную в процентах хорды осевой дуги. Указываемая в номерах профилей вогнутость округлена и отличается от фактической, которая изменяется в зависимости от величины абсциссы  $X$  и показана в табл. 2.

Таблица 2

Действительные величины относительной вогнутости  $f\%$   
в зависимости от условных обозначений

Условные обозначения $f\%$ в пятизначных и четырехзначных номерах профилей	Действительные величины $f\%$ в зависимости от условного обозначения абсцисс				
	10*	20*	30*	40*	50*
2	1,1	1,5	1,8	2,1	2,3
3	—	2,3	2,8	3,1	—
4	—	3,1	3,7	4,2	—
6	—	4,6	5,5	6,2	—

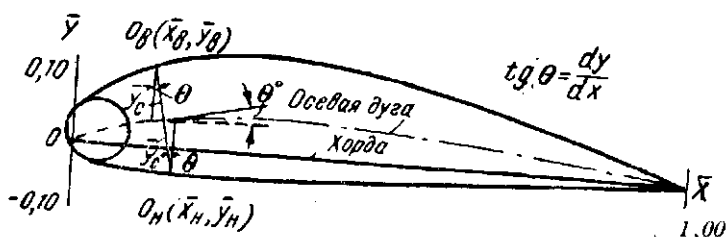
При пересчете относительной вогнутости профилей NASA по средней линии получается значительное расхождение с вогнутостью, отнесенной к осевой дуге. Вогнутость профилей NASA 23008 и 23020 по средней линии составляет соответственно 1,7 и 0,7% внутренней хорды, в то время как по осевой дуге она равна 1,8% хорды осевой дуги. Для профилей NASA 2208 и 2220 действительные вогнутости  $f\%$ , отнесенные к внутренней хорде, равны соответственно 1,9 и 1,4% вместо 2,1% по осевой дуге (табл. 2).

Кроме основной нумерации, имеется еще дополнительная. В шифре 2R12 первая цифра обозначает вогнутость, две последних — относительную толщину, а буква R указывает, что осевая дуга имеет S-образную форму; индекс «1» при R указывает на величину обратной вогнутости.

Формулы для построения профилей. Построение профилей по координатам, выраженным в процентах хорды, неточно и дает разброс точек, при исправлении которого профиль искажается.

\* Числа таблицы соответствуют второй и третьей цифрам пятизначного номера профиля и увеличенной в 20 раз второй цифре четырехзначного номера профилей.

В настоящее время профили исследуют целыми сериями, в которых положения  $\bar{x}_c$  и  $\bar{x}_f$  оставляют неизменными, а меняют  $\bar{c}$  и  $\bar{f}$  вместе или порознь. Исследование серий позволяет контролировать результаты испытаний отдельных профилей. Имея исследования серий, можно всегда подобрать профиль с относительной толщиной, близкой или даже равной средней



Фиг. 11. Построение профилей NACA.

относительной толщине сужающихся крыльев или средней относительной толщине крыла в корне или на конце крыла. Это облегчает приближенный расчет  $c_{y \max}$  и построение поляры крыльев с переменной толщиной.

Серии профилей NACA строят следующим образом. Координаты точек верхнего  $\bar{x}_B, \bar{y}_B$  и нижнего  $\bar{x}_H, \bar{y}_H$  контуров (фиг. 11) определяют по формулам:

$$\begin{aligned} \bar{x}_B &= \bar{x} - \bar{y}_c \sin \theta; & \bar{y}_B &= \bar{y} - \bar{y}_c \cos \theta; \\ \bar{x}_H &= \bar{x} + \bar{y}_c \sin \theta; & \bar{y}_H &= \bar{y} + \bar{y}_c \cos \theta; \end{aligned}$$

здесь  $\bar{x}$  и  $\bar{y}$  — координаты осевой дуги, отнесенные к осевой хорде:

$$\bar{x} = \frac{x}{b} \quad \text{и} \quad \bar{y} = \frac{y}{b};$$

$\theta$  — угол между касательной к осевой дуге и линией, параллельной осевой хорде;

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{dy}{dx};$$

$\bar{y}_c$  представляет половину отрезка прямой, образующей одинаковые углы с верхним и нижним очертаниями профиля, и определяется по формуле:

$$\begin{aligned} \bar{y}_c &= \frac{\bar{c}}{0,2} (0,2969 \sqrt{\bar{x}} - 0,1260 \bar{x} - 0,3516 \bar{x}^2 + \\ &\quad + 0,2843 \bar{x}^3 - 0,1015 \bar{x}^4). \end{aligned}$$

Уравнение осевой дуги в области  $0 \leq x \leq x_f$  имеет вид:

$$y = \frac{f}{x^2} [2\bar{x}_f x - x^2],$$

а в области

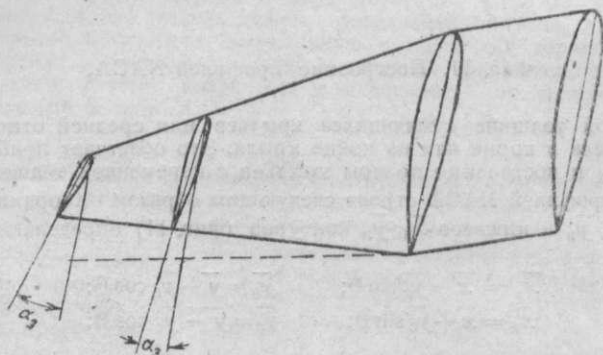
$$x_f \leq x \leq 1$$

$$y = \frac{f}{(1-x_f^2)} [(1+2x_f)^2 + 2\bar{x}_f x - x^2].$$

Задавшись величинами максимальной относительной вогнутости  $\bar{f}$  и ее абсциссой  $x_f$ , строят осевую дугу для различных абсцисс  $x$ . После этого подсчитывают величины  $\theta$  для различных точек осевой дуги. Имея эти величины и выбрав относительную толщину  $\bar{c}$ , подсчитывают  $\bar{y}_c$  для различ-

ных  $\bar{x}$ . Если по выбранной форме осевой дуги построить очертания профилей, имеющих различные  $\bar{c}$ , то получим серию профилей, отличающихся только относительными толщинами, но имеющих одинаковую относительную вогнутость, как, например, у серий НАСА 22 и 230. Осью абсцисс в данном случае является хорда осевой дуги (см. фиг. 11).

Геометрическая закрутка крыла. Геометрическая закрутка заключается в повороте концевое сечения относительно корневого. Знак геометрической закрутки  $\alpha_z$  соответствует знаку геометрического угла атаки концевое сечения  $\alpha_{\text{конц}}$  при геометрическом угле атаки корневого сечения  $\alpha_{\text{к}}=0^\circ$ . Угол закрутки  $\alpha_z=\alpha_{\text{конц}}$  при  $\alpha_{\text{к}}=0^\circ$ .



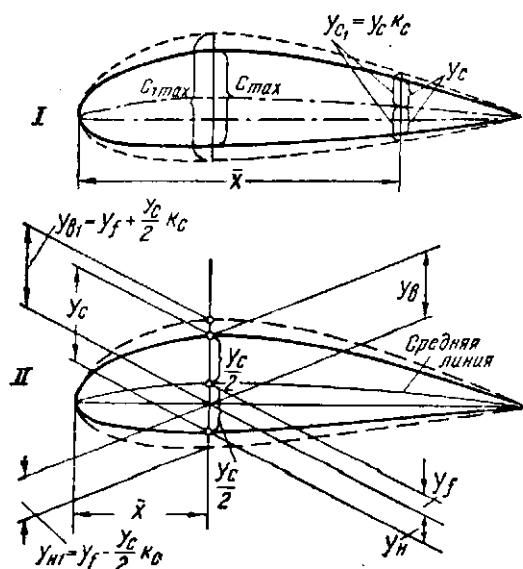
Фиг. 12. Схема отрицательной геометрической закрутки трапецевидного крыла с прямоугольным центропланом.

В конических крыльях с цилиндрическим центропланом обычно производят геометрическую закрутку только конических участков (фиг. 12). Передняя и задняя кромки конических участков или конических крыльев остаются прямолинейными.

Вследствие отрицательной геометрической закрутки концов крыла срыв потока на них наступает тем позднее, чем больше угол закрутки по абсолютной величине. При больших углах закрутки получается заметное увеличение поперечной устойчивости. Например, для трапецевидного крыла с прямоугольным центропланом при  $\eta=1,5$  для получения заметного затягивания срыва угол закрутки концов трапецевидных участков должен быть около  $\alpha_z=-10^\circ$ . Исследования трапецевидного крыла при  $\lambda=6,7$  и  $\eta=2,6$  показали, что закрутка  $\alpha_z=-6^\circ$  неэффективна в отношении поперечной устойчивости. Закрутка до  $\alpha_z=-2^\circ$  увеличивает сопротивление всего самолета примерно на 10%.

Модификация профиля по размаху. Модификацию профиля по размаху свободнонесущих крыльев делают по соображениям прочности и для уменьшения веса и повышения поперечной устойчивости. Часто модификация заключается только в изменении относительной толщины. Одного сужения в плане при применяемых величинах  $\eta$  оказывается недостаточным для получения необходимой толщины крыла в корне  $c_{\text{к}}=c_{\text{к}}b$ .

В настоящее время наиболее распространены крылья с горизонтальным сужением  $\eta = 2,2 \div 2,8$ . Соотношение относительных толщин в корне и на конце:  $\eta = \frac{\bar{c}_k}{\bar{c}_{\text{конц}}} \approx 1,25 \div 2$  при  $\bar{c}_k = 0,14 \div 0,19$ ,  $\bar{c}_{\text{конц}} = 0,075 \div 0,12$ . Вертикальное сужение  $\eta_v = \frac{c_k}{c_{\text{конц}}}$  колеблется в пределах 4,5—6, т. е. примерно в два раза больше, чем  $\eta$ .



Фиг. 13. Модификация профиля по относительной толщине  $\bar{c}$  при  $\bar{f}$ ,  $x_c$  и  $x_f = \text{const}$ .

I—построение от средней линии; II—построение от внутренней хорды.

Первый метод модификации. Наиболее проста модификация профиля только в отношении  $\bar{c}$  для симметричных профилей, у которых средняя линия и осевая дуга совпадают, а  $\bar{f}$  равняется нулю. Остальные профили можно модифицировать по  $\bar{c}$  при  $\bar{f} = \text{const}$  лишь в случае отсчета ординат и  $\bar{f}$  от осевой дуги.

Серия профилей, построенных по средней линии при переменном значении  $\bar{c}$  и постоянном  $\bar{f}$ , окажется модифицированной не только по  $\bar{c}$ , но и по  $\bar{f}$ , если вогнутость отсчитывать по осевой дуге.

Метод модификации  $\bar{c}$  при  $\bar{f} = \text{const}$  и построениях, отнесенных к средней линии, заключается в следующем (фиг. 13-I). Строят среднюю линию профиля и определяют коэффициент модификации  $K_c$ , равный отношению требуемой максимальной от-

носительной толщины  $\bar{c}_{1\max}$  к максимальной относительной толщине исходного профиля  $c_{\max}$ :

$$K_c = \frac{c_{1\max}}{c_{\max}}.$$

Отрезки ординат исходного профиля, отсекаемые верхним и нижним контуром и делящиеся средней линией на верхние и нижние половины для любых абсцисс  $x$ , необходимо умножить на  $K_c$  — коэффициент модификации:

$$y_{c1} = y_c K_c.$$

Для упрощения построений можно обойтись без средней линии и исходить из ординат  $y_v$  и  $y_n$ , **которые задают** по отношению к внутренней хорде и выражают в процентах хорды. Относительная толщина профиля  $y_c$  в процентах хорды при любой абсциссе  $x$  равна:

$$y_c = y_v - y_n,$$

где  $y_n$ , в соответствии с общепринятым правилом знаков, берется со знаком минус.

Ордината  $y_f$  средней линии для любой абсциссы  $x$ , соответствующей  $y_v$  и  $y_n$  при данной  $y_c$ , равна (фиг. 13-И):

$$y_f = y_v - \frac{y_c}{2} = y_v - \frac{y_v - y_n}{2} = \frac{y_v + y_n}{2}.$$

Ординаты модифицированного профиля

$$y_{v1} = y_f + \frac{y_c}{2} K_c;$$

$$y_{n1} = y_f - \frac{y_c}{2} K_c.$$

Окончательно получаем:

$$\begin{aligned} y_{v1} &= \frac{y_v + y_n}{2} + \frac{(y_v - y_n) K_c}{2} = \\ &= \frac{y_v(1 + K_c) + y_n(1 - K_c)}{2}; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} y_{n1} &= \frac{y_v + y_n}{2} - \frac{(y_v - y_n) K_c}{2} = \\ &= \frac{y_v(1 - K_c) + y_n(1 + K_c)}{2}. \end{aligned}$$

Трапецевидные крылья на участке между корневым сечением и сечением, от которого начинается концевое закругление, для облегчения производства делают коническими. Максимальные

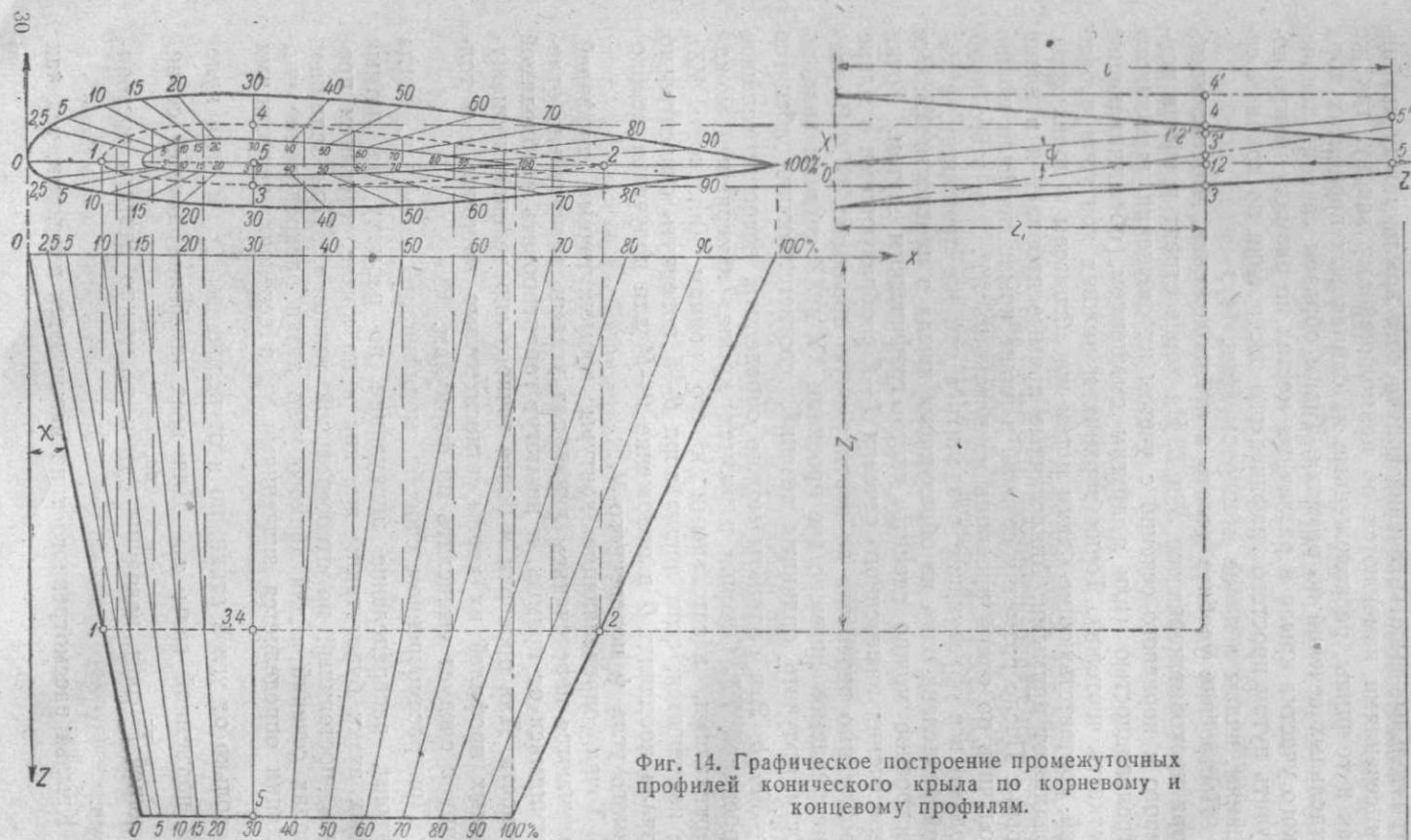
строительные высоты сечений конического крыла между крайними сечениями изменяются по прямолинейному закону, так же как и толщины, расположенные на одинаковых процентах хорд отдельных сечений по размаху. Таким образом сечения конического участка крыла в различных местах по размаху можно получить путем простого графического построения по крайним сечениям, видам в плане и спереди (фиг. 14).

Построение удобнее делать в предположении, что плоскость хорд проходит через оси  $X$  и  $Z$ . На хорде строят профили концевого и корневого сечений с учетом их смещения, вызванного стреловидностью (или с другим смещением, обеспечивающим чистоту чертежа). Точки верхних и нижних контуров профилей, соответствующие одним и тем же абсциссам в долях хорд, соединяют прямыми. Аналогичные прямые проводят и в плане крыла. После разметки сечений в плане крыла профили можно получить по одной проекции на плоскость  $XU$ . Для этого необходимо все образующие разделить в той же пропорции, в какой разделена одна из образующих крыла в плоскости  $XZ$ . Все построение можно сделать чисто графическим путем. Точки пересечения намеченного сечения 1—2 с образующими в плане необходимо перенести на вертикальную проекцию  $XU$ . В рассматриваемом примере две проекции  $XU$  и  $XZ$  не дают возможности получить ординаты сечений, соответствующие абсциссе  $x = 30\% b$ . Эти ординаты можно определить, воспользовавшись проекцией  $YZ$ . Сечения и размах крыла, измеряемый между вертикалями, касательными к его концам (плоскость  $YZ$ ), не изменяются, если линию хорд 0—5 повернуть относительно начала координат 0 в положение 0—5' для получения необходимого угла  $\psi$  поперечного  $V$ .

Точки, определяющие контуры промежуточных профилей, получаются пересечением линий под углами, значительно отличающимися от прямых, и не могут гарантировать необходимой точности. Для проверки и более точного определения промежуточных профилей их хорды, относительные толщины  $s$  и толщину  $c$  следует вычислять по формулам.

При рассмотренном способе модификации профиля, когда  $f = \text{const}$ , распределение циркуляции по размаху на летных углах атаки будет таким же, как и на крыле, имеющем профиль, постоянный по относительной толщине. При заданных хордах сечений и для данного угла атаки распределение циркуляции определяется значениями  $c_y$  в сечениях, зависящими не только от углов атаки, но и от величины  $\frac{dc_y}{d\alpha}$  и угла нулевой подъемной силы  $\alpha_0$ . Для всех профилей данной серии, имеющей  $f = \text{const}$ , величины  $\frac{dc_y}{d\alpha}$  и  $\alpha_0$  можно считать постоянными.

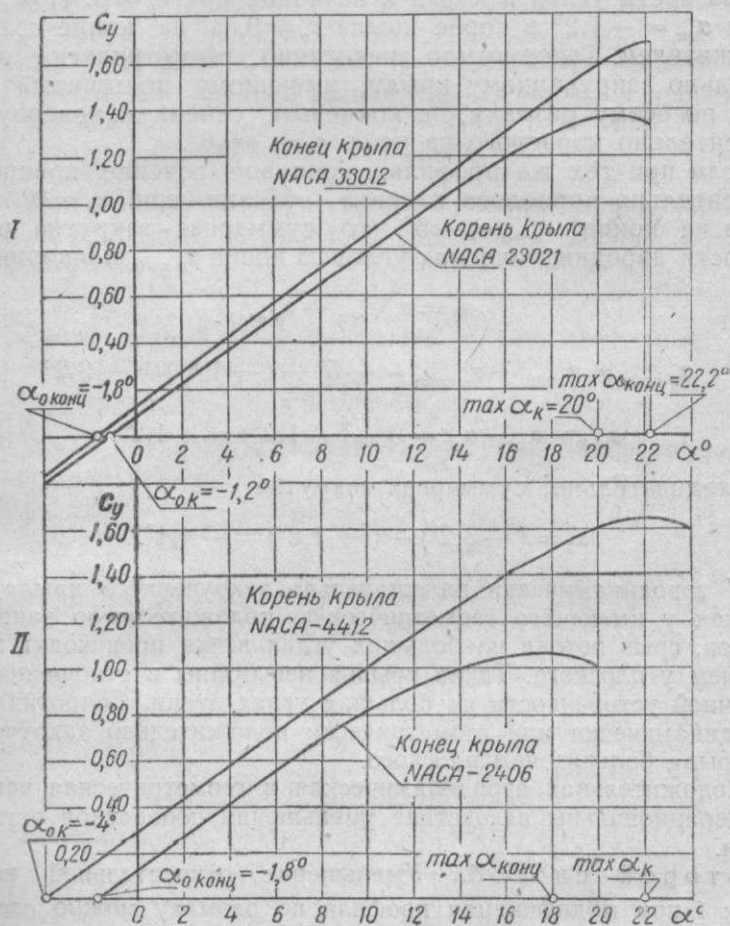
Крылья рассмотренного типа называются плоскими, так как



Фиг. 14. Графическое построение промежуточных профилей конического крыла по корневому и концевому профилям.

у них  $c_y = 0$  для всех сечений при одном и том же угле атаки  $\alpha_0$ .

Второй метод модификации. Одновременно с изменением относительной толщины профиля по размаху кры-



Фиг. 15. Аэродинамическая закрутка крыла. Положительная I и отрицательная II.

ла часто изменяют и относительную вогнутость. В этом случае возможны два способа модификации.

Первый способ. При уменьшении  $\bar{c}$  в направлении к концу крыла  $\bar{t}$  увеличивают в том же направлении. Положим, что в корне крыла установлен профиль NASA-23021, а на конце NASA-33012 (фиг. 15-I). Угол атаки, соответствующий  $c_y = 0$ , на конце крыла  $\alpha_{0\text{конец}} = -1,8^\circ$ , а в корне,  $\alpha_{0\text{к}} = -1,2^\circ$ .

Если крыло не имеет геометрической закрутки, то его аэродинамическая закрутка  $\alpha_z$  равна:

$$\alpha_z = \alpha_{ок} - \alpha_{о\text{ конц}} = (-1,2^\circ) - (-1,8^\circ) = +0,6^\circ$$

или разности углов в корне и на конце при  $c_y = 0$ . При угле атаки  $\alpha_{ок} = -1,2^\circ$  в корне крыла  $c_y = 0$ , а на конце  $c_y$  еще положителен. Такое крыло аналогично геометрически положительно закрученному крылу, имеющему постоянный профиль по всему размаху, с концевым сечением, повернутым относительно корневого на угол  $\alpha_z = +0,6^\circ$ .

Если при тех же профилях концевое сечение повернуто относительно корневого на угол  $-5^\circ$  или при  $\alpha_k = 0^\circ$  угол атаки на конце  $\alpha_{конц} = -5^\circ$ , то суммарная закрутка равна разности аэродинамических углов на конце  $\alpha_{а\text{ конц}}$  и в корне  $\alpha_{а\text{ к}}$ :

$$\alpha_z = \alpha_{а\text{ конц}} - \alpha_{а\text{ к}}$$

где

$$\alpha_{а\text{ конц}} = \alpha_{конц} - \alpha_{о\text{ конц}} = -5^\circ - (-1,8^\circ) = -3,2^\circ$$

и

$$\alpha_{а\text{ к}} = \alpha_k - \alpha_{ок} = 0 - (-1,2^\circ) = +1,2^\circ.$$

Следовательно, суммарная закрутка

$$\alpha_z = (-3,2^\circ) - (+1,2^\circ) = -4,4^\circ.$$

У аэродинамически положительно закрученного крыла, так же как у имеющего геометрическую положительную закрутку концов, срыв потока на больших углах атаки происходит раньше, чем у плоского. Такие крылья невыгодны в отношении поперечной устойчивости на больших углах атаки. Соппротивление аэродинамически или геометрически положительно закрученного крыла больше, чем плоского.

Положительная аэродинамическая и геометрическая закрутки нерациональны вследствие уменьшения поперечной устойчивости.

Второй способ. Уменьшение относительной вогнутости  $\bar{f}$  при модификации профиля по размаху можно сделать так же, как уменьшение  $c$  в направлении от корня к концу (фиг. 15-11). Такое крыло имеет отрицательную аэродинамическую закрутку и аналогично крылу, имеющему постоянные профили с концевым сечением, повернутым относительно корневого на отрицательный угол

$$\alpha_z = \alpha_{ок} - \alpha_{о\text{ конц}} = (-4^\circ) - (-1,8^\circ) = -2,2^\circ.$$

При  $\alpha_{ок} = -4^\circ$   $c_y$  в корне крыла равно нулю, а на конце  $c_y$  уже отрицателен. Крыло с аэродинамической закруткой концов под отрицательным углом имеет меньшие  $c_{x0}$  и  $c_y$ , чем плоское крыло.

Модификацию профиля по  $\bar{c}$  и  $\bar{f}$  производят следующим образом.

Коэффициент модификации вогнутости

$$K_f = \frac{\bar{f}_1}{\bar{f}},$$

где  $\bar{f}_1$  — относительная вогнутость модифицированного профиля по средней линии, выраженная в процентах хорды;

$\bar{f}$  — то же, для исходного профиля.

Ординаты вогнутости по средней линии модифицированного  $y_{1f}$  и исходного  $y_f$  профилей для любой абсциссы  $\bar{x}$  связаны формулой:

$$y_{1f} = y_f K_f,$$

а модифицированные  $y_{c1}$  и исходные  $y_c$  (относительные толщины) — формулой:

$$y_{c1} = y_c K_c.$$

Ординаты верхнего и нижнего контуров модифицированного профиля равны:

$$y_v = y_{1f} + \frac{y_{c1}}{2} = y_f K_f + \frac{y_c}{2} K_c;$$

$$y_{n1} = y_{1f} - \frac{y_{c1}}{2} = y_f K_f - \frac{y_c}{2} K_c.$$

Выражая  $y_f$  и  $\frac{y_c}{2}$  через ординаты профиля  $y_v$  и  $y_n$ , получаем:

$$\begin{aligned} y_{v1} &= \frac{y_v + y_n}{2} K_f + \frac{y_v - y_n}{2} K_c = \\ &= \frac{y_v (K_f + K_c) + y_n (K_f - K_c)}{2}; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} y_{n1} &= \frac{y_v + y_n}{2} K_f - \frac{y_v - y_n}{2} K_c = \\ &= \frac{y_v (K_f - K_c) + y_n (K_f + K_c)}{2}. \end{aligned}$$

Третий способ. Если величины коэффициентов модификации относительной толщины  $K_c$  и вогнутости  $K_f$  одинаковы

$$K_c = K_f = K,$$

предыдущие формулы упрощаются и принимают вид:

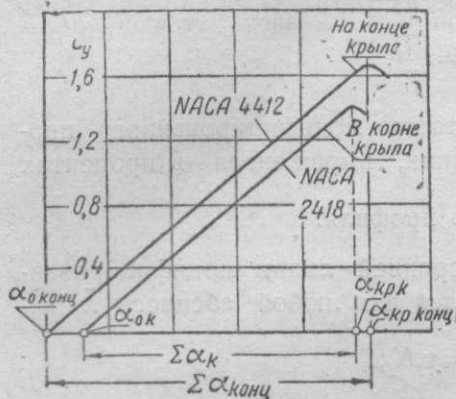
$$\bar{y}_{v1} = \bar{y}_v K;$$

$$\bar{y}_{n1} = \bar{y}_n K.$$

В этом случае при изменении относительной толщины нового профиля его относительная вогнутость изменится в том же отношении и в ту же сторону.

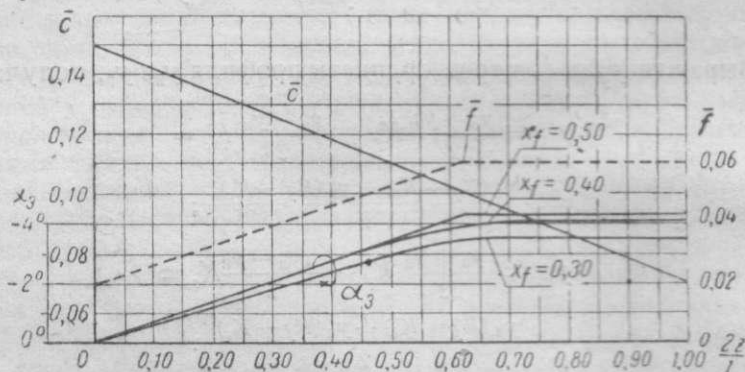
Рассмотренные способы модификации являются основными.

Комбинация отрицательной геометрической закрутки с положительной аэродинамической. Если на конце крыла поставить профиль с большей относительной вогнутостью, чем в корне, то общий диапазон углов атаки между  $\alpha_0$  и  $\alpha_{кр}$  на конце  $\Sigma \alpha_{конц} = \alpha_{кр\ конц} - \alpha_{0\ конц}$  будет больше, чем в корне  $\Sigma \alpha_{к} = \alpha_{крк} - \alpha_{0к}$  (фиг. 16). Эту разницу в диапазоне углов атаки можно использовать для геометрической закрутки конца на отри-



Фиг. 16. Разница в диапазонах углов атаки на конце  $\Sigma \alpha_{конц}$  и в корне  $\Sigma \alpha_{к}$  крыла с положительной аэродинамической закруткой ( $f$  увеличивается от корня к концу крыла).

цательный угол. Углы отрицательной геометрической и положительной аэродинамической закрутки должны быть равны по абсолютной величине. При комбинированной закрутке поперечная устойчивость крыла увеличивается так же, как при отрица-



Фиг. 17. Рекомендуемое (Лакман) изменение по полуразмаху трапецевидного крыла при комбинированной закрутке относительной толщины  $\bar{c}$ , вогнутости  $\bar{f}$  и углов геометрической закрутки  $\alpha_3$ . Углы геометрической закрутки указаны в зависимости от положения  $f$  по хорде крыла  $x_f$ .

тельной геометрической закрутке. На малых углах атаки подъемная сила не уменьшается, а сопротивление не увеличивается.

Рекомендуемые Лакманом изменения по размаху трапецевидного крыла относительных толщин  $\bar{c}$ , вогнутости и углов геометрической закрутки указаны на фиг. 17.

## § 5. ФОРМА КОНЦОВ КРЫЛА

**Форма в плане.** Концы крыльев в плане закругляют по **различным** очертаниям. Большую роль в выборе формы **закруглений** играют архитектурные и производственные **соображения**. Обычно с формой закруглений крыла увязывают и **очертания** горизонтального оперения. Закругление концов крыла **устраняет** добавочное разрежение и местное увеличение **подъемной** силы, в особенности на больших углах атаки. **Возникновение** добавочного разрежения над верхней поверхностью **крыла**, имеющего прямоугольные концы, объясняется тем, что **сжатые** струи воздуха, перетекая на концах снизу вверх в область **разрежения**, создают срыв потока и вихрь конечной циркуляции, увеличивающий разрежение и подъемную силу. При **плавном** изменении хорды прямоугольного крыла на концах **распределение** нагрузки по размаху приближается к эллиптическому.

В большинстве случаев концы крыла в плане имеют **несимметричные** очертания, причем центры окружностей или эллипсов **смещены** к передней кромке крыла (фиг. 18). Характерным **размерным** параметром является отношение расстояния начала **закругления** от конца крыла  $l_3$  к фиктивной **концевой хорде**  $b_0$ . Это отношение колеблется в пределах  $l_3/b_0 = 0,2 \div 1,20$ . Вторым параметром, характеризующий форму конца крыла, это  $b_s$  — **расстояние** от передней кромки фиктивной хорды  $b_0$  до точки **касания** его концевого закругления, выраженный в частях **концевой хорды**:  $b_s/b_0 = 0,14 \div 0,46$ .

**Концевой хордой** закругленного конического крыла следует **считать** хорду  $b_{\text{конц}}$  эквивалентного по площади конического **крыла**, имеющего **прямолинейные** очертания концов. Концевая хорда строится таким образом, чтобы при замене закругленного **конца** **прямолинейным** площади отбрасываемых и добавляемых **участков** были равны (фиг. 18-IX).

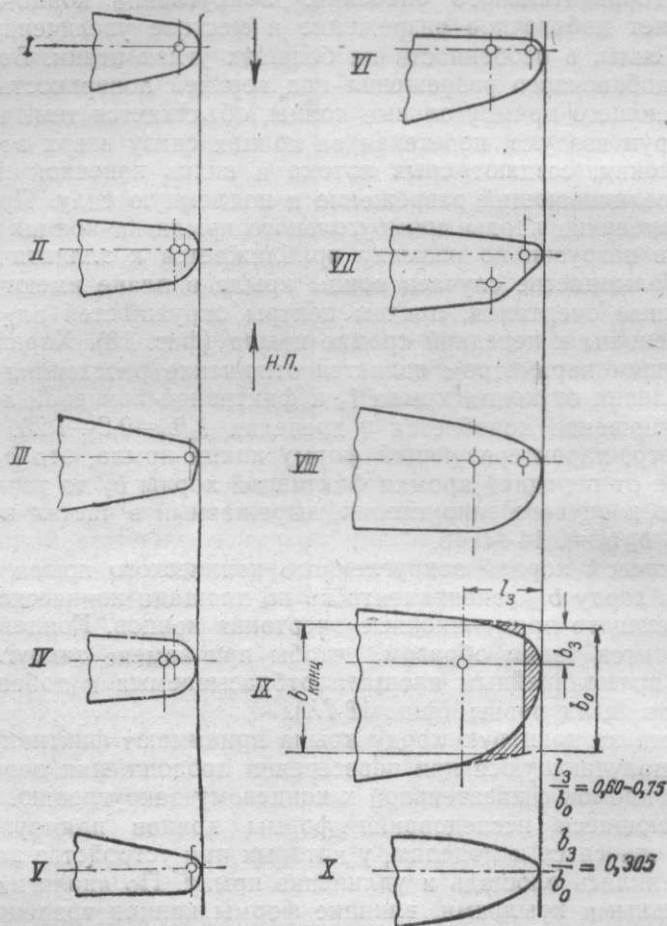
Часто за концевую хорду крыла принимают фиктивную хорду  $b_0$ , получающуюся при пересечении продолжения **передней** и **задней** кромок с касательной к **концевому** закруглению.

Имеющиеся исследования формы концов прямоугольного крыла относятся к моделям, у которых при устройстве закруглений **менялись** площадь и удлинение крыла. По аналогии с **прямоугольными** крыльями, влияние формы концов трапецевидных **крыльев** на  $c_{y \max}$  можно считать незначительным. От формы **концов** коэффициент  $\frac{dc_m}{dc_y}$  не зависит;  $c_{x \min}$  при закруглении **концов** несколько уменьшается.

**Форма концов крыла в виде спереди.** Концы крыла с небольшой величиной  $l_3$  (фиг. 18-III и V) в виде **спереди** закругляют радиусами, близкими к полусумме **абсолютных** значений верхней и нижней ординат **профиля**, расположенного у **начала** закругления (фиг. 19-I).

При больших  $l_3$  концы в виде спереди могут иметь **различные** очертания (фиг. 19-II, III, IV), отличающиеся **положением**

крайней точки размаха относительно плоскости хорд. Прямолинейная образующая верхней поверхности крыла при положении концевой точки размаха над плоскостью хорд конической части крыла (фиг. 19-II) повышает эффект поперечного  $\Psi$ , так как  $\Delta \psi_{\text{конц}} > 0^\circ$  и равноценна увеличению  $\psi$  на  $0,5-0,8^\circ$ . Эта форма

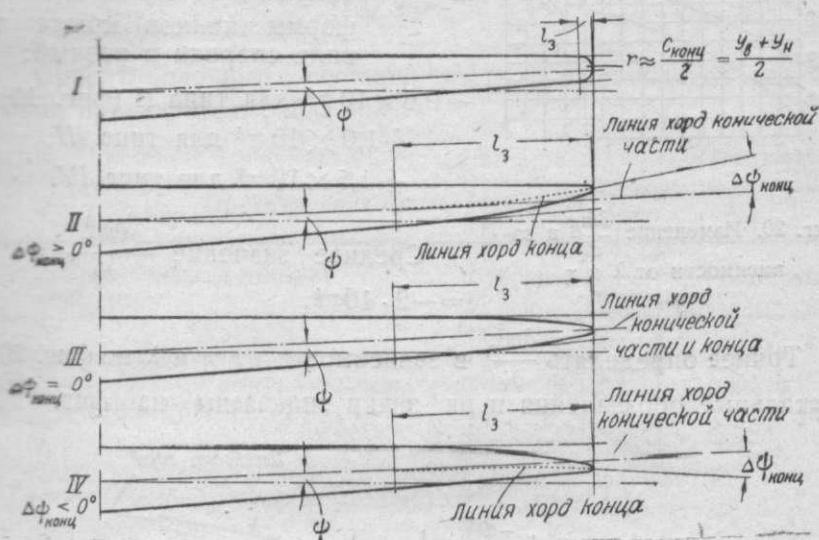


Фиг. 18. Основные формы концов крыльев в плане.

конца при жесткой обшивке выгодна в случае верхнего положения оси вращения элеронов (см. фиг. 23-II). Шарниры элерона делают в виде отдельных узлов или непрерывных плоских петель из листового материала с проволочным шомполом в качестве оси вращения.

Эффективность в отношении поперечной устойчивости при скольжении в случае  $\Delta \psi_{\text{конц}} = 0$  (фиг. 19-III), повидимому, не изменяется, а при  $\Delta \psi < 0$  (фиг. 19-IV) понижается тем больше,

тем ниже спущена концевая точка относительно линии хорд конической части. В типе III плоскость хорд концевой закругленной совпадает с плоскостью хорд конической части крыла. Эта форма удобна при положении оси вращения элеронов и закрылков внутри профиля конусной части крыла. Тип IV удобен при жесткой обшивке и положении оси вращения элеронов типа Фрайз на нижней поверхности крыла, а также для простых щитков, размещенных по всему размаху. Шарнирами щитков в этом случае могут служить петли, приклепанные к нижней обшивке.



Фиг. 19. Формы концов крыла в виде спереди.

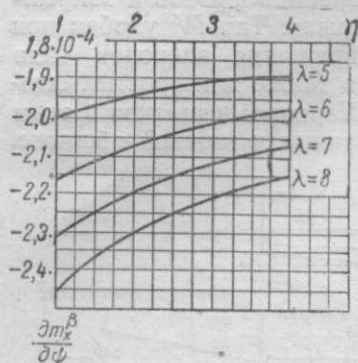
Профиль концевых закруглений. Если поверхность крыла на участке закруглений имеет двоякую кривизну и строительная высота так же, как и длина, меняется по криволинейному закону, то максимальную строительную высоту размещают на том же проценте хорды, как и в конической части крыла. Модификацию профиля концевой части обычно производят по тому же закону, как и на коническом участке. Для концевых закруглений рекомендуется применять профили с большими значениями  $\alpha_{кр}$  в сочетании с отрицательной кривой до  $4^\circ$ .

## § 6. ПРОЕКТИРОВОЧНЫЙ РАСЧЕТ УГЛА ПОПЕРЕЧНОГО V

Коэффициент поперечной устойчивости в первом приближении имеет вид:

$$m_x^3 = \frac{dm_x}{d\beta} = m_{x_{кр}}^3 + m_{x_{фюз}}^3 + m_{x_{во}}^3 + m_{x_{мг}}^3$$

где  $m_{x \text{ кр}}^{\beta}$  — коэффициент поперечной статической устойчивости изолированного крыла, зависящий от  $\psi$ ,  $\chi$  и формы концов:



$$m_{x \text{ кр}}^{\beta} = m_{x \text{ кр к}}^{\beta} + \frac{\partial m_{x \text{ кр}}^{\beta}}{\partial \psi} \psi^{\circ} - 3,5 \times \times \left( \frac{l_{\text{п}}}{l} \right)^2 (\psi^{\circ} - \psi_{\text{п}}^{\circ}) - 0,3 \chi^{\circ} \cdot 10^{-4};$$

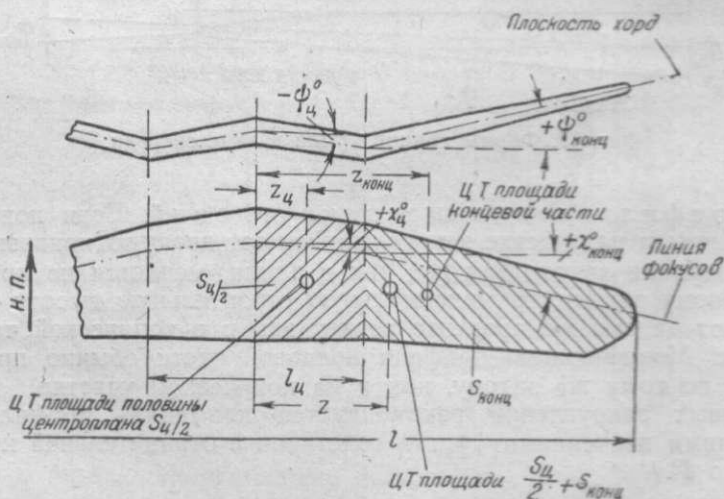
$m_{x \text{ кр к}}^{\beta}$  — коэффициент, зависящий от формы концов крыла в виде спереди и равный:

$$\begin{aligned} & -0,6 \times 10^{-4} \text{ для типа II (фиг. 19);} \\ & +1,0 \times 10^{-4} \text{ для типа III;} \\ & +1,5 \times 10^{-4} \text{ для типа IV.} \end{aligned}$$

Фиг. 20. Изменение  $\frac{\partial m_x}{\partial \psi}$  в зависимости от  $\lambda$  и  $\eta$ .

$$\text{Среднее значение } \frac{\partial m_x^{\beta}}{\partial \psi} = -2 \cdot 10^{-4}.$$

Точнее определять  $\frac{\partial m_x^{\beta}}{\partial \psi}$  в зависимости от  $\eta$  и  $\lambda$  по фиг. 20. Остальные обозначения и их знаки показаны на фиг. 21.



Фиг. 21. Обозначения и знаки  $\psi$  и  $\chi$ .

При различной величине  $\chi_{\text{ц}}$  и  $\chi_{\text{конц}}$  подсчитывают

$$\chi_{\text{ср}} = \frac{0,5 \chi_{\text{ц}} S_{\text{ц}} Z_{\text{ц}} + \chi_{\text{конц}} S_{\text{конц}} Z_{\text{конц}}}{(0,5 S_{\text{ц}} + S_{\text{конц}}) Z}.$$

намечают по эскизному проекту.

$$m_{x \text{ фюз}}^{\beta} = k \frac{h_{\phi} b_k}{S l} 10^{-4},$$

где  $h_{\phi}$  — максимальная высота фюзеляжа;

$k$  — коэффициент, зависящий от расположения крыла относительно фюзеляжа; его принимают:

для нижнего расположения крыла . . . . .	$k = +200$
„ среднего . . . . .	$k = -20$
„ верхнего . . . . .	$k = -220$

Ориентировочные значения  $m_{x \text{ фюз}}^{\beta}$  для самолетов разных типов приведены в табл. 3.

Таблица 3

Ориентировочные значения  $m_{x \text{ фюз}}^{\beta}$

Типы самолетов	Одномоторные	Двухмоторные
Нижнее расположение крыла . . . . .	$4,5 \times 10^{-4}$	$2,5 \times 10^{-4}$
Среднее . . . . .	$-1 \times 10^{-4}$	$-0,5 \times 10^{-4}$
Верхнее . . . . .	$-5 \times 10^{-4}$	$-3,0 \times 10^{-4}$

$$m_{x \text{ во}}^{\beta} = -260 \frac{S_{\text{во}} h}{S l} \cdot 10^{-4},$$

где  $h$  — расстояние от прямой, проходящей через ЦТ самолета и параллельной корневой хорде крыла, до половины высоты вертикального оперения.

Коэффициент влияния мотогондол (только для двухмоторных самолетов)

$$m_{x \text{ мг}}^{\beta} = -1,5 \cdot 10^{-4}.$$

Угол  $\psi_{\text{ц}}$  поперечного V центроплана может быть или отрицательным (крыло «чайка») или же равным нулю (крыло с прямоугольным центропланом).

Необходимую величину поперечного V крыла определяют по формуле:

$$\psi_{\text{к}}^* = \frac{m_x^{\beta} - m_{x \text{ кр к}}^{\beta} - 3,5 \left( \frac{l_{\text{ц}}}{l} \right)^2 \psi_{\text{ц}} + 0,3 \alpha^{\circ} \cdot 10^{-4} - m_{x \text{ фюз}}^{\beta} - m_{x \text{ во}}^{\beta} - m_{x \text{ мг}}^{\beta}}{\frac{\partial m_x^{\beta}}{\partial \psi} - 3,5 \left( \frac{l_{\text{ц}}}{l} \right)^2 \cdot 10^{-4}}.$$

Для обеспечения поперечной устойчивости необходимо, чтобы  $m_x^\beta$  было в пределах от  $-0,0007$  до  $-0,0010$  при изменении  $p = \frac{G}{S}$  в пределе от 150 до 230 кг/м<sup>2</sup>.

**Пример.** Самолет Ме-109:

$l=9,9$ ;  $S=16,4$  м<sup>2</sup>;  $\lambda=6$ ;  $b_k=2,16$ ;  $\eta=2,06$ ;  
 $\chi_{ик}=+4^\circ$ ;  $\chi_{л, фок}=+1,5^\circ$ ;  $h_\phi=1,385$  м;  $S_{во}=1,2$  м<sup>2</sup>;  
 $p=159$  кг/м<sup>2</sup>;  $h=1,5$  м; конец крыла по фиг. 19-III;  
 $l_{ц}=0,833$  м;  $\psi_{ц}=0^\circ$ ; расположение крыла — нижнее;

$$m_{x_{кр к}}^\beta = 0,0001;$$

$$m_{x_{фюз}}^\beta = 200 \frac{1,385 \cdot 2,16 \cdot 10^{-4}}{16,4 \cdot 9,9} = 0,00037;$$

$$m_{x_{во}}^\beta = -260 \frac{1,2 \cdot 1,5 \cdot 10^{-4}}{16,4 \cdot 9,9} = -0,00029;$$

$$m_{x_{мг}}^\beta = 0; \quad \frac{\partial m_x^\beta}{\partial \psi} = 0,0002075 \text{ (по фиг. 20);}$$

принимая  $m_x^\beta = -0,0010$ .

$$\psi_k^\circ = \frac{-0,0010 - 0,0001 + 0,3 \cdot 1,5 \cdot 0,0001 - 0,00037 + 0,00029}{-0,0002075 - 0,0000025} =$$

$$= \frac{0,01135}{0,00021} = 5,4^\circ.$$

По нижней кромке крыла у действительного самолета  $\psi=7,17^\circ$ , а по линии хорд — несколько меньше.

## § 7. ВЫВОДЫ

Выбор формы крыла не менее важен, чем выбор его площади и удлинения. Форма крыла, профиль и его модификация по размаху, кроме  $c_{y \max}$ ,  $c_{x \min}$ ,  $\left(\frac{c_y}{c_x}\right)_{\max}$ , существенно влияют на поперечную устойчивость при больших углах атаки.

Поперечная устойчивость понижается с увеличением  $\eta$  и горизонтальной стреловидности  $\chi$  передней кромки. Рекомендуемые величины:  $\eta$  в пределах  $2,2 \div 2,6$ , а  $\chi$  больше  $+4^\circ$ . При скольжении поперечное  $V$  повышает поперечную устойчивость в пределах прямолинейного изменения  $c_y = f(\alpha)$  и должно быть увязано с величиной вертикального оперения. Недостаточная величина  $\psi$  при большом вертикальном оперении ведет к спиральной неустойчивости, а чрезмерная — к появлению неустойчивости путы, которая иногда неправильно приписывается недостаточной величине поперечного  $V$ . Для повышения поперечной устойчивости на больших углах атаки без аэродинамических данных крыла применяют комбинацию закруток — отрицательной геометрической и положительной аэродинамической.

Для обеспечения поперечной устойчивости на больших углах атаки, в особенности при значениях  $\eta > 3,5 \div 4$ , необходимо применять автоматические концевые предкрылки.

Следует иметь в виду, что большие величины  $\eta$  выгодны в весовом отношении и также для предупреждения вибраций.

Для скоростных самолетов с  $V_{\max} \approx 700$  км/час необходимо выбирать профили с положением максимальной толщины на 40—50% хорды. Основная мера уменьшения профильного сопротивления заключается в уменьшении относительной толщины крыла, однако необходимо учитывать, что при  $V < 700$  км/час увеличение  $c_k$  и  $c_{\text{конц}}$  на 1% дает уменьшение  $V_{\max}$  всего лишь на 1,5 и 1,0 км/час соответственно. В то же время уменьшение  $c$  связано с уменьшением емкости крыла, увеличением его веса, а уменьшение относительной толщины концевых сечений вызывает ухудшение аэродинамических качеств. Рекомендуется для концов крыла брать  $c < 9 \div 12\%$ . Максимальная шероховатость поверхности должна быть не более  $10 \div 20$  м. Значение  $c_{\text{то}}$  должно быть возможно меньше, так как влияние сжимаемости воздуха на больших скоростях сказывается на увеличении крутящего момента и смещении центра давления к задней кромке крыла.

Понижение поперечной устойчивости вследствие срыва потока на концах крыла вызывает понижение поперечной управляемости вследствие ухудшения работы элеронов.

## Глава II

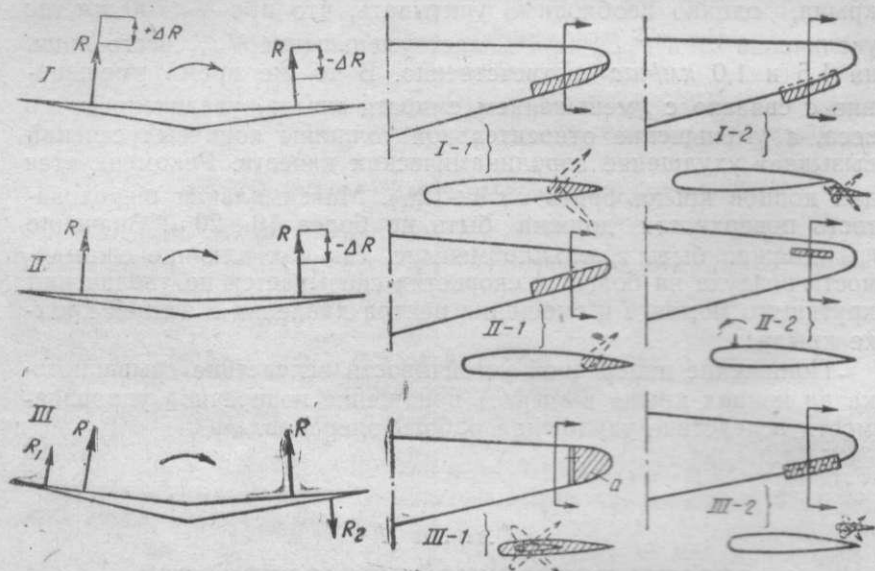
### ОРГАНЫ ПОПЕРЕЧНОЙ УПРАВЛЯЕМОСТИ

#### § 1. РАБОТА ОРГАНОВ ПОПЕРЕЧНОЙ УПРАВЛЯЕМОСТИ, ИХ ТИПЫ И ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ ТРЕБОВАНИЯ

Кроме поперечной устойчивости, самолет должен обладать управляемостью, зависящей от величины моментов относительно продольной оси. Наиболее важно обеспечение поперечной управляемости на малых скоростях, так как моменты, создаваемые аэродинамическими силами, не только уменьшаются пропорционально уменьшению  $V^2$ , но и вследствие появления срывов потока с концов крыла.

Работа органов поперечной управляемости основана на создании разности подъемных сил правого и левого крыльев, достигаемой различными путями: 1) увеличением подъемной силы одного крыла при одновременном уменьшении ее на другом (фиг. 22-I); 2) уменьшением подъемной силы только на одном из крыльев (фиг. 22-II); 3) применением отдельных поверхностей на концах крыльев, у которых равнодействующие воздушных сил  $R_1$  и  $R_2$  изменяются по величине и по направлению (фиг. 22-III).

Основным типом поперечного управления являются элероны, представляющие части крыла, расположенные вдоль задней кромки. При одновременном отклонении элеронов в разные стороны возникает поперечный момент. Вследствие изменения вогнутости участков крыльев, в пределах которых находятся элероны, подъемная сила одного крыла увеличивается, а другого уменьшается. Таким же образом образуется поперечный момент при элеронах, расположенных около задней кромки, но имеющих вид отдельных несущих поверхностей (фиг. 22, III-2).



Фиг. 22. Основные типы и схема работы поперечного управления.

Поперечный момент вследствие уменьшения подъемной силы одного из крыльев возникает при отклонении элеронов, составляющих часть несущей поверхности, только вверх, причем в каждый момент работает только один из элеронов (фиг. 22, II-1), или при действии интерцепторов (фиг. 22, II-2). Интерцепторы представляют собой пластинку, укрепленную на верхней поверхности крыла, иногда комбинированную со щелью. При открытии интерцептора на одном из крыльев возникает преждевременный срыв потока, вследствие чего на этом крыле подъемная сила уменьшается, тогда как на другом остается неизменной. При элеронах, отклоняющихся только вверх, или при управлении интерцепторами общая подъемная сила уменьшается.

Иногда элероны представляют отдельные несущие поверхности, устанавливающиеся в нормальном полете по направлению потока. Такие элероны называются *плавающими* или *свободными*. При отклонении элеронов в разные стороны на них

возникают аэродинамические силы разного знака (фиг. 22, III-1), создающие поперечный момент. Элероны этого типа не изменяют подъемной силы самих крыльев. Элероны в виде отдельных поверхностей могут быть расположены над крылом, причем отклонение их в разные стороны сопровождается возникновением двух дополнительных сил, направленных в разные стороны (фиг. 22, III-2).

Элероны, составляющие часть несущей поверхности, теряют эффективность при срыве потока, а элерон, отклоняющийся вниз, может вызвать преждевременный срыв потока, в особенности на крыле, имеющем большое сужение. Плавающие элероны и интерцепторы работают независимо от крыла, их эффективность на малых скоростях и при начале срыва потока с крыла значительно выше, чем обычных элеронов.

Ко всем органам поперечного управления можно предъявить следующие требования:

1. Эффективность на всем диапазоне летных скоростей и в особенности на больших углах атаки.

2. Малые шарнирные моменты и усилия на рукоятке.

3. Минимальные моменты рысканья при создании поперечных моментов.

4. Минимальное увеличение сопротивления в нейтральном положении и при малых углах отклонения.

5. Полная весовая компенсация при минимальном мертвом грузе.

6. Максимальная жесткость на кручение.

7. Отсутствие заеданий при деформациях крыла в полета.

8. Минимальное уменьшение эффективности крыла при его механизации.

## **§ 2. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПЕНСАЦИЯ ЭЛЕРОНОВ, СОСТАВЛЯЮЩИХ ЧАСТЬ НЕСУЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ КРЫЛА**

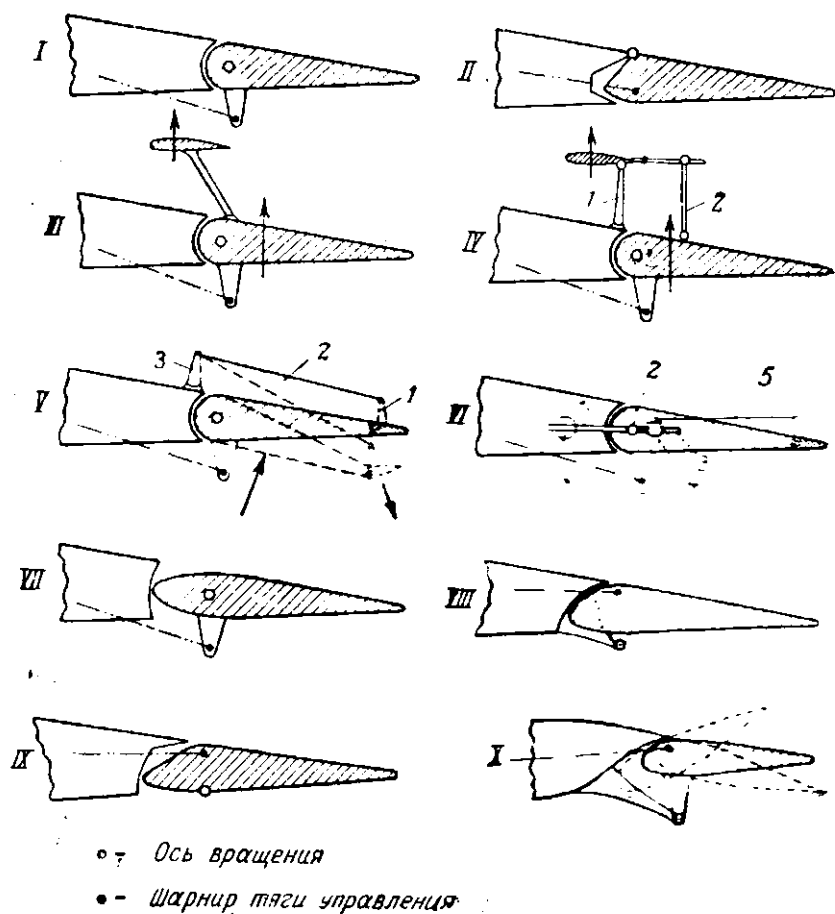
Аэродинамическая компенсация уменьшает шарнирные моменты и необходима для облегчения усилий на рукоятке или штурвале при отклонении элеронов.

Поверхность некомпенсированных элеронов (фиг. 23-I и II), составляющих часть площади крыла, располагают по одну сторону от оси вращения. Шарнирный момент, равный произведению нормальной составляющей аэродинамических сил на расстояние от центра давления элерона до оси его вращения, в данном случае полностью передается на управление.

Аэродинамическая компенсация элеронов I и II может быть осуществлена при помощи отдельных поверхностей симметричного профиля, помещенных перед осью вращения. Компенсатор жестко крепят к элерону (фиг. 23-III) или шарнирно к кронштейну 1 (компенсатор Дорнье) крыла (фиг. 23-IV) и связывают с элероном тягой 2, имеющей шарниры на концах. Силы, действующие на компенсатор, создают относительно оси вращения элерона момент, обратный по знаку и разгружаю-

щий шарнирный момент. Внешние компенсаторы в настоящее время не применяют ввиду их дополнительного сопротивления.

Другой способ аэродинамической компенсации элеронов заключается в механизации их задней кромки. Сервокомпенсатор



Фиг. 23. Профили и аэродинамическая компенсация элеронов, составляющих часть несущей поверхности.

(фиг. 23-V) представляет небольшой участок площади элерона у задней кромки, соединенный с элероном при помощи шарниров. Рычаг 1 автоматического управления сервокомпенсатором соединен тягой 2 с кронштейном 3, неподвижно закрепленным на крыле. При отклонении элерона сервокомпенсатор отклоняется в противоположную сторону, и на нем возникают силы, действующие в сторону, противоположную силам, возникающим на элероне.

Триммер (фиг. 23-VI) отличается от сервокомпенсатора специальным управлением, позволяющим изменять в полете его положение (работающий на кручение вал 1, кардан 2, винт 3, нарезная муфта 4, тяга 5). При отклонении элерона угол отклонения триммера относительно элерона не изменяется. Управление триммером проведено в кабину пилота. Как сервокомпенсатор, так и триммер часто устанавливают только на одном из элеронов для погашения реактивного момента от винтов. Особенности управления триммерами указаны в ч. 5, гл. IV, § 3, стр. 591.

Наиболее распространена осевая компенсация элеронов. Ось вращения элеронов (фиг. 23-VII, VIII, IX, X) сдвинута к задней кромке, вследствие чего уменьшаются расстояние до центра давления и шарнирный момент. Компенсатором является поверхность  $S_{\text{ком}}$ , расположенная перед осью вращения элерона. Степень компенсации определяется отношением  $\bar{k} = 100 \frac{S_{\text{ком}}}{S_s} \%$  площади компенсатора к площади всего элерона

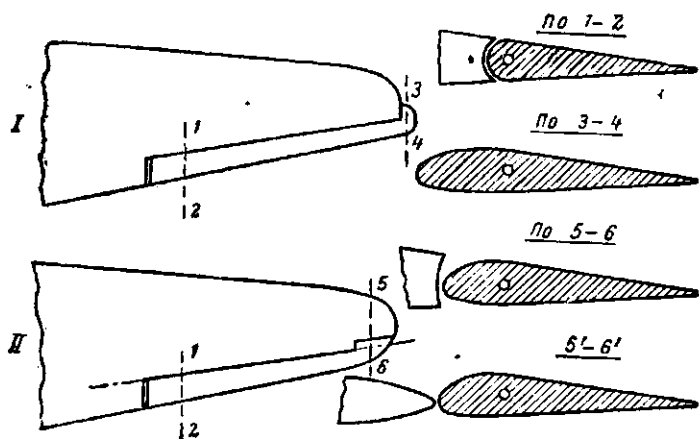
вместе с компенсацией. В настоящее время для элеронов не применяют симметричных профилей (фиг. 23-VII) вследствие увеличения сопротивления из-за уступов на верхней и нижней поверхностях и сквозной щели между крылом и передней кромкой элерона. В элеронах типа Фрайз (фиг. 23-IX) и их модификациях (фиг. 23-VIII) щель почти полностью закрыта, а уступы сведены к минимуму. Современные щелевые элероны (фиг. 23-X) в нейтральном положении имеют сверху лишь небольшой зазор, необходимый для устранения трения, и щель открывается только при отклонении элерона вниз. Поток, проходящий через сужающуюся щель, увеличивает скорость пограничного слоя над крылом и повышает эффективность элерона при больших углах отклонения.

Роговая компенсация (фиг. 24) является частным случаем осевой компенсации. Роговой компенсатор располагают на внешних концах элеронов, внутренняя часть которых не компенсирована аэродинамически. Компенсаторы выступают за концы крыла (фиг. 24-I) или же помещаются внутри его контура (фиг. 24-II). Заднюю кромку крыла в последнем случае или обрезают по радиусу, равному хорде компенсатора (сечение 5—6), или же постепенно уменьшают по толщине (сечение 5'—6').

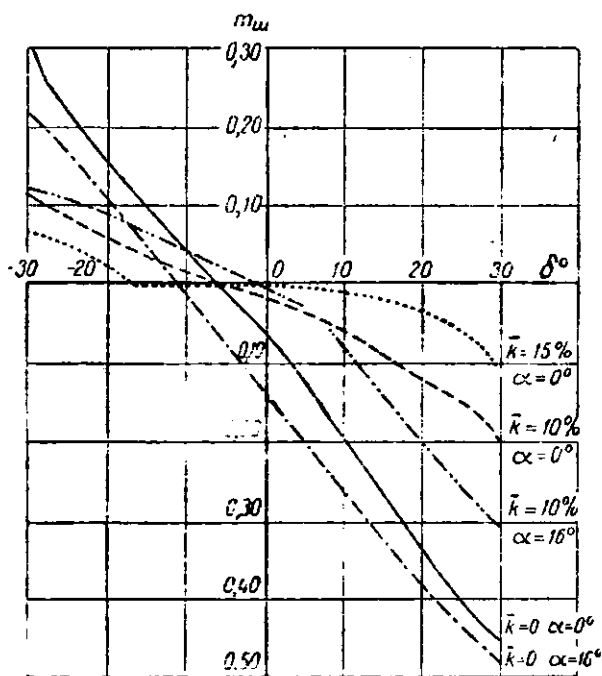
Чем больше хорда рогового компенсатора, тем эффективнее он работает при данном отношении  $\bar{k} = \frac{S_k}{S_s}$ . Коэффициент шар-

нирного момента  $m_{\text{ш}} = \frac{M_{\text{ш}}}{q S_s b_s}$  плавно изменяется в зависимости

от угла отклонения элеронов (фиг. 25). При  $\bar{k}=10\%$  и  $\delta_s = +20^\circ$  коэффициент момента  $m_{\text{ш}}$  для  $\alpha=16^\circ$  составляет примерно 50% и для  $\delta_s = 10^\circ$  — около 30%  $m_{\text{ш}}$  некомпенсированного элерона. Величина рогового компенсатора не должна пре-

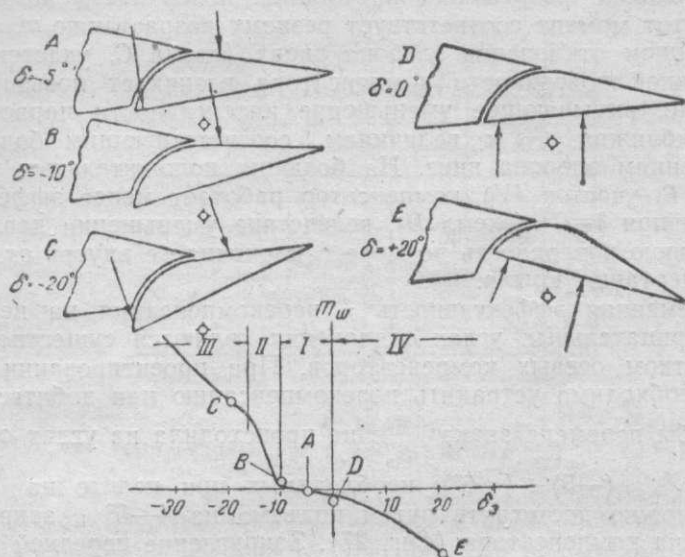


Фиг. 24. Типы роговых компенсаторов элеронов.



Фиг. 25. Шарнирные моменты элеронов с роговой компенсацией на прямоугольном крыле.

восходить 10—12% площади элерона. По сравнению с некомпенсированным элероном роговой компенсатор увеличивает сопротивление в среднем до 10%. Концы элерона на участке расположения рогового компенсатора имеют местную компенсацию порядка 50÷60%, не превосходя  $\bar{k}=10\%$  по отношению к площади всего элерона. Вследствие недостаточной жесткости, из-за малой толщины, роговые компенсаторы закручиваются и вызывают кручение элерона; это часто служило причиной возник-



Фиг. 26. Влияние положения передней кромки отклоненного элерона с осевой компенсацией на форму кривой  $m_w = f(\delta_a)$ .

новения вибраций крыла. В настоящее время компенсаторы этого типа на элеронах применяются очень редко.

У некомпенсированных элеронов  $m_w$  меняется в зависимости от  $\delta_a$  по закону, близкому к линейному (фиг. 25). Величина  $\frac{dm_w}{d\delta_a^0}$  мало изменяется в зависимости от углов атаки, профиля,

хорды, размаха элерона и в среднем может быть принята равной 0,0095. Некомпенсированные элероны применяются только для легких нескоростных самолетов при узких элеронах.

Осевые компенсаторы элеронов имеют переменную эффективность в зависимости от  $\delta_a$  (фиг. 26). Осевые компенсаторы менее эффективны при больших положительных и отрицательных углах отклонения  $\delta_a$ , чем на малых положительных и в особенности на отрицательных углах. Для того, чтобы производная  $\frac{dm_w}{d\delta_a^0}$  равнялась нулю на среднем участке I, доста-

точно компенсация  $\bar{k}=26\div27\%$ , в то время как для больших

углов отклонения (участки III—IV) необходимо иметь  $k \approx 40\%$ . Причина бóльшей эффективности осевой компенсации на небольших отрицательных углах заключается в следующем. При выходе компенсатора за очертания профиля (фиг. 26 — схема А, участок I) на его нижней поверхности образуется разрежение, постепенно увеличивающееся с увеличением отклонения элерона вверх. На некотором отрицательном угле отклонения (схема В,  $\delta = -10^\circ$ , участок II) происходит срыв потока и уменьшение разрежения на нижней поверхности компенсатора. Этот момент соответствует резкому возрастанию  $m_m$ . При дальнейшем отклонении элерона вверх (схема С, участок III) на верхней поверхности компенсатора возникает повышенное давление, вызывающее уменьшение интенсивности нарастания  $m_m$ , приближая его к величинам, соответствующим большим отклонениям элерона вниз. На больших положительных углах (схема Е, участок IV) компенсатор работает менее эффективно, чем при  $\delta = 0^\circ$  (схема D), вследствие уменьшения давления на нижнюю поверхность по мере отклонения ее внутрь от нижнего очертания крыла.

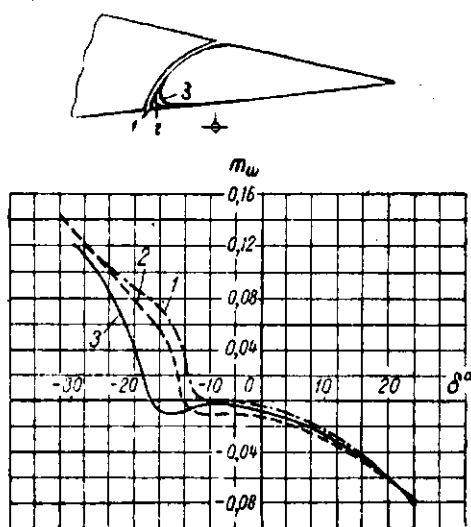
Переменная эффективность и перекомпенсация на небольших отрицательных углах отклонения являются существенным недостатком осевых компенсаторов. При проектировании элерона необходимо устранить перекомпенсацию или добиться того, чтобы перемена знака  $\frac{dm_m}{d\delta^\circ}$  не происходила на углах отклонения

$\delta_s \approx (-5) \div (-6^\circ)$ , необходимых при полете на  $V_{\max}$ . Этого можно достигнуть путем подъема на  $4-5^\circ$  и закругления носка компенсатора (фиг. 27). Закругление передней кромки компенсатора затягивает срыв потока при отклонении элерона вверх. Слишком большая выпуклость нижнего очертания компенсатора вызвала перекомпенсацию варианта З (фиг. 27) между  $\delta_s = -10^\circ$  и  $-16^\circ$ . Необходимо применять закругление и подъем передней кромки (фиг. 28 и фиг. 23-VIII, IX и X).

Крутка компенсатора повышает его эффективность, в особенности у крыльев с переменной толщиной. В корне носок компенсатора поднимают больше, чем на конце, имеющем малую строительную высоту; радиус закругления в корне делают больше (фиг. 29-I, II). Закрутка осевого компенсатора сглаживает резкие перемены кривой  $m_m = f(\delta_s)$ .

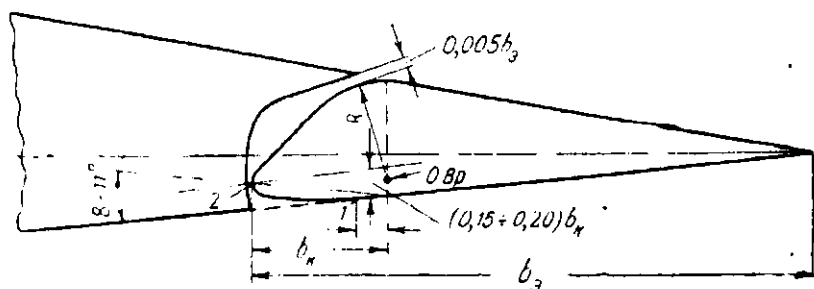
Элероны в плане часто имеют такое же сужение, как и крыло. Хорду осевого компенсатора при конических крыльях уменьшают в том же отношении, как хорду элерона. Наружные концы элеронов можно оформить двумя способами (фиг. 29-I и II). В первом случае элерон обрывают, не доводя до конца крыла, во втором заканчивают на концевом закруглении. Тонкий и острый конец элерона II может вибрировать и вследствие недостаточной жесткости представляет некоторые затруднения в производстве. При построении участков элеро-

нос, находящихся на концевых закруглениях, необходимо на некотором расстоянии от конца постепенно уменьшать хорду компенсатора. На конце элерона компенсатор должен быть сведен к нулю. В противном случае носок компенсатора будет вы-



Фиг. 27. Влияние закругления передней кромки элерона с осевой компенсацией при  $\alpha = 0^\circ$  на форму кривой  $m_w = f(\delta)$ .

ходить за габариты сечений концевой части крыла сразу же после отклонения элерона от нейтрального положения и создавать сопротивление на больших скоростях. Задавшись углами отклонения элеронов вверх и зная изменение относительной

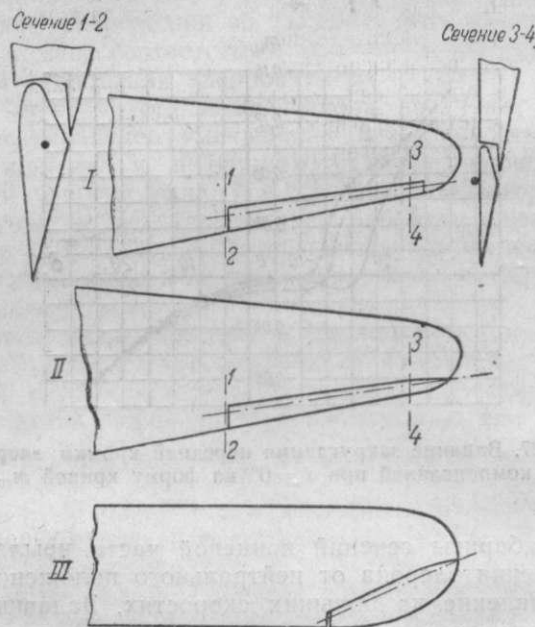


Фиг. 28. Построение профиля элерона типа Фрайз с осевой компенсацией. Между точками 1—2 очертание носка по эллипсу.

толщины крыла, определяют форму кривой, по которой необходимо уменьшить хорду компенсатора. Следует стремиться к тому, чтобы носки компенсатора выходили из габаритов крыла не сразу по всему размаху. В этом случае резкие изме-

нения  $m_{\text{ш}}$  в различных сечениях по размаху элерона не будут совпадать с одним и тем же углом отклонения. Корневые сечения элерона должны выходить из габаритов крыла позднее концевых. Величина угла запаздывания корневого сечения относительно концевого должна быть 5—10°.

Положение элеронов по схеме I (фиг. 29) несколько понижает их эффективность вследствие уменьшения плеча относительно плоскости симметрии самолета по сравнению со схе-



Фиг. 29. Формы в плане элеронов с осевой компенсацией и закрутка компенсаторов.

мой II. Кроме того, в схеме I уменьшается длина средней части крыла, предназначенная для механизации. В бипланных крыльях с большими концевыми закруглениями иногда применяют косые элероны (фиг. 29-III).

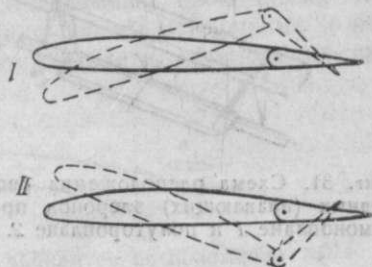
Оси вращения элеронов располагают по середине его толщины (см. фиг. 23-I, III, IV, V, VI, VII), смещают на верхнее (II) или нижнее (IX) очертание профиля или же выводят из очертаний профиля вниз (VIII, X). При положении оси вращения посредине кронштейны элерона не выходят из его габаритов, но рычаги и тяги управления приходится выносить наружу. Нижнее и верхнее расположение оси без выноса ее из габаритов крыла (см. фиг. 23-IX и II) позволяют спрятать кронштейны, а также рычаги и тяги. В щелевых элеронах со щелью, закрытой при нейтральном положении (фиг. 23-X), кронштейны приходится выносить вниз, так как иначе нельзя обеспечить

требуемые углы отклонения вверх. Рычаг управления в этом случае имеет большую длину, позволяющую уменьшить усилие в проводке, но выступающие наружу кронштейны создают дополнительное сопротивление.

Основной недостаток элеронов, составляющих часть несущей поверхности, заключается в потере эффективности при срыве потока с крыла. Отклонение элерона вниз вызывает преждевременный срыв потока с крыла на углах атаки, меньших критического. Уменьшение этого недостатка возможно путем уменьшения углов отклонения вниз и увеличения углов отклонения вверх или применения дифференциальных элеронов (гл. II, § 5, стр. 57).

Второй недостаток заключается в том, что элероны занимают до 30% размаха крыла и, таким образом, ограничивают механизацию задней кромки. Имеется ряд способов, при помощи которых этот недостаток может быть в значительной мере уменьшен. Все эти способы создания поперечных моментов связаны с механизацией крыла и описаны в главе III «Механизированные крылья», стр. 62.

При недостаточной жесткости крыла на кручение может возникнуть *реверс*, заключающийся в полной потере эффективности элеронов вследствие закручивания крыла. Отклонение элерона вниз (фиг. 30-I) сопровождается перемещением центра давления к задней кромке крыла и закручиванием его на отрицательный угол. Реверс наступает, когда уменьшение подъемной силы конца крыла по причине закрутки на отрицательный угол становится равным увеличению подъемной силы вследствие отклонения элерона вниз. На другом конце крыла с элероном, отклоненным вверх (фиг. 30-II), происходит закрутка на положительный угол и увеличение подъемной силы, равное уменьшению ее вследствие уменьшения вогнутости. Работа элеронов при реверсе не создает поперечного момента.

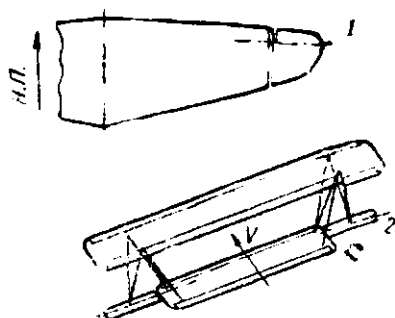


Фиг. 30. Схема реверса элеронов.

### § 3. ЭЛЕРОНЫ В ВИДЕ ОТДЕЛЬНЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ

Свободные (плавающие) элероны I (фиг. 31) представляют отдельные поверхности, обычно симметричного профиля, располагаемые на концах крыльев. При изменении угла атаки крыла оба элерона отклоняются потоком в одну сторону на один и тот же угол  $\delta_y$  (фиг. 32-I). Угол  $\delta_x$  между хордами правого и левого элеронов при нейтральной рукоятке все время равен нулю и не зависит от угла атаки крыла. Подъемная сила элеронов при указанных условиях равна нулю. На большинстве

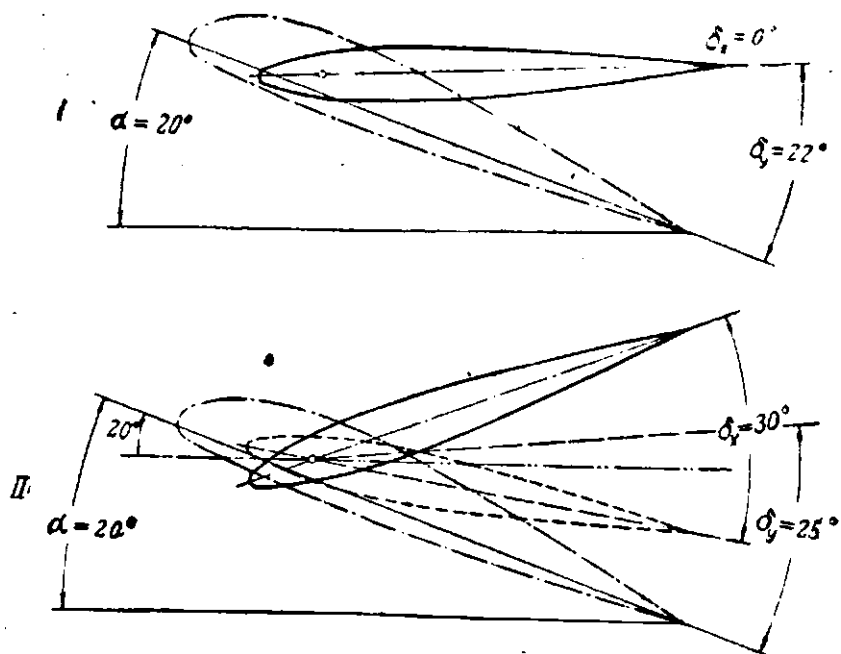
углов атаки свободные элероны устанавливаются под отрицательным углом  $\alpha - \delta_y$  к направлению полета.



Фиг. 31. Схема расположения свободных (плавающих) элеронов при моноплане 1 и полутороплане 2.

При отклонении ручки элероны отклоняются в разные стороны, причем возникающие на них аэродинамические силы разного знака создают момент относительно продольной оси самолета. Механизм управления элеронами отклоняет их от нейтрального положения на углы, при которых моменты всех сил правого и левого элеронов относительно осей вращения равны по величине, но противоположны по знаку. Угол  $\delta_x$  между хордой крыла и биссектрисой угла  $\delta$ , между

хордами элеронов зависит от углов атаки крыла. На большинстве углов атаки элероны, отклоненные ручкой в разные

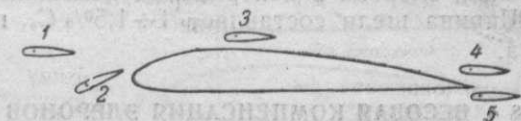


Фиг. 32. Положение свободных элеронов при нейтральной ручке (I) и при отклонении ее в стороны (II).

стороны, устанавливаются таким образом, что  $\delta_y$  больше  $\alpha$  (фиг. 32-II).

Свободные элероны не являются несущей поверхностью, так как в нормальном полете устанавливаются по направлению относительного потока, а при отклонении рукоятки — создают аэродинамические силы, равные по величине, но противоположного знака. Площадь свободных элеронов при определении несущей поверхности крыла нельзя учитывать. Элероны создают вредное лобовое сопротивление и понижают качество крыла на всех углах атаки.

Срыв потока на крыле не вызывает срыва на свободных элеронах. Поперечный момент, создаваемый свободными элеронами, пропорционален их площади, углам отклонения и расстоянию центров давлений до оси самолета. Отклонение сво-



Фиг. 33. Схема различных вариантов расположения внешних элеронов.

бодных элеронов не вызывает изменения подъемной силы крыльев, как при обычных элеронах.

При отклонении в разные стороны свободные элероны согласно продувкам создают благоприятный момент рыскания, затормаживающий опущенное крыло.

Свободные элероны необходимо полностью компенсировать в весовом отношении, и осевая аэродинамическая компенсация не должна превышать  $k=15\div 18\%$ .

Замена профиля свободных элеронов симметричным, установка сервоэлерона, отклоненного на отрицательный угол, и постановка концевых шайб на крыле с целью увеличения  $c_y$  и уменьшения  $c_x$  не дали существенных преимуществ. Были исследованы разрезные свободные элероны, состоящие из ряда отдельных поверхностей, укрепленных на конце крыла. Эти элероны оказались эффективнее целых лишь на углах атаки, больших  $30^\circ$ .

Внешние элероны образуют с крылом тандемные и бипланые схемы с различными выносами (фиг. 33). Внешние элероны удобны для подбора и изменения величины осевой компенсации; некоторые из них, расположенные над крылом и в передней части, позволяют механизировать заднюю кромку крыла по всему размаху.

Все внешние элероны увеличивают сопротивление в нормальном полете, причем наивыгоднейшим является положение 5 — подвесные элероны Юнкера. Элерон 1, установленный перед крылом в нейтральном положении, увеличивает  $c_{y \max}$  на  $35\%$ , а свободный элерон в положении 2 — на  $40\%$ ; во всех остальных случаях элероны в нейтральном положении умень-

шают  $c_{y\max}$  крыла. Элероны, расположенные над крылом (положение 3), создают наибольший поперечный момент. Однако  $\Delta c_{x\min}$  в этом положении имеет наибольшую величину. Поперечный момент элеронов Цапа (4) уменьшается при увеличении углов атаки, в особенности при открытых щитках, расположенных по всему размаху.

Для уменьшения моментов рыскания необходимы при внешних элеронах большие углы отклонения вверх и малые или нулевые отклонения вниз.

Наилучшее решение дают подвесные элероны Юнкерса (положение 5). Компенсация этих элеронов колеблется в пределах  $k=20\div 23\%$ . Расстояние между задней кромкой крыла и передней кромкой элерона в нейтральном положении равняется  $5\text{--}15\% b_z$ . Ширина щели составляет  $1\div 1,5\% C_z$ , где  $C_z$  — толщина элерона.

#### § 4. ВЕСОВАЯ КОМПЕНСАЦИЯ ЭЛЕРОНОВ

При изгибных и крутильных колебаниях крыла элероны с центром тяжести, не совпадающим с осью вращения, и наличием люфтов в проводке управления создают условия, благоприятствующие увеличению амплитуды колебаний (фиг. 34).

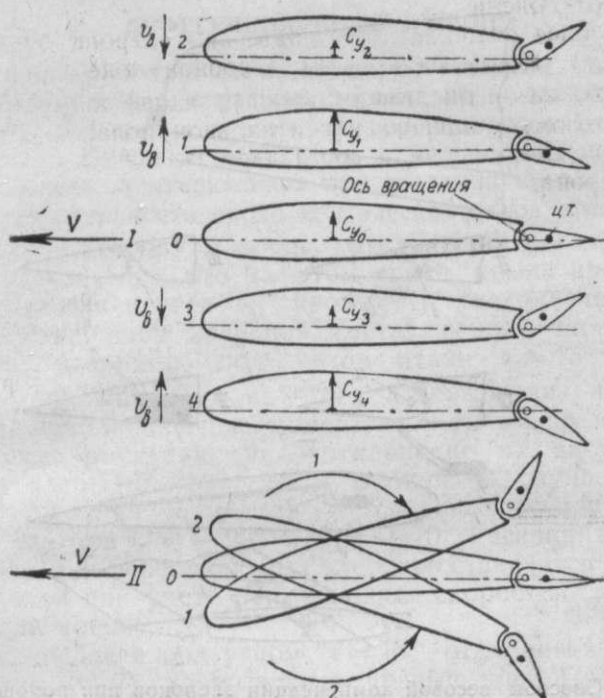
Концевое сечение крыла из положения О (фиг. 34-Г) под влиянием внешних сил начало отклоняться вверх. Если центр тяжести элерона находится позади оси вращения и проводка управления имеет люфты, то под влиянием сил инерции элерон отклонится вниз. Несмотря на уменьшение действительного угла атаки вследствие сложения поступательной  $V$  и вертикальной  $v_v$  скоростей, увеличение вогнутости крыла с элероном, отклоненным вниз, может создать подъемную силу  $c_{y1}$  в положении 1 большую, чем  $c_{y0}$  в положении 0. Разность подъемных сил  $c_{y1} - c_{y0}$ , складываясь с внешней силой, вызывавшей колебание, будет способствовать движению крыла вверх.

Внутренние силы упругости, увеличиваясь по мере увеличения прогиба, в некотором положении 2 заставят крыло двигаться вниз, причем элерон отклонится вверх. Несмотря на увеличение угла атаки крыла при движении его вниз,  $c_{y2}$  может оказаться меньше, чем  $c_{y0}$ , из-за уменьшения вогнутости при элероне, отклоненном вверх. Движение крыла вниз под влиянием сил упругости будет встречать меньшее сопротивление со стороны аэродинамических сил. Крыло придет в положение 3 и затем в крайнее нижнее положение 4, из которого под влиянием внутренних сил упругости начнет двигаться вверх, причем элерон в начале движения отклонится вниз. Увеличение подъемной силы  $c_{y4} - c_{y0}$  будет действовать в направлении действия сил упругости.

Аэродинамические силы, вызванные отклонением элерона, увеличивают амплитуду колебаний, возникших от внешней силы. Картина колебаний усложняется, так как, кроме изгибных

колебательных движений, возникнут крутильные вследствие перемещения центра давления, а также несовпадения центра тяжести с центром жесткости крыла. Изменения подъемной силы вследствие закручивания крыла могут как способствовать, так и препятствовать изгибным колебательным движениям.

Несовпадение центра тяжести элерона с осью вращения в случае возникновения чисто крутильных колебаний способ-

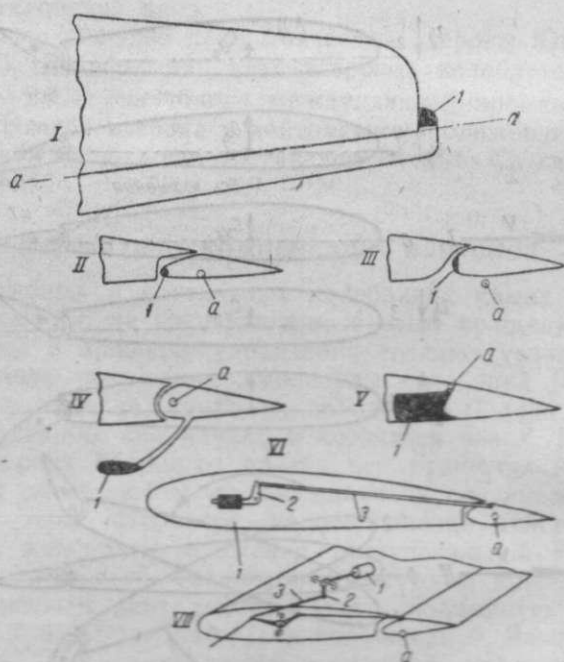


Фиг. 34. Схема влияния сил, возникающих на некомпенсированных в весовом отношении элеронах, при изгибных I и крутильных II колебаниях крыла.

ствует увеличению амплитуды углов закручивания (фиг. 34-II). При возвращении крыла из крайних положений 1 и 2 элероны отклоняются в направлениях, обратных направлению движения, и способствуют увеличению амплитуды углов закручивания.

Если центр тяжести элерона совместить с осью вращения и устранить люфты в проводке управления, то элероны при колебаниях крыла останутся в нейтральном положении и не создадут аэродинамических сил, увеличивающих колебания, вызванные внешними силами. При положении центра тяжести перед осью вращения элерон под влиянием инерционных сил отклоняется в обратном направлении, а возникающие аэродинамические силы способствуют уменьшению колебаний.

Весовая компенсация устраняет отклонения элеронов под влиянием инерционных сил и достигается совмещением центров тяжести отдельных сечений или всего элерона с осью вращения. Весовая компенсация, распределенная по всему размаху элерона, значительно лучше, чем уравнивание веса всего элерона грузом, сосредоточенным в одном месте. В последнем случае требуется повышенная жесткость всего элерона на кру-



Фиг. 35. Способы весовой компенсации элеронов при помощи грузов  
 $a$  — ось вращения элерона, 1 — груз; 2 — угловой рычаг груза; 3 — тяга.

чение, иначе элерон в некомпенсированных участках может перекручиваться и отклоняться от нейтрального положения.

Весовая компенсация достигается рациональным размещением работающих элементов элерона или же добавлением грузов снаружи и внутри крыла, а также на проводке управления. Элероны с роговой компенсацией (фиг. 35-I) компенсируют, размещая груз 1 в аэродинамическом компенсаторе, при этом возникает местная весовая перекомпенсация и требуется повышенная жесткость на кручение. В элеронах с осевой компенсацией (фиг. 35-II, III) внутри носка по всему размаху размещают свинцовые прутки 1. В аэродинамически некомпенсированных элеронах весовой компенсацией являются грузы 1, вынесенные на кронштейнах вперед от оси вращения (фиг. 35-IV, V). Элероны всех типов можно сбалансировать при помощи груза 1, размещенного в крыле и соединенного с элероном

...дой посредством рычага 2 и тяги 3 (фиг. 35-VI, VII). В этом случае груз можно скрыть внутри крыла и уменьшить соответствующей передачей. При весовой компенсации посредством работающих элементов лонжерон элерона полностью или частично помещают перед осью вращения. Для смещения ЦГ элерона вперед применяют полотняную обшивку, а носок элерона покрывают дуралюмином.

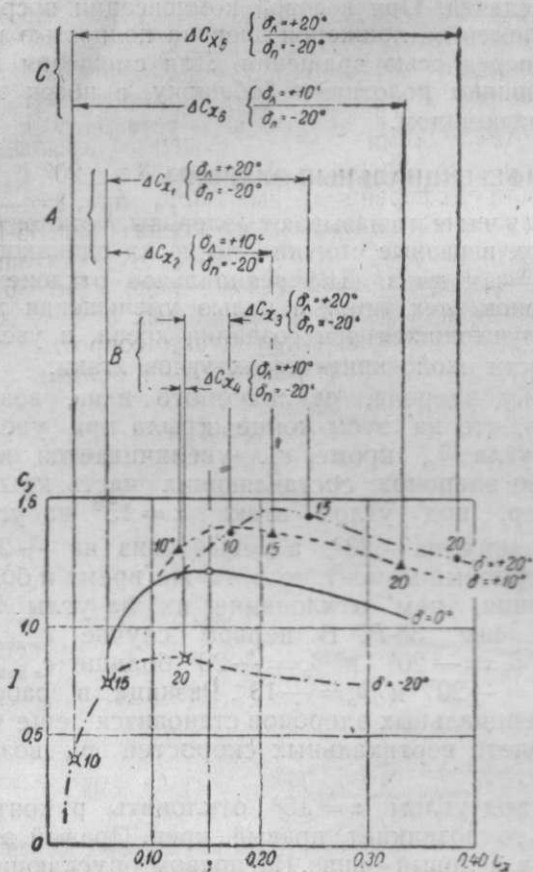
## § 5. ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫЕ ЭЛЕРОНЫ

Дифференциальными называют элероны, отклоняющиеся, как и обычные, в разные стороны, но не на одинаковые углы: вверх больше, чем вниз. Дифференциальное отклонение применяют для элеронов всех типов с целью уменьшения моментов рыскания, получающихся при создании крена, и увеличения их эффективности около критических углов атаки.

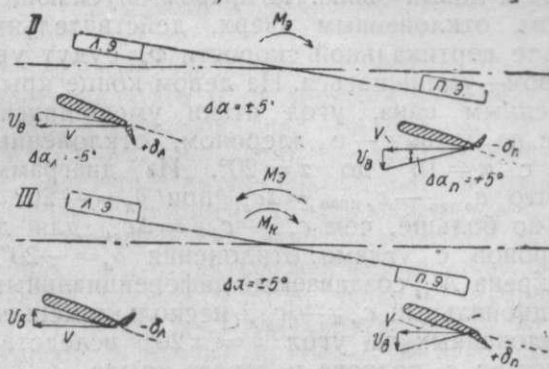
Рыскание в сторону элерона, отклоненного вниз, возникает вследствие того, что на этом конце крыла при увеличении вогнутости и угла  $\delta_n$ , кроме  $c_y$ , увеличивается и  $c_x$  (фиг. 36). Отклонение элеронов, составляющих часть крыла, при полете, например, под углом атаки  $\alpha = 15^\circ$  на углы  $\delta = \pm 20^\circ$  (правый вверх на  $-20^\circ$ , а левый вниз на  $+20^\circ$ ) создает больший поперечный момент, но в то же время и больший момент рыскания, чем отклонение их на углы  $\delta = -20^\circ$  и  $\delta = +10^\circ$  (фиг. 36-Л). В первом случае  $c_{x\text{ лев}} - c_{x\text{ прав}} = \Delta c_{x1}$  при  $\delta_n = -20^\circ$  и  $\delta_d = -20^\circ$  больше  $c_{x\text{ лев}} - c_{x\text{ прав}} = \Delta c_{x2}$  при  $\delta_n = -20^\circ$  и  $\delta_d = +10^\circ$ . Разница в работе нормальных и дифференциальных элеронов становится еще более наглядной при учете вертикальных скоростей  $v_v$ , возникающих при крене.

Если при полете под углом  $\alpha = 15^\circ$  отклонить рукоятку вправо (фиг. 36-II), то возникнет правый крен. Правый элерон отклонится вверх, а левый — вниз. На правом опускающемся крыле с элероном, отклоненным вверх, действительные углы атаки вследствие вертикальной скорости  $v_v$  будут увеличиваться, а на левом — уменьшаться. На левом конце крыла с элероном, отклоненным вниз, угол атаки уменьшился с  $\alpha = 15^\circ$  до  $\alpha = 10^\circ$ , а на правом — с элероном, отклоненным вверх, увеличился с  $\alpha = 15^\circ$  до  $\alpha = 20^\circ$ . Из диаграммы (фиг. 36-Л) видно, что  $c_{x\text{ лев}} - c_{x\text{ прав}} = \Delta c_{x3}$  при  $\delta_n = -20^\circ$  и  $\delta_d = +20^\circ$  значительно больше, чем  $c_{x\text{ лев}} - c_{x\text{ прав}} = \Delta c_{x4}$  для дифференциальных элеронов с углами отклонения  $\delta_d = -20^\circ$  и  $\delta_n = +10^\circ$ . Момент крена  $M_z$ , создаваемый дифференциальными элеронами и пропорциональный  $c_{y\text{ лев}} - |c_{y\text{ прав}}|$ , несколько меньше, чем у элеронов, отклоненных на угол  $\delta = \pm 20^\circ$  вследствие меньшей разности между  $c_y$  правого и левого крыла.

Крыло под влиянием внешних сил получило правый крен  $M_x$  (фиг. 36-III). Для выравнивания крена рукоятку необходимо отклонить влево, причем на опускающемся правом крыле



Фиг. 36. Разница в сопротивлении правого и левого крыльев  $\Delta C_x$  при отклонении элеронов для создания (I—A, II—B) и устранения крена (III—C).



A—I—без учета разницы в направлении вертикальных скоростей концов крыла.

B—II—с учетом вертикальной скорости при произвольном крене, вызванном отклонением рукоятки.

C—III—с учетом вертикальных скоростей при вынужденном крене и рукоятке, отклоненной в сторону, обратную крену.

Примечание. Арабские цифры в индексе при  $\Delta C_x$  обозначают: 1, 3, 5—нормальные элероны; 2, 4, 6—дифференциальные эле-

элерон отклонится вниз, а на поднимающемся левом — вверх. Так же как и в случае произвольного крена (фиг. 36-II), изменение действительных углов атаки вследствие вертикальных скоростей  $v_v$ , вызванных вынужденным (фиг. 36-III) креном, будет  $\Delta\alpha = \pm 5^\circ$ . На правом крыле с элероном, отклоненным вниз, угол атаки вместо  $\alpha = 15^\circ$  будет  $\alpha = 20^\circ$ , а на левом  $\alpha = 10^\circ$  вместо  $\alpha = 15^\circ$ . Из диаграммы (фиг. 36-I) следует, что разница между сопротивлениями правого и левого крыльев в этом случае для нормальных элеронов  $\Delta c_{x5}$  при  $\delta = \pm 20^\circ$  будет также больше, чем для дифференциальных  $\Delta c_{x6}$  при  $\delta = -20^\circ$  и  $\delta = +10^\circ$ . При выправлениях вынужденного крена (фиг. 36-III) в первый момент величины  $\Delta c_{x5}$  и  $\Delta c_{x6}$  вообще значительно больше, чем  $\Delta c_{x3}$  и  $\Delta c_{x4}$  при произвольном крене (фиг. 36-II) как для нормальных, так и для дифференциальных элеронов.

При полете на закритических углах атаки сопротивление конца крыла с опущенным элероном значительно больше, чем крыла с поднятым элероном. Кроме того, может оказаться, что и  $c_y$  при опускании элерона будет меньше, чем при отклонении его вверх. Дифференциальные элероны и в этом случае лучше нормальных, отклоняющихся на одинаковые углы.

Дифференциальные элероны не решают полностью вопроса поперечной управляемости на больших углах атаки, но уменьшают моменты рыскания, в особенности для докритической зоны, и поэтому широко применяются на современных самолетах.

Дифференциал или отношение абсолютной величины угла отклонения вверх  $\delta_v$  к углу отклонения вниз  $\delta_n$  применяется в пределах  $d = \frac{\delta_v}{\delta_n} = 3 \div 5$ . Для всех внешних элеронов желательна максимальная величина дифференциала или даже отклонение только вверх.

## § 6. ВЫБОР ОСНОВНЫХ РАЗМЕРОВ ЭЛЕРОНОВ

Для оценки эффективности элеронов вычисляют величину коэффициента

$$m_x = \frac{M_x}{qSl}$$

Для приближенного подсчета  $m_x$  и оценки эффективности элеронов пользуются формулой:

$$m_x = K_1 \frac{S' L'_3}{l S} \delta_3^\circ,$$

где  $\delta_3^\circ$  — угол отклонения элеронов в градусах;

$S'$  — площадь участка крыла перед элероном (включая и площадь элерона);

$L_3$  — расстояние от центра тяжести этой площади до плоскости симметрии самолета:

$K_1 \approx 0,036$  при  $\alpha = 15^\circ$ ;  $\lambda = 6+6,5$ ;

$b_3 = 0,2 \div 0,25b$  и  $K_1 \approx 0,026$  при  $b_3 = 0,15b$ .

Для углов  $\delta_3 = 20^\circ$  величина  $m_x$  должна быть не менее  $0,04 \div 0,045$ .

Размеры элеронов выбирают по статистике прототипов с учетом величины  $\Delta c_{y, \max}$ , необходимой для удовлетворения требований посадочной скорости. Наметив по статистике размах элеронов  $I_3$  и площадь  $S_3$  в процентах от  $l$  и  $S$ , можно определить  $L_3$ .

Для уточнения площади элерона необходимо вычислить для прототипов коэффициент

$$K_3 = \frac{S_3 L_3}{S I_3},$$

где  $S_3$  — площадь двух элеронов;

$S$  — геометрическая площадь крыльев;

$L_3$  — расстояние от плоскости симметрии до центра тяжести площади одного из элеронов.

При значительных расхождениях в величинах коэффициентов  $K_3$  для различных самолетов исходят из средних значений. Выбрав  $K_3$ , определяют

$$S_{31} = \frac{K_3 S}{\frac{I_3}{2}}.$$

Значения  $K_3$  колеблются в пределах  $0,05 < K_3 < 0,08$ . Рекомендуемые размеры элерона при  $p = \frac{G}{S}$  в пределах  $170 \div 200 \text{ кг/м}^2$  приведены в табл. 4.

## § 7. ВЫВОДЫ

Поперечная управляемость необходима для маневренности и безопасности полета на больших углах атаки, в особенности при посадке. Управляемость на больших углах атаки зависит от поперечной устойчивости. При срыве потока на концах крыла перестают работать элероны, составляющие часть несущей поверхности крыла.

Применяемые в настоящее время и исследованные типы поперечного управления не обеспечивают управляемости на углах атаки, равных и больших критического. Кроме правильного подбора основных размеров элеронов, необходимо определенное соотношение усилий при движении рукоятки в стороны

Таблица 4

Основные размеры элеронов (при  $p=170\div 200 \text{ кг/м}^2$ )

№ п. п.	Основные размеры	Одномоторные самолеты	Двухмоторные самолеты
1	Размах элерона $\frac{l_3}{l/2}, \%$ *	$32\div 37$	$35\div 42$
2	Хорда элерона $\frac{b_3}{b}, \%$ *	$22\div 25$	$20\div 23$
3	Осевая компенсация $\frac{S_{ок}}{S_3}, \%$ *	$22\div 25$	$25\div 28$
4	Сужение элерона $\tau_3$	равно $\eta$ крыла от $+15^\circ$ до $-25^\circ$	
5	Углы отклонения $\delta_3$		
6	Площадь триммеров $\frac{S_{тр}}{S_3}, \%$	$0,04\div 0,06$	$0,06\div 0,08$
7	Углы отклонения триммеров	в пределах от $+17^\circ$ до $-20^\circ$ не более $(5\div 7)\% l/2$	
8	Расстояние от конца элерона до конца крыла		

\* Большие цифры соответствуют меньшим значениям  $p$ .

и усилий при движении «от себя» и «на себя». Подробнее это будет рассмотрено в части «Управление».

При проектировании элеронов необходимо для уменьшения сопротивления избегать щелей, в особенности на верхней поверхности (при нейтральном положении элеронов щель должна быть не более  $0,005 b_3$ ). Тяги, рычаги, весовые компенсаторы и кронштейны должны быть помещены внутри крыла или, в крайнем случае, могут выступать на нижней, а не на верхней поверхности крыла. Линия центров тяжести элерона должна возможно ближе подходить к оси вращения для уменьшения грузов, необходимых для весовой балансировки. С этой целью лонжероны элерона необходимо смещать ближе к передней кромке, а для покрытия применять полотно. Элероны должны иметь допустимую аэродинамическую компенсацию. Желательна полная весовая балансировка элеронов. Роговую компенсацию для элеронов применять не рекомендуется, сервокомпенсаторы сложны, требуют постоянного наблюдения и вызывают необходимость специальных балансиров для предотвращения флаттера.

Установка сервокомпенсаторов и триммеров вызывает нежелательное смещение ЦТ элерона назад. Применение триммеров на одномоторных самолетах объясняется стремлением погасить реактивный момент винта.

У двухмоторных самолетов триммеры необходимы, кроме того, для снятия усилий с элеронов при полете на одном моторе или при весовой несимметричности (разный расход топлива и смазки из правых и левых баков). Суммарное отклонение элеронов, необходимое для уравнивания моментов при полете на одном моторе, достигает  $8 \div 10^\circ$ .

Возникновение неблагоприятных для разворотов моментов рыскания нежелательно. Для устранения или уменьшения моментов рыскания и повышения эффективности элеронов на  $\alpha_{кр}$  рекомендуется применять дифференциальные элероны. Элероны с осевой компенсацией требуют меньших дифференциалов, так как отклонение носка элерона вниз и выход его из габаритов профиля увеличивает сопротивление опущенного крыла и благоприятно для разворота.

Часто окончательную доводку элеронов делают в период летных испытаний.

Длинные элероны во избежание заеданий при прогибе крыльев делят на участки с количеством шарниров не более двух на каждом участке.

### Глава III

## МЕХАНИЗИРОВАННЫЕ КРЫЛЬЯ

### § 1. НАЗНАЧЕНИЕ МЕХАНИЗИРОВАННЫХ КРЫЛЬЕВ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К НИМ ТРЕБОВАНИЯ И ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ РАБОТЫ

Механизированные крылья позволяют изменять нагрузку на  $1 \text{ м}^2$  крыла с целью повышения  $V_{\max}$  при допустимых с эксплуатационной точки зрения величинах  $V_{\text{пол}}$ . Механизация крыла допускает увеличение угла планирования при подходе на посадку, уменьшает длину разбега и пробега, а также общее расстояние, необходимое для преодоления препятствия при взлете. Некоторые типы механизации используются для повышения поперечной устойчивости на малых скоростях и для уменьшения скорости пикирования.

Требования к механизированным крыльям по степени важности располагаются в следующем порядке:

1. Максимальное приращение  $c_{y \max}$ .
2. Минимальное увеличение  $c_{x \min}$  в нормальном полете.
3. Максимальное увеличение диапазона скоростей или отношения  $\frac{c_{y \max}}{c_{x \min}}$ .
4. Минимальное увеличение критического угла атаки  $\alpha_{кр}$  при  $c_{y \max}$ .
5. Простота, надежность и малый вес механизмов крепления.

6. Жесткость элементов.

7. Минимальное количество отдельных элементов механизации.

8. Максимальное значение  $\frac{c_x}{c_y}$  при  $c_{y \max}$  или  $0,7 c_{y \max}$  в рабочем состоянии при полном открытии.

9. Максимальное значение  $\frac{c_y^{2/3}}{c_x}$  при частичном открытии, соответствующем разбегу и взлету.

10. Минимальные шарнирные моменты и усилия, необходимые для управления.

11. Минимальное перемещение центра давления.

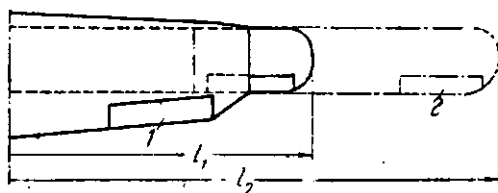
12. Максимальная автоматизация.

Работа механизированных крыльев основана на следующих трех принципах: 1) увеличение площади крыла, 2) увеличение вогнутости профиля, 3) увеличение скорости пограничного слоя над верхней поверхностью путем устройства профилированных щелей или щитков. В наиболее эффективных типах крыльев используют все три принципа.

В стадии исследований находятся моторизованные крылья, в которых управление пограничным слоем осуществляется отсасыванием или сдуванием воздуха с верхней поверхности посредством нагнетателей, работающих от основных или специальных моторов.

## § 2. МЕХАНИЗИРОВАННЫЕ КРЫЛЬЯ С ПЕРЕМЕННОЙ ПЛОЩАДЬЮ

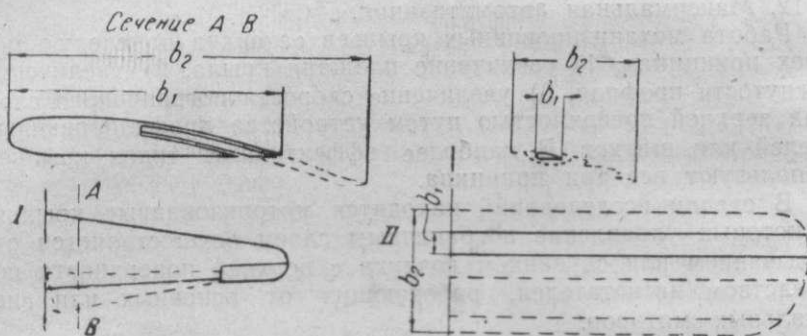
Увеличение площади крыла можно осуществить увеличением размаха, хорды, размаха и хорды, превращением моноплана в биплан или полиплан. Каждый из этих способов, в свою очередь, имеет несколько вариантов.



Фиг. 37. Схема увеличения площади крыла при увеличении размаха.

Увеличение размаха крыла (фиг. 37). Максимальное увеличение площади крыла при увеличении размаха возможно не более, чем на 75%. Если учесть увеличение веса, то окажется, что увеличение размаха крыла менее эффективно, чем применение щитков, расположенных на части размаха между элеронами.

При увеличении размаха качество крыла  $\frac{c_y}{c_x}$  и всего самолета увеличивается, но это невыгодно для посадки, так как угол планирования  $\Theta = \arctg \frac{c_x}{c_y}$  уменьшается. Если разместить элероны на неподвижной части 1 крыла, их площадь для обеспечения поперечной управляемости должна быть чрезмерно большой. Если же элероны разместить на выдвижной части 2, то усложняется управление ими. Поперечное управление посредством выдвижения одного крыла и одновременного втягивания другого недопустимо вследствие больших инерционных усилий.



Фиг. 38. Схемы увеличения площади крыла при увеличении хорды: I—одностороннее увеличение хорды; II—двухстороннее увеличение хорды самолета «Вариволь».

Единственное достоинство, которым могло бы обладать крыло с увеличивающимся размахом, если бы его можно было сделать легким, заключается в улучшении взлета.

Повышение эффективности крыла с увеличивающимся размахом посредством одновременного увеличения вогнутости профиля или профилированных щелей связано с дальнейшим усложнением конструкции. Таким образом крыло, наиболее простое по принципу работы, оказалось наименее удачным при осуществлении и не получило распространения.

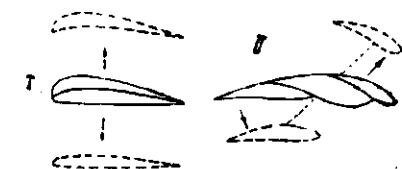
Увеличение хорды крыла. Одностороннее увеличение площади крыла (фиг. 38-I) невыгодно вследствие значительного перемещения центра давления и сравнительно небольшого увеличения площади  $\Delta S = 40\%$ .

На биплане Жерен «Взриволь» (фиг. 38-II) при увеличении хорды в обоих направлениях удалось достигнуть увеличения площади на  $180\%$ . Одновременно с увеличением хорды увеличивалась вогнутость профиля, использовался эффект щелей, в результате чего получено рекордное до настоящего времени увеличение  $c_{y \max}$ , составившее  $392\%$ , или по абсолютной величине  $\Delta c_{y \max} = 2,95 - 0,60 = 2,35$ . Уменьшение удлинения крыла

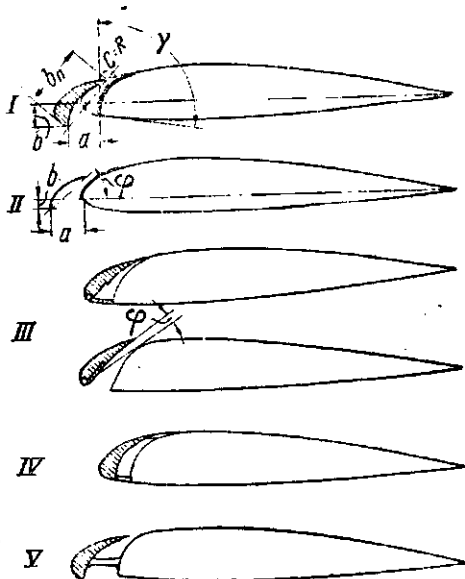
при его открытии выгодно, так как качество  $K = \frac{c_y}{c_x}$  при  $c_{y \max}$  падает и угол планирования возрастает. Элероны помещаются на концах верхнего крыла, имеющих постоянную хорду.

В конструктивном отношении увеличение хорды несколько проще и значительно выгоднее по весу, чем увеличение размаха.

Превращение монопланного крыла в биплан (фиг. 39-I) или триплан (фиг. 39-II) позволяет увеличить площадь крыла на 50—60%. Сопротивление составного профиля в нормальном полете вследствие неизбежных щелей и неровностей сводит к нулю выгоды от уменьшения площади. Подобного рода схемы не рациональны вследствие очевидных трудностей конструкции, явных недостатков в весовом и аэродинамическом отношении.



Фиг. 39. Схемы превращения моноплана в биплан I и триплан II.



Фиг. 40. Типы предкрылков.

### § 3. ПРЕДКРЫЛКИ

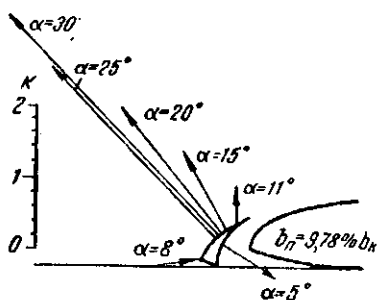
Профили и особенности работы предкрылков. Предкрылком называют несущую поверхность, находящуюся перед основным профилем. В

большинстве случаев предкрылки имеют крыльевой профиль с большой относительной вогнутостью (фиг. 40-I, III, IV, V). Имеются предкрылки, изготовленные из толстого листового материала, согнутого по форме носка основного профиля (фиг. 40-II). Предкрылки, составляющие одно целое с крылом (фиг. 40-IV), образованы профилированной щелью, которая по размаху крыла имеет перерывы в местах размещения нервюр, общих для крыла и предкрылка. Возможна установка неподвижных предкрылков, вынесенных перед исходным профилем (фиг. 40-V).

В нерабочем положении все предкрылки, за исключением IV и V, прилегают к основному профилю. При открытии подвижные предкрылки перемещаются вперед и вниз, иногда поворачиваясь относительно начального положения (фиг. 40-I, II),

или же только поворачиваются относительно оси, проходящей через их переднюю кромку (фиг. 40-III). Рабочее положение подвижных и неподвижных предкрылков определяется параметрами  $a, b, c$  (I) или  $a, b, \varphi$  (II, III), которые характеризуют форму щели между крылом и предкрылком, величину входного и выходного отверстий.

При открытии предкрылка на больших углах атаки скорость воздуха, протекающего через сужающуюся щель, увеличивает-



Фиг. 41. Аэродинамические силы, действующие на открытый предкрылок при  $a_n = 5,33\%$ ,  $c_n = 2,22\%$  хорды крыла и  $b = 0$ . Сила, действующая на предкрылок,

$$F = k\rho \frac{V^2}{2} b_n l_n |\kappa_z|.$$

$k$  — коэффициент, величина которого равна вектору силы, действующей на предкрылок при различных  $\alpha$  в масштабе, указанном на чертеже.

ся. Поток, имеющий повышенную скорость после выхода из щели, отклоняется к верхней поверхности крыла, и скорость пограничного слоя над всем крылом повышается, позволяя увеличивать угол атаки за  $\alpha_{кр}$  исходного профиля, причем одновременно с увеличением  $\alpha$  увеличивается и  $c_y$ . Предкрылок перестает работать после достижения своего критического угла. Это сопровождается срывом потока с предкрылка и всего крыла в целом.

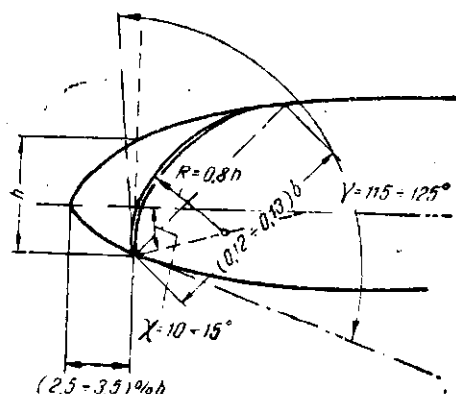
Силы, действующие на предкрылок, стремятся открыть его на больших и закрыть на малых и отрицательных углах атаки (фиг. 41). Создаваемая предкрылком на участке крыла, перед которым он находится, подъемная сила составляет от 15 до 20% общей подъемной силы и позволяет достигнуть полной автоматизации работы предкрылка.

Профилированные и пластинчатые предкрылки, перемещающиеся поступательно (фиг. 40-I и II), примерно одинаковы по эффективности; поворачивающиеся (фиг. 40-III) и неподвижные (фиг. 40-IV) дают несколько меньшие приращения  $c_{y, \max}$ . Открытые предкрылки увеличивают  $c_{y, \min}$  на 100÷200%. Для скоростных самолетов типы IV и V (фиг. 40) следует признать нерациональными. Незначительные неровности и щели между крылом и предкрылком заметно увеличивают сопротивление.

Выбор размеров предкрылка, расположенного по всему размаху крыла и предназначенного для увеличения  $c_{y, \max}$ . Эффективность предкрылка увеличивается с увеличением его хорды. Хорда предкрылка в каждом отдельном случае лимитируется положением переднего лонжерона крыла и обычно не превосходит 12—15%  $b_{кр}$ . Форма профиля предкрылка не имеет существенного влияния на  $\Delta c_{y, \max}$ . При увеличении до 115—125° угла  $\gamma$

(фиг. 42), образованного касательными, проведенными через переднюю кромку основного профиля,  $\Delta c_{y \max}$  увеличивается. Между предкрылком и основным профилем необходимо делать зазор, постепенно уменьшающийся к передней и задней кромкам предкрылка. Этот зазор обеспечивает плотное прилегание предкрылка, необходимое для уменьшения сопротивления при нормальном полете.

При данной ширине и форме предкрылка существует наиболее выгодное положение, определяемое координатами  $a$ ,  $b$ ,  $c$ ,



Фиг. 42. Форма передней кромки основного профиля и щели при закрытом предкрылке.

$\varphi$ , при которых  $\Delta c_{y \max}$  получается наибольшим. Для каждой из координат  $a$  и  $b$  существует наиболее выгодная координата  $c$  или угол поворота хорды предкрылков  $\varphi$  относительно исходного положения. У предкрылков, поворачивающихся относительно передней кромки (фиг. 40-III), наиболее выгодное значение  $c$  равно 10% хорды предкрылка.

Координаты наиболее выгодного положения предкрылков, перемещающихся вперед и вниз, можно приблизительно определить в процентах хорды крыла  $b_n$  и предкрылка  $b_k$  (фиг. 40-I):

$$a = 67 \div 44 \% b_n ; a = 5 \div 6 \% b_k ;$$

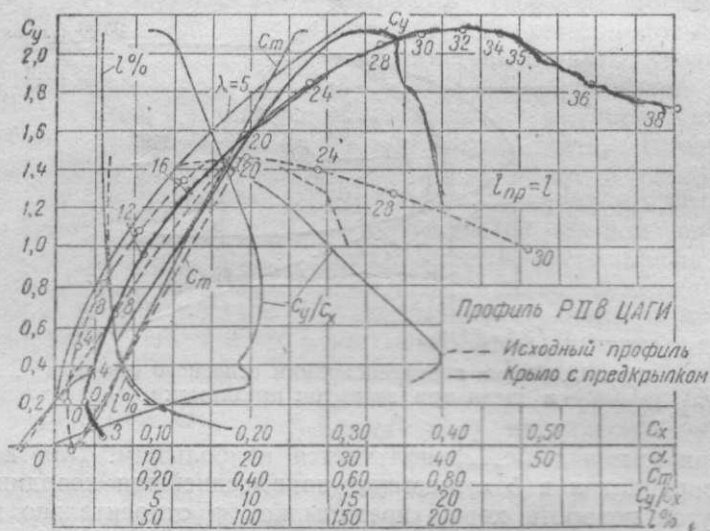
$$b = 38 \div 20 \% b_n ; b = 1,5 \div 2,0 \% b_k ;$$

$$c = 26 \div 16 \% b_n ; \frac{c}{a} = 0,25 \div 0,35.$$

Большие значения  $\frac{c}{a}$  следует брать для профилей с острой передней кромкой. Углы  $\varphi$  колеблются в пределах  $35 \div 40^\circ$ .

Оценка предкрылков, расположенных по всему размаху крыла. При расположении предкрылка по всему размаху крыла  $\Delta c_{y \max}$  в среднем составляет 0,70 или приблизительно 50% от  $c_{y \max}$  исходного профиля и зависит

преимущественно от выбора наивыгоднейших координат в открытом положении. Приращение критического угла атаки при этом колеблется от 100 до 50% по сравнению с  $\alpha_{кр}$  исходного профиля. При открытом предкрылке несколько уменьшается  $c_m$  на всем диапазоне летных углов, а центр давления на больших углах атаки перемещается к передней кромке крыла на  $1,5 \div 2\%$   $b$  (фиг. 43). Качество  $\frac{c_y}{c_x}$  при открытых предкрылках резко падает на всем диапазоне летных углов, поэтому применение предкрылков для взлета, а также неподвижная уста-



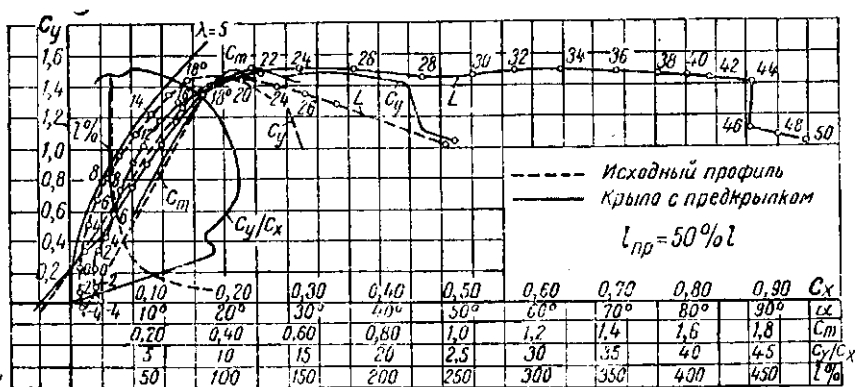
Фиг. 43. Влияние установки предкрылка по всему размаху прямоугольного крыла на  $c_y$ ,  $c_x$ ,  $c_m$ ,  $\alpha_{кр}$  и перемещение центра давления (кривая  $e$ ).

новка в открытом положении невыгодны. При открытии предкрылков  $c_x$ , соответствующий  $c_{y \max}$ , возрастает сильнее, чем  $c_{y \max}$  ( $\Delta c_x \approx 100\%$ ), и, следовательно, качество  $\frac{c_y}{c_x}$  падает. Угол планирования при открытых предкрылках увеличивается.

Основной недостаток предкрылков, расположенных по всему размаху, в качестве средства увеличения нагрузки на  $1 \text{ м}^2$  и  $V_{\max}$  заключается в увеличении  $\alpha_{кр}$  в открытом положении и  $c_{x \min}$  в закрытом положении вследствие нарушения плавности передней кромки крыла. Этот тип механизации применяют редко и исключительно в сочетании с механизацией задней кромки крыла, несколько снижающей критические углы атаки, получаемые при постановке одних предкрылков.

Концевые автоматические предкрылки. Открытые концевые предкрылки длиной до  $0,5 l$  не увеличивают

$c_{y \max}$  по сравнению с исходным профилем. Критический угол атаки так же, как и при установке предкрылков по всему размаху, увеличивается (фиг. 44). Объясняется это явление тем, что предкрылки, увеличивая  $c_{y \max}$  участков крыла, перед которым они находятся, компенсируют потерю подъемной силы на среднем участке, где начинается срыв потока. Для крыла с концевыми предкрылками  $c_{y \max}$  остается близким к  $c_{y \max}$  исходного профиля до углов атаки, при которых срыв начинается уже и с участков крыла, имеющих предкрылки.

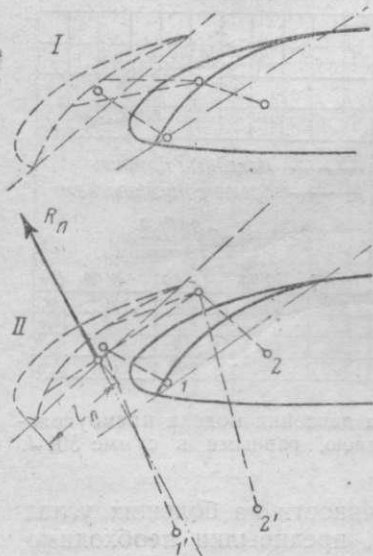


Фиг. 44.  $c_y$ ,  $c_x$ ,  $c_m$ ,  $c_y/c_x$  и положение центра давления модели прямоугольного крыла с концевыми предкрылками длиной, равными в сумме 50%  $l$ .

Для увеличения поперечной устойчивости на больших углах атаки и улучшения работы элеронов, предкрылки необходимо располагать на концах крыльев против элеронов. Эти предкрылки, называемые концевыми, особенно важны для повышения поперечной устойчивости трапецевидных крыльев с большим сужением, у которых срыв потока начинается прежде всего на концах и затем распространяется на все крыло. Прямоугольные крылья отличаются большей поперечной устойчивостью, чем трапецевидные, так как у них срыв потока начинается с середины. Установку концевых предкрылков применяют и для прямоугольных крыльев с целью еще большего повышения поперечной устойчивости, а также управляемости на больших углах атаки.

Эффективность концевых предкрылков в отношении затягивания срыва потока зависит от их длины, характера кривой  $c_y = f(\alpha)$  исходного профиля,  $\eta$ ,  $\chi$  и закрутки. Чем меньше  $\eta$  и  $\chi$  тем устойчивее крыло. Отрицательная закрутка концов и плавное изменение кривой  $c_y = f(\alpha)$  после  $\alpha_{кр}$  также повышают устойчивость крыла. Для повышения поперечной устойчивости суммарная длина концевых предкрылков должна составлять 40—50%  $l$ . Выбор наиболее выгодной длины концевых предкрылков можно сделать лишь при испытании крыла на авторота-

цию. О достаточной выбранной длине предкрылков можно судить по виду кривой  $c_y = f(\alpha)$ , полученной при исследовании модели крыла (фиг. 44). Если после достижения  $c_{y \max}$  кривая идет наклонно вверх или параллельно оси  $\alpha$ , то длина предкрылков достаточна. Построение кривой  $c_y = f(\alpha)$  для крыла с концевыми предкрылками, исходя из величины  $c_y$  без предкрылка и с предкрылком по всему размаху методом интерполяции, дает результаты, не соответствующие действительности.



Фиг. 45. Выбор положений осей вращения и направления стержней механизма автоматических предкрылков.

Внешние концы предкрылков необходимо располагать возможно ближе к концам крыла, избегая больших концевых закруглений. Чем больше сужение крыла, тем ближе концы предкрылков должны быть сдвинуты к концам крыла.

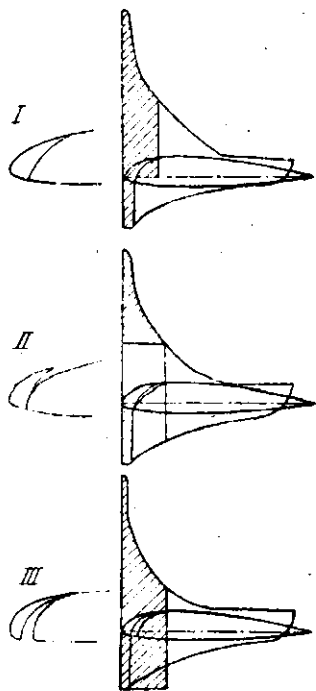
Концевые предкрылки делают автоматическими и регулируют их открытие при угле атаки, меньшем  $\alpha_{кр}$  на  $4 \div 5^\circ$ . Для проектирования механизмов крепления автоматических предкрылков к крылу необходимо знать направления, величины и точки приложения равнодействующих аэродинамических сил при различных углах атаки и положениях предкрылков (см. фиг. 41). Только при этих условиях можно безошибочно разместить направляющие или оси вращения механизмов крепления, обеспечивающих своевременное открытие автоматических предкрылков и перемещение их в наивыгоднейшее положение. В качестве примера неудачного выбора

осей вращения (фиг. 45-I, II) приведены два механизма, при которых начальное и конечное положения одних и тех же предкрылков одинаковы. При схеме I предкрылок на угле атаки  $\alpha = +10^\circ$  не открывается совершенно, а при схеме II открывается, но не доходит до проектного наивыгоднейшего положения на 30%. Направление равнодействующей  $R_n$  при  $\alpha \approx 11-15^\circ$  и полном открытии предкрылка составляет с его хордой угол  $\theta \approx 75 \div 80^\circ$ , а центр давления находится соответственно на  $45 \div 43\%$   $b_n$  от передней кромки предкрылка. Момент равнодействующей  $R_n$  относительно точек 1 и 2 стремится закрыть предкрылок (фиг. 45-II). При удлинении стержней и переносе шарниров 1 и 2 в положения 1' и 2' предкрылок будет доходить до наивыгоднейшего положения и оставаться в нем. Но шарниры не выносят из профиля, чтобы не увеличивать сопротив-

ления, и довольствуются частичным открытием предкрылков, не доходящих до наивыгоднейшего положения.

Регулировать открытие предкрылков можно при помощи щелей у передней или задней кромки (фиг. 46).

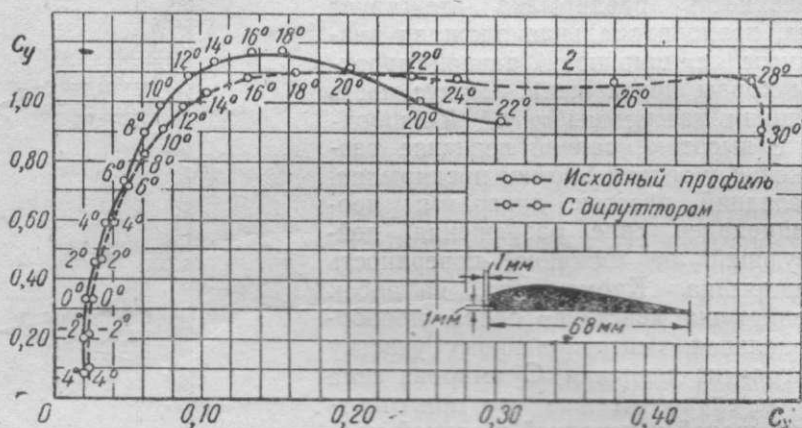
При наличии щели у задней кромки предкрылка (фиг. 46-*II*) действующая на него аэродинамическая сила пропорциональна заштрихованному участку диаграммы распределения давления. Эта сила складывается из двух. На верхнюю поверхность предкрылка действует сила, пропорциональная площади диаграммы, с шириною, равной проекции хорды предкрылка, минус часть площади диаграммы такой же ширины с высотой, равной величине разрежения у задней кромки предкрылка. Последний участок диаграммы пропорционален силе разрежения, действующей на нижнюю поверхность предкрылка. Кроме того, на носок предкрылка действует сила, пропорциональная заштрихованному участку диаграммы давления. Суммарная сила в этом случае меньше, чем при отсутствии щелей у передней и задней кромок предкрылка (фиг. 46-*I*). Еще большая сила действует на предкрылок, если сделать щель у его передней кромки (фиг. 46-*III*). Щель у задней кромки предкрылка (*II*) замедляет его открытие, а щель у передней кромки (*III*) заставляет предкрылок открываться на меньших углах атаки, чем в случае плотного прилегания (*I*). Обе щели уменьшают  $c_{у\text{мах}}$ , а щель у задней кромки, кроме того, значительно увеличивает сопротивление крыла при нормальном полете. Регулировать открытие предкрылка посредством щели у задней кромки не следует.



Фиг. 46. Изменение нагрузки на предкрылок в зависимости от его регулировки при закрытом положении.

Регулировку открытия концевых автоматических предкрылков на готовом самолете в сторону увеличения углов атаки можно сделать при помощи шнурового амортизатора или пружины. Натяжение амортизатора должно быть больше сил, действующих на предкрылок при углах атаки, когда нежелательно открытие предкрылков. Для ускорения открытия можно сделать щель у передней кромки предкрылка, так как она не дает увеличения  $c_{x\text{м.н.}}$ . Оба эти способа наиболее рациональны для современных скоростных самолетов и устраняют уступ, образующийся при верхней регулировочной щели.

При правильном выборе размеров концевых предкрылков можно добиться сохранения поперечной устойчивости до углов атаки  $35 \div 40^\circ$ . Одновременно повышается и поперечная управляемость на больших углах атаки. Автоматические концевые предкрылки значительно повышают безопасность посадки и служат, кроме того, профилактической мерой против нежелательного перехода в штопор, что особенно важно для гражданских самолетов. Для маневренных самолетов повышенная поперечная устойчивость не всегда желательна. Некоторые фи-



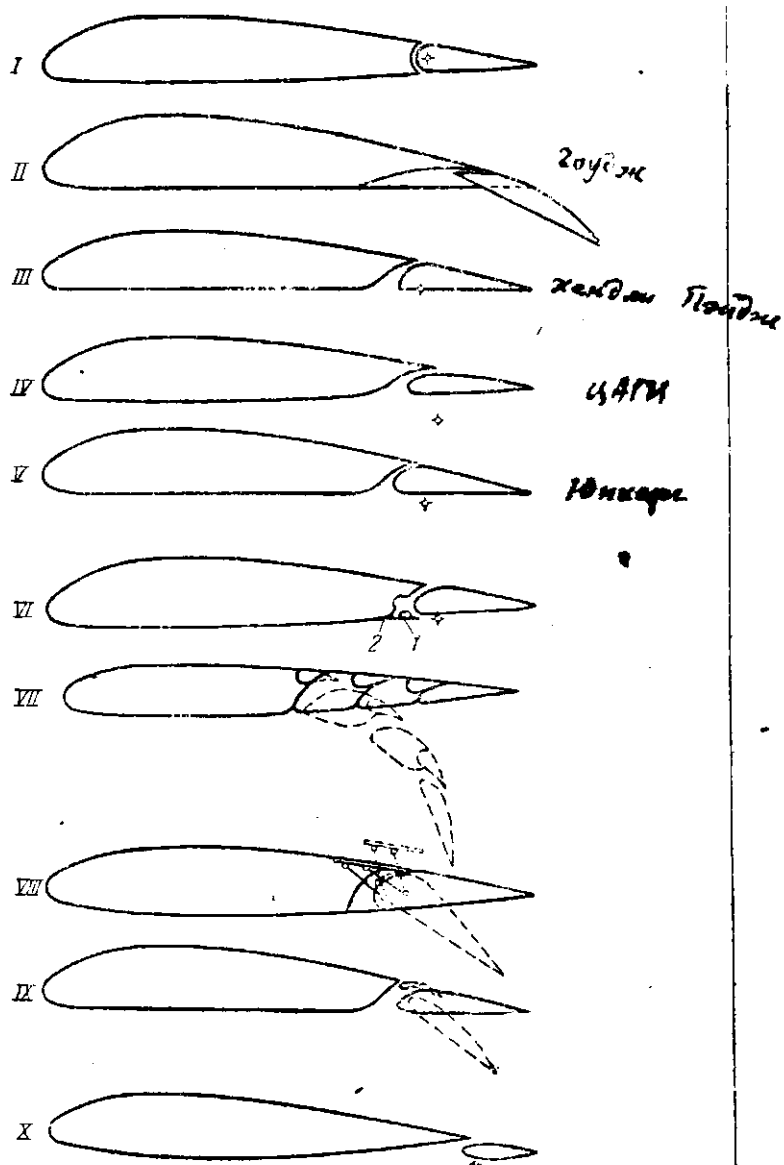
Фиг. 47. Изменение полярной кривой крыла при установке концевых турбулизаторов.

гуры высшего пилотажа на больших углах атаки лучше выполняются при малой поперечной устойчивости. Концевые предкрылки в этих случаях снабжаются замками, управление которыми проводят к пилоту.

На малых скоростях, кроме концевых автоматических предкрылков, повышение поперечной устойчивости дают турбулизаторы, или дирутторы (фиг. 47). Турбулизатором может служить проволока или тонкая трубка, укрепленная перед передней кромкой крыла на участке против элеронов. Наивыгоднейший диаметр трубчатого турбулизатора  $d = 1\% b$ , а координаты относительно носка хорды крыла  $x = -1,5\%$  и  $y = -3\%$ . Турбулизаторы уменьшают  $C_{y \max}$  и несколько увеличивают  $C_x$  (до кризиса).

#### § 4. ЗАКРЫЛКИ

Профили и особенности работы закрылков. Закрылком называют несущую поверхность с профилем, образованным из хвостовой части крыла (фиг. 48-I, IX) или же в виде отдельного крыла, расположенного за основным (фиг. 48-X). Приращение  $C_{y \max}$  при отклонении закрылков вниз происходит вследствие значительного увеличения вогнутости

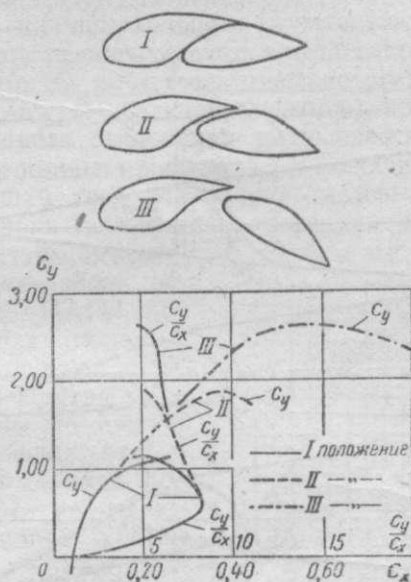


Фиг. 48. Типы закрылков.

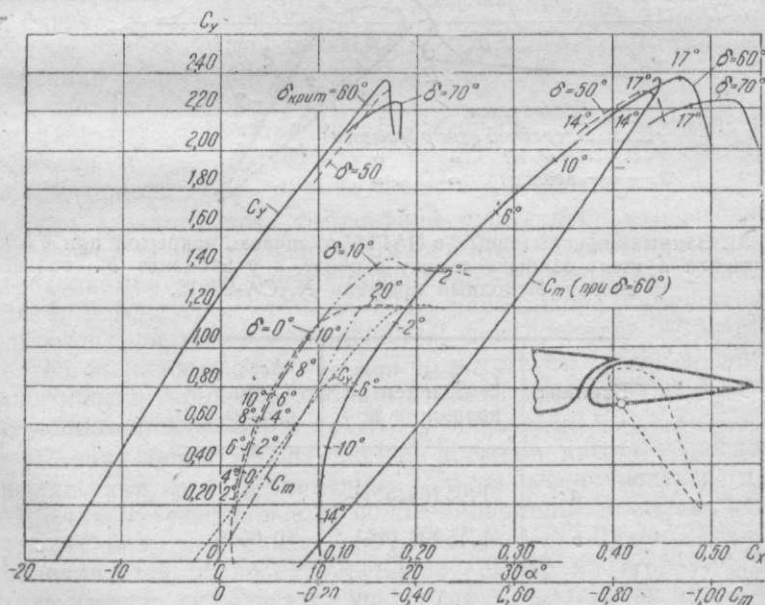
исходного или составного профиля. Этот принцип в чистом виде использован только у простых закрылков (I). В закрылках Гоудж (II) вместе с увеличением вогнутости увеличивается площадь крыла. Во всех остальных типах: щелевых закрылках Хендли Пейдж (III, V), ЦАГИ (IV), Юнкерс (VI), Гранта (VII), Нарди (VIII), Лахмана (IX), подвесных закрылках Юнкерса (X), кроме увеличения вогнутости для повышения скорости пограничного слоя, используют профилированные щели. У закрылков III и IV щель открыта в нейтральном и рабочем положениях, причем в рабочем положении ширина ее больше. Улучшенные закрылки Хендли Пейдж (V) в нормальном полете имеют меньшее сопротивление, так как при небольших углах отклонения  $\delta \approx 10 \div 15^\circ$  и в нейтральном положении щель закрыта. При максимальном угле отклонения  $\delta_{\max} \approx 40 \div 60^\circ$  щель открыта. В закрылках Юнкерс (VI) в полете и на малых углах отклонения щель закрывается снизу заслонкой 1, прижимающейся к крылу, поворачиваясь около шарнира 2 при больших углах отклонения закрылка. Для дальнейшего увеличения  $c_{y \max}$  применяют сложные закрылки (фиг. 48-VII, VIII, IX), позволяющие увеличивать углы отклонения и задерживающие срыв потока на самих закрылках.

Выбор основных размеров закрылков при расположении их по всему размаху. Эффективность закрылков всех типов зависит от их размаха и повышается при его увеличении. При одной и той же суммарной длине два закрылка на концах прямоугольного крыла дают меньшие приращения  $c_{y \max}$ , чем один закрылок, расположенный в середине размаха. Для прямоугольного крыла при уменьшении размаха закрылков с концов крыла зависимость  $\Delta c_{y \max} = f(l)$  близка к линейной. Для трапецевидных крыльев еще больше разница между эффективностью концевых и средних закрылков. Эффект средних закрылков на трапецевидном крыле больше, так как при одной и той же длине они влияют на большую часть площади крыла. Кроме того,  $\Delta c_{y \max}$  зависит от сужения крыла, изменения относительной толщины и вогнутости по размаху и от угла закрутки.

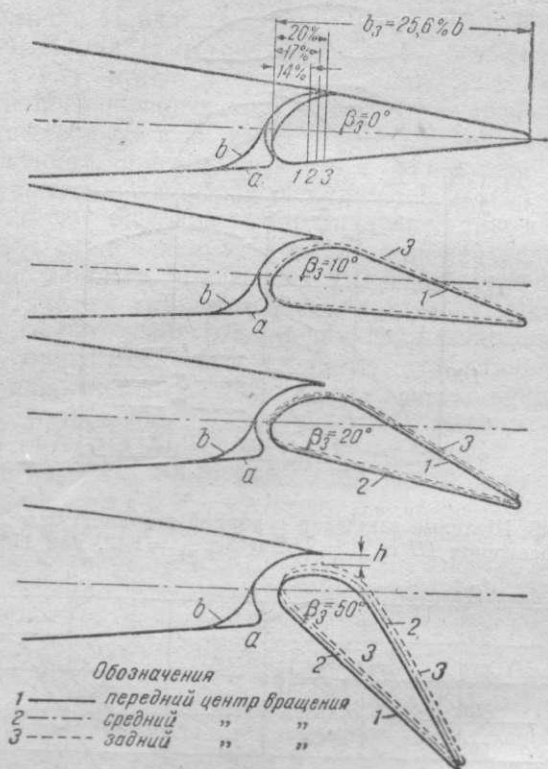
Наиболее выгодная хорда простых закрылков равна  $20\% b$ . При дальнейшем увеличении хорды закрылка  $\Delta c_{y \max}$  уменьшается, а шарнирные моменты и  $c_x$  возрастают. Увеличение хорды закрылков ограничено положением заднего лонжерона крыла и возрастанием шарнирного момента. Щелевые и подвесные закрылки имеют аэродинамическую компенсацию и могут быть шире, чем элероны. У самолета Кельнер-Бешеро, с целью повышения эффективности, хорда щелевого закрылка достигает  $62,5\% b$  (фиг. 49). Закрылки Гоудж, шириною менее  $30-35\%$ , применять не имеет смысла, так как их сдвиг возможен не более, чем на  $50\% b_z$ . Эти закрылки выдвигают по направляющим, поглощающим шарнирный момент и разгружающим проводку управления.



Фиг. 49. Щелевые закрылки с хордой шириною 62,5%  $b$ .  
Для положения III  $c_{y \max} = 2,62$  и  $\Delta c_{y \max} = 1,42$ , или 118%.



Фиг. 50. Значения  $c_y = f(\alpha)$ ;  $c_y = f(c_x)$ ;  $c_m = f(c_y)$  для прямоугольного крыла  
NACA-23015 со щелевыми закрылками шириною 25,6% по всему  
размаху при различных углах отклонения.



Фиг. 51. Закрылки, испытанные в ЦАГИ, со щелью, закрытой при  $\delta=0$ . У варианта *a* щель закрыта сверху и снизу, а у варианта *b* — только сверху. Исходный профиль NACA-23015.

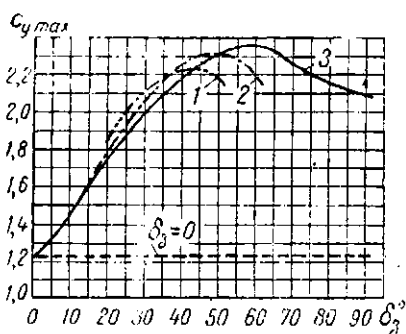
Вариант	$\Delta c_{y \max}$ при $\delta=60$ и центре вращения № 3	$\Delta c_{x \min}$ при $\delta=0$
<i>a</i>	1,05 (84,5%)	0
<i>b</i>	1,15 (94,0%)	0,0016

Углы отклонения всех закрылков имеют критическую величину  $\delta_{кр}$  (фиг. 50), после которой дальнейшее отклонение сопровождается не приращением, а уменьшением  $c_{y\max}$ . Для простых закрылков прямоугольного крыла с профилем Кларк-У и хордами  $b_1 = 10, 20, 30\%$   $b$  критические углы равны соответственно 75, 60, 45°. С увеличением хорды простого закрылка его критический угол отклонения уменьшается, с увеличением относительной толщины профиля  $\delta_{кр}$  увеличивается.

Наивыгоднейший угол отклонения щелевых закрылков зависит от траектории перемещения передней кромки закрылка. На фиг. 51 показаны положения щелевого закрылка, исследованного в ЦАГИ при одинаковых углах поворота относительно различных центров вращения. Центры вращения размещены по нижней образующей профиля на расстояниях, равных 14, 17 и 20% хорды закрылка от его передней кромки. Задняя кромка крыла имела два варианта очертания. В варианте *a* при нейтральном положении закрылка щель закрыта сверху и снизу, а в варианте *b* — только сверху. При плавном очертании задней кромки крыла и сильно сужающейся щели (вариант *b*) приращение  $c_{y\max}$  больше, причем наибольшая величина  $\Delta c_{y\max}$  соответствует третьему варианту центра вращения, при котором ширина щели  $h$  наименьшая.

Для каждого угла отклонения существует наивыгоднейшее положение носка закрылка относительно задней кромки крыла, определяемое положением оси вращения (фиг. 52). Например, для  $\delta_0$  в пределах от 0 до 37,5° наибольшие приращения получают для центра вращения 1, а в пределах 37,5—50° для центра 2; наконец,  $\max c_{y\max}$  соответствует  $\delta_0 = 60^\circ$  и центру 3. Практически, конечно, выбирают центр вращения и  $\delta_0$  соответствующие наибольшему  $c_{y\max}$ .

Ширина щели между задней кромкой крыла и носком закрылка при его отклонении должна увеличиваться до  $1 \div 1,3\%$   $b$ . В нейтральном положении щель должна быть закрыта сверху или снизу (фиг. 48-V и VI). Лучше, если щель увеличивается после отклонения закрылка на угол  $\delta_0 = 10-15^\circ$ . Щель должна сужаться плавно и струя, выходя из щели, должна касаться верхней поверхности закрылка. Передняя кромка крыла при всех углах отклонения не должна доходить до перпендикуляра, опущенного из задней кромки основного про-



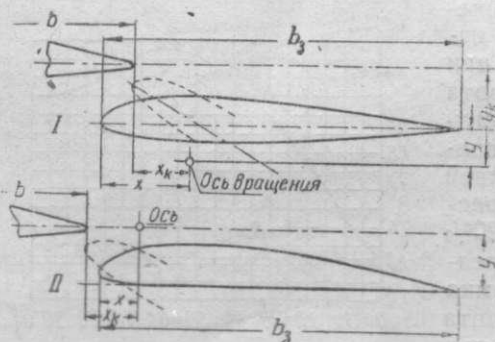
Фиг. 52. Зависимость  $c_{y\max}$  от углов отклонения закрылка при трех положениях оси вращения (варианты фиг. 51):

1—передняя; 2—средняя; 3—задняя ось вращения.

филя крыла на его хорду. Наивыгоднейшие углы отклонения щелевых закрылков в отношении  $\Delta c_{y \max}$  достигают  $50 \div 60^\circ$ .

У сложных закрылков срыв потока затягивается, и  $\delta_{\text{кр}}$  увеличивается при одновременном увеличении  $\Delta c_{y \max}$ .

Наивыгоднейшие углы отклонения подвесных закрылков меньше, чем у щелевых и простых, и равны  $30 \div 40^\circ$ . При отклоненном положении закрылков их передняя кромка немного не доходит до перпендикуляра, опущенного из задней кромки крыла (фиг. 53). Наилучшие результаты дает подвесной закрылок, имеющий большую вогнутость.



Фиг. 53. Два варианта подвесных закрылков ( $\delta_3 = 30^\circ$ ,  $b_3 = 20\% b$ ):

I — крыло и закрылок — профили NASA-23012, ось вращения снизу;  
II — крыло с профилем NASA-23012, закрылок — Кларк-Y, ось вращения сверху.

Вариант	$c_{y \max}$ при $\delta_3 = 30^\circ$	$\Delta c_{y \max}$		$\alpha_{\text{кр}}^\circ$	Координаты осей вращения				$Re$
		абс.	стн. %		относительно хорды и задней кромки крыла		относительно хорды и перед- ней кромки закрылка		
					$y_{\text{кр}}, \% b$	$x_{\text{кр}}, \% b$	$y, \% b_3$	$x, \% b_3$	
I	1,92	0,77	67	14	5,4	3,2	10	25	730 000
II	1,98	0,83	72	14,5	0	3	16	11	609 000

Для исходного профиля NASA-23012  $c_{y \max} = 1,15$ ,

$\alpha_{\text{кр}} = 15,2^\circ$ ,  $c_{z \max} = 0,0103$ ,  $Re = 609 000$ .

Угол отклонения закрылков Гудж не превосходит  $20 \div 30^\circ$ . Наивыгоднейшая в отношении  $\Delta c_{y \max}$  величина  $\delta_3 \approx 20^\circ$ .

Оценка эффективности закрылков различных типов при расположении по всему размаху прямоугольных крыльев. Приращение  $c_{y \max}$  зависит от типа закрылков и основных размерных параметров профиля: относительной толщины и вогнутости. Наибольшей эффективностью обладают сложные закрылки (фиг. 48-VII), у которых  $\Delta c_{y \max}$  доходит до 1,6 и выше. Затем следуют щелевые закрылки (фиг. 51), при помощи которых, правильно выбрав ось вращения и форму щели, можно получить  $\Delta c_{y \max} \approx 1,05 \div 1,15$  или  $84,5-94\%$  при  $c = 0,15$

и  $b_z = 0,25 b$ . Простые закрылки шириной 20% для профилей Кларк-У ( $\bar{c} = 0,117$ ), NASA-23012, NASA-23021 дают приращение, соответственно равные  $\Delta c_{y \max} = 0,76; 0,874; 1,017$ , или 61; 77,6 и 87%. Подвесные закрылки шириной 20% в случае одинакового профиля с основным крылом NASA-23012 имеют  $\Delta c_{y \max} = 0,77$ , или 67,0%; при замене профиля закрылка на Кларк-У приращение  $\Delta c_{y \max} = 0,83$ , или 72,0%. Закрылки Гюудж и простые закрылки в отношении  $\Delta c_{y \max}$  примерно равноценны.

Увеличение  $c_{y \max}$  при отклонении щелевых закрылков сопровождается некоторым уменьшением  $\alpha_{кр}$  (фиг. 50). Кроме того,  $\alpha_0$ , соответствующее  $c_y = 0$ , сдвигается на значительные отрицательные углы. Изменение угла отклонения  $\delta_z$  в пределах  $50 \div 70^\circ$  сопровождается незначительным изменением  $c_{y \max}$ , но  $c_x$  при этом меняется в более широких пределах. Эта особенность щелевых закрылков позволяет использовать их в качестве средства управления крутизной траектории планирования и облегчает посадку.

На больших углах атаки при полностью открытых закрылках качество  $\frac{c_y}{c_x}$  падает на 2—3 единицы, и угол планирования увеличивается.

При малых углах атаки, соответствующих взлету, и небольших углах отклонения  $\delta_z = 10 \div 20^\circ$  качество по сравнению с закрытым крылом уменьшается незначительно. На взлете отклонение закрылков сопровождается значительным увеличением  $c_y$  (фиг. 50) и уменьшает длину разбега.

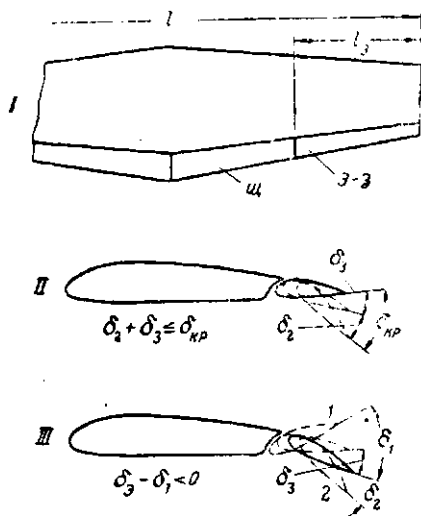
При полностью открытых закрылках (фиг. 50)  $c_{m0}$  при  $c_y = 0$  увеличивается с 0,012 при  $\delta_z = 0^\circ$ , до 0,216 при  $\delta_z = 60^\circ$ . Коэффициент  $c_{y \min}$  при  $c_{y \max}$  увеличивается с 0,30 до 0,90, что соответствует перемещению ЦД к задней кромке по сравнению с нейтральным положением на 13,5%  $b$ . Неблагоприятное влияние перемещения центра давления к задней кромке на величину пикпирующего момента в значительной мере уменьшается увеличением скоса потока за крылом и созданием дополнительного кабрирующего момента оперения. Однако часто для уменьшения углов отклонения рулей высоты все же делают управляемый в полете стабилизатор.

Щели, закрытые при нейтральном положении закрылков, почти не увеличивают  $c_{x \min}$  по сравнению с исходным профилем и не уменьшают  $V_{\max}$ . Кронштейны подвески закрылков, тяги и рычаги управления необходимо размещать внутри крыла.

## § 5. ЭЛЕРОНЫ-ЗАКРЫЛКИ

Элероны обычного типа ограничивают размах закрылков, уменьшая  $\Delta c_{y \max}$ , который можно было бы получить при закрылках по всему размаху крыла. Для устранения этого явления вместо обычных элеронов применяют элероны-закрылки, которые могут одновременно отклоняться вниз на угол  $\delta_z < \delta_{кр}$

(фиг. 54-*II*), где  $\delta_{кр}$  — критический угол атаки элерона. Разность между углами  $\delta_{кр} - \delta_1 = \delta_2$  используют для отклонения элеронов-закрылков в качестве элеронов. Для повышения поперечной управляемости управление элеронами-закрылками должно быть дифференциальным. Угол отклонения вниз  $\delta_2$  выбирается таким, чтобы при крайнем отклонении рукоятки в стороны, после того как оба элерона-закрылка были одновременно отклонены вниз на угол  $\delta_2$ , суммарный угол элерона-закрылка, отклоненного вниз, не превышал  $\delta_{кр}$ . Угол отклонения вверх



Фиг. 54. Элероны-закрылки и их углы отклонения.

щ — щитки, э-з — элероны-закрылки

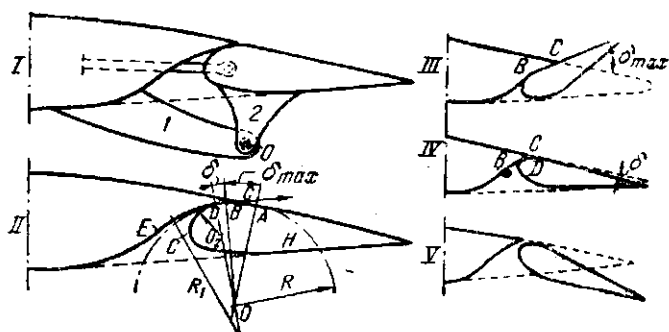
должен быть возможно больше, и во всяком случае необходимо удовлетворение условия  $\delta_1 > \delta_2$  (фиг. 54-*III*). При максимальных отклонениях рукоятки в стороны (или углах вращения штурвала) элерон, отклоняющийся вверх, должен обязательно переходить через нейтральное положение и отклоняться на отрицательный угол. Невыполнение этого требования служит причиной ухудшения поперечной управляемости на некоторых существующих самолетах.

Ввиду того, что углы  $\delta_2$  отличаются от  $\delta_{кр}$  не более, чем на 5—10°, элероны-закрылки почти полностью компенсируют те потери  $\Delta c_{y \max}$ , которые возникают вследствие расположения закрылков или щитков не по всему размаху крыла.

В качестве элеронов-закрылков применяют простые и щелевые элероны. Во втором случае необходимо отсутствие щели между крылом и элероном-закрылком, находящимся в нейтральном положении, а также при полном отклонении его вверх и частичном отклонении вниз (фиг. 55-*III, IV*). Щель увеличивает сопротивление крыла, что нежелательно в нормальном полете и при взлете. При больших углах отклонения элеронов-закрылков вниз, когда их используют для увеличения  $c_{y \max}$ , щель, наоборот, необходима (фиг. 55-*V*). Для выполнения указанных требований ось вращения элерона  $O$  должна быть вынесена значительно ниже хорды крыла (фиг. 55-*I*). Кронштейн 1 и кабанчик элерона 2 неизбежно выступают из профиля крыла и увеличивают вредное сопротивление.

Построение профиля элерона-закрылка (фиг. 55-*II*) начинают с выбора оси вращения  $O$ , которая должна лежать на нормали к верхней поверхности крыла  $OA$  и находиться за передней кромкой элерона на 15—20% его хорды, с тем чтобы

была обеспечена достаточная аэродинамическая компенсация. Из точки  $O$  проводят окружность радиусом  $R=OA$ . На полученной окружности намечают влево точку  $B$  таким образом, чтобы угол  $AOB$  был равен максимальному углу отклонения элерона вверх —  $\delta_{\max}$ . Из точки  $B$  проводят касательную к окружности и в точке пересечения ее с верхним очертанием профиля крыла получают заднюю кромку  $C$  основной части крыла. От радиуса  $OB$  строят влево угол запаздывания  $\delta$ , равный углу отклонения элерона вниз, без образования щели. Дуга  $BD$  будет общей для элерона и крыла. Необходимо преду-



Фиг. 55. Выбор профиля щелевого элерона-закрылка.

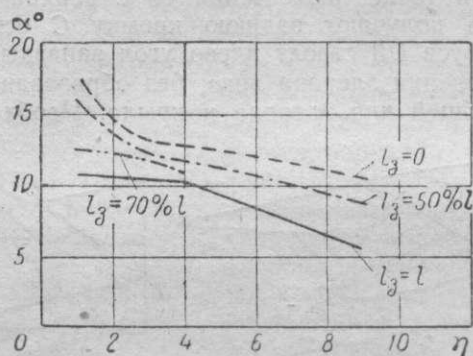
*I*—закрылок в нейтральном положении; *II*—построение профиля и выбор оси вращения; *III*—элерон при максимальном отклонении вверх; *IV*—элерон отклонен вниз, но щель закрыта (при взлете); *V*—максимальное отклонение вниз—щель открыта.

смотреть некоторый зазор, исключающий защемление элерона при деформациях крыла.

На продолжении радиуса  $DO$  выбирают центр новой окружности  $O_1$  с радиусом  $R_1 > R$ , которым описывают дальнейшее очертание основной части профиля до точки перегиба кривой  $E$ . Переход от точки  $E$  до очертания исходного профиля вычерчивают по лекалу или дуге круга. Переднюю кромку элерона вычерчивают до точки  $G$  по дуге круга с радиусом  $DO_1 = r$ , а далее — по лекалу. В данном случае кривая  $GH$  подобрана таким образом, что при отклонении элерона доотказа вверх носок не выступает за очертание исходного профиля крыла. Это условие не является обязательным, так как сопротивление конца крыла с поднятым элероном при выступающем носке увеличивается, и уменьшается неблагоприятный момент рысканья, действующий в сторону элерона, отклоненного вниз.

Закрылки, по сравнению с предкрылками, дают большие переращения  $\alpha_{y\max}$ . В отношении увеличения угла планирования закрылки не менее эффективны. Углы атаки, соответствующие  $\alpha_{y\max}$ , в случае закрылков мало отличаются от  $\alpha_{кр}$  исходного профиля и изменяются в сторону уменьшения, облегчая посадку. При хорошей форме профиля закрылка  $\alpha_{x\min}$  не увеличивается и  $V_{\max}$  не падает. При малых углах отклонения  $\alpha$ ,

возрастает незначительно, позволяя уменьшить разбег благодаря увеличению  $c_y$ . Значительное перемещение центра давления компенсируется увеличением углов скоса потока у оперения. Дальнейшее повышение эффективности закрылков возможно, но связано с усложнением их конструкции (см. фиг. 48-VII, VIII, IX).



Фиг. 56. Углы атаки, при которых начинается авто-ротация, в зависимости от размаха закрылков  $l_z$  и горизонтального сужения крыла  $\eta$ .

Основные недостатки закрылков, свойственные всем типам механизации задней кромки, заключаются в понижении поперечной устойчивости и в уменьшении угла атаки, при котором начинается авторотация (фиг. 56). Углы атаки, на которых устойчивость при крене исчезает, уменьшаются с увеличением сужения крыла  $\eta$  и размаха закрылков.

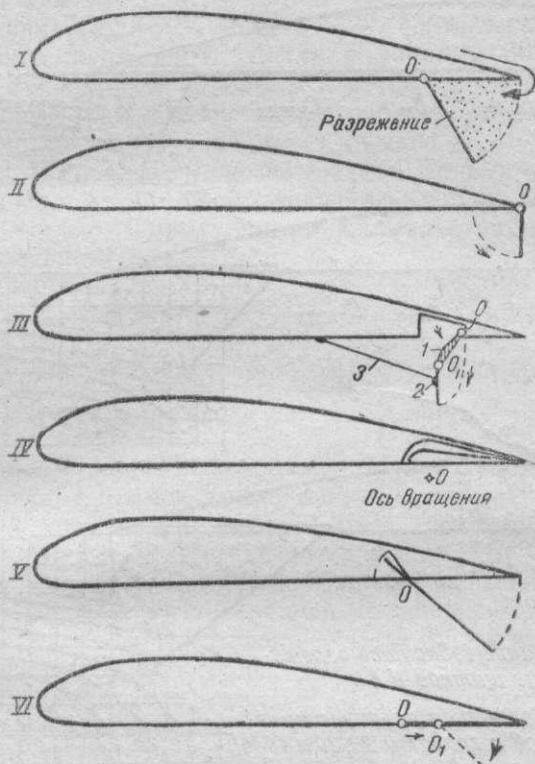
## § 6. ЩИТКИ

Типы щитков и особенности их работы. Щитки помещают на нижней поверхности крыла, задняя кромка которого остается неподвижной (фиг. 57).

При отклонении простых щитков I, щитков Кальма II, Ирвинга III, компенсированных щитков НАСА IV и ЦАГИ V увеличение  $c_{y_{\max}}$  происходит вследствие увеличения вогнутости профиля. Образующаяся между верхней поверхностью щитка и крылом зона разрежения способствует интенсивному откосу пограничного слоя с верхней поверхности крыла через его заднюю кромку. Разрежение над верхней поверхностью всего крыла увеличивается с одновременным повышением давления на нижней поверхности.

Щиток Кальма (II) представляет частный случай простого щитка, отличаясь от него малой шириной, большим углом отклонения, положением оси вращения на задней кромке крыла и открытием в направлении потока. Щиток Ирвинга (фиг. 57-III) состоит по хорде из двух частей 1 и 2, соединенных шарниром O; нижний щиток соединен с крылом тягой 3. В сложен-

ном виде щиток убирается в крыло. Верхняя часть щитка I, шарнирно соединенная с крылом в точке O, открывается автоматически и служит компенсатором. Основная цель этой конструкции, так же как и щитков с осевой компенсацией (фиг. 57-IV и V), заключается в уменьшении шарнирных моментов. У щитка Цапа (фиг. 57-VI), по мере его поворота, ось



Фиг. 57. Типы щитков.

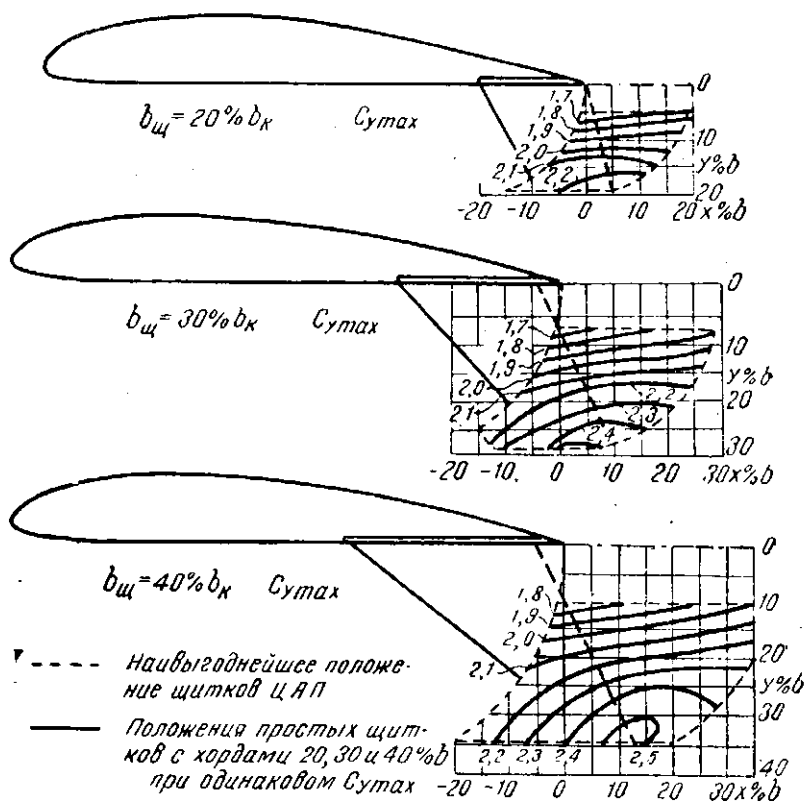
I—простые щитки; II—щитки Кальма; III—Ирвинга; IV—НАСА; V—ЦАГИ; VI—Цапа; O—ось вращения.

вращения O перемещается к задней кромке в положение  $O_1$ , и таким образом повышается эффективность вследствие увеличения площади крыла.

Выбор основных параметров щитков при расположении по всему размаху крыла. Выбор наилучших параметров щитков значительно проще, чем закрылков, так как отпадают вопросы выбора формы щели и профиля.

Максимальное приращение  $c_{y \max}$  щитков, при данной хорде, соответствует сдвигу их задних кромок за перпендикуляр, опущенный из задней кромки крыла (фиг. 58). Подобное положение

ние может быть достигнуто лишь в щитках Цапа со скользящей осью вращения. Щитки Кальма приближаются к наивыгоднейшему положению. При открытии простых щитков их задняя кромка наиболее удалена от наивыгоднейшего положения, и они создают наименьшие  $\Delta c_{y \max}$ . Сдвиг щитков Цапа шири-



Фиг. 58. Траектории перемещения задних кромок щитков, соответствующие одним и тем же  $c_{y \max}$ .

Величины  $c_{y \max}$  написаны на кривых. Координаты  $x$  и  $y$  в процентах от  $b$  указывают положения задних кромок щитка.

ною 20% до задней кромки требует тяжелых кронштейнов. Наивыгоднейшие положения этих щитков могут быть осуществлены при хордах 30 и 40%, так как скользящую ось в этих случаях достаточно сдвинуть примерно до 90% хорды крыла.

Наивыгоднейшая хорда и угол отклонения простых щитков составляют  $b_{щ} = 20\%$  и  $\delta_{щ} = 60^\circ$ . При дальнейшем увеличении хорды  $\Delta c_{y \max}$  остается почти постоянным, но соответствующий ему угол уменьшается (фиг. 58). Увеличение хорды и углов отклонения щитков сверх  $b_{щ} = 20\%$  и  $\delta_{щ} = 60^\circ$  имеет смысл лишь для понижения качества, т. е. увеличения угла

планирования и сопротивления при пробеге. Для максимального приращения  $c_{y \max}$  щитки с хордой, меньшей 20%, отклоняют на углы, большие 60°, например, при  $b_{\text{щ}} = 15\%$ ,  $\delta_{\text{н. max}} = 75^\circ$ . Однако  $\Delta c_{y \max}$  в этом случае меньше, чем у щитков шириною 20%.

Щитки Цапа с хордой 20% устанавливают так, что их задняя кромка совпадает с перпендикуляром, опущенным из задней кромки крыла. В этом случае для профиля Кларк-У при  $\delta = 75^\circ$  величина  $c_{y \max} = 2,25$  вместо 2,28, соответствующего наилучшему положению. Щитки с хордами 30 и 40% при сдвиге скользящей оси на 90%  $b$  и  $\delta = 60^\circ$  дают  $c_{y \max}$ , соответственно равные 2,44 и 2,49. Таким образом увеличение хорды щитков Цапа свыше 30% не имеет смысла.

Максимальная эффективность щитков Кальма соответствует углу отклонения  $\delta = 90^\circ$ . При увеличении хорды эффективность возрастает, однако, ширина щитка Кальма ограничена соображениями прочности до  $5 \div 6\% b$ .

На трапецевидных крыльях для увеличения  $c_{y \max}$  щитки следует делать с таким же сужением, как и крыло. Щитки с постоянной хордой по всему размаху и, следовательно, с относительной шириной, увеличивающейся по направлению к концам крыла, имеют меньшие  $\Delta c_{y \max}$  и  $\frac{c_y}{c_x}$  при  $c_{y \max}$ .

Из эксплуатационных соображений необходимо обеспечить жесткость задних кромок крыла и щитка сдвигом их по хорде. Срез задней кромки крыла (фиг. 59-I), необходимый для постановки в задней кромке щитка стрингера, не уменьшает  $\Delta c_{y \max}$  в то время как срез задней кромки щитка (фиг. 59-II) или сдвиг его оси вращения к передней кромке крыла (фиг. 59-III) немного понижает эффективность. Если разделить хвостовую часть профиля пополам (фиг. 59-IV), то жесткость крыла и щитка будут недостаточными.

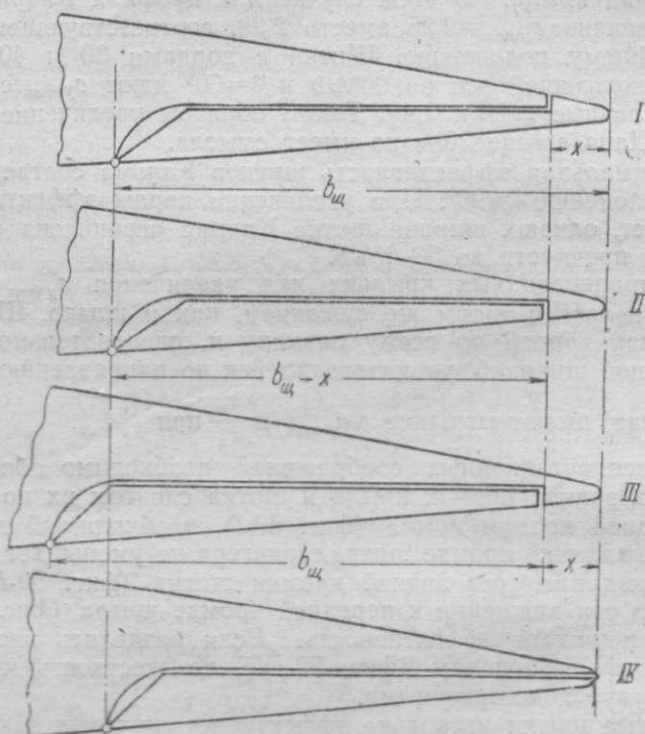
Простые щитки несколько эффективнее щелевых закрылков в отношении приращения  $c_{y \max}$ . Щитки с хордой 21,2%  $b$  имеют такое же приращение  $c_{y \max}$ , как щелевые закрылки шириною 25,6% со щелью, закрытой в нейтральном положении сверху и снизу (фиг. 60). Критический угол атаки при открытых щитках равен или немногим меньше, чем у исходного профиля, в то время как при щелевых закрылках понижается на 3—5°. Щитки Цапа эффективнее простых щитков и закрылков всех типов. При одинаковых углах отклонения сопротивление простых щитков больше, чем у закрылков, и они выгоднее при подходе на посадку и при пробеге, но менее выгодны для взлета, чем щелевые закрылки. Щитки Цапа при взлете лучше, чем щелевые закрылки.

Коэффициент  $c_m$  и перемещение центра давления у простых щитков меньше, чем у щелевых закрылков, примерно одинаковых в этом отношении со щитками Цапа.

Простые щитки не увеличивают сопротивления в нормальном полете и лучше щелевых закрылков и щитков Цапа, у ко-

торых обычно имеются детали (кронштейны, рычаги), выступающие из габаритов крыла.

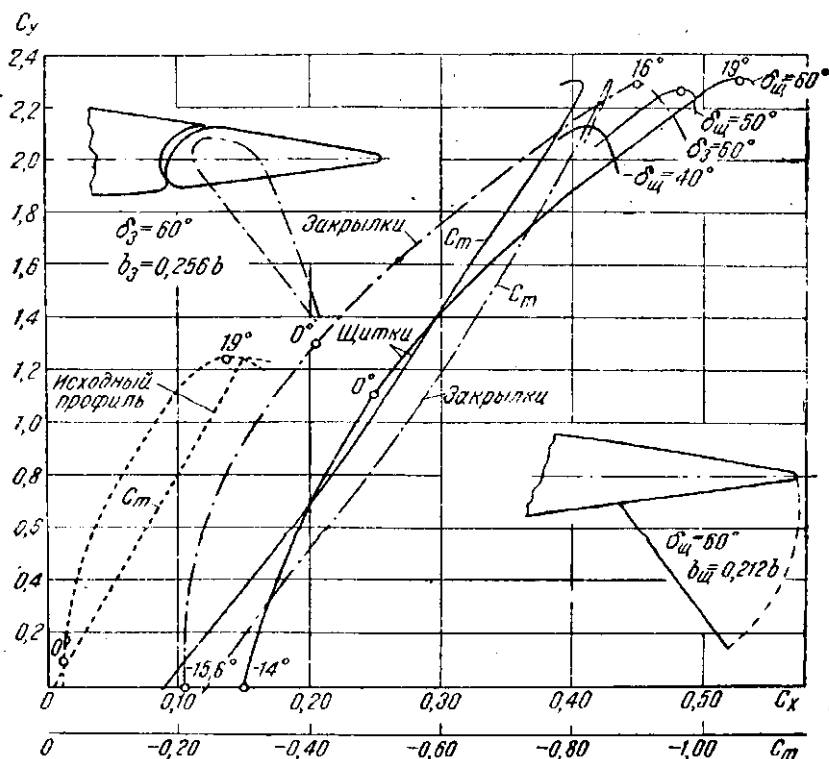
У щитков  $\Delta c_{y \max}$  можно считать независимым от числа Рейнольдса и степени турбулентности потока. Однако  $\Delta c_{y \max}$  в значительной степени зависит от основных параметров исходного профиля, так же как и для других типов механизации крыла.



Фиг. 59. Способы образования задних кромок щитка и крыла.

Основной недостаток простых щитков заключается в больших шарнирных моментах. Например, при  $\alpha = 10^\circ$   $m_{ш} = \frac{M_{ш}}{q S_{ш} b_{ш}} = 0,6$ , т. е. в три раза больше, чем для щелевых закрылков при компенсации, равной 25%. Щитки Цапа имеют аэродинамическую компенсацию. Второй недостаток заключается в более резком уменьшении  $c_y$ , чем у щелевых закрылков при уменьшении угла отклонения по сравнению с наивыгоднейшим. Для уменьшения угла планирования при ошибке в расчете посадки уменьшают  $\delta$ , чтобы понизить сопротивление. Но это вызывает уменьшение  $c_y$  и проваливание самолета до тех пор, пока он не наберет необходимую скорость. Этот недостаток имеет существенное значение при подходе на посадку на малой высоте с неработающим мотором.

Щитки, размещенные на части размаха. Эффективность щитков более всего зависит от их длины и положения по размаху крыла. Приближенный способ определения  $\Delta c_{y \max}$  в зависимости от формы крыла, его профиля  $l_{\text{ш}}$  и  $Re_{\text{пос}}$  по сечению, проходящему через центр тяжести площади, был указан в книге «Основы проектирования самолетов».



Фиг. 60. Сравнительные характеристики щелевых закрылков.  $b_z = 25,6\% b$  и простых щитков  $b_{\text{ш}} = 21,2\% b$  при  $\delta_z = \delta_{\text{ш}} = 60^\circ$ .

Профиль НАСА-23015,  $Re = 0,82 \cdot 10^6$ . Прямоугольное крыло,  $l_z = l_{\text{ш}} = l$ .

Абсолютная величина  $\Delta c_{y \max}$  зависит от геометрических параметров крыла, профиля и его модификации по размаху. Характер изменения  $\Delta c_{y \max} l_{\text{ш}} = x = f(\Delta c_{y \max}) l_{\text{ш}} = l$  для крыльев, мало отличающихся основными параметрами  $\eta$ ,  $\eta_n$ , геометрической и аэродинамической закруткой, можно считать независимым от основных геометрических параметров профиля. Поправка на влияние положения крыла относительно фюзеляжа незначительна и  $c_{y \max}$  крыла в присутствии фюзеляжа можно определить на основании расчета  $\Delta c_{y \max}$  изолированного крыла, имеющего такое же расположение щитков

и их суммарную длину, как у данного самолета. Основная задача заключается в определении  $\Delta c_{y \max} l_{\text{ш}}=l$  данного крыла при механизации его по всему размаху с учетом всех факторов: изменения  $c_{y \max}$  исходного профиля в зависимости от  $Re_{\text{пос}}$  и степени турбулентности потока в трубе,  $\Delta c_{y \max} l_{\text{ш}}=l$  данного профиля в зависимости от его геометрических параметров и перерывов механизации под фюзеляжем.

$$c_{y \max} = f(l_{\text{ш}}); \Delta c_{y \max} = f_1(l_{\text{ш}})$$

и

$$\Delta c_{y \max} l_{\text{ш}}=x = k \Delta c_{y \max} l_{\text{ш}}=l,$$

где коэффициент  $k$  изменяется по закону, отличающемуся от линейного (фиг. 61).

Щитки посредине размаха трапецевидных крыльев, составляющие 70%  $l$ , имеют  $\Delta c_{y \max}$  примерно на 20% меньше, чем при размещении по всему размаху. Как при перерыве (вариант В), так и без перерыва под фюзеляжем (вариант А), чем больше горизонтальное сужение крыла, тем меньше потеря  $\Delta c_{y \max}$  вследствие отсутствия механизации на его концах. Отсутствие механизации на концах крыльев с прямоугольным центропланом также вызывает незначительную потерю эффективности (фиг. 62).

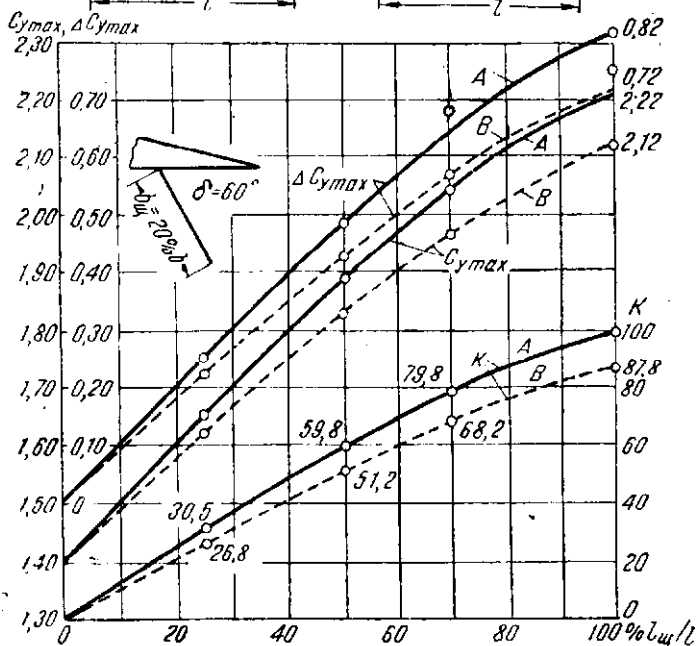
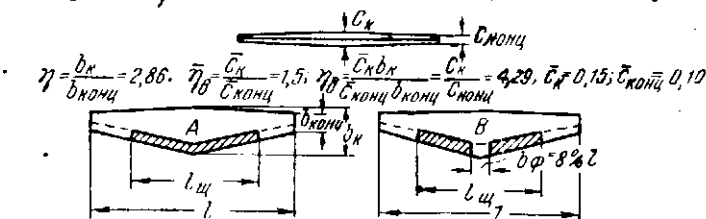
Перерыв щитков в центроплане изолированного крыла, равный ширине фюзеляжа, снижает  $\Delta c_{y \max}$  сравнительно с  $l_{\text{ш}}=l$  примерно на 12% (фиг. 61 и 62).

У двухмоторных и многомоторных самолетов gondолы моторов часто доходят до задней кромки крыла и прерывают таким образом механизацию. Как показывают испытания, проведенные в ЦАГИ,  $\Delta c_{y \max}$  щитков в этом случае значительно уменьшается. Перерывы, равные в сумме 31,4% размаха щитка, снизили  $\Delta c_{y \max}$  с 0,89 до 0,61, или на 31,5%. Для устранения потерь  $\Delta c_{y \max}$  желательно в этих случаях делать подвижной нижнюю половину хвостового обтекателя gondолы и крепить ее к щитку, избегая таким образом перерыва.

Для уменьшения скорости пикирования применяют тормозные щитки, укрепленные вблизи передней кромки крыла (фиг. 63-I, II, III). Тормозные щитки размещают по размаху, избегая попадания на хвостовое оперение и элероны возмущенного ими потока. Для уменьшения продольного и шарнирного моментов тормозные щитки делают из отдельных труб с зазорами между ними.

Иногда в качестве тормозных щитков используют простые, но это не рационально, так как щитки приходится усиливать. Кроме того, крутящий момент в этом случае значительно больше, чем при щитках, установленных снизу вблизи передней кромки крыла.

$$\bar{c}_{cp} = \frac{S_M}{S} = \frac{\eta \cdot \bar{c}_k + \bar{c}_{конц}}{\eta + 1} = 0,137 \quad \bar{c}_{цт} = 0,140 \quad \lambda = 0,64$$



Фиг. 61. Изменение  $c_{y\max}$  и  $\Delta c_{y\max}$  в зависимости от размаха щитков  $l_{щ}$  на трапециевидном крыле.

Вариант А — без перерыва щитков в центроплане;  
вариант В — с перерывом щитков в центроплане.

$b_{\phi} = 8\% l$ . Размах щитков  $l_{щ}$  в обоих вариантах считается между их наружными концами.

$$K = \frac{\Delta c_{y\max} \text{ при } l_{щ} < l}{\Delta c_{y\max} \text{ при } l_{щ} = l} \cdot 100.$$

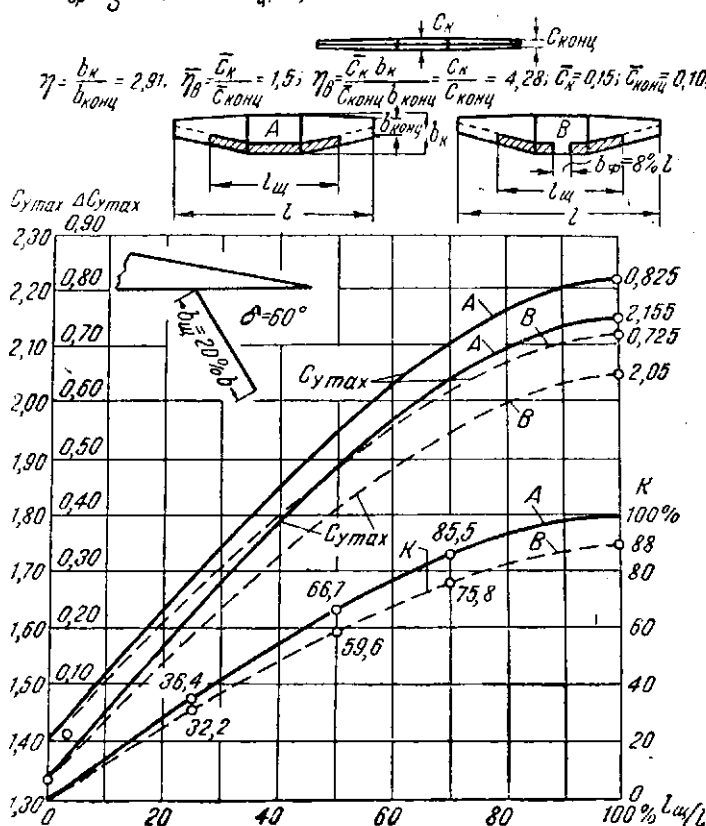
$S_M$  — площадь миделя крыла (в виде спереди).

$$\bar{C}_{cp} = \frac{S_M}{S} = 0,141$$

$$\bar{C}_{цт} = 0,146$$

$$\lambda = 6,63$$

$$\eta = \frac{b_K}{b_{\text{конц}}} = 2,91; \quad \bar{\eta}_B = \frac{\bar{C}_K}{\bar{C}_{\text{конц}}} = 1,5; \quad \eta_B = \frac{\bar{C}_K b_K}{\bar{C}_{\text{конц}} b_{\text{конц}}} = 4,28; \quad \bar{C}_K = 0,15; \quad \bar{C}_{\text{конц}} = 0,10;$$



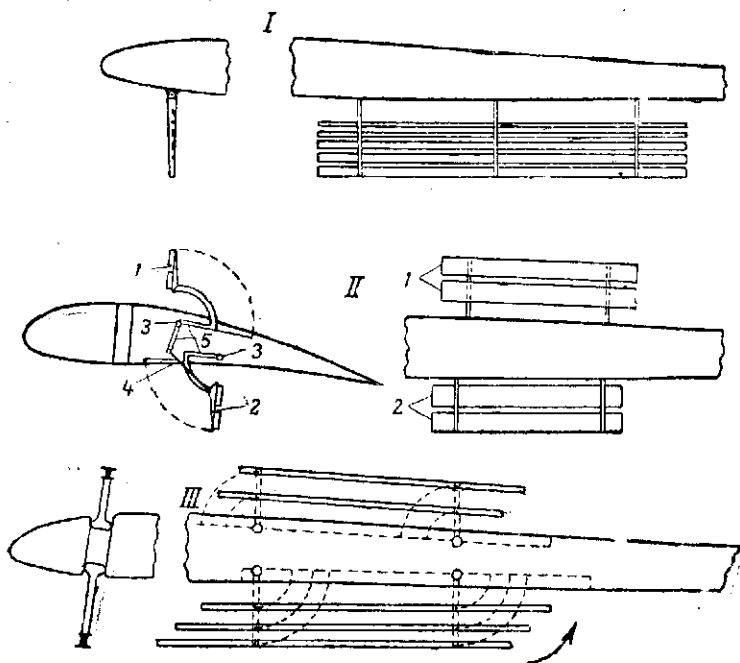
Фиг. 62. Изменение  $C_{y_{\text{max}}}$  и  $\Delta C_{y_{\text{max}}}$  в зависимости от размаха щитков  $l_{\text{щ}}$  на трапециевидном крыле с прямоугольным центропланом.

Вариант А — без перерыва щитков в центроплане; вариант В — с перерывом щитков.  $b_{\text{ф}} = 8\% l$ . Размах щитков  $l_{\text{щ}}$  в обоих вариантах считается между их наружными концами.

$$k = \frac{\Delta C_{y_{\text{max}}} \text{ при } l_{\text{щ}} < l}{\Delta C_{y_{\text{max}}} \text{ при } l_{\text{щ}} = l} \cdot 100.$$

Компенсированные двойные тормозные щитки (фиг. 63-II, III) также не нашли применения на самолетах вследствие их сложности и ухудшения верхней поверхности крыла.

Наиболее рациональны складные тормозные щитки зонтичного типа, размещаемые в хвостовой части фюзеляжа за оперением (см. ч. V, фиг. 378).



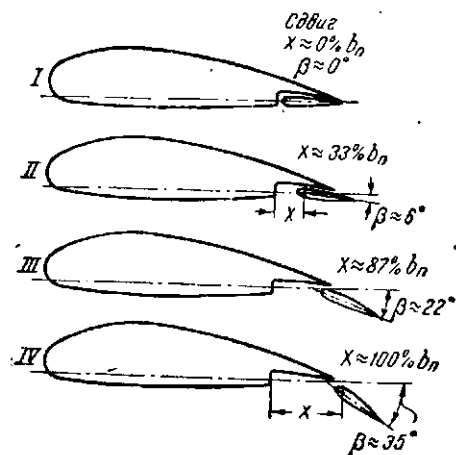
Фиг. 63. Типы тормозных щитков для уменьшения скорости пикирования.

I—щитки на нижней поверхности крыла. II—компенсированные щитки: 1—верхний щиток, 2—нижний щиток, 3—оси вращения, 4—тяга, 5—рычаг. III—двойной щиток, складывающийся в направлении по размаху.

## § 7. ПОДКРЫЛКИ

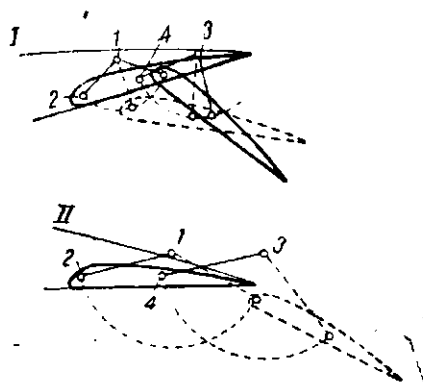
Подкрылок Фаулера (фиг. 64) имеет крыльевой профиль и в нейтральном положении помещается в углублении хвостовой части крыла. При полном открытии подкрылок сдвигается назад, причем центр окружности, вписанной в носок подкрылка, находится на перпендикуляре, опущенном из задней кромки крыла и на  $2,5\% b$  ниже его хорды. Для получения  $\max c_y$  подкрылок отклоняют на угол  $\delta \approx 30^\circ \div 40^\circ$  в зависимости от величины хорды.

Подкрылок ЦАГИ (фиг. 65) отличается от подкрылка Фаулера траекторией движения и конечным положением. Крепление подкрылка осуществляют двумя стержнями 1—2 и 3—4, имеющими на концах шарниры. При открытии подкрылок сначала опускают, а в конце хода поворачивают на некоторый угол, причем передняя кромка подкрылка не доходит до зад-



Фиг. 64. Положение подкрылков Фаулера на различных режимах.

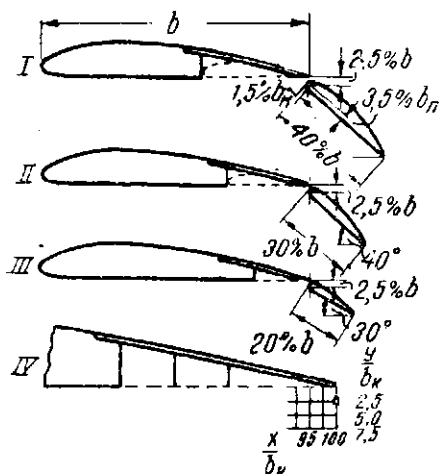
I— $V_{\text{тах}}$  и  $V_{\text{крейс}}$ ; II—набор высоты;  
III—взлет сухопутного самолета; IV—взлет и посадка гидросамолета.



Фиг. 65. Кинематика механизма подкрылков ЦАГИ—I и тот же механизм в применении к подкрылкам Фаулера—II.

ней кромки крыла (фиг. 65-I). Если в конечном положении между передней кромкой подкрылка и крылом имеется щель, то подкрылок ЦАГИ работает в условиях, близких к подкрылку Фаулера, а при отсутствии — подобно щитку Цапа.

Механизм подкрылков ЦАГИ применяют и для подкрылков Фаулера (фиг. 65-II), но в этом случае оси крепления звеньев размещают вне крыла.



Фиг. 66. Наивыгоднейшие положения подкрылков Фаулера с хордами 20, 30 и 40%  $b_k$ .

Координаты соответствуют положению центра окружности, вписанной в переднюю кромку подкрылка ( $x = b_k$ ;  $r = 1,5\% b_k$ ;  $y = 2,5\% b_k$ ); профили крыла и подкрылка — Кларк-Y.  $Re = 609\,000$ .

№	$b_n, \%$	$\delta^\circ$	$c_{y \max}$	$\Delta c_{y \max}$		Координаты подкрылка в $\% b_k$	
				абсол.	$\%$	x	y
I	40	40	3,17	1,85	142,0	100	-2,5
II	30	40	2,85	1,54	117,5	100	-2,5
III	20	30	2,45	1,14	87,0	100	-2,5

IV—наивыгоднейшее положение центра окружности, вписанной в переднюю кромку подкрылков всех размеров.

Для наилучшего использования подкрылков при взлете необходимо вначале обеспечение кинематикой механизмов движения подкрылков назад с незначительным увеличением угла отклонения. Поворот подкрылка на наивыгоднейший угол для посадки должен производиться в конце траектории. Применение подкрылков вызывает необходимость установки механизации управления стабилизатором в полете.

В подкрылках Фаулера использованы все принципы увеличения  $c_{y \max}$ : увеличение вогнутости, площади, а также эффект щелей. Подкрылки дают наибольшее приращение  $c_{y \max}$  по сравнению с другими типами механизации. С увеличением хор-

ды подкрылка  $c_{y \max}$  увеличивается, но по аэродинамическим и весовым соображениям увеличение хорды свыше 30% нерацionalmente. Наивыгоднейшее положение подкрылков соответствует сдвигу центра окружности, вписанной в его переднюю кромку на  $x=b$  назад и на  $y=2,5\%b$  вниз. Для подкрылков шириной 40 и 30%  $b$  наивыгоднейшие углы отклонения равны  $40^\circ$ , а для  $b_n=20\%b$ , угол  $\delta=30^\circ$  (фиг. 66). Приращение  $c_{y \max}$  для подкрылков шириной 20, 30 и 40%  $b_k$ , расположенных по всему размаху прямоугольного крыла с профилем Кларк-У, соответственно равно  $\Delta c_{y \max}=1,14; 1,54$  и  $1,86$  или 87; 117,5 и 142%.

Из всех типов механизации подкрылки Фаулера являются наивыгоднейшими для взлета, но наименее эффективными в отношении увеличения угла планирования на посадку.

Основными недостатками подкрылков Фаулера, препятствующими их широкому распространению, являются сложность кинематики, большие перемещения центра давления, достигающие 20%  $b$ , и выступающие в поток детали механизмов, увеличивающие  $c_{x \min}$ .

Приращение  $c_{y \max}$  несколько больше при наличии щели между крылом и передней кромкой подкрылков ЦАГИ такой же ширины. По сравнению с подкрылками Фаулера подкрылки ЦАГИ менее эффективны.

## § 8. СЛОЖНЫЕ МЕХАНИЗИРОВАННЫЕ КРЫЛЬЯ

В сложных механизированных крыльях применяют различные комбинации основных типов: предкрылки с закрылками, щитками или подкрылками, щитки с закрылками и подкрылками. Основное назначение этих крыльев — повышение  $c_{y \text{ пос}}$ , а в некоторых случаях — уменьшение критических углов атаки и перемещения центра давления, увеличение угла планирования.

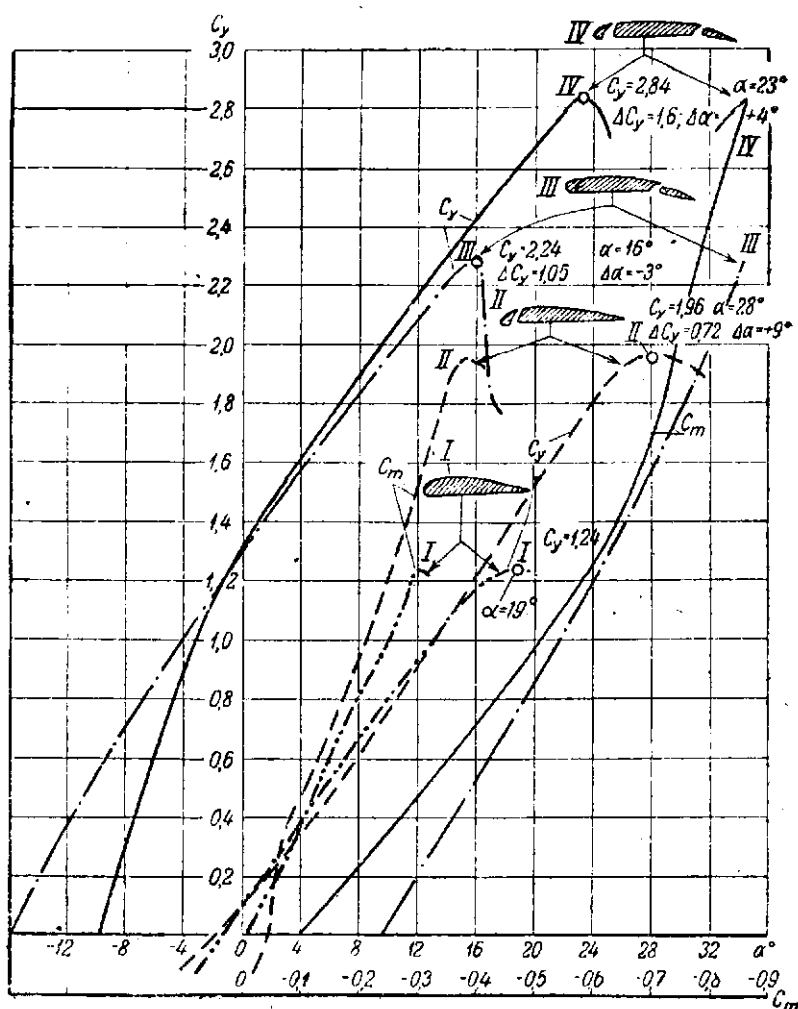
Наиболее распространено сочетание предкрылков с закрылками и щитками; реже встречаются предкрылки с подкрылками. Комбинация предкрылков с закрылками наиболее удачна, так как устраняет недостаток, свойственный предкрылкам: возрастание  $\alpha_{кр}$ . С другой стороны, предкрылки уменьшают  $c_{m_0}$ , одновременно уменьшая и перемещение назад центра давления, свойственное закрылкам (фиг. 67). Ввиду того, что  $\alpha_{кр}$  предкрылков и закрылков различен,  $\alpha_{кр}$  их комбинации больше, чем у закрылков, но меньше, чем у предкрылков. Приращение  $c_{y \max}$  не равно сумме приращений от предкрылков и закрылков, взятых в отдельности.

Комбинация предкрылков с простыми щитками дает больший  $\alpha_{кр}$ , чем с закрылками, так как  $\alpha_{кр}$  при щитках обычно равен, а при закрылках менее  $\alpha_{кр}$  исходного профиля.

Максимальное приращение  $c_{y \max}$  получено при комбинации на прямоугольном крыле с профилем Кларк-У предкрылков с подкрылками Фаулера (предкрылками с хордой 14%  $b$  и подкрылками шириной 40%  $b$ ), расположенными по всему размаху:  $\Delta c_{y \max}=2,39$ , или 185%, и  $\Delta \alpha=+10^\circ$ . Один предкрылок

дал  $\Delta c_{y_{\text{max}}} = 1,90$ , или 144%, а один закрылок  $\Delta c_{y_{\text{max}}} = 0,81$ , или 64%.

Среднюю часть предкрылков обычно делают управляемой, а концевые части — автоматическими. Недостаток комбиниро-



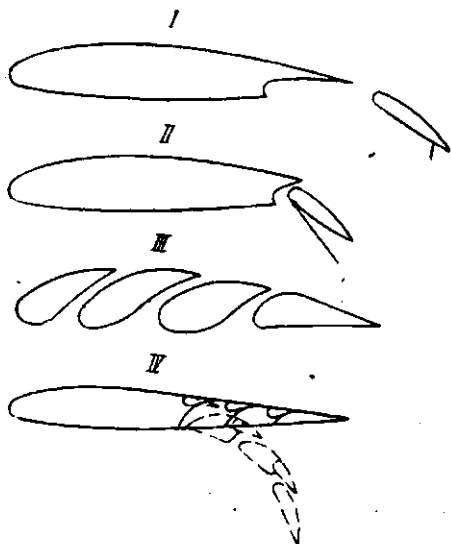
Фиг. 67. Характеристики прямоугольного крыла с профилем NASA-23015, щелевыми закрылками  $b_z = 25,6\% b$ ,  $\delta = 60^\circ$  и предкрылком  $b_{II} = 13\% b$  по всему размаху.

I—исходный профиль; II—с предкрылком; III—с закрылком; IV—с предкрылком и закрылком.

ванного крыла — значительное увеличение  $\alpha_{кр}$ , вследствие чего использовать  $c_{y_{\text{max}}}$  крыла при посадке нельзя. Дальнейшее уменьшение  $\alpha_{кр}$  дает комбинация предкрылков вместе с закрылками и щитками на закрылке. Недостаток этой тройной комби-

нации при  $\alpha_{кр}$  близком к  $\alpha_{кр}$  исходного профиля, заключается в некотором понижении  $\Delta c_{y \max}$  по сравнению с предкрылком и закрылком (или щитком) и в усложнении конструкции.

Небольшой щиток на подкрылке Фаулера (фиг. 68-I) дает дополнительное приращение  $\Delta c_{y \max} = 1,868 - 1,608 = 0,26$ , или 21,3%. Общее приращение  $c_{y \max}$  в этом случае равно  $\Delta c_{y \max} = 1,868$ , или 152,8%, тогда как для одного подкрылка Фаулера  $\Delta c_{y \max} = 1,608$ , или 131,5%.



Фиг. 68. Типы сложных механизированных крыльев без предкрылков.

Комбинация щелевого за- крылка с отдельно управляемым щитком (фиг. 68-II) позволяет при постоянном  $c_{\mu}$  изменять  $c_{\mu}$  в широких пределах, что важно для управления траекторией планирования при вынужденной посадке с неработающим мотором. Изыскания способов дальнейшего повышения эффективности механизированных крыльев заставили возвратиться к многощелевым крыльям Хендли Пейдж (фиг. 68-III). Одно из таких крыльев с семью щелями при большой вогнутости увеличивало  $c_{y \max}$  до 3,92. Недостатки этих крыльев: большое сопротивление в нормальном полете и большой  $\alpha_{кр} \approx 26 \div 45^\circ$ . В последнее время появились многощелевые крылья с заслонками и малой вогнутостью в нормальном полете, как, например, крыло Гранта (фиг. 68-IV), дающее  $\Delta c_{y \max} = 1,6$ .

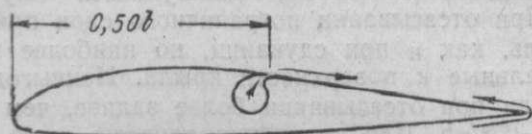
Ввиду сложности конструкции таких крыльев, их управления и неизбежных неровностей, увеличивающих сопротивление в нормальном полете, эти типы механизации не могут рассчитывать на широкое применение.

## § 9. МОТОРИЗОВАННЫЕ КРЫЛЬЯ

Моторизованными можно назвать крылья, в которых для повышения эффективности используют силовые установки, приводящие в действие нагнетатели или заставляющие двигаться часть поверхности крыла. В большинстве этих крыльев  $c_{y \max}$  увеличивается с одновременным увеличением  $\alpha_{кр}$ , а лобовое сопротивление уменьшается. Комбинируя механизацию с моторизацией, можно значительно понизить  $\alpha_{кр}$ .

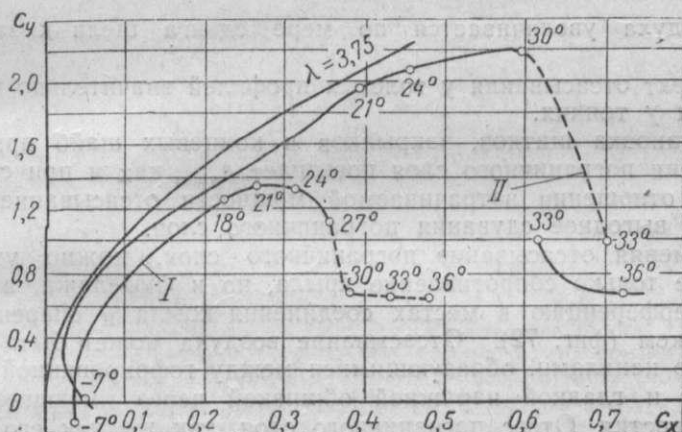
Сдувание пограничного слоя. Струя воздуха сдувает обратный поток в пограничном слое, а реакция струи

дает некоторую тягу, уменьшающую сопротивление (фиг. 69). Щель должна быть направлена назад и иметь такую форму, чтобы струя воздуха при выходе была касательной к очертанию верхней поверхности профиля.  $c_{y\max}$  возрастает при увели-



Фиг. 69. Наивыгоднейшая форма и положение щели при сдувании пограничного слоя.

чении расхода воздуха через щель и скорости его выдувания. Наивыгоднейшая абсцисса щели составляет примерно 50%  $b$ . Коэффициенты мощности, необходимые для сдувания пограничного слоя,  $c_N = \frac{N \cdot 150}{\rho S V^3}$  и расхода воздуха  $c_q = \frac{Q}{SV}$  можно считать не зависящими от углов атаки на всем диапазоне летных скоро-



Фиг. 70. Полярные диаграммы прямоугольного крыла с  $\lambda = 3,75$ ,  $\bar{c} = 0,20$ ,  $\bar{f} = 0,02$  для исходного профиля и при сдувании пограничного слоя.

Расстояние щели от передней кромки  $x = 50\% b$ . Ширина щели по всему размаху 0,75%  $b$ . Среднее значение коэффициента мощности  $c_N = 0,0694$ . При отсасывании пограничного слоя через ту же щель полярная диаграмма остается неизменной при среднем значении  $c_N = 0,0643$ .

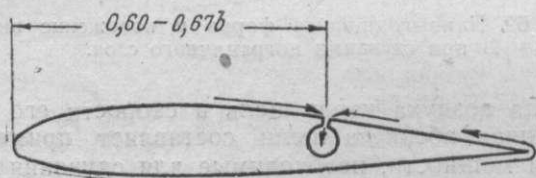
I—исходный профиль; II—крыло со сдуванием пограничного слоя.

стей. Сдуванием пограничного слоя можно увеличить  $c_{y\max}$  на 80—90% (фиг. 70) при щели по всему размаху.

Дополнительная установка по всему размаху щитка шириною 20% повышает  $\Delta c_{y\max}$  до 225÷235%, а если к тому же установить на концах крыла шайбы, то  $\Delta c_{y\max} \approx 245 \div 265\%$ . При

сдувании пограничного слоя лобовое сопротивление уменьшается, что позволяет повысить  $V_{\max}$ .

Отсос пограничного слоя. Движущийся в направлении полета пограничный слой отсасывается через щели и не сталкивается со слоем, движущимся ему навстречу (фиг. 71). При отсасывании пограничного слоя применяют такую же щель, как и при сдувании, но наиболее эффективны щели, нормальные к поверхности крыла. Наивыгоднейшее положение щели при отсасывании более заднее, чем при сдувании,  $x \approx 60-67\% b$ . Для получения одного и того же  $c_y$  рас-



Фиг. 71. Наивыгоднейшая форма и положение щели при отсосе пограничного слоя.

ход воздуха увеличивается по мере сдвига щели к задней кромке.

Эффект отсасывания у толстых профилей значительно больше, чем у тонких.

Постановка щитков, закрылков и концевых шайб при отсасывании пограничного слоя повышает  $c_{y\max}$  как и при сдувании. В отношении затрачиваемой мощности отсасывание несколько выгоднее сдувания пограничного слоя.

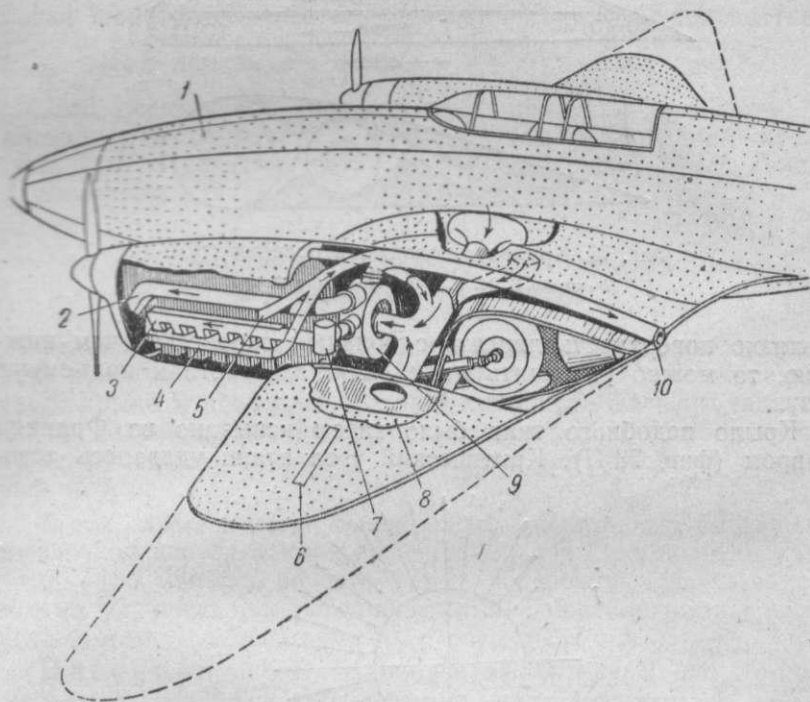
Применяя отсасывание пограничного слоя, можно уменьшить не только сопротивление крыла, но и фюзеляжа, а также интерференцию в местах соединения крыла и оперения с фюзеляжем (фиг. 72). Отсасывание воздуха может быть произведено каналами, образующимися между гофрированной внутренней и гладкой наружной обшивкой через имеющиеся в ней отверстия. Отсос пограничного слоя, так же как его сдувание, уменьшает сопротивление крыла, в особенности у скоростных самолетов, где сопротивление трения составляет большую часть сопротивления.

Примерный расчет установки для отсоса пограничного слоя на самолете «Комета» (фиг. 72) дает следующие результаты. Если бы удалось отсосать пограничный слой со всей поверхности не только крыла, но фюзеляжа и оперения, то  $V_{\max}$  увеличилась бы с 378 до 560 км/час, правда, без учета увеличения веса конструкции и веса мотора, необходимого для отсоса.

Летные испытания самолета «Перигрин», оборудованного установкой для отсоса пограничного слоя, дали следующие результаты: 1) увеличение скороподъемности на 29% при затрате  $N=8$  л. с.; 2) уменьшение минимального угла планирования

на 19% при дополнительной мощности  $N=6\div 5$  л. с.; 3) увеличение  $V_{\max}$  на  $4\div 5\%$  при затрате  $N=13,0$  л. с. на отсасывание.

Основной недостаток как сдувания, так и отсасывания пограничного слоя заключается в прекращении работы установки при вынужденной посадке вследствие остановки мотора.



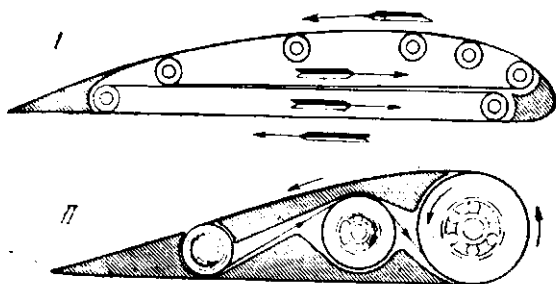
Фиг. 72. Проект установки на самолете „Комета“ для отсоса пограничного слоя. Пунктиром показаны нормальные крылья, а сплошными линиями — крылья, необходимые при отсосе пограничного слоя.

1—отверстия в обшивке фюзеляжа; 2—трубопровод, подводящий воздух для охлаждения мотора; 3—всасывающий трубопровод; 4—выхлопной коллектор; 5—трубопровод, отводящий от мотора нагретый воздух; 6—интерцептор; 7—карбюратор; 8—отверстия в обшивке крыла; 9—нагнетатель, подающий отсосанный воздух для охлаждения мотора и в карбюратор; 10—выхлопной коллектор и вывод воздуха.

Ставить дополнительный мотор только в расчете на этот случай нерационально. Применение комбинации щитков или закрывков вместе с отсосом или сдуванием несколько улучшает положение, но усложняет и увеличивает вес конструкции. Моторизация выгодна, если мощность, необходимая для нагнетателей, меньше и эффект ее больше, чем в случае использования дополнительной мощности непосредственно на винтах.

Крыло с подвижной поверхностью, как теоретический способ уменьшения профильного сопротивления крыла и получения тяги, было предложено Б. Н. Юрьевым в 1926 г.

(фиг. 73-*I*). Под влиянием трения от набегающего потока плотняная обшивка, установленная на роликах, должна начать двигаться, вследствие чего сила трения уменьшается. Приводя обшивку в движение от мотора, можно получить тягу. Если

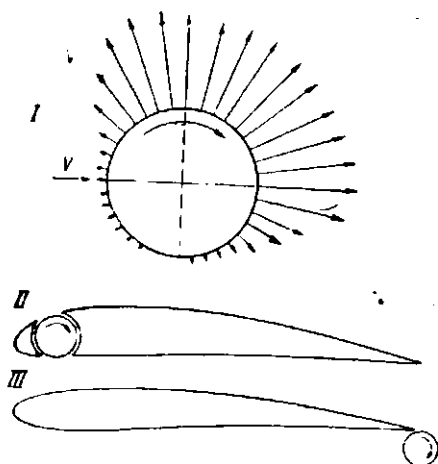


Фиг. 73. Крылья с подвижной поверхностью.

*I*—крыло Б. Н. Юрьева; *II*—крыло Фавра.

верхнюю поверхность двигать с большей скоростью, чем нижнюю, то можно увеличить циркуляцию скорости и подъемную силу.

Крыло подобного типа было затем испытано в Франции Фавром (фиг. 73-*II*). Критический угол атаки удавалось дово-



Фиг. 74. Цилиндр Флеттнера *I* и его комбинация с крылом.

*II*—крыло Прандтля; *III*—крыло Ловго.

доть до  $90-105^\circ$ , причем был получен  $c_{y \max} = 1,865$  при  $\alpha = 55^\circ$ . Относительная скорость ленты  $v_d$ , необходимая для предотвращения срыва потока, изменяется в зависимости от скорости потока:  $\frac{v_d}{V} = 1,5$  при  $\alpha = 30^\circ$  и  $\frac{v_d}{V} = 2,5$  при  $\alpha = 50^\circ$ . Для крыла

с хордой 3,3 м при скорости  $V=200$  км/час потребовалось бы для переднего барабана  $n=1500$ , а для заднего  $n=3000$  об/мин.

Цилиндры Флеттнера и их комбинация с крылом. Цилиндр, движущийся поступательно и в то же время вращающийся относительно своей оси, создает значительное разрежение на участке поверхности, где скорость вращения складывается с поступательной (фиг. 74-I). При установке шайб на концах коэффициент подъемной силы достигает

$$c_{y \max} \approx 15,0, \text{ причем } \frac{c_{y \max}}{c_{x \min}} = 30.$$

Для уменьшения сопротивления цилиндра в полете был испытан ряд комбинаций его с крылом в передней кромке (фиг. 74-II, Прандтль) и у задней кромки (фиг. 74-III, Лонго). В последнем случае  $c_{y \max} = 1,8$ .

## § 10. ОСОБЫЕ ТИПЫ ПОПЕРЕЧНОГО УПРАВЛЕНИЯ ПРИ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛЬЕВ

Установка обычных элеронов, составляющих часть несущей поверхности крыла, уменьшает размах механизированной части крыла и понижает его эффективность. Элероны-закрылки почти полностью компенсируют потерю  $c_{y \max}$  и применяются на современных самолетах с большой нагрузкой на квадратный метр.

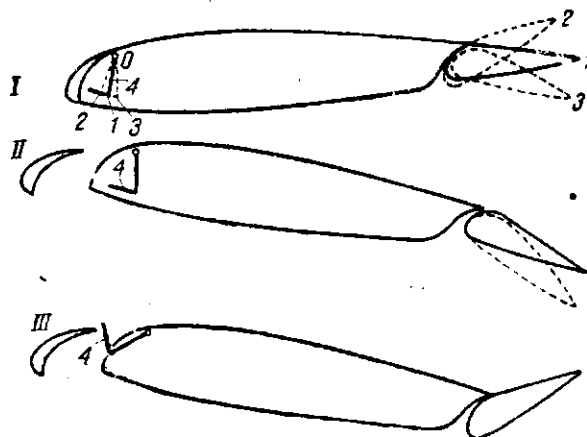
В тех случаях, когда механизация имеет целью уменьшение посадочной скорости ниже вошедших в практику величин  $V_{\text{пос}} = 100 \div 130$  км/час, недостаточную поперечную управляемость можно улучшить дополнительными приспособлениями: интерцепторами и комбинациями их с предкрылками.

Интерцепторы. Наиболее эффективный способ повышения поперечной устойчивости и управляемости на малых скоростях заключается в применении автоматических концевых предкрылков в комбинации с элеронами и пластинчатыми интерцепторами (фиг. 75). Интерцептор представляет пластинку 4 (фиг. 75-I), спрятанную внутри крыла под предкрылком в нерабочем положении. Отклонения элеронов на малых углах атаки, при закрытых автоматических предкрылках, вызывают отклонения интерцептора, указанные цифрами соответственно положению элерона, причем интерцептор не выходит из профиля крыла.

На больших углах атаки при открытых автоматических предкрылках интерцептор, находящийся против элерона, отклоненного вниз, также не выходит из габаритов крыла (фиг. 75-II). Открытие предкрылка и отклонение элерона вниз увеличивают подъемную силу этого конца крыла, причем затягивание срыва потока открытым предкрылком улучшает работу элерона.

На другом конце крыла с элероном, отклоненным вверх, интерцептор полностью выходит и перекрывает щель у задней

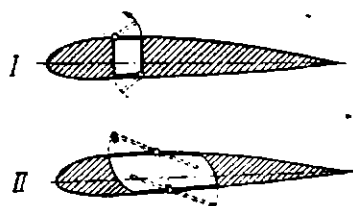
кромки предкрылка (фиг. 75-III), создавая срыв потока. Интерцептор в этом случае устраняет приращение  $c_{y \max}$ , вызванного открытым предкрылком, и усиливает эффект элерона, отклоненного вверх. Интерцептор должен полностью выходить из крыла в начале отклонения элерона вверх  $\delta_e = -6^\circ$  —  $-8^\circ$



Фиг. 75. Комбинация автоматического концевго предкрылка, элерона и интерцептора.

и оставаться в этом положении при дальнейших увеличениях углов отклонения. Для устранения толчков на рукоятке и упрощения механизма интерцептор отклоняют от нейтрального положения 0—1 в обе стороны 0—2, 0—3 (фиг. 75-I).

Возможна установка интерцепторов независимо от элеронов и предкрылков. Поперечный момент в этом случае создается



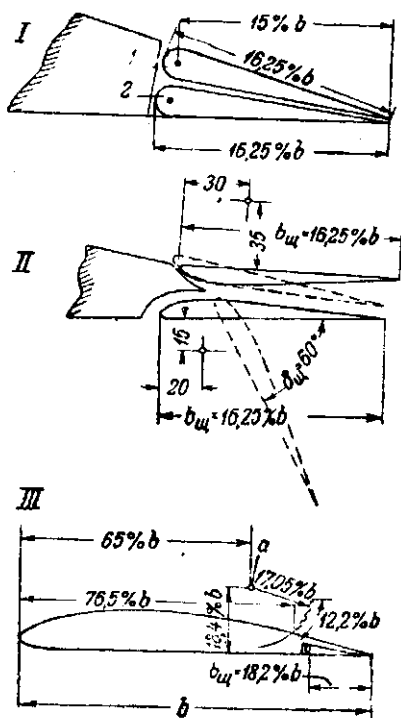
Фиг. 76. Щелевые интерцепторы со щелью, закрытой сверху и снизу.

уменьшением подъемной силы на конце крыла с отклоненным интерцептором. Недостаток поперечного управления при помощи одних интерцепторов заключается в запаздывании их действия. В первый момент после отклонения интерцептора поток отклоняется вверх без срыва и происходит как бы мгновенное увеличение вогнутости профиля и не уменьшение, а, наоборот, увеличение подъемной силы. Через

0,1—0,25 сек. наступают резкий срыв порока и падение подъемной силы. Запаздывание действия интерцептора устраняют при помощи щели, сверху закрытой интерцептором, а снизу — заслонкой, открывающейся одновременно с интерцептором (фиг. 76). Еще лучше комбинация элерона, действующего без запаздывания, с интерцептором, который очень хорошо рабо-

тает на больших углах атаки крыла, когда элероны начинают терять эффективность. Соединение элерона с интерцептором также устраняет потерю поперечной управляемости при полете на спине. Размах интерцепторов составляет от 0,3 до 0,5 размаха элеронов, а хорда равна 70—100 мм. Интерцепторы дают благоприятные моменты рыскания, затормаживая опущенное крыло.

Элероны-щитки I (фиг. 77-I) при нейтральных щитках 2 могут отклоняться только вверх, а при опущенных щитках — также вниз, увеличив поперечный момент. Основной недостаток элеронов-щитков — большие шарнирные моменты, примерно в три раза больше, чем у нормальных элеронов с внутренней компенсацией. Уменьшение шарнирных моментов (около 50%) дают элероны-щитки с внутренней компенсацией, установленные в нейтральном положении под отрицательным углом (фиг. 77-II), но и эти элероны неудовлетворительны ввиду уменьшения поперечных моментов, усложнения конструкции и увеличения сопротивления. У элеронов, имеющих вид изогнутых пластинок, спрятанных в крыле и отклоняющихся только вверх (фиг. 77-III), шарнирный момент равен нулю, а эффективность несколько выше, чем у типов I и II. Недостатки этих элеронов — увеличение сопротивления вследствие выноса оси вращения над крылом и наличие выреза в обшивке крыла.



Фиг. 77. Особые типы элеронов.

I — элероны-щитки; II — компенсированные элероны-щитки; III — элерон в виде цилиндрической пластинки с осью вращения  $a$ , вынесенной из крыла.

## § 11. ВЫВОДЫ

Первые экземпляры самолетов с механизированными крыльями переделывали из существующих без изменения площади крыла, в результате чего посадочная и максимальная скорости уменьшались. При уменьшении скорости посадки ухудшалась поперечная управляемость в весьма ответственный момент приземления.

Таким образом принцип расширения диапазона скоростей уменьшением посадочной скорости оказался невыгодным, понижая летные данные. Самолеты, построенные по этому принципу, не обеспечивающему увеличения безопасности посадки и взлета, пригодны в настоящее время лишь для специальных заданий. Для подобных целей целесообразнее применение геликоптера, полностью отвечающего требованиям нулевого разбега и пробега, предъявляемым к взлету и посадке.

В современных самолетах механизацию крыла с одновременным уменьшением площади крыла используют для расширения диапазона скоростей при увеличении максимальной скорости. Посадочные скорости некоторое время составляли 100—120 км/час, а затем повышались в связи с улучшением аэродромов, установкой тормозов и применением трехколесного шасси.

Несмотря на существование более эффективных типов механизации, наибольшим распространением пользуются простые щитки. Этот тип механизации оказался вполне удовлетворительным для улучшения взлетно-посадочных данных, простым в конструктивном, производственном и эксплуатационном отношении, выгодным в весовом отношении и наименее портящим поверхность крыла в полете.

Щелевые закрылки несколько эффективнее щитков (при правильном выборе размеров) и лучше для взлета. Они с успехом применяются преимущественно для бомбардировщиков, перегруженных при взлете.

Оба типа механизации часто применяют в комбинации с элеронами-закрылками, позволяющими получить эффект, близкий к механизации задней кромки по всему размаху. При проектировании управления элеронами-закрылками необходимо обеспечить повышение их дифференциала при одновременном отклонении вниз, иначе неизбежно ухудшение поперечной управляемости.

Для крыльев с большими сужениями  $\eta=3,5-4$  для повышения поперечной устойчивости необходима установка концевых автоматических предкрылков.

Большая эффективность других типов механизации не окупает усложнения конструкции, производства, увеличения веса и сопротивления.

В течение ряда лет изыскания в области механизации и моторизации не дали новых решений вопроса, коренным образом повышающих эффективность крыла. Кроме того, повышение эффективности крыла и дальнейшее уменьшение его площади и толщины уже сейчас вызывают для одномоторных самолетов значительные затруднения при размещении баков, вооружения и уборке колес. Препятствием к уменьшению размеров крыла, в первую очередь, являются шасси, так как уменьшение размеров крыла и отсутствие возможности полной уборки колес и ног шасси нерационально для современных скоростных самолетов. Для сверхскоростных самолетов может оказаться целесо-

образным отказ от механизации крыла, от шасси современных типов и переход к наземным средствам обеспечения посадки с большой скоростью: движущаяся дорожка, встречный поток и т. д.

Переход на сбрасывающееся шасси с посадкой на ползья может также оказаться целесообразным для современных скоростных самолетов по соображениям веса, аэродинамики и прочности.

Точное определение площади крыла невозможно без расчета  $c_{y\max}$  крыла и подбора соответствующей механизации. Не менее важно определение  $\alpha_{кр}$  при механизации крыла. В настоящее время наиболее разработаны методы определения  $c_{y\max}$  изолированного крыла. Что же касается поправок, учитывающих уменьшение  $c_{y\max}$ , то их можно вводить только ориентировочно, значительно понижая точность всего расчета, вследствие чего становится сомнительной целесообразность сложных расчетов  $c_{y\max}$  изолированного крыла.

## Глава IV

### ФЛАТТЕР КРЫЛА

#### § 1. ФИЗИЧЕСКАЯ КАРТИНА ФЛАТТЕРА

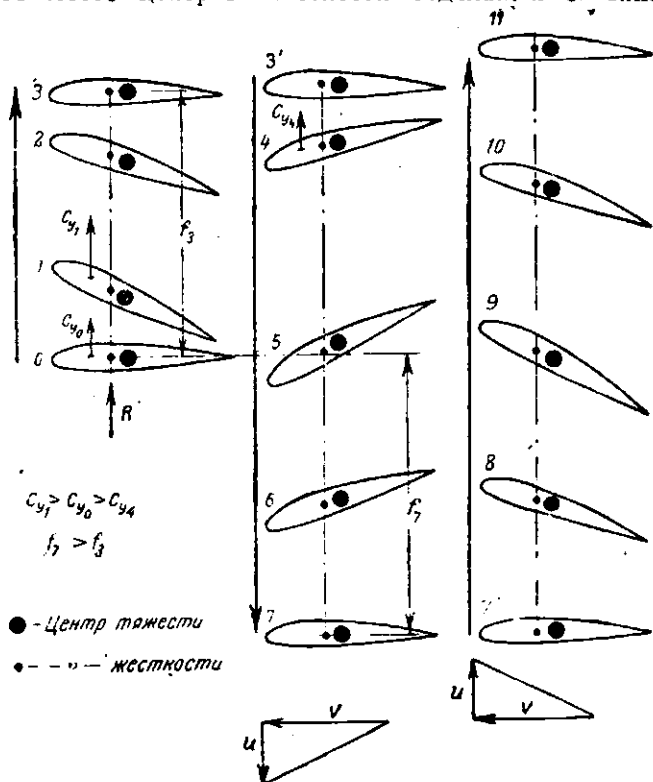
*Флаттером* называют самовозбуждающиеся колебания, возникающие в полете при больших скоростях и характеризующиеся увеличением амплитуды.

При проектировании скоростных самолетов должно быть обращено самое серьезное внимание на вибрации, так как флаттер может возникнуть при первом же полете и вызвать разрушение крыла или оперения. В начальной стадии проектирования необходимо и можно учесть зависимости, связывающие конструктивные параметры и позволяющие своевременно принять меры, устраняющие возможность возникновения вибраций типа флаттер в диапазоне летных скоростей.

В установившемся полете крыло находится в равновесии под действием аэродинамических сил, веса и внутренних сил упругости. Если крыло подвергается воздействию мгновенной дополнительной внешней силы: изменение подъемной силы вследствие возникновения вертикального потока воздуха, резкого отклонения элерона и т. д., то равновесие внешних и внутренних сил нарушается. Крыло с постепенно уменьшающейся скоростью отклоняется и занимает новое положение, в котором внутренние силы упругости и веса опять уравниваются аэродинамическими силами. При устранении дополнительных внешних сил под влиянием внутренних сил упругости крыло стремится занять исходное положение. В обоих случаях возни-

кает ускоренное движение и появляются силы инерции, направленные в сторону, обратную ускорению.

Точкой приложения внутренних сил упругости является центр жесткости данного сечения. Для всего крыла в целом характерной является ось жесткости, представляющая геометрическое место центров жесткости отдельных сечений. Поло-



Фиг. 78. Схема колебаний крыла с центром тяжести, расположенным позади центра жесткости.

жение центра жесткости по хорде зависит от типа конструкции и для большинства современных крыльев изменяется в пределах 25÷36% хорды.

Положение центра тяжести зависит от типа конструкции, размещения грузов и изменяется в различных сечениях по размаху крыла. У большинства современных крыльев центр тяжести находится приблизительно на 40% хорды. Геометрическое место центров тяжести отдельных сечений по размаху крыла называется осью тяжести.

Пусть (фиг. 78) начальное положение крыла  $O$  соответствует равновесию внутренних и внешних сил в условиях установившегося режима, а центр тяжести находится позади

центра жесткости. Под действием дополнительной внешней силы  $R$  крыло начнет быстро двигаться вверх. Под действием инерционных сил, приложенных к центру тяжести, его движение отстает от движения центра жесткости и происходит закручивание сечения на положительный угол. Увеличение угла атаки в положении 1 вызовет увеличение подъемной силы  $\Delta c_y = c_{y1} - c_{y0}$ , которое способствует движению вверх, начавшемуся под действием силы  $R$ . По мере отклонения крыла от нейтрального положения 0 внутренние силы упругости увеличиваются и в некотором положении 3 становятся равными подъемной силе.

После устранения внешней силы крыло под влиянием сил упругости начинает быстро двигаться вниз от положения 3, причем движение центра тяжести будет опять отставать от движения центра жесткости (положение 4). Крыло закручивается на отрицательный угол, вследствие чего  $c_{y4} < c_{y0}$ . При движении крыла вниз под влиянием сил упругости противодействие со стороны подъемной силы уменьшается на величину  $\Delta c_y = c_{y0} - c_{y4}$ . Силы инерции отклоняют крыло вниз до положения 7, которое при неблагоприятных условиях будет отстоять от нейтрального положения на величину  $f_7 > f_8$ .

При дальнейшем движении вверх (7—8—10) крыло закручивается на положительные углы, способствующие увеличению подъемной силы и дальнейшему увеличению амплитуды колебаний.

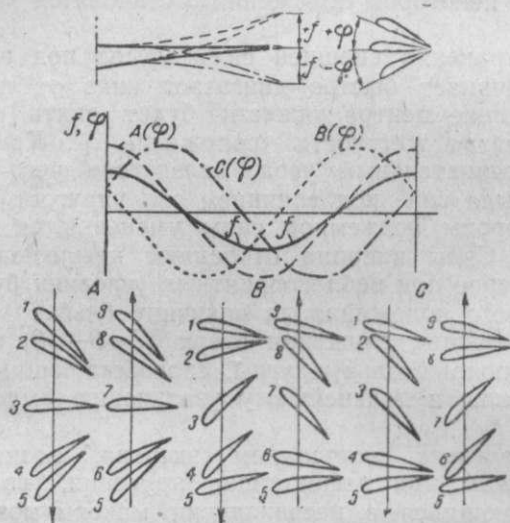
Дополнительным источником энергии, возникающей от подъемной силы при деформации кручения, является сдвиг фаз, заключающийся в несовпадении максимумов и нулевых значений прогибов и углов закручивания. Прогиб  $f$  и угол кручения  $\varphi$  изображены по времени косинусоидами (фиг. 79). Прогиб  $f$  изображен одной, а углы закручивания — тремя кривыми  $A, B, C$ , соответствующими различному сдвигу фаз. Положения сечения крыла соответственно случаям  $A, B, C$  указаны через  $1/8$  периода.

Кривая  $A$  указывает на отсутствие сдвигов фаз или случай совпадения по времени максимальных и нулевых значений  $f$  и  $\varphi$ , причем знаки деформаций совпадают. Дополнительная подъемная сила, создаваемая деформацией кручения, является возбуждающей при положениях 3—5, 7—9 и демпфирующей в положениях 1—3 и 5—7. Работа дополнительной подъемной силы за период равна нулю ввиду симметрии колебаний.

В случае, изображенном кривой  $B$ , угол кручения достигает нулевой и максимальной величин раньше прогиба. При всех положениях, за исключением 1 и 5, дополнительная подъемная сила является возбуждающей. Возбуждающее действие превышает демпфирующее и возможен флаттер.

В случае  $C$  нулевого и максимального значений достигают сначала прогиб, а затем угол закручивания. Большую часть периода дополнительная подъемная сила демпфирует (1—4 и

5—8). Работа демпфирования превосходит работу возбуждения и флаттер в этом случае невозможен. Флаттер возможен вследствие сдвига фаз и именно в том случае, когда кручение опережает изгиб (случай В — фиг. 79). Когда сдвиг фаз, постепенно увеличивающийся от нуля, достигнет такой величины, при которой энергия возбуждения станет больше энергии, затрачиваемой на преодоление всех демпфирующих воздействий (из которых можно пока отметить лишь гистерезис), то возникшие колебания перестанут затухать. Сдвиг фаз зависит от



Фиг. 79. Влияние сдвига фаз изгиба и кручения на характер колебаний. Положения сечения крыла указаны через  $1/8$  периода.

скорости полета. Существует какая-то критическая величина сдвига фаз, определяемая критической скоростью полета, при которой наступает флаттер.

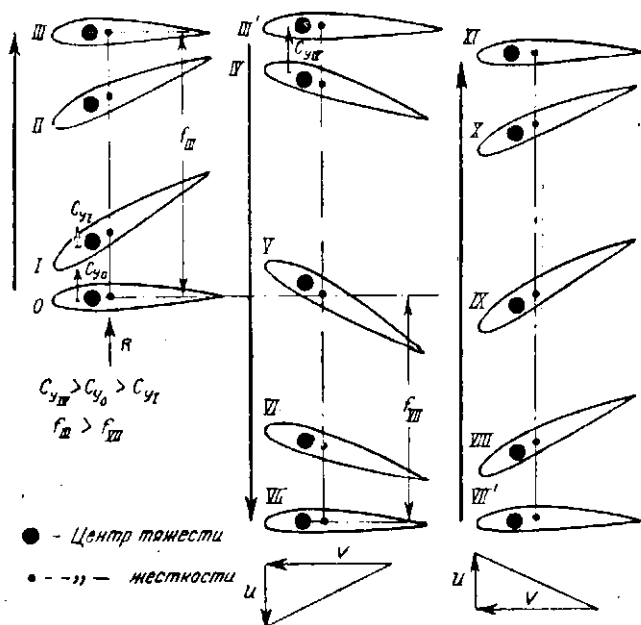
Последовательные положения сечения с центром тяжести, расположенным перед центром жесткости (фиг. 80), показывают, что в данном случае дополнительные аэродинамические силы, возникающие вследствие закручивания крыла, способствуют затуханию колебаний.

При обоих вариантах размещения центров жесткости и тяжести в схеме сил (фиг. 79 и 80) не учтено изменение углов атаки от изгибных колебаний. Углы атаки в действительности изменяются не только под влиянием перекручивания крыла, но также и появления вертикальных скоростей изгибных колебаний.

При движении крыла вверх вертикальная скорость, складываясь с поступательной, уменьшает угол атаки (фиг. 78 и 80) и дополнительную подъемную силу.

При движении крыла вниз (фиг. 78 и 80) по той же причине увеличиваются угол атаки и подъемная сила. Уменьшение подъемной силы при рассмотрении одного лишь закручивания не отрицательный угол будет в действительности меньше.

Аэродинамические силы, возникающие от скорости изгибных колебаний, являются демпфирующими. На величину энергии, кроме взаимного расположения центров тяжести и жесткости в сечениях крыла, также влияют величина и направление допол-



Фиг. 80. Схема колебаний крыла с центром тяжести, расположенным перед центром жесткости.

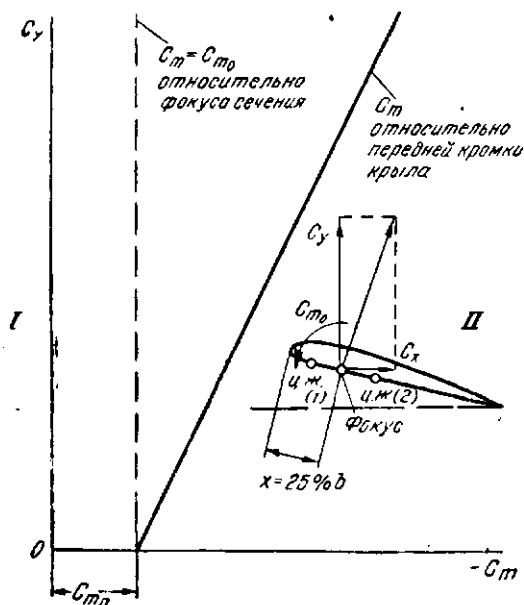
нительного момента, возникающего от изменения угла атаки при закручивании и от вертикальных перемещений.

Величина и направление дополнительных моментов зависят от взаимного расположения центра жесткости и фокуса сечения крыла.

Фокусом сечения крыла называют точку, относительно которой величина  $c_m$  постоянна, не зависит от угла атаки и равна  $c_{m_0}$  — коэффициенту момента при  $c_v = 0$  (фиг. 81-I). У профилей различной формы положение фокуса изменяется в пределах 23—26%. Геометрическое место фокусов отдельных сечений называется осью фокусов крыла.

Схему аэродинамических сил, действующих на сечение крыла (фиг. 81-II), можно заменить силой, приложенной в фокусе, величина которой зависит от скорости и угла атаки, и моментом, зависящим только от скорости.

Положим, что центр жесткости  $I$  находится перед фокусом сечения крыла (фиг. 81-*I*). При закручивании крыла в сторону увеличения угла атаки момент относительно центра жесткости возрастает вследствие увеличения равнодействующей воздушных сил, приложенной в фокусе, и противодействует закручиванию рассматриваемого сечения крыла на больший угол. В случае уменьшения угла атаки сечения уменьшаются вели-



Фиг. 81. *I*—изменение  $c_m = f(c_y)$  при отнесении его к передней кромке крыла и к фокусу; *II*—схема сил и моментов, действующих на крыло.

чина равнодействующей силы и момент ее относительно ЦЖ (центра жесткости).

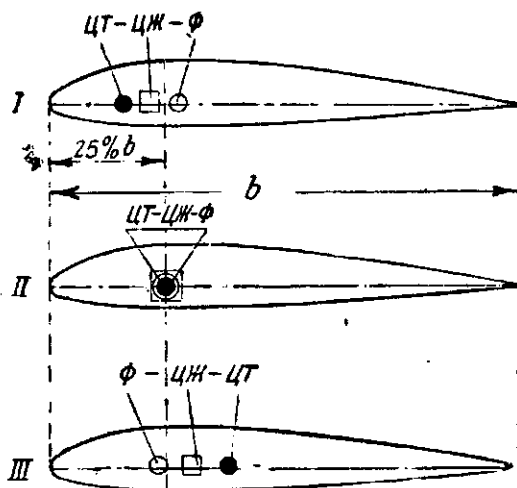
Если ЦЖ 2 находится за фокусом сечения (фиг. 81-*II*), то дополнительный момент, возникающий от увеличения  $\alpha$  и равнодействующей воздушных сил, стремится закручивать крыло на положительные углы атаки. При уменьшении угла атаки дополнительный момент уменьшается так же, как и при переднем положении центра жесткости.

Расположение ЦЖ 1 перед фокусом препятствует закручиванию крыла на большие положительные углы. Расположение ЦЖ 2 за фокусом способствует увеличению углов атаки. Если центр жесткости и фокус совпадают, то изменение угла атаки не вызывает никакого изменения момента аэродинамических сил относительно оси жесткости.

Положение центра жесткости перед фокусом сечения крыла способствует демпфированию крутильных колебаний крыла.

При элеронах без весовой балансировки, как уже указывалось ранее (см. фиг. 34), возникают силы, способствующие нарастанию вибрациям крыла.

При каждой скорости полета устанавливается равновесие не только действующих на крыло сил, но и моментов. Если направление крутящего момента совпадает с направлением приращенного момента аэродинамических сил при изменении угла атаки, то крыло закручивается еще больше. Нарушение устой-



Фиг. 82. Схемы расположения фокуса, ЦЖ и ЦТ невибрирующих крыльев—I и II. Положение тех же точек у большинства современных крыльев—III.

чивости действующих на крыло моментов называется *дивергенцией*.

Количество притекающей и расходуемой при флаттере энергии зависит от величины скорости и типа конструкции крыла, взаимного расположения осей жесткости, тяжести и фокусов, величины жесткости изгиба  $EI$  и кручения  $GI_{кр}$ , величины масс, моментов инерции, степени весовой компенсации элеронов и т. д.

Флаттер невозможен, если оси тяжести помещаются перед осью жесткости, а последняя — перед осью фокусов (фиг. 82-I). Подобное положение осей приходится признать идеальным, но практически невозможным, учитывая размещение оси фокусов на  $25\% b$  от передней кромки крыла, ось тяжести для большинства современных крыльев — на  $40\% b$ , а оси жесткости — на  $25-36\% b$ .

Во втором варианте крыла, свободного от флаттера (фиг. 82-II), совмещены все три оси. Этот случай труден для осуществления лишь в отношении размещения оси тяжести.

Оба эти варианта полностью устраняют самую возможность возникновения флаттера.

В большинстве существующих крыльев положение характерных точек сечения как раз обратное: впереди фокус, затем ЦЖ и, наконец, ЦТ (фиг. 82-III). Такое крыло подвержено флаттеру, и задача конструктора заключается в том, чтобы правильным подбором основных параметров не допустить возникновения вибраций в диапазоне летных скоростей.

Возможен и другой практический путь устранения флаттера — не полного прекращения притока энергии, а лишь уменьшения его до величины, меньшей, чем рассеивание. Для практических целей нет надобности в крыле, которое ни при каких обстоятельствах не было бы подвержено флаттеру. Вполне достаточно, если флаттер невозможен в диапазоне летных скоростей. Скорость, при которой возможно появление флаттера, называется критической —  $V_{кр}$ . Необходимое и достаточное условие безопасности крыла в отношении флаттера:  $V_{кр} > V_{max}$ .

## § 2. РАСЧЕТ КРЫЛА НА ФЛАТТЕР

Критическую скорость  $V_{кр}$  при изгибно-крутильном флаттере крыла определяют в зависимости от количества моторов, типа их крепления и наличия сосредоточенных грузов. Если элероны не сбалансированы полностью, то необходимую степень весовой балансировки элеронов определяют расчетами изгибно-элеронного флаттера.

Схема расчета критической скорости изгибно-крутильного флаттера у земли для свободнонесущего крыла без значительных сосредоточенных грузов имеет следующий вид. Прежде всего определяют величины:

1. Жесткость изгиба  $EI$  и кручения  $GI_{кр}$  по размаху крыла.
2. Значения погонной массы  $m$  по размаху.
3. Значения погонного массового момента инерции  $I_m$  относительно оси жесткости по размаху крыла.
4. Величины хорд  $b$  в различных сечениях по размаху.
5. Расстояние  $x_0$  оси жесткости от передней кромки крыла.
6. Расстояние  $\sigma$  центра тяжести от оси жесткости.
7. Значения  $\frac{\partial c_y}{\partial \alpha}$  крыла.

Первый этап расчета состоит в вычислении следующих коэффициентов:

$$a_{11} = \int_0^l EI \left( \frac{d^2 f}{dz^2} \right) dz; \quad a_{22} = \int_0^l GI_{кр} \left( \frac{d\varphi}{dz} \right)^2 dz;$$

$$b_{12} = -\frac{1}{2} \frac{\partial c_y}{\partial \alpha} \rho \int_0^l b f \varphi dz;$$

$$\begin{aligned}
b_{22} &= -\frac{1}{2} \frac{\partial c_y}{\partial z} \rho \int_0^l \left( \frac{x_0}{b} - \frac{1}{4} \right) b^2 \varphi^2 dz; \\
d_{11} &= \frac{1}{2} \frac{\partial c_y}{\partial z} \rho \int_0^l b f^2 dz; \\
d_{12} &= -\frac{1}{2} \frac{\partial c_y}{\partial z} \rho \int_0^l b^2 \left( \frac{3}{4} - \frac{x_0}{b} \right) f \varphi dz; \\
d_{21} &= \frac{1}{2} \frac{\partial c_y}{\partial z} \rho \int_0^l \left( \frac{x_0}{b} - \frac{1}{4} \right) b^2 f \varphi dz; \\
d_{22} &= -\frac{1}{2} \frac{\partial c_y}{\partial z} \rho \int_0^l \left( \frac{x_0}{b} - \frac{1}{4} \right) \times \\
&\times \left[ \frac{3}{4} - \frac{x_0}{b} - \frac{\pi}{8 \frac{\partial c_y}{\partial z} \left( \frac{x_0}{b} - \frac{1}{4} \right)} \right] b^3 \varphi^2 dz; \\
c_{11} &= \int_0^l m f^2 dz; \\
c_{12} = c_{21} &= -\int_0^l m z f \varphi dz; \\
c_{22} &= \int_0^l I_m \varphi^2 dz.
\end{aligned}$$

Входящие в формулы функции  $f(z)$  и  $\varphi(z)$  представляют закон изменения по размаху прогибов и углов закручивания крыла при вибрациях. Функции  $f$  и  $\varphi$  задают в предположении равенства в потоке воздуха и пустоте линии прогибов и углов закручивания при чисто изгибных и крутильных колебаниях. Эти функции определяют методом последовательных приближений.

Затем вычисляют коэффициенты:

$$\begin{aligned}
A_1 &= c_{11} c_{22} - c_{12} c_{21}; \\
B_1 &= d_{11} c_{22} + c_{11} d_{22} - c_{12} d_{21} - c_{21} d_{12}; \\
C_1 &= c_{11} a_{22} + a_{11} c_{22}; \\
C_2 &= c_{11} b_{22} - b_{12} c_{21} + d_{11} d_{22} - d_{12} d_{21}; \\
D_1 &= d_{11} a_{22} + a_{11} d_{22}; \\
D_2 &= d_{11} b_{22} - b_{12} d_{21}; \\
E_1 &= a_{11} a_{22}; \\
E_2 &= a_{11} b_{22}.
\end{aligned}$$

Наконец, вычисляют коэффициенты, через которые непосредственно выражается критическая скорость:

$$\begin{aligned} L &= D_2(B_1C_2 - D_2A_1); \\ M &= B_1C_2D_1 + B_1C_1D_2 - B_1^2E_2 - 2D_1D_2A_1; \\ N &= B_1C_1D_1 - B_1^2E_1 - D_1^2A_1. \end{aligned}$$

Критическую скорость определяют по формуле:

$$V_{кр}^2 = \frac{-M \pm \sqrt{M^2 - 4LN}}{2L}.$$

Знак перед радикалом выбирают из условия наименьшего значения  $V_{кр}$ .

**Приближенный расчет  $V_{кр}$  по методу В. Н. Беляева, З. Л. Биленко и И. В. Ананьева.**

**Задание.** Определить критическую скорость флаттера у земли для крыла со следующими данными:

- 1)  $l_k = 16,1$  м — полуразмах крыла от борта фюзеляжа до конца.
- 2)  $b_k = 4,20$  м;  $b_{конц} = 1,02$  м — корневая и концевая хорды. Размеры хорд в остальных девяти сечениях определяем по формуле

$$b_z = b_k \left[ 1 - \frac{z(\eta - 1)}{\eta l_k} \right].$$

- 3)  $\eta = \frac{b_k}{b_{конц}} = \frac{4,2}{1,02} = 4,12$  — горизонтальное сужение крыла.
  - 4)  $z$  — расстояние сечений от корня крыла [м].
  - 5)  $I$  — момент инерции в различных сечениях (столбец 4 табл. 5) [м<sup>4</sup>].
  - 6)  $EI$  — жесткость изгиба в разных сечениях (столбец 5) [кгм<sup>2</sup>].
  - 7)  $GI_{кр}$  — жесткость кручения в разных сечениях (столбец 6) [кгм<sup>2</sup>].
  - 8)  $I_{m0}$  — массовый момент инерции относительно ЦГ сечений по размаху крыла (столбец 7) [кг · сек<sup>2</sup>].
  - 9)  $\frac{x_{цг}}{b}$  — положение центра тяжести в отдельных сечениях в долях хорд (столбец 8).
  - 10)  $G_{кр} = 716$  — вес полукрыла [кг].
  - 11)  $\frac{x_{ф}}{b}$  — расстояние от передней кромки до фокуса, считая фокус на  $0,25b$  (столбец 9).
  - 12)  $a = \frac{x_{цг} - x_{ф}}{b}$  — расстояние от ЦГ до фокуса в долях хорд (столбец 10).
- Считая распределение массы крыла по размаху по закону треугольника, определяем ординату  $m_0$  в сечении  $O$ :

$$\frac{G_{кр}}{9,81} = \frac{m_0 l_k}{2};$$

$$m_0 = \frac{G_{кр}}{4,9 l_k} = \frac{716}{4,9 \cdot 16,1} = 9,08 \frac{\text{кг} \cdot \text{сек}^2}{\text{м}^2}.$$

Ординаты в остальных сечениях определяем по формуле

$$m = \frac{[m_0(l_k - z)]}{l_k}. \quad (\text{столбец } 11)$$

№ сече- ний	$z$ м	$b$ м	$I$ м <sup>4</sup>	$EI, \text{ кгм}^2$ $\left[ E=70 \cdot 10^8 \frac{\text{кг}}{\text{м}^2} \right]$	$GI_{кр}, \text{ кгм}^2$ $\left[ G=27,3 \cdot 10^8 \frac{\text{кг}}{\text{м}^2} \right]$	$I_{m0}$ кг·сек <sup>2</sup>	$\frac{x_{нт}}{b}$	$\frac{x_{\phi}}{b} = 0,25$	$a = \frac{x_{нт} - x_{\phi}}{b}$	$m$ кг·сек <sup>2</sup> /м <sup>2</sup>	$\sqrt{\frac{I_{m0}}{m}}$
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
0	0	4,20	$6,1 \cdot 10^{-4}$	$42,70 \cdot 10^5$	$8,2 \cdot 10^5$	8,66	0,38	0,25	0,13	9,08	0,233
1	1,61	3,88	$5,95 \cdot 10^{-4}$	$41,72 \cdot 10^5$	$8,18 \cdot 10^5$	8,26	0,42	0,25	0,17	8,18	0,278
2	3,22	3,56	$5,57 \cdot 10^{-4}$	$39,06 \cdot 10^5$	$7,94 \cdot 10^5$	5,75	0,40	0,25	0,15	7,27	0,250
3	4,83	3,25	$4,47 \cdot 10^{-4}$	$31,31 \cdot 10^5$	$7,12 \cdot 10^5$	3,40	0,40	0,25	0,15	6,36	0,225
4	6,44	2,93	$3,2 \cdot 10^{-4}$	$22,40 \cdot 10^5$	$5,86 \cdot 10^5$	2,32	0,40	0,25	0,15	5,45	0,223
5	8,05	2,61	$2,1 \cdot 10^{-4}$	$14,70 \cdot 10^5$	$4,38 \cdot 10^5$	1,82	0,43	0,25	0,18	4,54	0,243
6	9,66	2,30	$1,16 \cdot 10^{-4}$	$8,12 \cdot 10^5$	$2,84 \cdot 10^5$	1,30	0,45	0,25	0,20	3,63	0,261
7	11,27	1,98	$0,51 \cdot 10^{-4}$	$3,58 \cdot 10^5$	$1,60 \cdot 10^5$	0,77	0,46	0,25	0,21	2,73	0,269
8	12,88	1,67	$0,2 \cdot 10^{-4}$	$1,40 \cdot 10^5$	$0,74 \cdot 10^5$	0,36	0,46	0,25	0,21	1,82	0,267
9	14,49	1,35	$0,05 \cdot 10^{-4}$	$0,35 \cdot 10^5$	$0,28 \cdot 10^5$	0,13	0,44	0,25	0,19	0,13	0,280
10	16,1	1,02	0	0	0	0,00	0,40	0,25	0,15	0,00	0
				$K=18,6 \cdot 10^5$	$H=4,304 \cdot 10^5$					$a_{cp}=0,189$	$\chi_{cp}=0,241$

Определяем радиусы инерции относительно ЦТ, отнесенные к хордам в каждом из сечений:

$$\chi = \frac{1}{b} \sqrt{\frac{I_{m0}}{m}} \quad (\text{столбец } 12)$$

Средняя величина

$$\chi_{\text{ср}} = \frac{2,413 \cdot 1,61}{16,1} = 0,241.$$

Находим среднюю величину

$$a_{\text{ср}} = \frac{1,89 \cdot 1,61}{16,1} = 0,189.$$

Момент инерции массы относительно центра жесткости, который в расчете принимаем совпадающим с фокусом:

$$I_{\text{цж}} = I_{m0} + ma^2b^2 = b^2\chi_{\text{ср}}^2m + ma^2b^2 = (a_{\text{ср}}^2 + \chi_{\text{ср}}^2)b^2m = \mu b^2m;$$

$$\mu = a_{\text{ср}}^2 + \chi_{\text{ср}}^2 = 0,189^2 + 0,241^2 = 0,094.$$

Определяем  $\mathcal{K}$  — среднюю погонную жесткость изгиба  $EI$ :

$$\mathcal{K} = \frac{\int_0^{l_k} EI dz}{l_k} = \frac{\text{Площ. } A}{16,1} = \frac{185,59 \cdot 1,61 \cdot 10^5}{16,1} = 18,6 \cdot 10^5;$$

определяем также  $H$  — среднюю жесткость кручения:

$$H = \frac{\int_0^{l_k} GI_{\text{кр}} dz}{l_k} = \frac{\text{Площ. } B}{16,1} = \frac{43,04 \cdot 1,61 \cdot 10^5}{16,1} = 4,304 \cdot 10^5,$$

где  $A$  и  $B$  — площади, ограниченные осями координат  $EI$ ,  $GI_{\text{кр}}$ ,  $l_k$  и соответствующими кривыми

$$EI = f(l_k) \quad \text{и} \quad GI_{\text{кр}} = f(l_k).$$

Вычисляем коэффициенты, входящие в формулу для определения  $V_{\text{кр}}$ :

$$V_{\text{кр}} = \frac{140}{b_k l_k^2} \sqrt{\frac{(S - \alpha - \beta) m_0}{T}}.$$

Данные для вычисления коэффициентов:

$$l_k = 16,1 \text{ м}; \quad \mathcal{K} = 18,6 \cdot 10^5 \text{ кгм}^2;$$

$$b_k = 4,2 \text{ м}; \quad H = 4,3 \cdot 10^5 \text{ кгм}^2;$$

$$\frac{1}{\eta} = \frac{1}{4,12} = 0,243; \quad m_0 = 9,08 \frac{\text{кг.сек}^2}{\text{м}^2};$$

$$\mu = 0,094;$$

$$\frac{\partial c_y}{\partial \alpha} = 2,33; \quad \chi_{\text{ср}} = 0,241;$$

$$a_{\text{ср}} = 0,189.$$

$$E = \left[ \frac{\partial c_y}{\partial \alpha} l_k^2 H \left( 1 + \frac{5}{\eta} \right) + 0,392 b_k^2 \mathcal{K} \left( 1 + \frac{3}{\eta} + \right. \right.$$

$$\begin{aligned}
 & + \frac{6}{\tau_1^2} + \frac{10}{\tau_1^3} \Big) \Big] = 6005 \cdot 10^5; \\
 F = & \left[ \frac{\partial \sigma}{\partial x} \cdot \mu \left( 1 + \frac{7}{\tau_1} + \frac{12}{\tau_1^2} + \frac{10}{\tau_1^3} \right) + 0,196 \left( 1 + \frac{3}{\tau_1} + \frac{6}{\tau_1^2} + \frac{10}{\tau_1^3} \right) - \right. \\
 & \left. - \frac{\sigma \epsilon}{\partial x} \cdot \frac{a}{4} \left( 1 + \frac{6}{\tau_1} + \frac{18}{\tau_1^2} + \frac{10}{\tau_1^3} \right) \right] = 0,752 + 0,437 - 0,374 = 0,815; \\
 z = & \frac{E}{F} \left[ \mu \left( 1 + \frac{2}{\eta} + \frac{2}{\tau_1^2} \right) - \frac{a^2}{2} \left( 1 + \frac{4}{\eta} + \frac{4}{\tau_1^2} \right) \right] = 80,2 \cdot 10^6; \\
 \beta = & \frac{2KH^2 b_k^2 F}{E} = 98,5 \cdot 10^5;
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 \gamma = & \frac{\partial \sigma}{\partial x} \left[ 61 m_{\text{ш}} \left( 1 + \frac{b}{\tau_1} + \frac{8}{\tau_1^2} \right) - b_k^2 \left( 1 + \frac{8}{\tau_1} + \frac{21}{\tau_1^2} + \frac{40}{\tau_1^3} + \frac{50}{\tau_1^4} \right) \right] = 460; \\
 S = & \left[ l_k^2 H + 2KH b_k^2 \left( 1 + \frac{2}{\eta} + \frac{2}{h^2} \right) \right] = 1203,5 \cdot 10^5;
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 V_{\text{кр}} = & \frac{140}{4,2 \cdot 258} \sqrt{\frac{(120,4 \cdot 10^6 - 80,2 \cdot 10^6 - 9,85 \cdot 10^6) 9,08}{460}} = \\
 & = 100 \text{ м/сек} = 360 \text{ км/час.}
 \end{aligned}$$

По рекомендуемому «Руководством для конструкторов» методу получается

$$V_{\text{кр}} = 112 \text{ м/сек} = 403 \text{ км/час.}$$

Для определения  $V_{\text{кр}}$  на различных высотах можно воспользоваться формулой:

$$\frac{V_{\text{нкр}}}{V_{0\text{кр}}} = \left( \frac{r_0}{r_{\text{н}}} \right)^k,$$

где  $k$  — коэффициент, изменяющийся в пределах  $0,35 \div 0,50$ .

### § 3. ВЫВОДЫ

Для обеспечения безопасности проектируемого крыла в отношении флаттера необходимо знать, какие факторы и в какой степени влияют на величину критической скорости. Если критическая скорость, полученная на основании принятых конструктивных параметров, оказалась ниже требуемой, необходимо выбрать наиболее эффективный способ для ее повышения.

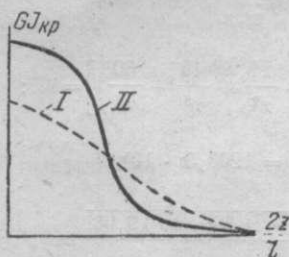
Влияние жесткости крыла. На величину  $V_{\text{кр}}$  наиболее сильно влияет жесткость крыла на кручение  $GI_{\text{кр}}$ . Если крыло имело критическую скорость флаттера  $V_{\text{кр1}}$ , то после увеличения  $GI_{\text{кр}}$  в  $n$  раз критическая скорость

$$V_{\text{кр2}} = V_{\text{кр1}} n^k,$$

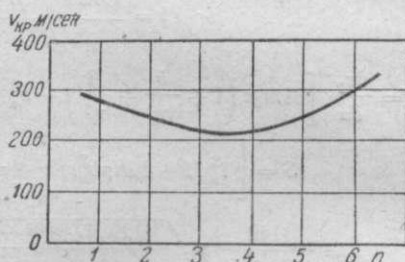
где  $k$  для различных крыльев изменяется в пределах  $0,55 \div 0,67$ .

Для увеличения критической скорости от  $V_{кр1}$  до  $V_{кр2}$ , не меняя других параметров, необходимо увеличить  $GI_{кр}$  в  $n$  раз, где  $n = \left(\frac{V_{кр2}}{V_{кр1}}\right)^c$  и  $c = \frac{1}{k}$  лежит в пределах  $1,5 \div 1,8$ .

Увеличение жесткости на кручение необходимо делать одинаковым по всему размаху. Жесткость на кручение  $GI_{кр}$  должна плавно изменяться от корня к концу крыла (фиг. 83, кривая I). При крутом падении жесткости крыла (фиг. 83, кривая II) концевые части начинают вибрировать при значительно меньших скоростях. Для увеличения жесткости на кручение



Фиг. 83. Изменение жесткости на кручение  $GI_{кр}$  по полуразмаху крыла.



Фиг. 84. Изменение  $V_{кр}$  прямоугольного крыла в зависимости от изменения  $EI$  в  $n$  раз.

необходимо увеличивать толщину обшивки, увеличивающей и жесткость изгиба.

В ряде случаев при увеличении жесткости изгиба  $EI$  критическая скорость сначала уменьшается и затем, достигнув минимального значения, начинает увеличиваться (фиг. 84). Объясняется это следующим. Частота изгибных колебаний крыла всегда меньше частоты крутильных колебаний. При увеличении  $EI$  частота изгибных колебаний, увеличиваясь до некоторого предела, становится близкой к частоте крутильных колебаний. Это явление как раз соответствует минимуму  $V_{кр}$  изгибно-крутильного флаттера и называется *внутренним резонансом*. Воздушные силы несколько изменяют собственные частоты, и минимальная  $V_{кр}$  получается вблизи точки совпадения частот, а не при точном совпадении.

Таким образом  $V_{кр}$  зависит не только от значений  $GI_{кр}$  и  $EI$ , обуславливающих определенные абсолютные значения частот, но и от диапазонов между частотами. При проектировании необходимо стремиться к тому, чтобы частоты различных форм колебания не совпадали и не были очень близки.

При сохранении подобия всех линейных размеров изменение  $EI$  и  $GI_{кр}$  в  $n$  раз влечет за собой изменение критической скорости в  $\sqrt{n}$  раз:

$$V_{кр2} = V_{кр1} \sqrt{n}.$$

На величину критической скорости оказывает существенное влияние не только абсолютное значение  $GI_{кр}$ , но и соотношение  $\frac{GI_{кр}}{I_m}$ , называемое частотной характеристикой;

$I_m [\text{кг} \cdot \text{сек}^2]$  — погонный массовый момент инерции относительно оси жесткости, равный  $I_m = I_{m_0} + m\sigma^2$ ;

$I_{m_0} = m\chi^2 [\text{кг} \cdot \text{сек}^2]$  — погонный массовый полярный момент инерции относительно центра тяжести;

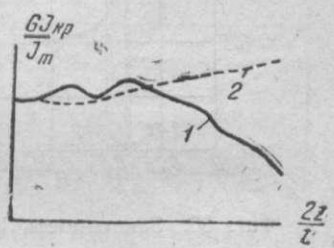
$\chi$  — радиус инерции относительно центра тяжести;

$\sigma [м]$  — расстояние от оси жесткости до центра тяжести в рассматриваемом сечении;

$m \left[ \frac{\text{кг} \cdot \text{сек}^2}{\text{м}^2} \right]$  — погонная масса крыла.

У большинства крыльев отношение  $\frac{GI_{кр}}{I_m}$  понижается по направлению к концам (фиг. 85, кривая 1), что указывает на перетяжеление их по сравнению со средней частью или более быстрое уменьшение  $GI_{кр}$  по направлению к концам, чем  $I_m$ .

При увеличении  $I_m$  к концам крыла развиваются большие инерционные силы и для увеличения  $V_{кр}$  следовало бы не уменьшать, а увеличивать  $GI_{кр}$ . Для повышения стойкости крыла на вибрацию следует стремиться к увеличению отношения  $\frac{GI_{кр}}{I_m}$  в конце крыла (фиг. 85, кривая 2). Характер изменения  $\frac{GI_{кр}}{I_m}$  по размаху следует учи-



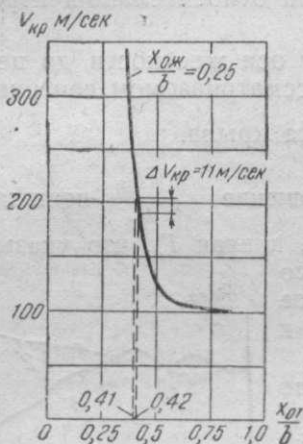
Фиг. 85. Изменение  $\frac{GI_{кр}}{I_m}$  по полуразмаху крыла.  
1 — плохо; 2 — хорошо.

тывать при начальных стадиях проектирования, так как на готовом крыле изменение почти невозможно. Отношение частоты крутильных колебаний к частоте изгибных колебаний должно быть возможно большим.

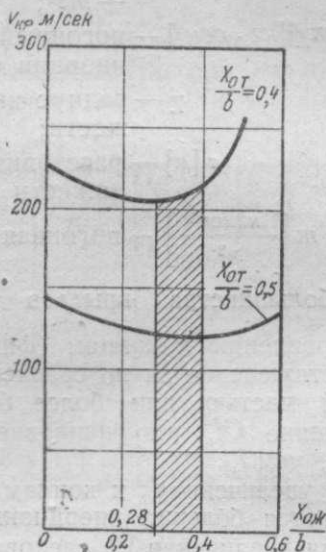
Влияние положения осей тяжести и жесткости по размаху крыла. Наиболее сильно на  $V_{кр}$  влияет положение оси тяжести. Сдвигая вперед на готовом крыле только одну ось тяжести, при неизменном положении оси жесткости, можно значительно повысить  $V_{кр}$ .

У большинства современных крыльев ось тяжести расположена не далее  $40\% b$ , и передвижение ее вперед на  $1\% b$  сопровождается значительным увеличением  $V_{кр}$ . Например, при изменении положения ЦТ с  $42$  до  $41\% b$  увеличение критической скорости  $\Delta V_{кр} = 40 \text{ км/час}$  (фиг. 86).

Наибольшее влияние на  $V_{кр}$  оказывает положение оси тяжести на концах крыла, где необходимо добиваться более переднего положения ее. Этого можно достигнуть облегчением элеронов, заменой металлической обшивки хвостовой части профиля и элеронов полотняной, установкой весовой компенсации элеронов в передней кромке крыла при жесткой связи



Фиг. 86. Зависимость  $V_{кр}$  от перемещения оси тяжести  $\frac{x_{ог}}{b}$  при расположении оси жесткости на  $0,25b$  от передней кромки.



Фиг. 87. Изменение  $V_{кр}$  в зависимости от положения оси жесткости  $\frac{x_{ож}}{b}$  при двух положениях оси тяжести  $\frac{x_{ог}}{b} = 0,4$  и  $\frac{x_{ог}}{b} = 0,5$ .

груза, уменьшением мертвого груза при расположении весовой компенсации в передней кромке элеронов и т. д.

При данном положении оси тяжести перемещение оси жесткости в пределах реально возможных значений.  $\frac{x_{ож}}{b} = 0,28 \div 0,40$  на величине  $V_{кр}$  сказывается мало (фиг. 87). При перемещении оси жесткости назад уменьшение плеча инерционной силы улучшает инерционные характеристики, аэродинамические же характеристики понижаются из-за увеличения расстояния до фокуса. В случае перемещения оси жесткости вперед улучшаются аэродинамические и ухудшаются инерционные характеристики.

Влияние массы и массовых моментов крыла. При фиксированном положении оси центров тяжести увеличе-

масс и особенно моментов инерции  $I_m = m (\chi^2 + \sigma^2)$  сопровождается уменьшением  $V_{кр}$ . Даже небольшие изменения величины радиуса инерции  $\chi$  погонной массы крыла относительно центра тяжести дают заметные изменения  $V_{кр}$  (фиг. 88).

Средние значения  $\chi$  у современных конструкций изменяются от 25 до 32%  $b$ . Необходимо размещать все массы возможно ближе к передней кромке и максимально облегчить элероны и средства механизации задней кромки.

Влияние геометрических параметров крыла. Изменение всех размеров крыла в произвольное число раз при неизменном материале не влечет за собой изменения  $V_{кр}$ .

Изменение в  $n$  раз размеров работающих элементов (лонжероны, обшивка) в направлении, перпендикулярном плоскости хорд при неизменном материале, вызывает изменение критической скорости приблизительно в то же число раз:

$$V_{кр2} \approx V_{кр1} n.$$

Если все размеры крыла в направлении, перпендикулярном размаху, увеличить в  $n$  раз, но при этом  $EI$  и  $GI_{кр}$  оставить прежними, то  $V_{кр}$  уменьшится приблизительно в  $n$  раз.

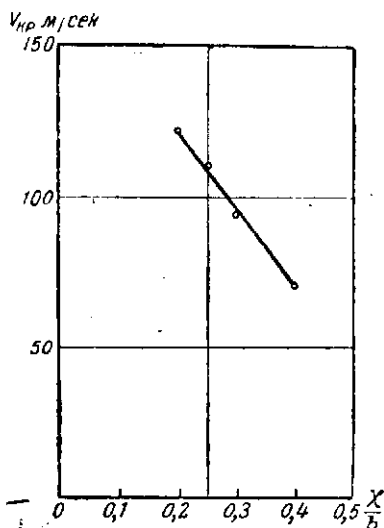
При одинаковых размерах основных работающих элементов конструкции  $V_{кр}$  тем меньше, чем больше хорда крыла.

При увеличении размаха крыла в  $n$  раз и сохранении всех характеристик в сечениях, отстоящих от корня на одинаковую долю размаха,  $EI$  уменьшается в  $n^4$  раз и  $GI_{кр}$  в  $n^2$  раз;  $V_{кр}$  уменьшается приблизительно в  $n$  раз.

Срез концов трапецевидного крыла не дает значительного увеличения  $V_{кр}$  в практически возможном диапазоне уменьшения размаха.

При одинаковой площади, размахе и  $\lambda$  наилучшим в отношении  $V_{кр}$  является крыло с большим сужением  $\eta$ . Если для крыла с  $\eta=1,0$  принять  $V_{кр}$  за 100%, то получится следующая связь между  $\eta$  и  $V_{кр}$ .

$\eta=1,$	$V_{кр}=100\%;$
$\eta=1,25,$	$V_{кр}=155\%;$
$\eta=1,667,$	$V_{кр}=203\%;$
$\eta=2,50,$	$V_{кр}=254\%;$
$\eta=5,0$	$V_{кр}=304\%.$



Фиг. 88. Влияние радиуса инерции относительно центра тяжести на величину  $V_{кр}$ .

У многомоторных самолетов  $V_{кр}$  увеличивается с выносом моторов вперед и увеличением жесткости моторных рам в вертикальном направлении.

Влияние элеронов на флаттер крыла и меры борьбы в этом отношении были указаны в гл. II, § 4, стр. 54.

Основными мерами увеличения  $V_{кр}$  являются:

1) перемещение ЦТ сечений вперед;

2) постоянство  $\frac{GI_{кр}}{I_m}$  по размаху или, еще лучше, увеличение этого отношения по направлению к концу крыла.

## Глава V

### КОНСТРУКТИВНЫЕ ФОРМЫ КРЫЛЬЕВ

#### § 1. ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ КРЫЛЬЕВ

Крылья по конструкции можно разделить на две группы, резко отличающиеся по характеру работы основных элементов: крылья с полотняной и крылья с жесткой обшивкой.

Крылья с полотняной обшивкой применяют преимущественно для бипланов и подкосных монопланов, а с жесткой обшивкой — для свободнонесущих монопланов. Имеются случаи смешанного покрытия: передняя кромка или вся поверхность до заднего лонжерона с жесткой и хвостовая часть с полотняной обшивкой. При полотняной обшивке по всему контуру крыла материал продольного набора сосредоточен в лонжеронах, воспринимающих изгибающий момент и перерезывающую силу.

Жесткая обшивка, независимо от количества лонжеронов, участвует в восприятии изгибающего момента, перерезывающих сил и работает при кручении. Материал продольного набора в этом случае более равномерно распределяется между контуром сечения крыла и лонжеронами.

При полотняной обшивке для восприятия кручения и нагрузки в плоскости хорд двухлонжеронные крылья должны иметь внутренние фермы, а однолонжеронные — жесткий замкнутый контур или пространственную ферму. Жесткая обшивка при размещении ее по всему контуру или на его части работает при изгибе в плоскости хорд.

Следующий признак, характеризующий тип крыла независимо от его обшивки, — количество лонжеронов.

Крылья с полотняной обшивкой в большинстве случаев имеют два лонжерона; однолонжеронные крылья встречаются преимущественно у планеров и легких самолетов. Крылья с количеством лонжеронов более двух при полотняной обшивке были и раньше редким исключением, а в настоящее время не применяются совершенно.

При жесткой обшивке применяют от одного до 6—7 лонжеронов. Наибольшее распространение имеют двух- и одно-

лонжеронные крылья, лонжероны которых имеют сечения, значительно превосходящие по площади сечения остальных элементов продольного набора. При одном основном лонжероне один или два дополнительных используются для создания вместе с обшивкой замкнутых контуров, крепления элеронов, элементов механизации, моторных установок, баков, шасси, а также стыковых узлов крепления отъемных частей с центропланом.

Для характеристики современных крыльев можно предложить способ, указывающий на количество лонжеронов, их размещение и степень важности. Тип крыла можно выразить таким образом:

$$1 + \frac{1}{2} ; \frac{1}{2} + 1 + \frac{1}{2} ; 1 + 1 + \frac{1}{2} ; 1 + 1 + 1 + \frac{1}{2} ; 1 ; 1 + 1 \text{ и т. д.},$$

где 1 обозначает основные лонжероны, работающие при изгибе, а  $\frac{1}{2}$  — дополнительные. Первое обозначение соответствует однолонжеронному крылу, имеющему дополнительный лонжерон в хвостовой части; второе — однолонжеронному крылу с дополнительными лонжеронами в носке и хвостовой части и т. д.

Третья особенность свободонесущих крыльев заключается в изменении типа конструкции, а иногда и материала по размаху. Конструкция отъемных частей обычно отличается от конструкции центроплана. Причина этого изменения заключается в том, что отъемные части сравнительно редко используют для размещения внутри крыла бомб, баков, уборки колес шасси и крепления моторов. Отсутствие больших вырезов в обшивке позволяет распределить материал по контуру отъемных частей и получить, таким образом, более легкую конструкцию.

В центроплане вся нижняя обшивка вырезана люками, которые даже в случае закрепления по контуру лишь отчасти можно использовать в качестве работающих элементов. Верхнюю обшивку крыла на участке, проходящем через фюзеляж, в наиболее распространенных схемах нижнего расположения крыла вырезают для использования объема этого участка крыла. Таким образом в центроплане переходят на сосредоточенные элементы — лонжероны, воспринимающие весь изгибающий момент. Кроме того, подобный переход необходим для передачи сосредоточенных нагрузок от крыла на силовые элементы — шпангоуты фюзеляжа. Для передачи кручения необходим, как минимум, второй лонжерон или же связь обшивки крыла с боковой обшивкой фюзеляжа.

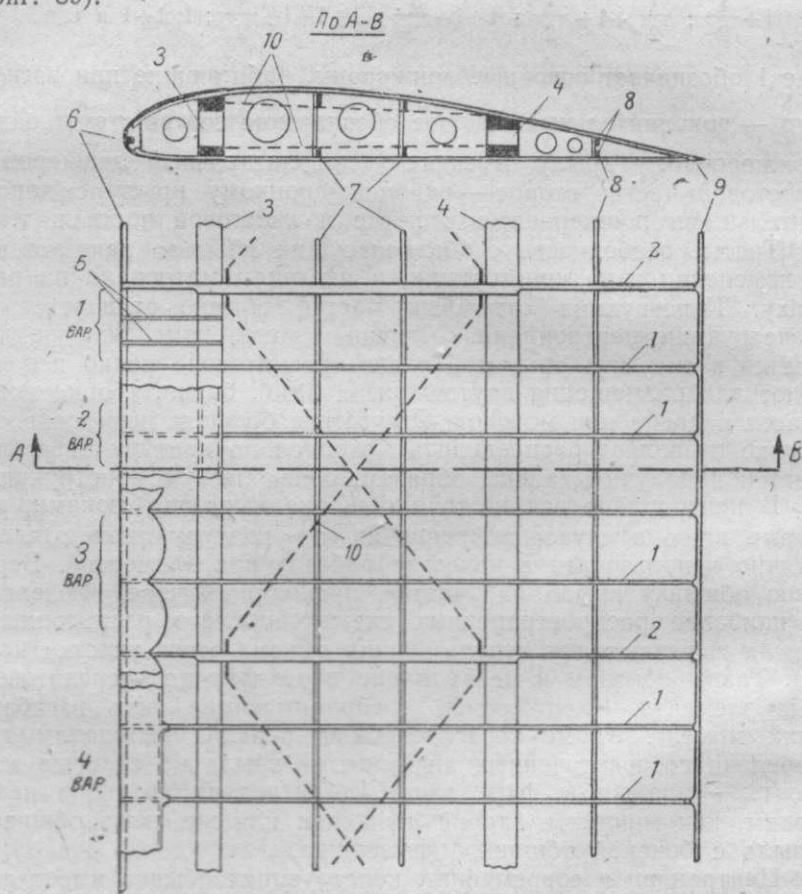
Центроплан в современных конструкциях обычно имеет два мощных лонжерона, проходящих через фюзеляж, причем обшивку крыла сверху обычно обрывают, а снизу ставят съемные неработающие люки. При однолонжеронных конструкциях узлы разъема делают часто у фюзеляжа, имеющего целую обшивку снизу или значительную высоту боковых стенок. Обшивку передней части крыла крепят непосредственно к стен-

кам фюзеляжа или же замыкают на торцевой нервюре. В последнем случае для передачи кручения ставят один или два дополнительных лонжерона, которые крепят к шпангоутам фюзеляжа. Имеются и другие типы конструкции центроплана, также отличающиеся от конструкции отъемных частей крыла.

Описания различных типов конструкций крыла помещены в хронологическом порядке и относятся к отъемным частям.

## § 2. ДВУХЛОНЖЕРОННЫЕ КРЫЛЬЯ С ПОЛОТНЯНОЙ ОБШИВКОЙ

Двухлонжеронное крыло состоит из продольного и поперечного наборов, образующих остов, к которому крепится полотно (фиг. 89).



Фиг. 89. Схема двухлонжеронного деревянного крыла подкосного моноплана или биплана с полотняной обшивкой.

Поперечный набор состоит из нервюр нормальных 1 и усиленных 2, придающих крылу необходимый профиль и воспринимающих аэродинамические нагрузки, действующие непосред-

на обшивку. Нервюры работают как балки или фермы жестким опор, равным числу лонжеронов. В носовой части крыла, где нагрузка от аэродинамических сил достигает наибольшей величины, между основными нервюрами ставят дополнительные 5, предназначенные для придания передней кромке большей плавности и прочности (вариант 1). Иногда переднюю кромку до переднего лонжерона обшивают листом фанеры (вариант 2). В варианте 3 фанера не доходит до лонжеронов и между нервюрами обрезана по дуге круга. Языки фанеры между нервюрами находятся навесу и при обтяжке полотном обеспечивают плавный переход от фанеры к полотну. Часто вместо фанеры ребро атаки крыла усиливают листом дуралюмина, согнутым по форме профиля и имеющим для жесткости отбортованные внутрь края на участке между нервюрами (вариант 4).

Продольный набор образуют передний 3 и задний 4 лонжероны, являющиеся основными элементами, работающими на поперечный и продольный изгиб и на срез. Носовой 6, средние 7—8 и хвостовой 9 стрингеры предназначаются для связи нервюр и предохранения их от выпучивания в плоскости крыла.

Для обеспечения прямолинейности очертаний крыла в плане носовой и хвостовой стрингеры соприкасаются с обшивкой.

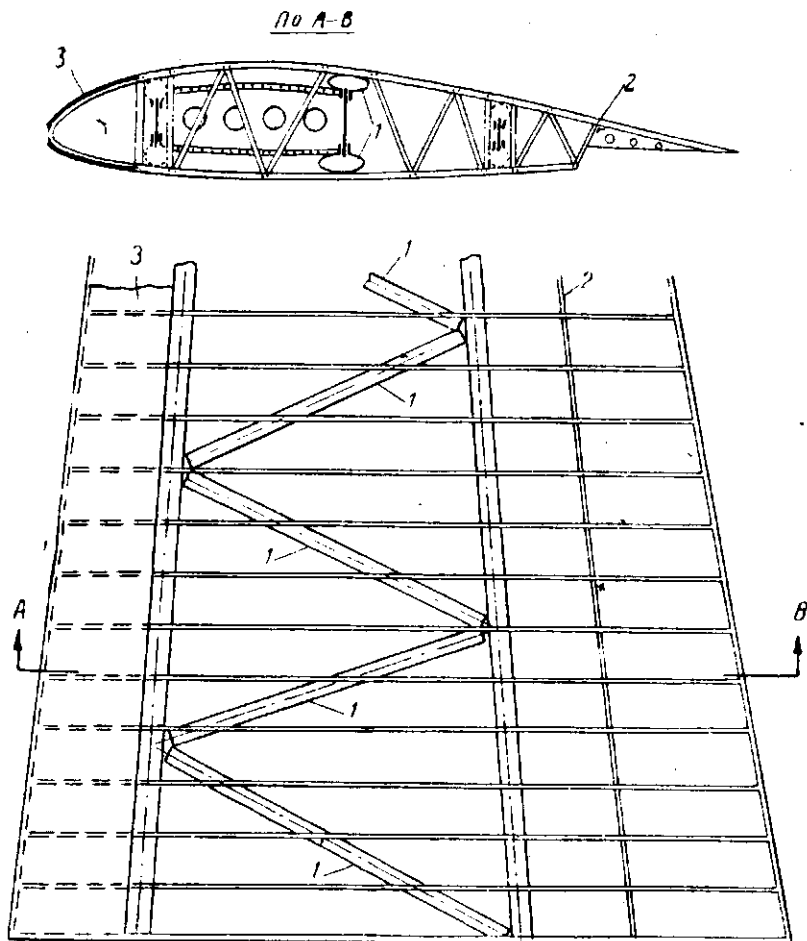
Средние стрингеры 7, 8 сдвинуты внутрь крыла на высоту полок нервюр и не касаются обшивки, так же как и лонжероны. Высота полок нервюр около 6 мм обеспечивает необходимый зазор между стрингерами или лонжеронами и полотном при его провисании.

Особенность двухлонжеронных крыльев с полотняной обшивкой заключается во внутренней ферме, воспринимающей нагрузки в плоскости крыла. Поясами фермы служат передний 3 и задний 4 лонжероны. Распорками, работающими на продольный изгиб, служат усиленные нервюры 2, которые распределяют изгибающий и крутящий моменты между лонжеронами. Ферма имеет прямые и обратные расчалки 10, изготовленные из проволоки, круглых прутков или плоских лент. Расчалки обычно делают двойными и разносят по высоте крыла так, что верхняя плоскость расчалок находится на уровне центров тяжести верхних полок лонжеронов, а нижняя — в плоскости центров тяжести нижних полок лонжеронов.

Жесткость на кручение полученной таким образом пространственной фермы оказывается для свободнесущего крыла недостаточной вследствие малого расстояния между плоскостями расчалок.

При деформациях изгиба расчалки, расположенные в плоскости сжатых полок лонжеронов, ослабевают, несмотря на предварительную затяжку, равную 25% от разрушающих усилий, и работа на кручение ухудшается.

Улучшить работу на кручение свободонесущего крыла с полотняной обшивкой можно постановкой распорок или косых нервюр 1 (фиг. 90), проходящих с внутренней стороны пелок нервюр и не касающихся обшивки. В междулонжеронной части



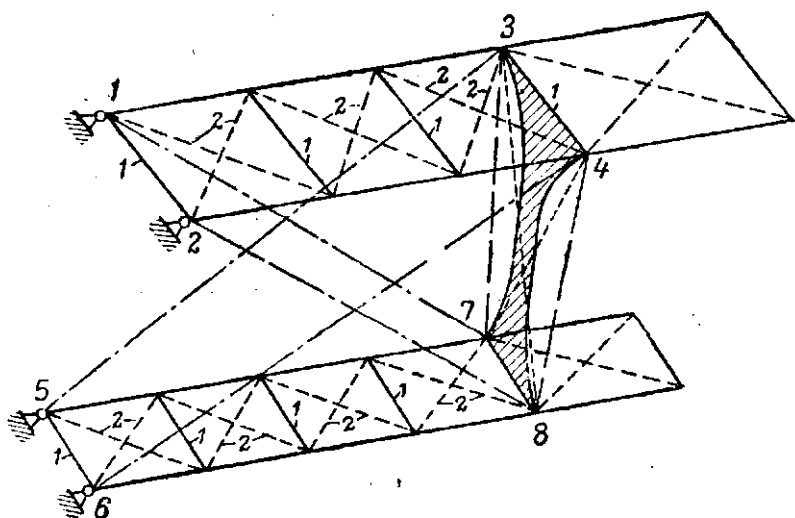
Фиг. 90. Свободонесущее двухлонжеронное крыло с полотняной обшивкой и косыми распорками.

1—косые распорки в междулонжеронной части; 2—стрингер; 3—жесткая обшивка носовой части.

крыла стрингеры не нужны, так как нормальные нервюры подкреплены косыми. В хвостовой части ставят один-два стрингера 2.

При бипланной схеме (фиг. 91) нагрузки, нормальные к плоскости крыльев, воспринимаются двумя наружными поперечными фермами, состоящими из стоек 3—7, 4—8, лонжеронов 1—3, 2—4, 5—7, 6—8, несущих 3—5, 4—6 и обратных 1—7,

2—8 внешних лент. Пролетные участки лонжеронов 1—3, 2—4, 5—7, 6—8 нагружаются большими осевыми усилиями от внешних несущих и обратных лент. Лобовые нагрузки в плоскости крыльев воспринимаются внутренними поперечными фермами, состоящими из лонжеронов, усиленных нервюр 1 и внутренних расчалок 2. Нагрузку от одного крыла к другому передает наружная продольная ферма, состоящая из стоек 3—7, 4—8, внешних расчалок 3—8, 4—7, усиленной нервюры 3—4 верхнего и 7—8 нижнего крыльев. В настоящее время в большинстве



Фиг. 91. Схема силовых элементов бипланной коробки крыльев.

случаев крылья соединяют одной обтекаемой стойкой Х-образной формы 3—4—7—8. Кручение всей коробки в целом воспринимают наружные и внутренние фермы, имеющие большую строительную высоту. Дополнительные опоры, создаваемые наружным набором, обеспечивают достаточную жесткость на кручение и изгиб каждого из крыльев.

В подкосных схемах при незначительной жесткости самого крыла дополнительные опоры обеспечивают достаточную жесткость на кручение и изгиб.

К достоинствам двухлонжеронного крыла с полотняным покрытием относятся простота конструкции, производства и ремонта, возможность достаточно точного определения нагрузок на каждый лонжерон и достаточно точный подбор сечений, обеспечивающий прочность и легкость конструкции.

Основной недостаток — неполное использование материала лонжеронов и высоты профиля. Из условия приближения к равенству моментов при изгибе и кручении, т. е. в случаях норм прочности А, В и С, лонжероны размещают на некотором

расстоянии друг от друга в носовой ( $12 \div 15\% b$ ) и хвостовой ( $60 \div 70\% b$ ) частях профиля, не используя наибольшей возможной строительной высоты крыла. В полете оба лонжерона никогда одновременно не работают на предельных напряжениях, и часть материала используется нерационально.

В больших крыльях с полотняной обшивкой из-за значительного расстояния между лонжеронами нормальные и усиленные нервюры, а также и стыковые узлы лонжеронов получают тяжелыми.

Искажение профиля крыла между нервюрами, неровности в местах швов, недопустимые при больших скоростях, ограничивают применение крыльев с полотняным покрытием для самолетов со скоростями свыше  $450 \text{ км/час}$ . Помимо недостаточной жесткости на кручение двухлонжеронные свободнонесущие крылья с полотняной обшивкой нерациональны также потому, что внутренний объем крыла стеснен расчалками (фиг. 89) или косыми нервюрами (фиг. 90), затрудняющими размещение вооружения, баков и уборку колес.

Двухлонжеронные крылья с полотняной обшивкой отличаются малой живучестью, и для поражения самолета достаточно разрушение одного из лонжеронов, расчалки или срыва обшивки.

### § 3. КЕССОННЫЕ КРЫЛЬЯ

Кессонным (фиг. 92) называется двухлонжеронное крыло с жесткой обшивкой, в котором пояса лонжеронов 1 воспринимают почти весь изгибающий момент, а на кручение работает замкнутый контур, образованный стенками лонжеронов и средней частью верхней 2 и нижней 3 обшивки.

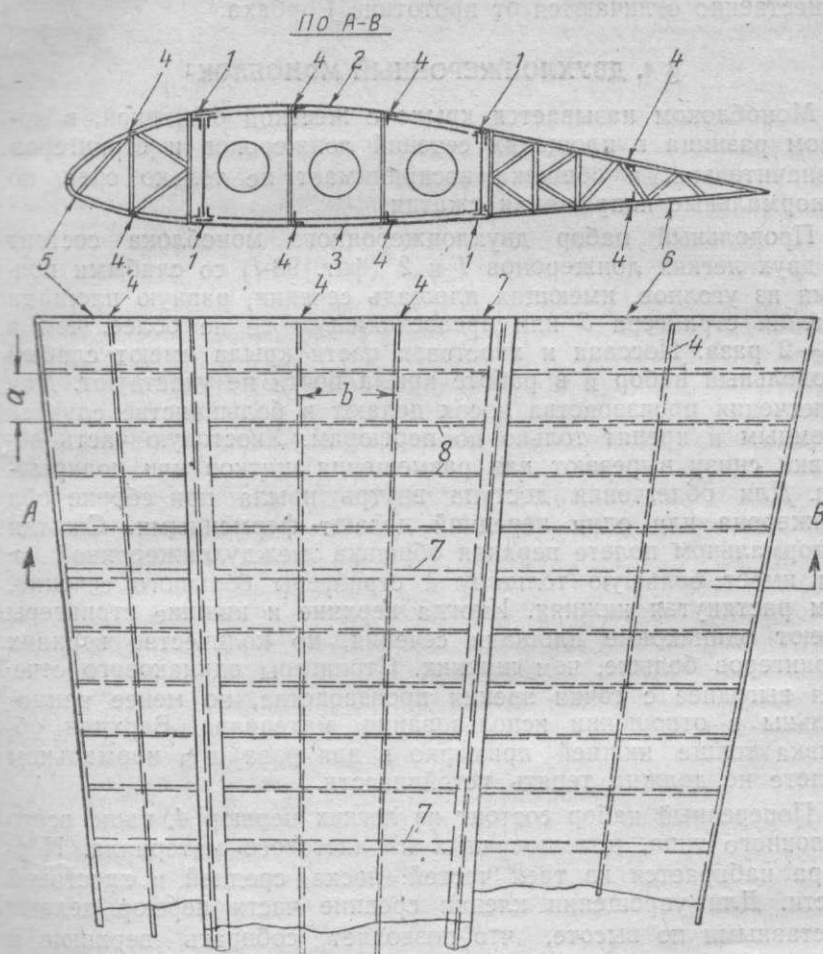
Продольный набор крыла состоит из лонжеронов и небольшого количества стрингеров 4, имеющих сечения значительно меньшие, чем пояса лонжеронов. Носовая 5 и хвостовая 6 части крыла могут быть отъемными, причем обшивка носка обычно жесткая, а у хвостовой части — жесткая или полотняная. Пояса лонжеронов и стрингеры крепятся непосредственно к обшивке.

В поперечный набор входят усиленные нервюры 7, установленные в местах приложения сосредоточенных сил (крепление шасси, баков и т. д.), а также в стыках, и поперечные ободы из профилей, изогнутых по форме профиля крыла и прикрепленных непосредственно к обшивке, или же легкие нервюры 8.

По сравнению с двухлонжеронным крылом, имеющим полотняную обшивку, лонжероны кессона сдвинуты ближе к максимальной толщине профиля. Передний лонжерон располагается на  $19 \div 20\% b$ , а задний — на  $60 \div 66\%$ . В кессоне отсутствуют внутренние расчалки, роль которых выполняет тонкая обшивка, подкрепленная сеткой стрингеров и нервюр.

Достоинство кессонного крыла по сравнению с двухлонжеронным, имеющим полотняную обшивку, заключается в боль-

шей строительной высоте лонжеронов и лучшим использовании материала. Кессон значительно лучше работает на кручение. Кессонные крылья просты в производстве и ремонте ввиду легкого доступа к заклепкам. Кессонные крылья допускают зна-



Фиг. 92. Схема кессонного крыла.

чительные вырезы в обшивке без существенного уменьшения ее прочности и жесткости.

Основной недостаток кессонного крыла заключается в слабом использовании материала обшивки, которая быстро теряет устойчивость при изгибе крыла, не разгружает лонжеронов и работает только на срез при слабых напряжениях. Волны, образующиеся на обшивке от потери устойчивости при изгибе и кручении, портят поверхность крыла и увеличивают сопротивление в нормальном полете.

Впервые кессонное крыло было осуществлено Рорбахом в 1924—1927 гг. на гидросамолетах, имевших свободонесущие крылья. Применяемые в настоящее время двухлонжеронные моноблочные крылья, также называемые часто кессонными, существенно отличаются от прототипа Рорбаха.

#### § 4. ДВУХЛОНЖЕРОННЫЙ МОНОБЛОК<sup>1</sup>

Моноблоком называется крыло с жесткой обшивкой, в котором разница в площадях сечений лонжеронов и стрингеров незначительна, а обшивка воспринимает не только срез, но и нормальные напряжения сжатия.

Продольный набор двухлонжеронного моноблока состоит из двух легких лонжеронов 1 и 2 (фиг. 93-1) со слабыми поясами из уголков, имеющих площадь сечения, равную площади сечения стрингера 3 или превосходящую ее не более, чем в 1,5—2 раза. Носовая и хвостовая части крыла имеют слабый продольный набор и в работе крыла почти не участвуют. Для облегчения производства носок делают в большинстве случаев съемным и крепят только по нервюрам. Хвостовую часть обшивки снизу вырезают для размещения щитков или подкрылков. Для облегчения доступа внутрь крыла при сборке оба лонжерона или один передний делают ферменными. Сжатая в нормальном полете верхняя обшивка междулонжеронной части имеет большую толщину и стрингеры большого сечения, чем растянутая нижняя. Иногда верхние и нижние стрингеры имеют одинаковые площади сечения, но количество верхних стрингеров больше, чем нижних. Стрингеры одинакового сечения выгоднее с точки зрения производства, но менее рациональны в отношении использования материала. Верхняя обшивка толще нижней примерно в два раза и в нормальном полете не должна терять устойчивости.

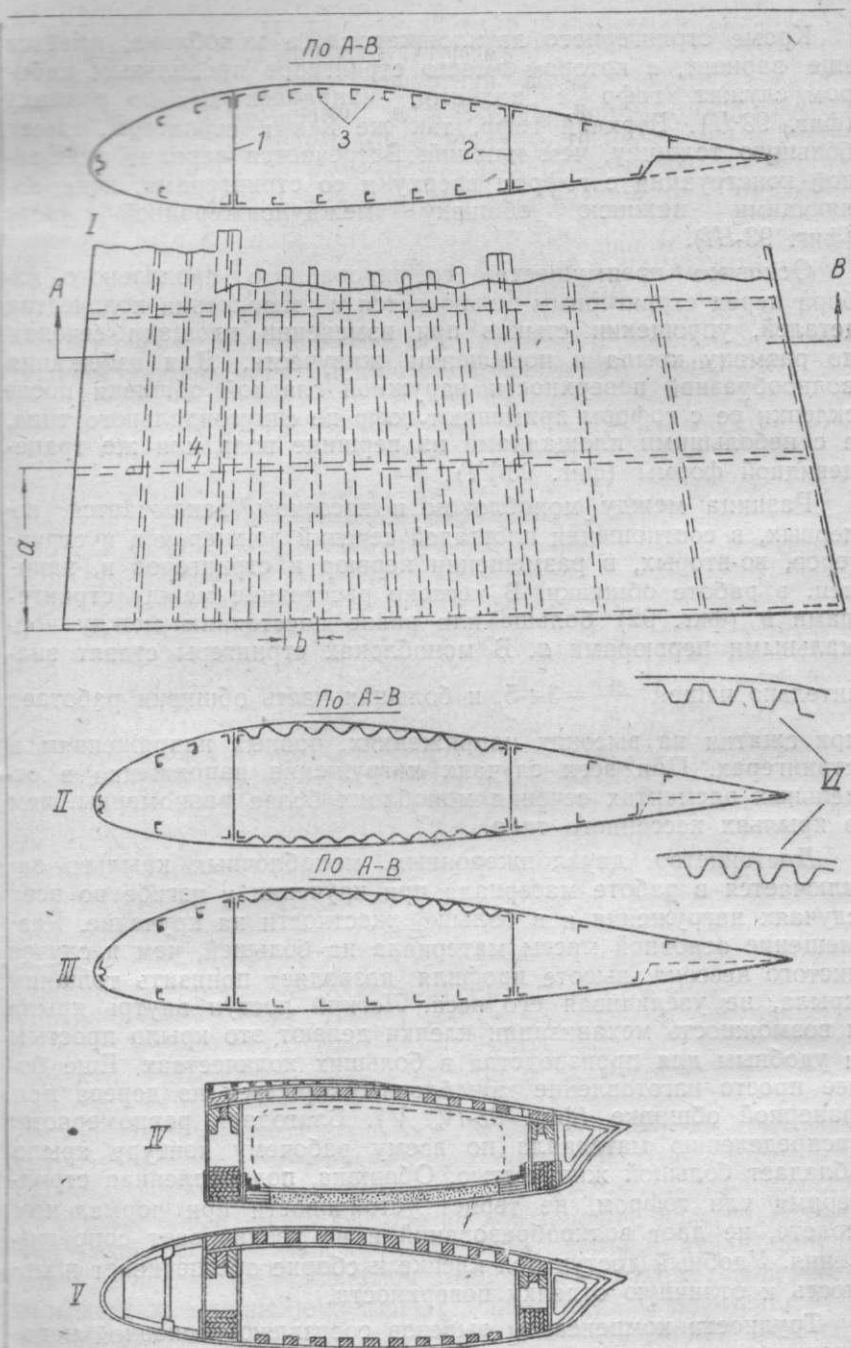
Поперечный набор состоит из легких нервюр 4, чаще всего балочного типа, штампованных из листового материала. Нервюра набирается из трех частей: носка, средней и хвостовой части. Для упрощения клепки средние части нервюр делают составными по высоте, что позволяет собирать верхнюю и нижнюю обшивку отдельно и значительно облегчает производство.

В местах расположения сосредоточенных грузов ставят усиленные нервюры, чаще ферменного типа, для облегчения доступа внутрь крыла.

---

<sup>1</sup> Этот тип крыла называется „кессонным“.

Автор вводит новое понятие „двухлонжеронный моноблок“, до сих пор неизвестное. Это чисто условное понятие может быть допущено как предложение автора, ввиду того что в настоящее время не существует еще утвержденной классификации крыльев по типу конструкции. — *Прим. ред.*



Фиг. 93. Схемы двухлонжеронных моноблочных крыльев.

Кроме стрингерного двухлонжеронного моноблока, имеется еще вариант, в котором вместо стрингеров продольным набором служит гофр с волнами, направленными по размаху (фиг. 93-II). Верхний гофр, так же как и стрингеры, имеет большую толщину, чем нижний. Встречается вариант смешанной конструкции с гофром вверху и со стрингерами, подкрепляющими нижнюю обшивку междулонжеронной части (фиг. 93-III).

Основное преимущество гофрированного продольного набора перед стрингерным заключается в уменьшении количества деталей, упрощении стыков при изменении площади сечения по размаху крыла и повышении живучести. Для избежания волнообразной поверхности наружной гладкой обшивки после склепки ее с гофром применяют гофр не синусоидального типа, а с небольшими площадками на вершине волн или же трапецевидной формы (фиг. 93-VI).

Разница между моноблоком и кессоном заключается, во-первых, в соотношении площадей сечений лонжеронов и стрингеров, во-вторых, в размещении нервюр и стрингеров и, наконец, в работе обшивки. В кессоне расстояние между стрингерами  $b$  (фиг. 92) больше или равно расстоянию между нормальными нервюрами  $a$ . В моноблоках стрингеры ставят зна-

чительно чаще:  $\frac{a}{b} = 3 \div 5$ , и большая часть обшивки работает при сжатии на высоких напряжениях, равных напряжениям в стрингерах. При всех случаях нагружения напряжения в отдельных элементах сечения моноблока более равномерны, чем в крыльях кессонного типа.

Достоинство двухлонжеронных моноблочных крыльев заключается в работе материала при кручении и изгибе во всех случаях нагружения и в большей жесткости на кручение. Размещение основной массы материала на большей, чем в случае чистого кессона, высоте профиля позволяет понизить толщину крыла, не увеличивая его веса. Легкий доступ внутрь крыла и возможность механизации клепки делают это крыло простым и удобным для производства в больших количествах. Еще более просто изготовление моноблочных крыльев из дерева при фанерной обшивке (фиг. 93-IV, V). Благодаря равномерному распределению материала по всему рабочему контуру крыло обладает большой живучестью. Обшивка, подкрепленная стрингерами или гофром, не теряет устойчивости при нормальном полете, не дает волнообразований и не увеличивает сопротивления. Удобный доступ при клепке и сборке обеспечивает плавность и отличную отделку поверхности.

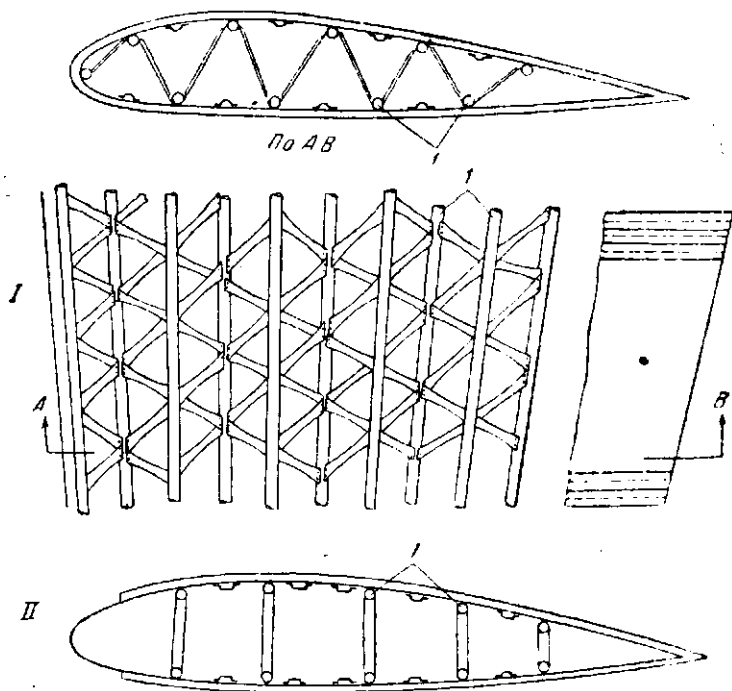
Трудности компенсации вырезов составляют основной недостаток двухлонжеронного моноблока, как и всех моноблочных крыльев. Прочность усиливающих элементов всегда меньше, а вес — больше вырезанного участка обшивки. В особенности

сложно усиление вырезов в двойной обшивке, состоящей из гофра и листового материала.

При проектировании двухлонжеронного моноблока задача конструктора заключается в отыскании наивыгоднейшего соотношения площадей сжатых и растянутых элементов и такого распределения их по контуру сечения всего крыла, чтобы наклон главных осей к хорде крыла был наименьшим ( $0-2^\circ$ ).

## § 5. МНОГОЛОНЖЕРОННЫЕ КРЫЛЬЯ С НАРУЖНОЙ ГОФРИРОВАННОЙ ОБШИВКОЙ

Многолонжеронными называют крылья, имеющие больше двух мощных лонжеронов (фиг. 94).



Фиг. 94. Многолонжеронные крылья с гофрированной наружной обшивкой.

I—крыло Юнкерса; II—крыло ЦАГИ.

Продольный набор состоит из лонжеронов, пояса I которых расположены по контуру профиля в шахматном порядке (фиг. 94-I, крылья Юнкерса старой конструкции) или же в плоскостях, перпендикулярных плоскости хорд (фиг. 94-II, прежние крылья ЦАГИ). Лонжероны воспринимают весь изгибающий момент. Количество стрингеров в этих крыльях незначительно, и их роль заключается в восприятии местных нагрузок.

Поперечный набор в крыльях ЦАГИ сведен к одним усиленным нервюрам, расставленным на больших расстояниях ( $a \approx 1000$  мм).

В крыле Юнкерса связь отдельных поясов в направлении хорды осуществляется наклонной решеткой лонжеронов и специальных нервюр нет.

Обшивкой обоих крыльев служит гофр с волнами, направленными по хорде, обеспечивающий только работу при кручении и изгибе в плоскости хорд.

Многолонжеронные крылья этого типа в настоящее время не применяют, так как их поверхность не удовлетворяет элементарным требованиям аэродинамики, а гофрированная обшивка, составляющая до 40% веса крыла, не работает при изгибе крыла в вертикальной плоскости. Вследствие большого количества лонжеронов в каждом случае нагружения работает с высокими напряжениями лишь часть материала. В свое время многолонжеронные крылья были удачной заменой двухлонжеронных с полотняной обшивкой и позволили получить необходимую жесткость на кручение. Ввиду отсутствия нервюр многолонжеронные свободнонесущие крылья могут дать для больших самолетов выгоду в весе по сравнению с двухлонжеронными крыльями, обшитыми полотном.

#### § 6. МНОГОЛОНЖЕРОННЫЕ МОНОБЛОЧНЫЕ КРЫЛЬЯ

В моноблочном многолонжеронном крыле (фиг. 95-1) пояса лонжеронов 1 по площади не более, чем в  $1\frac{1}{2} \div 2$  раза превосходят сечения стрингеров 2.

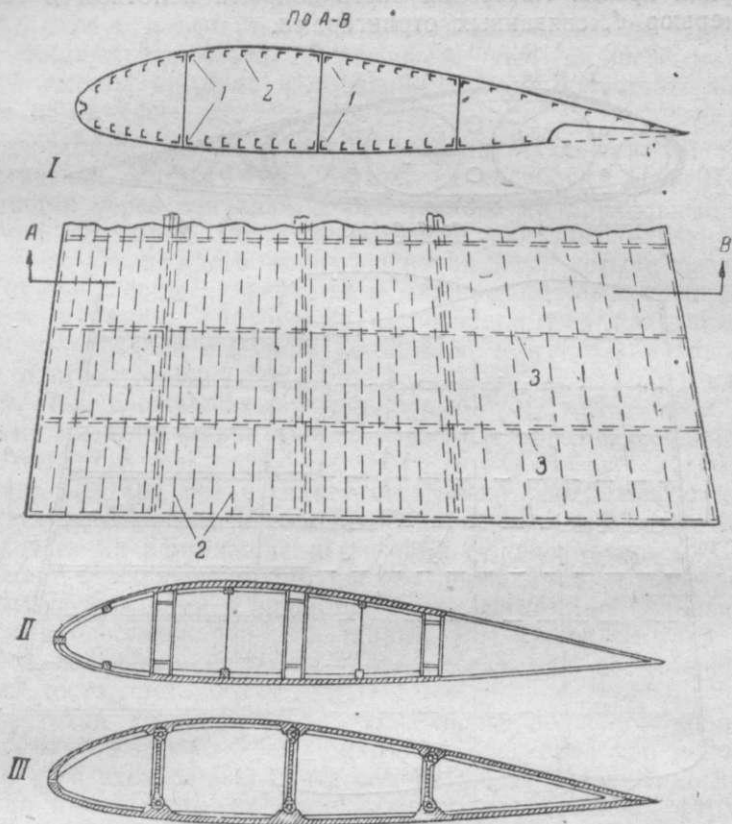
При изгибе крыла на сжатие и растяжение работают пояса лонжеронов, стрингеры и значительная часть гладкой обшивки, непосредственно подкрепленной стрингерами. Обшивка работает совместно со стенками лонжеронов при кручении и воспринимает перерезывающие силы от нагрузки в плоскости хорд.

Поперечный набор включает в себе нервюры 3, состоящие из отдельных частей: средних — между лонжеронами, носка и хвостовой части.

Основные варианты конструкции многолонжеронного моноблока подобны двухлонжеронному. Распределение нормальных и касательных напряжений между элементами многолонжеронного моноблока равномернее, чем у двухлонжеронного, вследствие наличия дополнительных лонжеронов и уменьшения расстояния между ними. Работа многолонжеронного моноблока приближается к работе сплошного крыла.

Недостатки многолонжеронного моноблока связаны с введением дополнительных стенок и заключаются в усложнении сборки и клепки, размещения внутри крыла съемных баков, колес и вооружения. Использование отсеков крыла в качестве баков не получило распространения вследствие неудобств, связанных с ремонтом, и невозможности протектирования. В моно-

блочных многолонжеронных крыльях разъемные стыки сложны и тяжелы, в особенности при переходе к одному или двум мощным лонжеронам центроплана. Производственные затруднения в значительной мере уменьшаются при изготовлении многолон-



Фиг. 95. Многолонжеронные моноблочные крылья.

I—дуралюминовое; II—деревянное; III—из пластмасс.

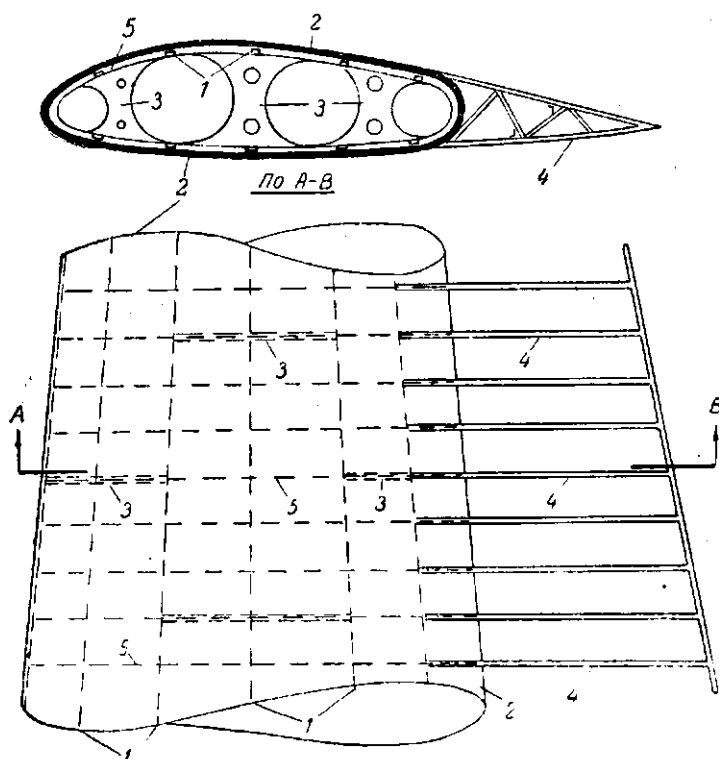
жеронных моноблоков из дерева (фиг. 95-II). Были попытки изготовления моноблочных крыльев и из пластмасс (фиг. 95-III).

Трудности, связанные с размещением грузов, уборкой шасси и устройством разъемных стыков, препятствуют применению многолонжеронных моноблоков на современных самолетах, в особенности малого и среднего тоннажа.

## § 7. КРЫЛО МОНОКОК

Монококом называют крыло без лонжеронов (фиг. 96). При изгибе и кручении работает обшивка 2, усиленная стрингерами 1. Обшивка приклепана к П-образным стрингерам 1 и

ободам 5, представляющим остатки лонжеронов и нервюр. В поперечном направлении внутри крыла расставлены в шахматном порядке перегородки 3 из листового материала. Замкнутый рабочий контур помещается в наиболее высокой части профиля крыла. Хвостовая часть покрыта полотном и состоит из нервюр 4, связанных стрингерами.



Фиг. 96. Схема крыла монокок.

Недостатки монокока: вырезы обшивки чрезвычайно затруднительны; передача сосредоточенных нагрузок, например, от шасси или моторных рам, требует сложных местных усилений. Разъемы по размаху крыла сложны и возможны без дополнительных усилений только при такой же конструкции, центроплана.

Преимущество монокока заключается в распределении материала по контуру наиболее высокой части крыла.

## § 8. ОДНОЛОНЖЕРОННЫЕ КРЫЛЬЯ И ИХ РАЗНОВИДНОСТИ

Особенность однолонжеронных крыльев заключается в восприятии одним лонжероном изгиба от поперечных нагрузок. При кручении и изгибе от нагрузок в плоскости хорд рабо-

тает пространственная ферма, находящаяся внутри крыла с полотняной обшивкой, или замкнутый контур, образуемый жесткой обшивкой. Однолонжеронные крылья встречаются в различных вариантах, отличающихся степенью разделения работы поперечного изгиба и кручения.

Крылья с полотняной обшивкой. Крыло Стигера имеет мощный лонжерон 1, расположенный в месте максимальной высоты профиля и воспринимающий полностью поперечный изгиб (фиг. 97, I и II).

В плоскости хорд кручение и нагрузку воспринимает пространственная ферма. Ферма состоит из распорок 2 (фиг. 97-II), проходящих через лонжерон и работающих на продольный изгиб; роль распорок могут выполнять усиленные нервюры 2 (фиг. 97-I). От каждого конца распорок идут четыре расчалки 3, прикрепленные к верхним и нижним поясам лонжерона. Вершины пирамид, образованных распорками и расчалками, соединены передней и задней расчалками 4 и 5. Схематически крыло Стигера можно представить состоящим из пирамид 3 (фиг. 97-III), сложенных основаниями. Между отдельными пирамидами имеются шарниры 0—0. Вершины пирамид соединены расчалками 4 и 5.

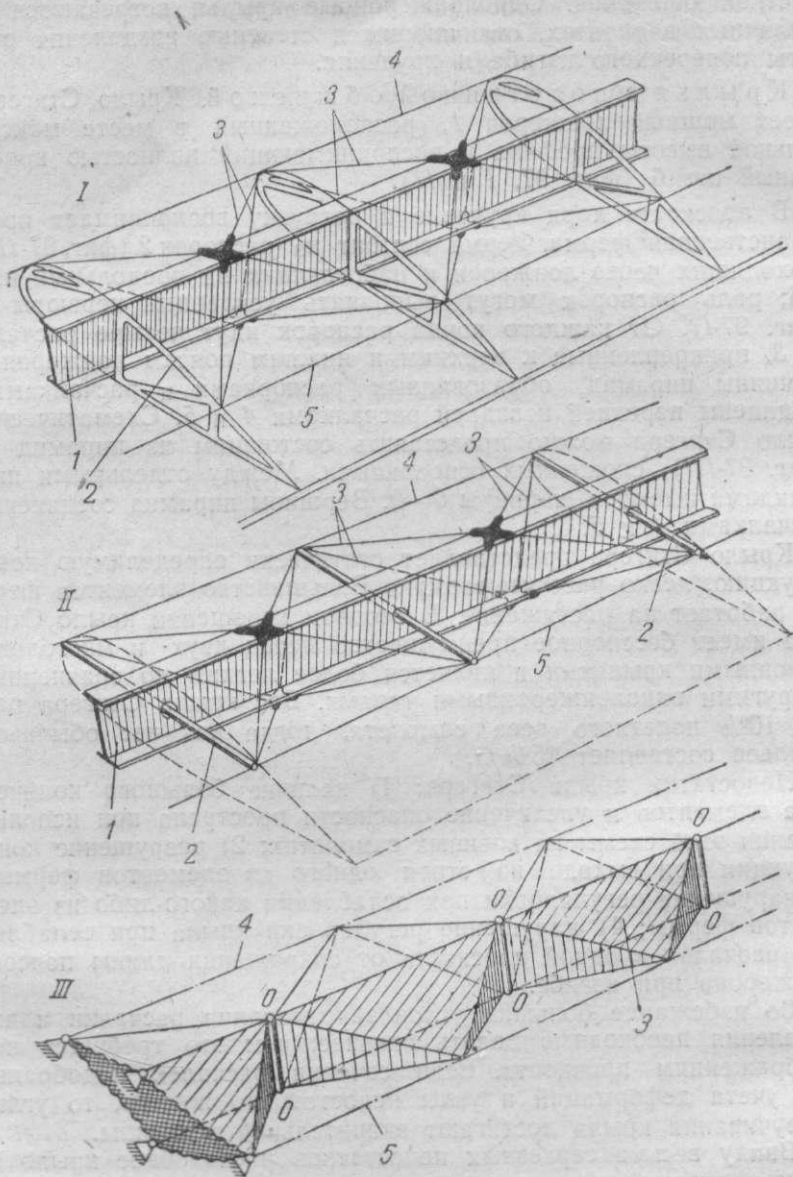
Крыло Стигера представляет статически определимую конструкцию, легко рассчитываемую. Большинство элементов фермы работает на растяжение. В весовом отношении крыло Стигера имеет бесспорное преимущество перед двух- и многолонжеронными крыльями и является более легким по сравнению с другими однолонжеронными типами. Вес крыла Стигера равен 10% полетного веса самолета, тогда как вес обычных крыльев составляет 15% G.

Недостатки крыла Стигера: 1) наличие большого количества элементов и увеличение опасности прострела при использовании этой схемы на военных самолетах; 2) разрушение конструкции при выходе из строя одного из элементов фермы; 3) нарушение регулировки при ослаблении какого-либо из элементов фермы; 4) нарушение регулировки крыла при ослаблении расчалок в одной плоскости от сокращения длины поясов лонжерона при изгибе.

Во избежание больших углов закручивания расчалки и их крепления необходимо делать сильнее, чем это требуется по соображениям прочности. Если сечения расчалок подобраны без учета деформаций и узлы недостаточно жестки, то углы закручивания крыла достигают значительной величины.

Ввиду весьма серьезных недостатков расчалочное крыло в чистом виде было исследовано только на опытных отсеках. В осуществленных конструкциях крыльев вместо расчалок применялись трубы или жесткие профили.

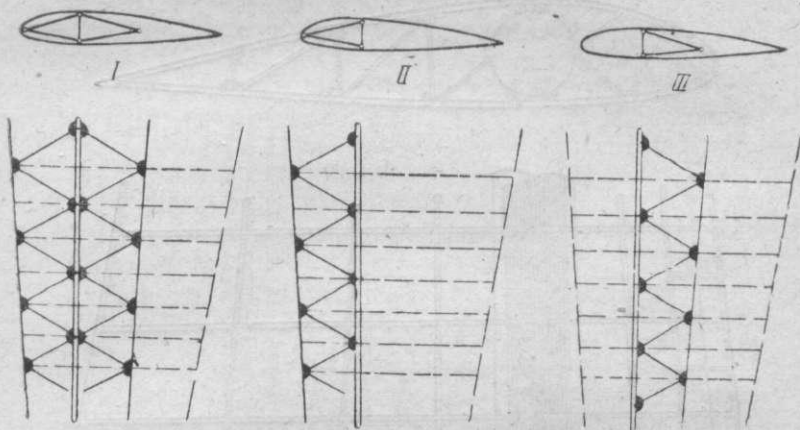
Из таких разновидностей крыльев Стигера следует отметить крыло с симметричной жесткой фермой (фиг. 98-I), с фермой, расположенной перед лонжероном (фиг. 98-II) и за лон-



Фиг. 97. Однолонжеронное крыло Стигера.

жероном (фиг. 98-III). Все схемы обладают значительной жесткостью на кручение. Несимметричная схема II наиболее выгодна, так как освобождает объем задней части крыла для размещения грузов. При этой схеме можно добиться положения центра тяжести крыла перед его центром жесткости и получить крыло с большой критической скоростью. Все крылья с жесткой фермой менее уязвимы по сравнению с расчалочным.

Основной недостаток рассмотренных крыльев заключается в неполном использовании материала внутренней фермы, рабо-



Фиг. 98. Однолонжеронные крылья со стержневыми пространственными фермами, работающими при кручении и изгибе в плоскости хорд.

I—симметричная ферма; II—ферма перед лонжероном; III—ферма за лонжероном.

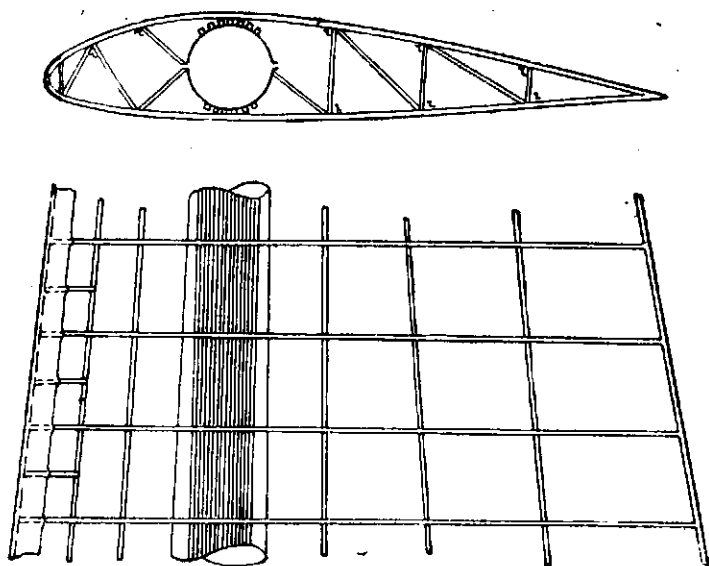
тающей только при кручении и при нагрузках, действующих в плоскости хорд. Когда центр давления совмещается с лонжероном, усилия в элементах фермы от кручения равны нулю. Лучше используется материал во всех случаях нагружения при замене внутренней фермы жестким замкнутым контуром, работающим при поперечном изгибе, а также при кручении и изгибе в плоскости хорд.

Для свободонесущих крыльев с полотняной обшивкой весьма рациональна конструкция Данкансон (фиг. 99). Лонжерон крыла представляет собой дуралюминовую трубу, расположенную на максимальной строительной высоте. Для улучшения работы при изгибе от поперечных нагрузок верхние и нижние стенки трубы усилены гофром с волнами, направленными по размаху. Лонжерон центроплана такой же конструкции используется в качестве бака для топлива.

Этот тип конструкции применен на четырехмоторном почтовом гидросамолете «Гамбург». Лонжерон центроплана сварен из хромомолибденовых листов различной толщины по контуру сечения, а в отъемных частях изготовлен из дуралюмина.

Крыло с лонжероном в виде трубы, работающей на изгиб и кручение, или монолонжеронное крыло, вполне рационально при полотняной обшивке, т. е. лишь для нескоростных самолетов. При жесткой обшивке кручение лучше воспринимается контуром крыла, а для лонжерона более рациональны сечения, при которых материал разнесен возможно дальше от нейтральной оси.

Крылья с жесткой и смешанной обшивкой. Крылья с лонжероном, составляющим часть жесткого контура



Фиг. 99. Схема однолонжеронного крыла Данкансон.

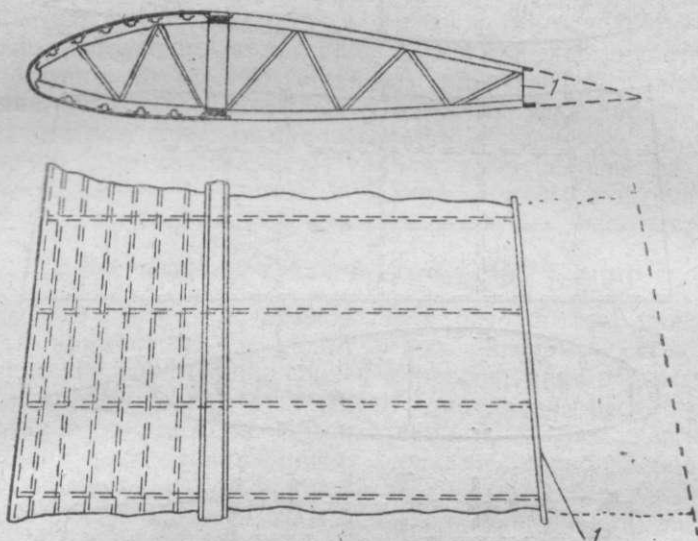
или находящимся внутри этого контура, наиболее рациональны и широко применяются на самолетах всех типов и различного веса. Основным элементом крыла, воспринимающим от 80 до 100% изгибающего момента от поперечных нагрузок, служит мощный лонжерон, расположенный на 30—50% хорды.

Разгрузку лонжерона от кручения производят различными путями. При переднем расположении лонжерона (до 30% хорды) делают усиленную обшивку носовой части, создающей вместе с лонжероном замкнутый контур, работающий на кручение (фиг. 100). В носовой части ставят стрингеры, совместно с обшивкой разгружающие лонжерон при работе на изгиб. У самолетов малого тоннажа и планеров остальную часть крыла покрывают полотном.

В большинстве современных крыльев жесткую обшивку доводят до дополнительного лонжерона I, который используют для крепления элеронов, механизации и для создания замкну-

того контура. Основной лонжерон оказывается, таким образом, внутри замкнутого контура, работающего при кручении.

Для упрощения уборки колес в переднюю кромку крыла основной лонжерон часто сдвигают на 40—45% от передней кромки (фиг. 101). У самолетов среднего тоннажа в этом случае в качестве дополнительного лонжерона при щелевых элеронах и закрылках используют наклонный участок обшивки, расположенный у носка элерона или закрылка (фиг. 101-Г).



Фиг. 100. Однолонжеронное крыло с усиленной обшивкой носовой части при переднем положении лонжерона.

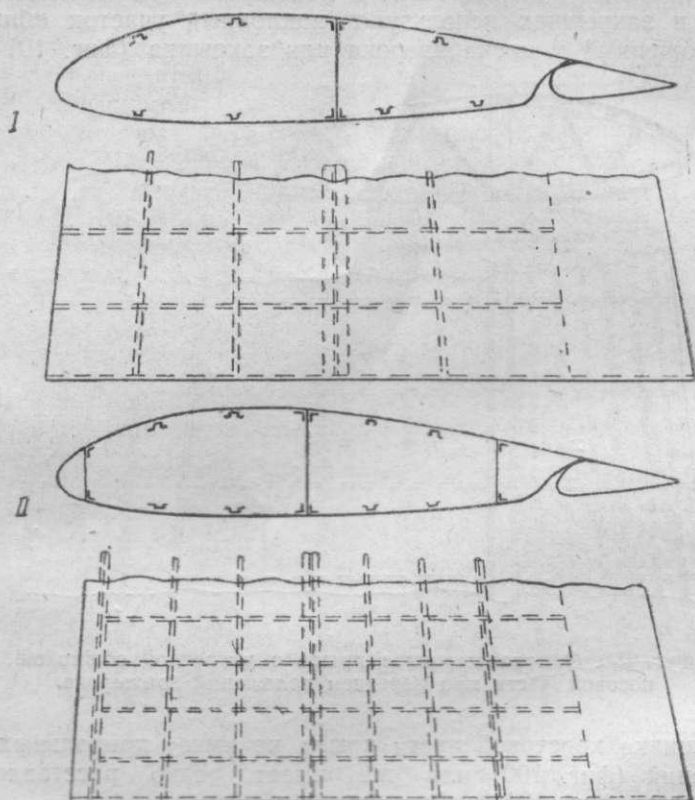
Обшивка хвостовой части крыла не имеет продольных подкреплений (фиг. 100) или же имеет редко расставленные стрингеры (фиг. 101-Г).

Для корневой части крыльев самолетов большого тоннажа применяют схему  $1\frac{1}{2} + 1 + 1\frac{1}{2}$  с двумя дополнительными лонжеронами в носовой и хвостовой части (фиг. 101-И).

Дополнительные лонжероны в большинстве случаев заканчивают на некотором расстоянии от корня крыла и крепят к фюзеляжу или центроплану шарнирными узлами, не воспринимающими изгибающего момента. В этом случае дополнительные лонжероны служат для передачи крутящего момента от отъемной части на центроплан или фюзеляж и для восприятия нагрузок, действующих в плоскости хорд.

Металлические и деревянные однолонжеронные крылья указанных типов пользуются широким распространением. Деревянные крылья несколько тяжелее металлических, но значительно проще в производстве и позволяют добиться лучшей поверхности.

В сечениях, удаленных от стыка, средний лонжерон, расположенный на  $30\text{--}50\% b$ , воспринимает около  $80\%$  изгибающего момента от поперечной нагрузки, а на крайние (дополнительные лонжероны), в случае их установки по всему размаху, приходится около  $20\%$ . Обшивка крыла имеет незначи-



Фиг. 101. Однолонжеронные крылья с задним размещением основного лонжерона.

тельные продольные подкрепления и работает лишь при кручении и изгибе в плоскости хорд. Крылья этого типа отличаются от трехлонжеронных ( $1+1+1$ ), в которых средний лонжерон воспринимает до  $50\%$  изгиба, а крайние — примерно по  $25\%$ .

В крыле с работающим носком (фиг. 100) значительная часть объема хвостовой части может быть использована для размещения баков, вооружения и колес без ослабления сечения. Вырезы обшивки, работающей в основном при кручении (фиг. 101), легче компенсируются, чем в крыльях моноблок, когда обшивка работает на нормальные напряжения.

Достоинства однолонжеронных крыльев заключаются в следующем: 1) крылья легче, чем крылья других типов, так как лонжерон имеет максимальную строительную высоту или близкую к ней; 2) среднее напряжение материала в различных случаях нагружения выше, чем в двух- и многолонжеронных крыльях; 3) стыковые узлы, как у всех лонжеронных крыльев, проще, чем у моноблоков; 4) при расположении внутренней фермы перед лонжероном центр тяжести в случае жесткого носка занимает переднее положение и критическая скорость повышается; 5) крыло удобно в производстве вследствие сравнительно небольшого количества деталей и доступности стыков и клепки; 6) вырезы обшивки, работающей только при кручении, не требуют сложных и тяжелых усиления.

Недостатком конструкции является понижение живучести вследствие сосредоточения материала, работающего на изгиб, в одном лонжероне. Однако, с другой стороны, лонжерон настолько массивен, что это уже повышает его живучесть.

### § 9. КРЫЛЬЯ ГЕОДЕЗИЧЕСКОЙ КОНСТРУКЦИИ

Геометрические крылья были разработаны инж. Уоллисом и применены на ряде боевых английских самолетов. Геометрические конструкции башен линкоров, мачт радиостанций и водонапорных башен существуют уже давно. Геометрическая конструкция состоит из сетки стержней, расположенных на кратчайших расстояниях между точками криволинейной поверхности.

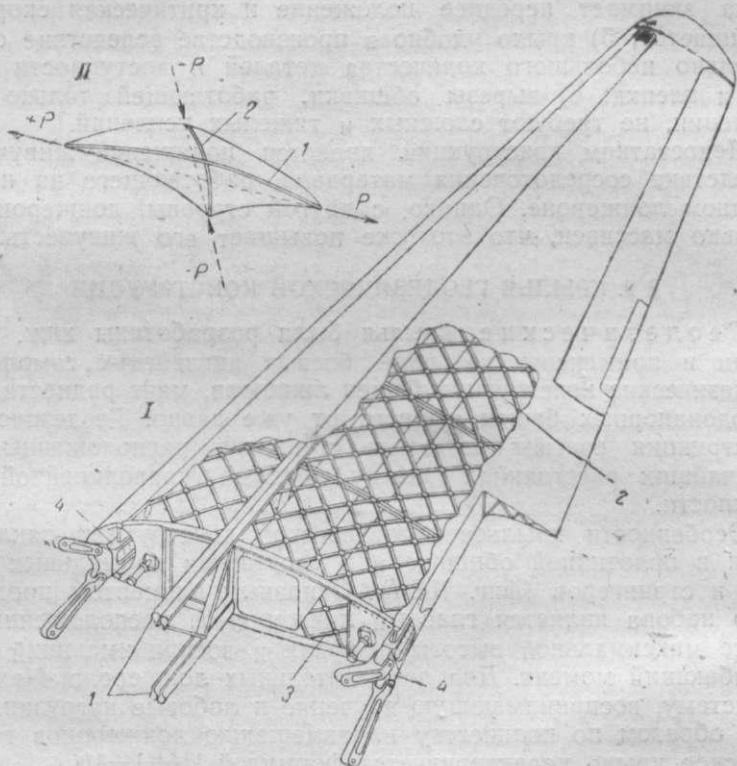
Особенности крыльев геометрической конструкции заключаются в полотняной обшивке и в отсутствии нормальных нервюр и стрингеров (фиг. 102-1). Основным элементом продольного набора является главный лонжерон 1, расположенный в месте максимальной высоты профиля и воспринимающий весь изгибающий момент. Два дополнительных лонжерона 4 входят в систему, воспринимающую кручение и лобовые нагрузки. Таким образом по количеству и размещению лонжеронов геометрическое крыло характеризуется формулой  $1/2 + 1 + 1/2$ .

Кручение и изгиб в плоскости хорд воспринимает система диагональных стержней, образующих решетки 2 и 3, изогнутые по поверхности крыла, расположенные сверху и снизу между дополнительными и основным лонжеронами. Каждый из диагональных элементов изогнут по кривой, представляющей кратчайшее расстояние между двумя точками поверхности. Диагонали направлены под углом  $45^\circ$  к оси крыла, а между собою составляют угол в  $90^\circ$ .

При работе на кручение и от нагрузок в плоскости хорд диагонали, имеющие одно направление, растягиваются, а обратные работают на продольный изгиб. Растянутые диагонали стремятся выпрямиться, а сжатые — выпучиться из крыла наружу и увеличить начальную стрелку вогнутости. Растянутые диагонали препятствуют выпучиванию сжатых, работающих на

продольный изгиб. Расчетная длина диагонали, работающей на продольный изгиб, равна стороне клетки, а не полной ее длине.

Схематически подкрепление сжатых диагоналей геодезического крыла растянутыми можно представить следующим образом (фиг. 102-*II*). Положим, что на поверхности двоякой кривизны имеется шарнирный четырехугольник, образованный



Фиг. 102. Крыло геодезической конструкции.

*I*—крыло геодезической конструкции; *II*—схема работы элементов геодезической конструкции.

геодезическими сторонами — линиями, представляющими кратчайшее расстояние между его вершинами (фиг. 102-*II*). В четырехугольнике — две геодезические же диагонали, жестко соединенные между собой в точке пересечения. Если к противоположным вершинам приложить силы  $P$ , то диагональ 1 растягивается и выпрямляется. Диагональ 2 работает на продольный изгиб и стремится увеличить начальную стрелку вогнутости. В результате поддерживающего влияния растянутой диагонали на продольный изгиб работают участки, равные половине длины сжатой диагонали.

Благодаря взаимной поддержке диагональные элементы, несмотря на значительную их длину, могут иметь небольшие площади поперечного сечения, и вся система легче, чем при листовой обшивке с обычными подкреплениями. В производственном отношении диагональные элементы просты и открывают свободный доступ внутрь крыла при его сборке. Ввиду полного отсутствия нормальных нервюр объем крыла используется для размещения баков, которые вставляются с торцевой части крыла. Возможно устройство съемных панелей, позволяющих устанавливать и вынимать баки без разборки крыла.

Основной недостаток крыла заключается в применении полотняной обшивки, от провисания которой между сторонами ячеек образуются переломы поверхности, искажающие профиль крыла и нарушающие его плавность. Замена полотна листовой обшивкой полностью лишает геодезическое крыло производственных и весовых преимуществ.

## § 10. ВЫВОДЫ

Основные соображения при выборе типа конструкции отъемных частей крыльев следующие: 1) наилучшее использование материала; 2) возможность массового производства; 3) живучесть; 4) требуемая критическая скорость флаттера; 5) хорошее состояние поверхности; 6) стоимость; 7) простота и удобство разъемных стыков; 8) наибольший полезный объем.

Всестороннее сравнение существующих типов конструкции весьма затруднительно, в особенности при различных материалах. Строго научный подход к поставленной задаче невозможен без совершенных методов расчета на прочность, гарантирующих наилучшее использование материала в каждом типе конструкции. Часть деталей не поддается расчету, причем количество таких деталей неодинаково в различных типах конструкции.

Совершенно отсутствуют не только изыскания, но даже статистические данные по оценке различных типов конструкции, изготовленных в одинаковых условиях, с точки зрения их трудоемкости, стоимости и т. д.

При наличии указанных соображений сравнительная оценка существующих вариантов конструкции по большинству показателей может быть сделана лишь в грубом приближении. Качественная оценка по пятибалльной системе<sup>1</sup> приведена в табл. 6.

<sup>1</sup> Качественная оценка конструкций по пятибалльной системе, предлагаемая автором, разработана более подробно, чем существующая оценка по четырехбалльной системе. Предложение автора не может претендовать на то, чтобы считаться исчерпывающим, однако, оно не лишено интереса, как систематизирующее наши представления о сравнительных качествах конструкций и может быть, наряду с другими системами оценки, положено в основу разработки вопроса.—Прим. ред.

Таблица 6

## Сравнительная оценка основных типов конструкции монопланнх металлических крыльев

№ по порядку	Тип конструкции	Условные обозначения числа и положения лонжеронов	Использование материала	Массовое производство	Живучесть	$V_{кр}$	Аэродинамика	Полезная емкость	Разъемные стыки	Стоимость	
1	Двухлонжеронный с полотняной обшивкой и внутренними расчалками	1+1	2	5	2	1	<u>2</u> <sup>1</sup>	<u>1</u> <sup>2</sup>	5	5	23
2	То же, с косыми распорками	1+1	2	5	<u>3</u> <sup>2</sup>	<u>2</u> <sup>4</sup>	2	1	5	5	25
3	Кессон	1+1	3	5	3	3	<u>2</u> <sup>3</sup>	5 <sup>5</sup>	<u>5</u> <sup>4</sup>	<u>4</u> <sup>5</sup>	30
4	Двухлонжеронный стрингерный моноблок	1+1	4	4	4	4	4	<u>3</u>	<u>3</u>	<u>2</u>	28
5	То же, с гофром	1+1	4	4	5	5	3	2	3	2	28
6	Многолонжеронные крылья (Юнкерс, ЦАГИ)	1×n	1	3	5	2	1	2	4	3	
7	Трехлонжеронный стрингерный моноблок	1+1+1	5	2	5	3	3	2	2	1	
8	То же, с гофром	1+1+1	5	2	5	5	3	1	2	1	
9	Монокок	0	3	5	4	3	4	1	2	3	
10	Однолонжеронное с расчалочной фермой	1	3	4	1	2	2	1	5	5	
11	То же, с жесткой фермой перед лонжероном	1	3	5	3	5	2	4	5	5	
12	Монолонжерон с полотняной обшивкой	1	4	4	3	3	2	5	4	3	
13	Однолонжеронное с работающим носком	1	5	5	3	5	5	5	5	4	
14	То же, при лонжероне, размещенном внутри контура, работающего при кручении	0+1+1/2	5	5	3	4	4	4	5	4	
15	То же, с двумя вспомогательными лонжеронами	1/2+1+1/2	5	4	4	4	4	5	5	4	
16	Геодезическое	1/2+1+1/2	4	5	4	4	2	5	5	4	

Примечания: а) Использование материала. Оценка 5. Чем выше средние напряжения при изгибе и кручении, тем лучше используется материал и легче крыло. В однолонжеронных крыльях с жесткой обшивкой № 13, 14, 15 и трехлонжеронных моноблоках № 7, 8 один лонжерон может быть расположен вблизи или на максимальной строительной высоте. В этих крыльях напряжение на сжатие близко к напряжению растяжения. Обшивка работает в основном при кручении, но до некоторой степени разгружает лонжерон и при изгибе.

Оценка 4. В двухлонжеронных стрингерных моноблоках № 4 и 5 средние напряжения при изгибе меньше, так как лонжероны отнесены от максимальной строительной высоты, а одни стрингеры не могут воспринимать высокие напряжения на сжатие (до  $25 \text{ кг/см}^2$ ). В монолонжероне № 12 и геодезическом крыле № 16 основные лонжероны занимают максимальную строительную высоту и выгоднее в весовом отношении. Но для создания поверхности крыла необходимо полотно, вес которого с окраской составляет около  $1 \text{ кг}$  на  $1 \text{ м}^2$ , причем полотняная обшивка, воспринимающая только местные воздушные нагрузки, ухудшает весовую характеристику крыла.

Оценка 3. В кессонных крыльях № 3 обшивка работает только при кручении, а изгиб воспринимают широко расставленные лонжероны. В однолонжеронных крыльях № 10 и 11 с внутренней фермой осуществлено полное разделение элементов, воспринимающих изгиб и кручение. Для создания поверхности служит полотно. В монококе № 9 напряжения обшивки при изгибе для устранения потери устойчивости должны быть низкими, так как ее подкрепления слабы. Устойчивая часть воспринимает только местные аэродинамические нагрузки.

Оценка 2. В двухлонжеронных крыльях № 1 и 2 широко расставленные лонжероны работают в большинстве случаев нагружения крайне неравномерно. Для восприятия лобовых нагрузок приходится ставить внутренние фермы. Полотняная обшивка еще более снижает оценку использования материала.

Оценка 1. В старых многолонжеронных крыльях наружная гофрированная обшивка составляла до 40% веса крыла и работала только при кручении.

Деревянные крылья несколько тяжелее металлических.

б) Массовое производство. В производственном отношении оценка зависит от удобства подхода для клепки и сборки, количества элементов конструкции, типа обшивки и количества приспособлений. Подход для клепки и сборки удобнее при полотняной обшивке, меньшем количестве лонжеронов, элементов продольного и поперечного набора, узлов и мелких деталей.

в) Живучесть. Живучесть повышается при распределении материала по контуру крыла и уменьшении количества сосредоточенных элементов. В случае сосредоточения всего материала, работающего на изгиб, в одном лонжероне при жесткой обшивке живучесть вполне удовлетворительна, так как лонжерон, имеющий большие толщины полок, в особенности при изготовлении их из стали, пулестоек. Статически определяемые крылья с внутренней фермой менее живучи, чем статически неопределяемые. Жесткая обшивка повышает живучесть по сравнению с полотняной. Замена расчалок трубами и ферм балками повышает живучесть. Деревянные крылья менее живучи, чем металлические.

г) Вибрации. Для повышения  $V_{кр}$  необходимо смещать центр тяжести вперед и увеличивать жесткость крыла на кручение. Наиболее переднее положение центра тяжести можно получить у крыльев №№ 11, 13. Жесткость на кручение больше у крыльев с жесткой обшивкой, в особенности у моноблоков с гофрированным подкреплением и при толстой фанерной обшивке.

д) Аэродинамика или состояние поверхности крыла. Крылья с полотняной обшивкой имеют плохую поверхность. Чем толще жесткая обшивка, тем она ровнее и тем легче постановка потайных заклепок. Наилучшее состояние поверхности обеспечивает толстая фанерная обшивка.

е) Полезная емкость зависит в первую очередь от строительной высоты крыла. Лонжероны, нервюры, внутренние расчалки уменьшают емкость крыла, затрудняют размещение в нем баков, вооружения и других грузов. Существенное влияние на использование внутреннего объема крыла имеет тип обшивки. Жесткая обшивка, подкрепленная мощными стрингерами, работающая на сжатие и растяжение, затрудняет устройство вырезов для использования внутреннего объема крыла. В

металлических крыльях возможно устройство работающих быстросъемных панелей, в деревянных же подобные панели весьма сложны и тяжелы. При полотняной обшивке устройство люков не представляет затруднений, но внутренняя часть крыла стеснена расчалками или распорками.

ж) Разъемные стыки проще у крыльев с сосредоточенными элементами. Разъемные стыки при жесткой обшивке со стрингерным или гофрированным подкреплением требуют соединения по всему рабочему контуру и потому значительно сложнее и тяжелее. Если обшивка работает в основном при кручении, то стык делают только у главного и одного или двух дополнительных лонжеронов. Деревянные моноблочные крылья, для которых разъемные стыки обшивки неосуществимы или тяжелы, делают неразрезными или же стыкуют их только по лонжеронам.

з) Стоимость складывается из стоимости материала и готовых изделий, заработной платы и накладных расходов, причем на материал приходится около 50%. Многолонжеронный моноблок является наиболее дорогим типом крыла (оценка 1). Наиболее дешевы крылья с полотняной обшивкой (оценка 5).

## Глава VI

### СИЛОВАЯ КОМПОНОВКА КРЫЛА

#### § 1. РАЗМЕЩЕНИЕ СИЛОВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КРЫЛА

При полотняной обшивке расстояние между нервюрами в междулонжеронной части крыла вне струи от винта определяют по эмпирической формуле:

$$a < \frac{\sigma}{0,045 V_{\max}^2},$$

где  $a$  — расстояние между нервюрами, м;

$\sigma$  — коэффициент крепости сухого полотна на разрыв в кг/пог. м ширины образца;

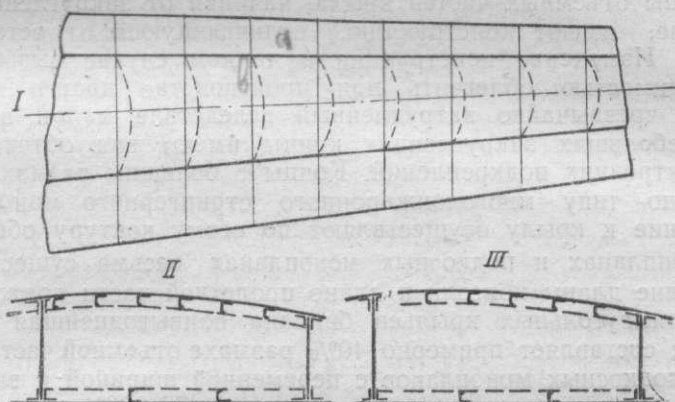
$V_{\max}$  — максимальная скорость полета, км/час.

На передней кромке, если она не покрыта фанерой или листовым материалом, а также на участках, находящихся в струе от винта, величину  $a$  следует уменьшать в 2—3 раза. Крепость льняного полотна по основе  $\sigma \approx 1260$  кг/м и по утку  $\sigma = 1340$  кг/м. Для хлопчатобумажной авиаткани по основе  $\sigma \approx 2095 \div 1530$  кг/м и по утку  $\sigma \approx 1860 \div 1450$  кг/м. При скоростях до 300 км/час расстояние между нормальными нервюрами принимают  $a \approx 250$  мм. Расстояние между усиленными нервюрами составляет  $4 \div 5 a$ .

В крыльях с жесткой обшивкой расстояние между нервюрами выбирают, исходя из соображений наименьшего веса комплекта нервюр и всего покрытия, т. е. обшивки и подкрепляющих ее элементов: стрингеров или внутреннего гофра. В наиболее невыгодных условиях находится верхняя часть покрытия, которая, кроме поперечного изгиба от аэродинамических

сил, работает на продольный изгиб от сжатия и на срез. Окончательный выбор расстояния между нервюрами производят на основании статических испытаний участков обшивки различной толщины с различным количеством и сечением стрингеров или с гофром разной формы и толщины.

Для предварительного определения расстояния между нервюрами исходят из статистической обработки существующих конструкций. У крыльев с гладкой обшивкой при стрингерном подкреплении характерным является отношение  $\frac{a}{b}$ , т. е. отношение расстояния между нервюрами  $a$  к расстоянию между со-



Фиг. 103. Схема размещения стрингеров моноблочных крыльев в зависимости от жесткости поясов нервюр.

седними стрингерами  $b$ . При подкреплении из гофра с волнами, направленными по размаху, величина  $b$  равна длине волны гофра. Вторым параметром, характеризующим покрытие, является отношение площади сечения наружной обшивки  $f_o$  между двумя стрингерами или волнами гофра к площади сечения одного стрингера  $f_c$  или одной волны гофра  $f_r$ .

Эти отношения изменяются по размаху и по хорде крыла. Расстояние между нервюрами постоянно по всему размаху или же несколько увеличивается к концам крыла. Момент сопротивления и общую площадь сечения уменьшают по направлению к концам уменьшением строительной высоты крыла и лонжеронов, площади сечения поясов лонжеронов, стрингеров, толщины обшивки, а также количества стрингеров. Размещение стрингеров по сечению крыла зависит от жесткости поясов нервюр в плоскости обшивки. При слабых поясах нервюр для избежания их прогиба в горизонтальной плоскости (фиг. 103-I) стрингеры необходимо размещать ближе к лонжеронам (фиг. 103-II). Постановкой усиленных торцевых нервюр в большинстве случаев можно получить требуемую жесткость в горизонтальной плоскости и равномерно размещать стрингеры по контуру сечения (фиг. 103-III).

Отношения  $\frac{a}{b}$ ,  $\frac{f_o}{f_c}$  и  $\frac{f_o}{f_r}$  сильно разнятся в зависимости от типа конструкции и характера работы обшивки. В крыльях моноблок  $\frac{a}{b} = 3 \div 5$  значительно больше, чем у однолонжеронных и кессонных крыльев, где  $\frac{a}{b} \approx 1$ .

Наконец, третьим характерным параметром является отношение площади сечения поясов лонжеронов  $f_d$  к площади сечения стрингеров в сжатой и растянутой зонах  $\frac{f_d}{f_c}$ .

Концы отъемных частей крыла, начиная от закругления его в плане, имеют конструкцию, отличающуюся от остальной части. Изменение конструкции в данном случае вызывается необходимостью облегчить при производстве доступ внутрь крыла, чрезвычайно затрудненный вследствие малой высоты. При небольших закруглениях концы имеют вид обтекателей без внутренних подкреплений. Концы с большим размахом делают по типу многолонжеронного стрингерного моноблока. Крепление к крылу осуществляют по всему контуру обшивки.

В бипланах и подкосных монопланах весьма существенно отношение длины консоли к длине пролетной части лонжерона. Для прямоугольных крыльев биплана наивыгоднейшая длина консоли составляет примерно 40% размаха отъемной части крыла. У подкосных монопланов с переменной шириной и высотой крыла длина консоли может доходить до 75—80% полуразмаха. Выбор наивыгоднейшей длины консоли производят с учетом веса лонжеронов, длины и веса подкосов, их лобового сопротивления и сопротивления от интерференции с крылом.

Соображения о размещении лонжеронов были приведены в гл. V.

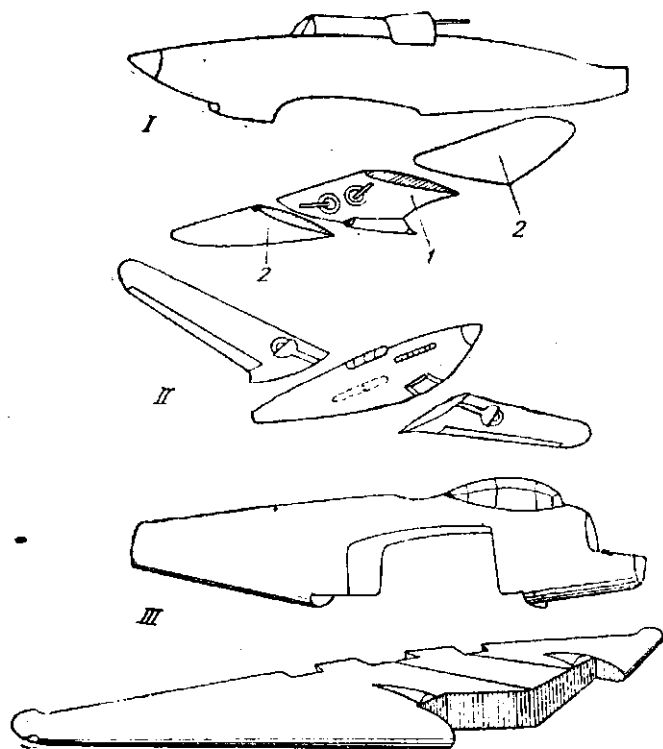
## § 2. ОСОБЕННОСТИ КОМПОНОВКИ ЦЕНТРОПЛАНА

Центропланом (фиг. 104-1) называют среднюю по размаху часть крыла 1, к которой крепят отъемные концевые участки 2 (иногда неправильно называемые консолями в свободно-несущем крыле), шасси и моторы (при двухмоторной схеме). Центроплан делают за одно целое с фюзеляжем или же чаще отъемным. По характеру работы консолями являются участки крыла от узлов крепления к фюзеляжу до концов.

Центроплан, кроме аэродинамических нагрузок, воспринимаемых непосредственно и передающихся от отъемных частей крыла, нагружается сосредоточенными силами от баков, моторов, вооружения, шасси и передает эти нагрузки на сосредоточенные элементы фюзеляжа. Усилия, передаваемые от отъемных частей, концентрируются в узлах разъема и воспринимаются центропланом в виде моментов и сосредоточенных сил. Нижняя обшивка центроплана современного крыла имеет

люки и вырезы для баков, вооружения, уборки колес и ног шасси.

Указанные обстоятельства заставляют переходить в центроплане на сосредоточенные элементы продольного набора, воспринимающие изгибающий и крутящий моменты. Нагрузки от лобовых сил воспринимает верхняя обшивка центроплана или внутренние фермы.



Фиг. 104. Основные схемы эксплуатационных разъемов крыла.

У некоторых самолетов центроплан в обычном понятии отсутствует (фиг. 104-II), и отъемные части крепятся непосредственно к фюзеляжу. Функции центроплана в этом случае выполняют один, два или три лонжерона, составляющие одно целое со шпангоутами фюзеляжа. Кручение передается от замкнутого контура крыла на стенки фюзеляжа или же через узлы разъема лонжеронов отъемных частей и фюзеляжа.

У самолетов малого и среднего тоннажа, в особенности при деревянных крыльях типа моноблок, крыло часто делают неразрезным по размаху (фиг. 104-III). Подобная схема в деревянных конструкциях вызывается трудностью устройства разъемных стыков. Неразрезное крыло легче разъемного, но неудобно в эксплуатации, при перевозках и для ремонта. При

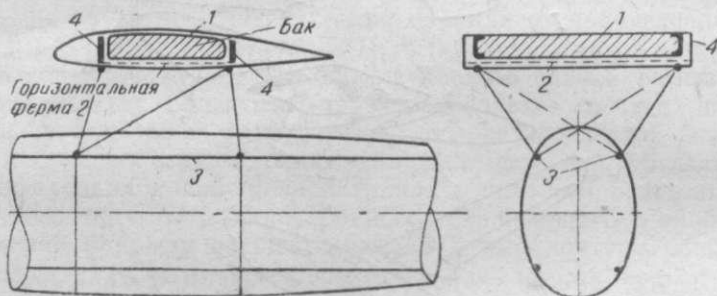
отъеме крыла для хранения и транспортировки фюзеляжа необходимы специальные приспособления.

Основные требования к конструкции центроплана:

1. Ослабление и утяжеление продольного набора крыла и фюзеляжа в месте их пересечения («конструктивная интерференция») должны быть минимальными.

2. Минимальное стеснение полезных объемов крыла и фюзеляжа.

3. Простота производства, возможность изготовления центральной части фюзеляжа и центроплана порознь.



Фиг. 105. Размещение силовых элементов центроплана при двухлонжеронном крыле с полотняной обшивкой в схеме парасоль.

1—бак; 2—плоскость расположения расчалок или раскосов; 3—лонжероны фюзеляжа; 4—лонжероны крыла.

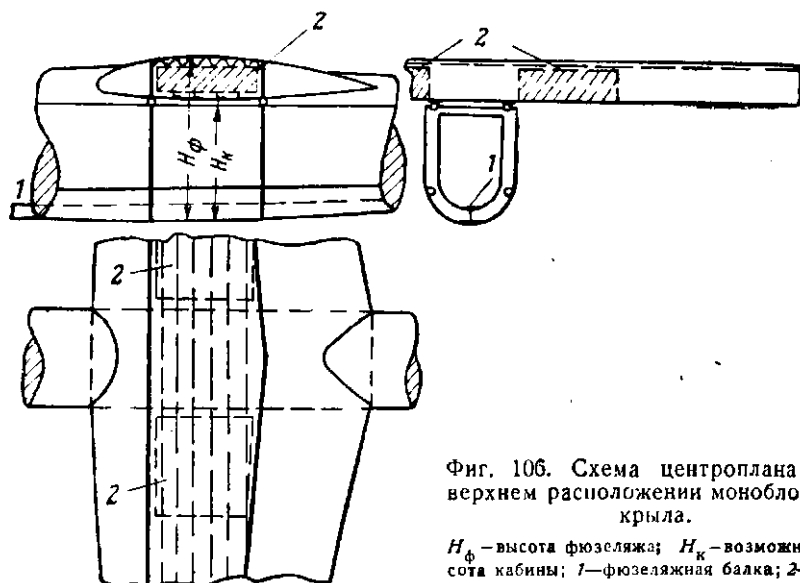
4. Удобство эксплуатации, простота разъема, ремонта, хранения и перевозки.

Минимальная «конструктивная интерференция» соответствует схеме парасоль (фиг. 105), допускающей применение всех типов конструкций фюзеляжа и большинства конструкций центроплана. Для размещения грузов можно использовать полностью объем фюзеляжа.

Постановка в крыле большого бака уже вносит существенные изменения и ограничивает применение ряда конструкций. При размещении бака в наиболее высокой центральной части профиля нельзя применить моноблок (вследствие выреза обшивки), а также однолонжеронное крыло с внутренней фермой жесткости, расположенной за лонжероном и т. д. Без изменений конструктивной схемы по размаху можно использовать только конструкции, в которых изгибающий момент воспринимают один или два лонжерона, а кручение и лобовые силы — носовая или хвостовая части. На участке, занятом баком, передача лобовых нагрузок возможна лишь через плоскость, расположенную на уровне нижних поясов лонжеронов.

Для свободонесущих крыльев основной недостаток схемы парасоль — малая жесткость крепления крыла к фюзеляжу и необходимость уборки шасси только в фюзеляж.

Верхнее расположение крыла (фиг. 106) обеспечивает необходимую жесткость крепления к фюзеляжу при минимальном его ослаблении и позволяет, при отсутствии баков, использовать для центроплана все существующие типы конструкции. При установке по середине центроплана баков, вынимающихся вверх, необходимо обеспечить прочность крыла достаточно мощными лонжеронами при неработающей обшивке. Выгоднее смещать баки 2 от плоскости симметрии в стороны. В этом случае вырезы нижней обшивки легко компенси-



Фиг. 106. Схема центроплана при верхнем расположении моноблочного крыла.

$H_{\phi}$  — высота фюзеляжа;  $H_k$  — возможная высота кабины; 1 — фюзеляжная балка; 2 — баки.

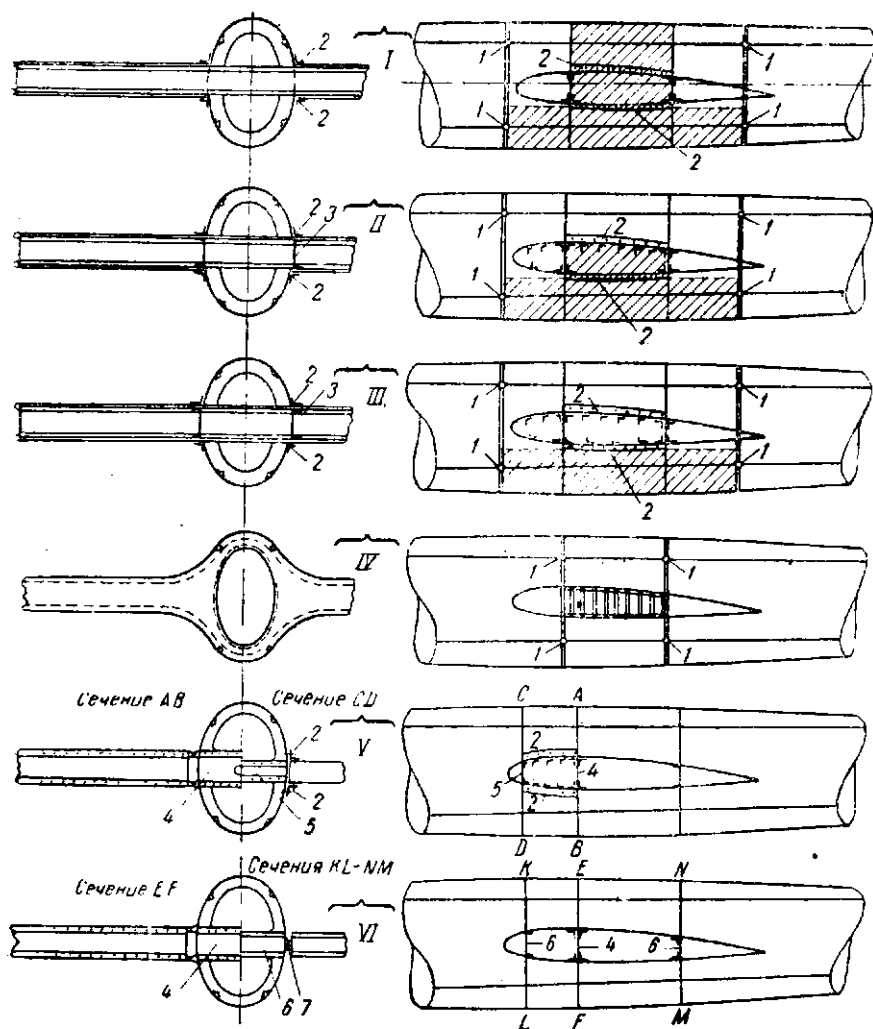
ровать работающими люками. Верхняя обшивка и подкрепляющие ее элементы проходят по всему центроплану без перерыва над фюзеляжем, что позволяет использовать конструкцию двухлонжеронных, а при больших размерах крыла — и многолонжеронных моноблоков.

Недостаток схемы заключается в стеснении высоты фюзеляжа, трудности уборки шасси в крыло и необходимости усиления нижней части фюзеляжа балкой 1 для защиты экипажа в случае поломки шасси или неисправности механизмов уборки.

Крепление крыла к фюзеляжу проще и жестче, чем в схеме парасоль.

Основная трудность конструкции при среднем расположении крыла — обеспечение удобства разборки и изготовления среднего отсека фюзеляжа и центроплана крыла. Возможные варианты конструкции делаются на две основных группы. В первой группе размах центроплана несколько больше колеи шасси и расстояния между ближайшими к фюзеляжу моторами в многомоторных самолетах.

В первой группе (фиг. 107-I, II, III) центроплан составляет одно целое со средним отсеком фюзеляжа, соединяющимся с носовой и хвостовой частями при помощи разъемных узлов I.



Фиг. 107. Схемы конструкции центроплана при среднем расположении крыла.

Для размещения внутри фюзеляжа баков, колес шасси и бомб наиболее рационален кессон (фиг. 107-I), если верхнюю и нижнюю обшивку центроплана доводить только до обшивки фюзеляжа. Объем фюзеляжа, который занимают бомбы, заштрихован.

Можно вырезать стенки фюзеляжа по форме профиля крыла и пропустить внутрь верхнюю обшивку центроплана (обычно междулонжеронной части) (фиг. 107-II), а нижнюю закончить у фюзеляжа. В этом случае, так же как и в предыдущем, обшивку крыла и фюзеляжа соединяют уголками 2. Размеры бомбового отсека уменьшаются на объем участка фюзеляжа, расположенного над крылом, и затрудняется доступ при сборке.

Возможно применение моноблочной конструкции по всему размаху крыла (фиг. 107-III) без ослабления обшивки фюзеляжа, вырезы в которой компенсируются стенками нервюры крыла 3, связанными через угольники 2, приклепанные к обшивке крыла и фюзеляжа. В этом варианте для размещения бомб остается объем фюзеляжа, расположенный только под крылом, и еще больше, чем в предыдущем случае, затрудняется доступ при сборке.

Среднее расположение крыла непригодно для гражданских самолетов среднего и малого тоннажа ввиду невозможности использования для кабины значительной части объема фюзеляжа. В военных многоместных самолетах среднего тоннажа среднее расположение крыла усложняет связь между членами экипажа.

Среднее расположение крыла в одноместных самолетах стесняет кабину и крайне невыгодно для обзора, так как условия центровки заставляют размещать летчика примерно по середине хорды крыла между лонжеронами. Попытка перехода участков лонжеронов, находящихся внутри фюзеляжа, в шпангоуты (фиг. 107-IV) с целью освобождения внутренней части для кабины летчика не имела успеха и не нашла широкого распространения вследствие большого веса и трудности изготовления подобных лонжеронов.

Во второй группе конструкций центроплана стык отъемных частей делают непосредственно у фюзеляжа (фиг. 107-V и VI). Центроплан заменен одним-тремя изолированными лонжеронами, составляющими усиленную часть шпангоутов фюзеляжа. Этот тип конструкции рационален для однолонжеронных крыльев с работающим носком, а также для однолонжеронных крыльев с одним или двумя дополнительными лонжеронами ( $1\frac{1}{2}+1$ ;  $1\frac{1}{2}+1+1\frac{1}{2}$ ) и обшивкой, работающей при кручении и от лобовых нагрузок. При однолонжеронном крыле с работающим носком (фиг. 107-V) изгиб от отъемных частей воспринимают поперечины шпангоутов 4 и 5, заменяющие лонжероны центроплана, кручение передается через стыковые угольники 2 на боковые стенки фюзеляжа, а лобовые нагрузки воспринимают поперечины центроплана 4 и 5 и продольные элементы фюзеляжа. При наличии двух дополнительных лонжеронов 6 (фиг. 107-VI) кручение от торцевой нервюры отъемной части передается на стыковые узлы дополнительных лонжеронов и шпангоутов.

Если при среднем расположении крыла центроплан изготов-

лять отдельно от фюзеляжа, то сборка крыла и фюзеляжа значительно упрощается. Однако при этом необходимо учитывать ослабления фюзеляжа вырезом для крыла (фиг. 107-III). Стыковые узлы при подобном разъеме должны быть установлены не только сверху, но и снизу для замыкания крылом вырезов в фюзеляже и соединения его носовой части с хвостовой.

Кроме среднего расположения, применяют промежуточное между средним и нижним. Положение крыла по высоте определяют габариты бомб большого калибра, не помещающихся между лонжеронами крыла.

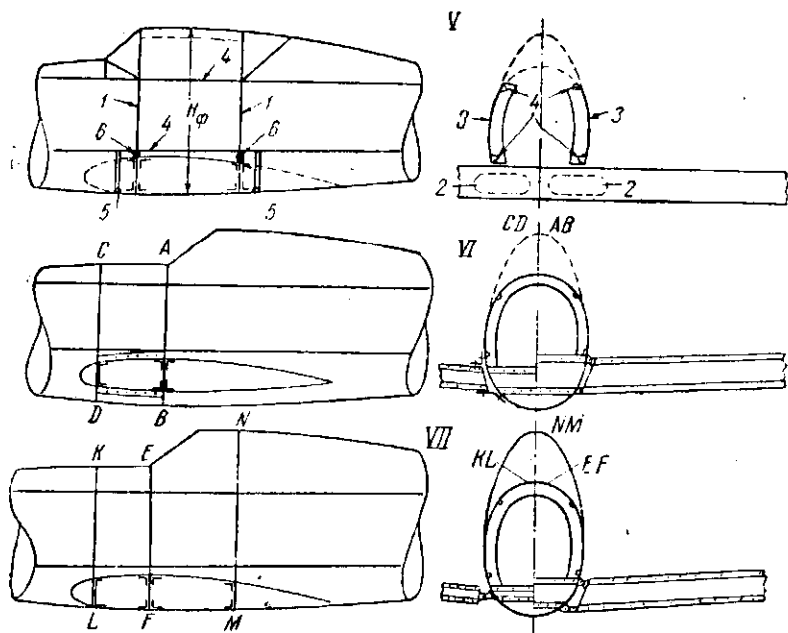
При среднем расположении для большинства типов крыльев «конструктивная интерференция» может быть сведена к минимуму.

Основное достоинство среднего расположения крыла — наименьшая аэродинамическая интерференция.

При нижнем расположении крыла относительно фюзеляжа (фиг. 108) взаимное стеснение их объема значительно меньше, чем в остальных случаях, в особенности при кессонных и однолонжеронных схемах. Для механизации подфюзеляжной части центроплана нижнюю поверхность крыла совмещают с нижним очертанием фюзеляжа (фиг. 108-I). При отказе от механизации подфюзеляжной части крыло смещают несколько выше с целью уменьшения аэродинамической интерференции (фиг. 108-II).

При нижнем и приподнятом положении крыла высота кабины  $H_k$  меньше высоты фюзеляжа  $H_f$ . При применении моноблочных центропланов это обстоятельство заставляло конструкторов опускать центроплан (фиг. 108-III) или же искусственно увеличивать мидель фюзеляжа для обеспечения необходимой высоты кабины (фиг. 108-IV). Оба эти варианта неблагоприятны в аэродинамическом отношении.

Применение для центроплана кессонной схемы (фиг. 108-V), при которой верхняя обшивка крыла на участке между стенками фюзеляжа может быть вырезана, позволило использовать габариты фюзеляжа полностью. Лонжероны непосредственно увязываются со шпангоутами фюзеляжа 1 и минимально стесняют габариты кабины. В пассажирских кабинах лонжероны размещены под креслами, что несколько стесняет проход. Уборка шасси возможна под фюзеляж перед передним лонжероном или между лонжеронами крыла. Недостаток схемы заключается в ослаблении фюзеляжа, у которого совпадают вырезы для крыла с вырезами для фонаря кабины и целыми остаются только боковые стенки 3. В месте выреза обшивки для усиления фюзеляжа лонжероны 4 усиливают. Если высота оставшихся боковых стенок фюзеляжа незначительна и их усиление связано с чрезмерным увеличением веса, то, кроме основных стыковых узлов 6, рационально применение дополнительных узлов 5, связывающих через крыло носовую часть фюзеляжа с хвостовой.



Фиг. 108. Схемы продольного силового набора центроплана при нижнем расположении крыла.

157

### § 3. СТЫК ОТЪЕМНЫХ ЧАСТЕЙ КРЫЛА (ОЧК) И ЦЕНТРОПЛАНА

В стыке ОЧК и центроплана следует распределенные элементы продольного набора заменять сосредоточенными. Такие элементы могут быть весьма мощными при малом весе и лучше воспринимают сосредоточенные нагрузки.

У двухмоторных самолетов вырезы для уборки колес составляют несколько меньшую часть площади центроплана, чем у одномоторных, так как обычно колеса убирают в вертикальном положении. В одномоторных самолетах при уборке колеса обычно поворачивают, и они укладываются в плоскости хорд. Однако вырезов в центроплане двухмоторных самолетов в процентном отношении все же больше, так как добавляются вырезы для моторов, большого количества баков, а иногда и бомб. Стык ОЧК и центроплана в двухмоторных самолетах поэтому сложнее и изменений конструкций больше, чем в одномоторных. Наибольшие затруднения представляет конструкция концов центроплана, где в одном сечении находятся вырезы носка крыла для мотора и участка за передним лонжероном для колес.

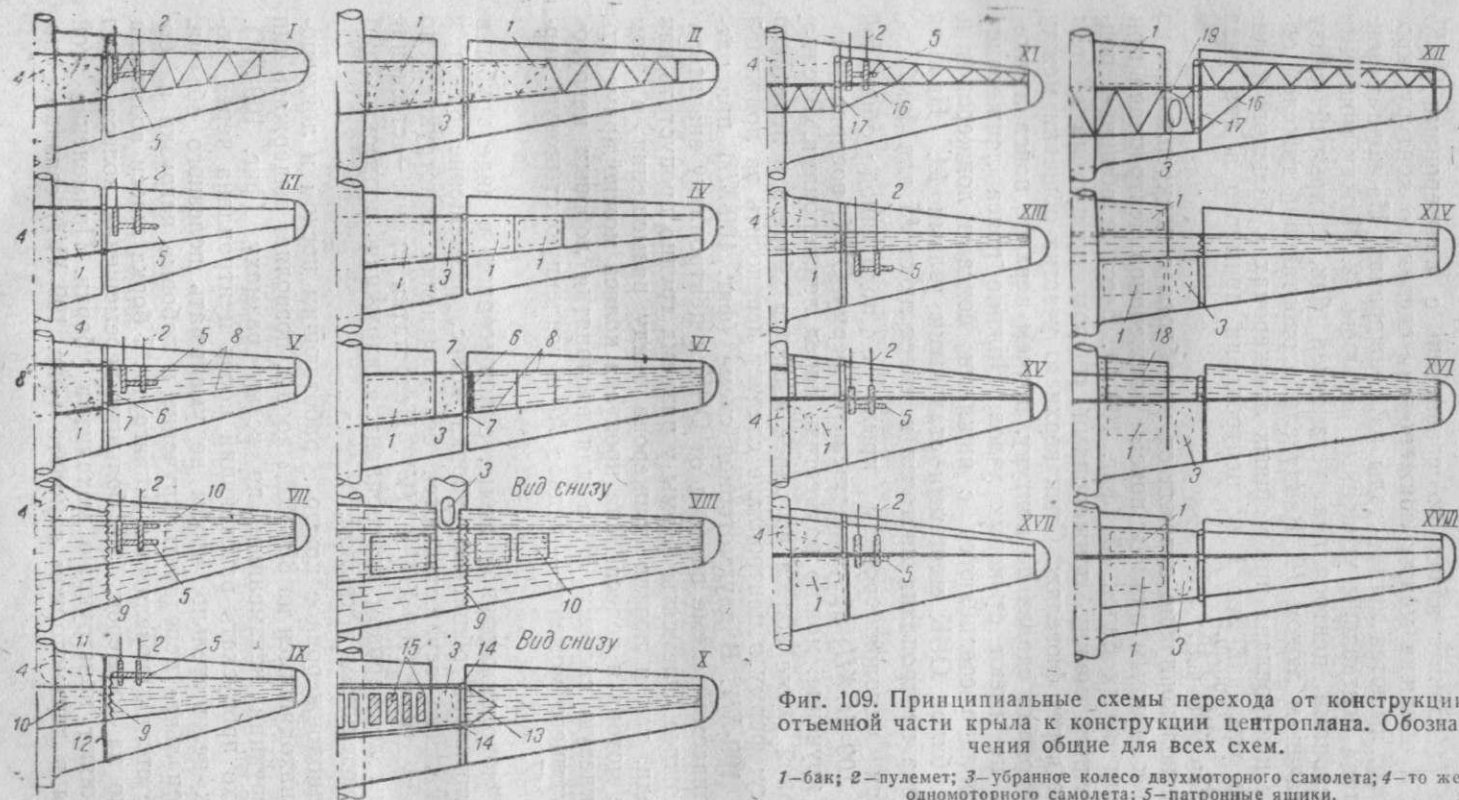
На фиг. 109 приведены принципиальные схемы ряда типичных конструкций ОЧК и показаны возможные переходы к аналогичной же конструкции в центроплане одномоторных и двухмоторных самолетов.

Внутренние жесткие фермы (фиг. 109-I и II), связывающие верхние и нижние пояса лонжеронов ОЧК, в центроплане заменяются раскосами в плоскости только верхних поясов (пунктирные линии). В плоскости нижних поясов применены рамы, окантовывающие вырезы для колес, ног шасси и баков. Жесткость центроплана при работе на кручение уменьшается, а вес увеличивается.

Кессонное крыло (фиг. 109-III и IV) требует минимальных изменений в центроплане, сводящихся к усилению верхней обшивки и окантовке вырезов нижней.

При моноблочных ОЧК наиболее рациональной конструкцией центроплана является кессон (фиг. 109-V и VI). Усилия от верхнего и нижнего подкреплений обшивки ОЧК воспринимают усиленные корневые нервюры 6 и передают на стыковые узлы 7 мощных лонжеронов кессона 8. При жесткой обшивке со стрингерами или гофром по всему размаху (фиг. 109-VII, VIII) уменьшается высота кабины и необходим тяжелый стык 9 обшивки по всему контуру. Уборка колес без больших ослаблений возможна только перед передним лонжероном, причём для одномоторных самолетов необходимо уширение крыла в корне (фиг. 109-VII), а для двухмоторных — вынос мотора вперед (фиг. 109-VIII). Вырезы для баков и пулеметов в нижней обшивке закрываются работающими люками 10.

В схеме IX подкрепленная гофром обшивка продолжена до фюзеляжа. Для размещения колес передний лонжерон центро-



Фиг. 109. Принципиальные схемы перехода от конструкции отъемной части крыла к конструкции центроплана. Обозначения общие для всех схем.

1—бак; 2—пулемет; 3—убранное колесо двухмоторного самолета; 4—то же, одномоторного самолета; 5—патронные ящики.

плана 11 сдвинут назад по сравнению с лонжеронами ОЧК. Стык 9 обшивки между лонжеронами сделан по контуру; кроме того, имеются легкие узлы на лонжеронах. На концах центроплана поставлены усиленные нервюры 12. Между мощными лонжеронами центроплана установлен бак, закрытый снизу работающим люком 10. Ввиду слабо работающей тяжелой обшивки центроплана при мощных лонжеронах и большого количества усиления вес 1 м<sup>2</sup> центроплана примерно в два раза больше, чем ОЧК.

Несколько лучше переход от моноблока с подкреплением из гофра к мощным нижним поясам лонжеронов центроплана при помощи косых балок 13 (фиг. 109-Х). Верхняя обшивка, подкрепленная между лонжеронами гофром, пропущена в этом случае через фюзеляж. Стык верхнего участка обшивки между лонжеронами сделан по контуру, причем верхние пояса лонжеронов не имеют стыковых узлов. Нижние пояса лонжеронов центроплана соединяются с нижними поясами лонжеронов и косых балок ОЧК мощными стальными узлами 14. Нижняя обшивка центроплана листовая и имеет люки 15 для бомб.

При однолонжеронном крыле с полотняной обшивкой (фиг. 109-ХI, ХII) пространственную ферму ОЧК, воспринимающую кручение, можно разместить перед лонжеронами. В одномоторной схеме колеса выгоднее и проще убирать в переднюю кромку; ферму в центроплане следует переносить за лонжерон (фиг. 109-ХI). В двухмоторной схеме (фиг. 109-ХII) при рассматриваемой схеме переход от ОЧК к центроплану значительно сложнее. Элементы фермы у разьема трудно пропустить как впереди, так и позади лонжерона ввиду размещения в этом месте мотора и колеса. Для пропуска колеса можно применить стержневую систему 19, а для восприятия лобовых нагрузок и крутящего момента — подкос 16 и усиленную стыковую нервюру 17.

В монолонжеронной схеме, с лонжероном в виде трубы и с полотняной обшивкой, уборка колес, размещение баков и стыки легко осуществляются без изменения конструкции по размаху (фиг. 109-ХIII и ХIV). Недостатки схемы — стеснение кабины лонжероном центроплана и наружная подвеска бомб под фюзеляжем и крылом.

Однолонжеронное крыло с работающим носком и лонжероном, находящимся на 35—40% хорды, позволяет выдержать тип конструкции неизменным по всему размаху (фиг. 109-ХV). Однако пропускать работающий носок центроплана через фюзеляж нежелательно, чтобы не уменьшать полезного объема. Рациональнее передавать кручение и лобовые нагрузки на боковые стенки фюзеляжа и шпангоуты. Уборка шасси возможна только за лонжерон, но большие перемещения колеса назад усложняют конструкцию механизма уборки. Применение этой схемы в двухмоторном самолете (фиг. 109-ХVI) связано с по-

становкой дополнительного лонжерона 18, ограничивающего вырез для мотора.

Однолонжеронное крыло с дополнительным передним (фиг. 109-XVII) или передним и задним лонжеронами (фиг. 109-XVIII) не требует изменения конструкции при переходе от ОЧК к центроплану. Отсеки, необходимые для размещения бомб, стрелкового вооружения, баков и колес, могут быть легко созданы впереди или позади основного лонжерона посредством установки вспомогательных лонжеронов и нервюр.

При схемах, допускающих неизменность конструкции крыла по размаху у одномоторных самолетов, стык иногда размещают непосредственно у фюзеляжа. Таким образом совершенно устраняют центроплан и узлы его крепления к фюзеляжу. Второе преимущество заключается в том, что стыковые болты можно разнести по высоте на величину, равную или даже большую, чем высота крыла, без нарушения плавности поверхности в месте стыка, который закрывается зализом у фюзеляжа. Несмотря на действующие в корне крыла большие изгибающий момент, лобовые и перерезывающие силы, корневые стыковые узлы по указанной причине могут получиться более легкими, чем узлы, находящиеся на концах центроплана, отдаленных от фюзеляжа.

Для одномоторных самолетов некоторый недостаток схемы с корневыми узлами при креплении шасси к фюзеляжу заключается в уборке колес в направлении к концу крыла. Колеса труднее разместить в более тонкой части крыла, а разнос их в убранном положении несколько увеличивает момент инерции самолета относительно осей Y и X. У двухмоторных самолетов со стыком крыла у борта фюзеляжа шасси и моторы приходится крепить к ОЧК крыла, что вызывает неудобство при перевозке и хранении в разобранном виде. Последнее замечание относится и к одномоторным самолетам в случае крепления шасси к ОЧК.

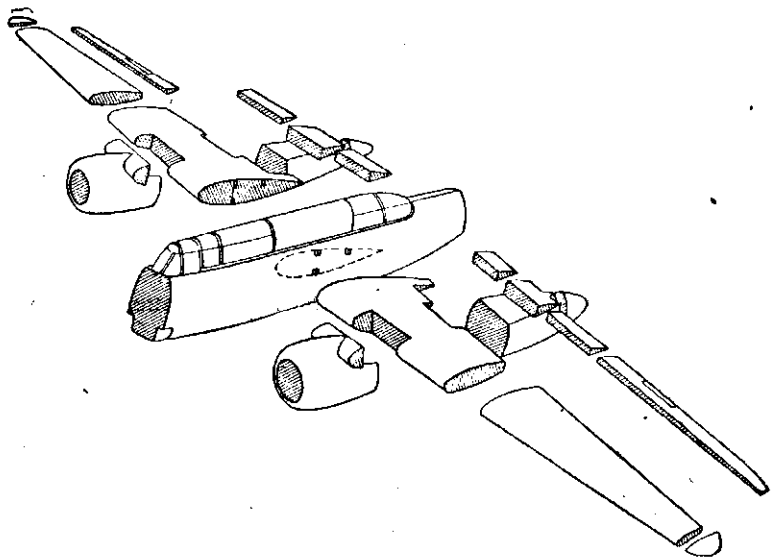
#### § 4. ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ РАЗЪЕМЫ

Кроме рассмотренных стыков ОЧК с центропланом или фюзеляжем, требуемых эксплуатацией, конструктор при проектировании должен предусмотреть ряд технологических разъемов, облегчающих производство. Технологические разъемы крыла на более мелкие части нужны для расширения фронта работ, облегчения сборки (клепки), установки оборудования. В больших самолетах деление крыла на более мелкие части как по размаху, так и по хорде, обязательно для перевозки по железным дорогам.

Все способы разъёмных и неразъёмных соединений дают всегда увеличение веса по сравнению с целыми конструкциями. Разъёмные соединения всегда тяжелее неразъёмных и требуют большого количества точных приспособлений для сборки отдельных секций, чтобы обеспечить взаимозаменяемость. Таким

образом для облегчения производства и уменьшения веса конструкции количество разъемных соединений должно быть минимальным.

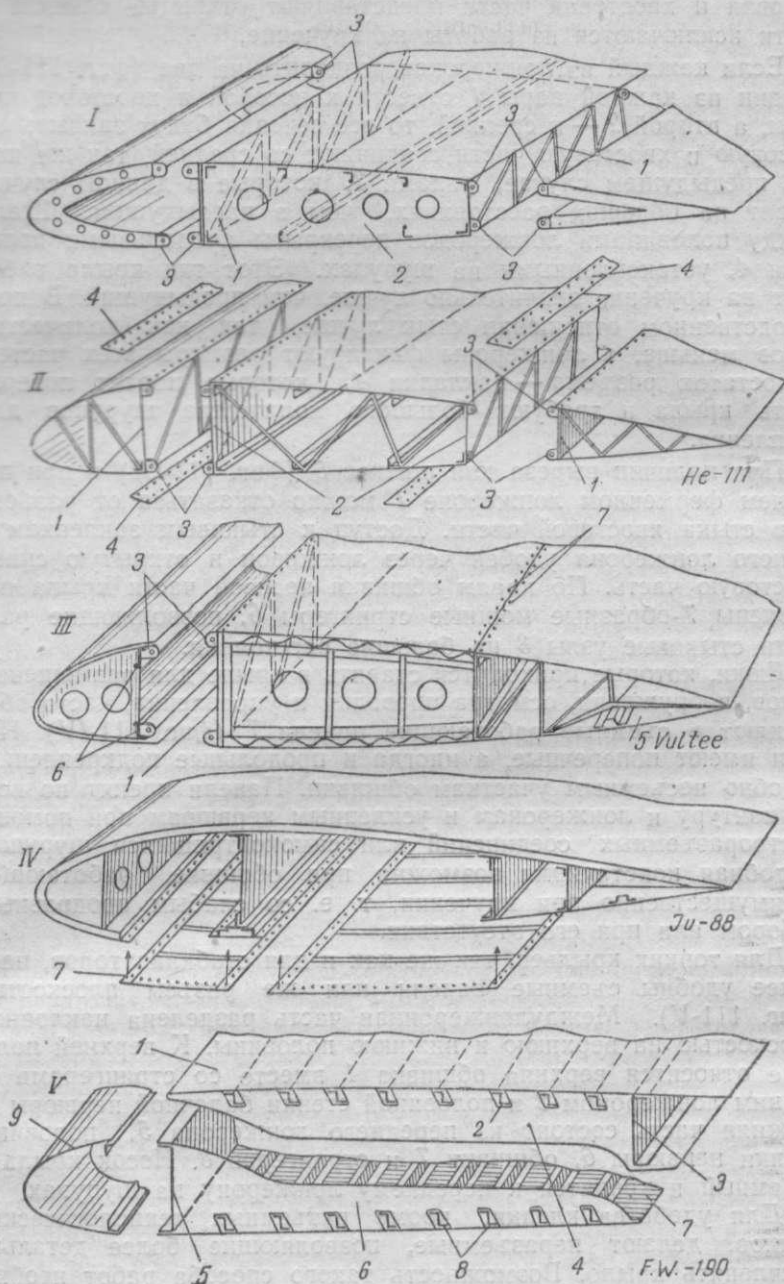
К числу технологических стыков по размаху относятся дополнительные стыки: один в корне центроплана и один у концевой закругления (фиг. 110). Дополнительные стыки крыла у фюзеляжа могут быть заменены двумя поперечными стыками фюзеляжа, что значительно упрощает производство (в особен-



Фиг. 110. Схема разъемов крыла вертикальными (продольными и поперечными) плоскостями.

ности при среднем положении крыла), транспортировку самолета и монтаж моторной группы. Разъемы у концевых обтекателей необходимы для улучшения доступа при клепке.

Технологические разъемы крыла по хорде в различных вариантах имеют наибольшее распространение. Кессонные крылья делят на три части: носовую, междулонжеронную и хвостовую (фиг. 111-1). Носовая и хвостовая части открыты для клепки, а средняя часть может быть собрана различными способами. Например, при ферменных лонжеронах 1 и балочных нервюрах 2 собирают сначала каркас из лонжеронов, нервюр и стрингеров. Крепление верхней обшивки не представляет никаких затруднений. Замыкающую нижнюю обшивку, имеющую меньшее количество стрингеров, приклепывают через решетку или отверстия в стенках лонжеронов. Крепление носовой и хвостовой частей к средней производят при помощи узлов 3, установленных на усиленных нервюрах. Между узлами обшивка носовой части перекрывает обшивку средней части, а эта последняя — обшивку хвостовой части, причем листы между собой не скрепляют. Недостаток таких конструкций заключается в том, что



Фиг. 111. Основные разъемные технологические стыки крыла.  
 I, II, III—вертикальные разъемы; IV—работающие люки; V—горизонтальный разъем.

носовая и хвостовая части представляют открытые сечения и почти исключаются из работы на кручение.

Если каждый из лонжеронов разделить на два (фиг. 111-II) и один из каждой пары 1 отнести к носовой и хвостовой частям, а второй 2 — к средней, то все сечения будут закрытыми. Носовую и хвостовую части соединяют со средней, так же как и в предыдущем случае, узлами 3, которые в данном случае ставят на больших расстояниях, чем в предыдущем. Щели между половинами лонжеронов перекрыты продольными полосами 4, установленными на шурупах. Этот тип крыла работает на кручение значительно лучше, чем предыдущий. В производственном отношении стык лучше, так как количество узлов меньше, а лонжероны фиксируют размеры всех частей. Недостаток разъема — накладки 4, которые портят поверхность крыла и требуют большого количества шурупов для крепления.

При наличии выреза для щитков 5 (фиг. 111-III) и при переднем ферменном лонжероне 1 можно отказаться от разъемного стыка хвостовой части. Доступ к стыковым заклепкам 7 заднего лонжерона удобен через лонжерон и открытую снизу хвостовую часть. По краям обшивки носовой части крыла поставлены Z-образные мощные стрингеры 6, позволяющие разнести стыковые узлы 3 на большие расстояния.

Люки, которые приходится ставить в крыле для размещения баков, вооружения, осмотра проводки и управления, часто объединяют в съемные работающие панели 7 (фиг. 111-IV). Панели имеют поперечные, а иногда и продольные подкрепления, подобно несъемным участкам обшивки. Панели крепят по всему контуру к лонжеронам и усиленным нервюрам при помощи быстроразъемных соединений или самоконтращихся шурупов. Подобная конструкция возможна при обшивке, работающей преимущественно при кручении, т. е. со слабым продольным набором или при его отсутствии.

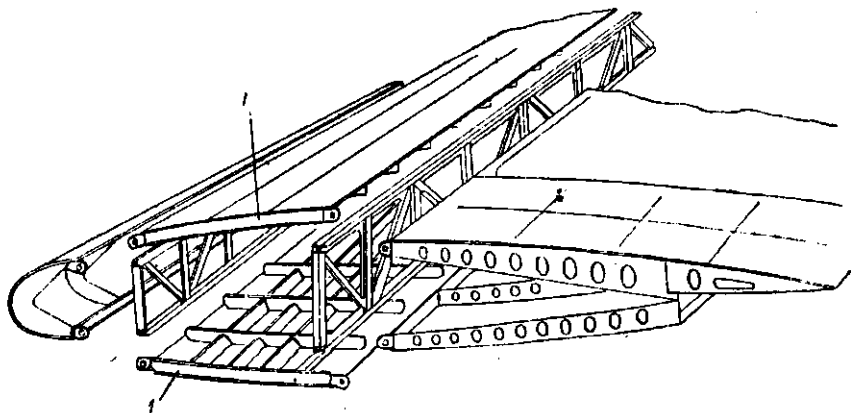
Для тонких крыльев, так же как и для стабилизаторов, наиболее удобны съемные панели или же разъем плоскостью (фиг. 111-V). Междулонжеронная часть разделена наклонной плоскостью на верхнюю и нижнюю половины. К верхней половине относится верхняя обшивка 1 вместе со стрингерами 2, задним лонжероном 3 и половиной стенки балочной нервюры 4. Нижняя часть состоит из переднего лонжерона 5, половины стенки нервюры 6, обшивки 7 и стрингеров 8. Носок крыла 9 отъемный и крепится к переднему лонжерону на шурупах.

Для удобства клепки, кроме разъемных технологических стыков, делают неразъемные, позволяющие более детально расчленять крыло. Возможность такого способа работ необходимо предусмотреть при детальной разработке конструкции.

Если вместо целых нервюр в кессонном крыле применить отдельные балки 1 (фиг. 112), то можно верхнюю и нижнюю обшивки собрать отдельно со всеми подкреплениями. Это зна-

**чительно** упрощает работу по сравнению с указанным ранее способом предварительной сборки всего каркаса и последующей клепки обшивки.

В отношении технологических разрезов однолонжеронные металлические крылья значительно удобнее, чем двух- и многолонжеронные. Здесь возможны те же способы разреза вертикальными и горизонтальными плоскостями. Для крыльев с обшивкой, работающей только при кручении, наиболее радио-



Фиг. 112. Разъемные и неразъемные технологические стыки крыла.

нально применение работающих съемных панелей. Носок, работающий при изгибе и кручении, соединяют с лонжероном по всему размаху при помощи самоконтрящихся шурупов или петель с шомполами; удобно также соединение взрывными заклепками.

Для деревянных крыльев разъемные технологические стыки недопустимы, да и не нужны, так как крепление обшивки к каркасу возможно при доступе только с одной наружной стороны. В этом заключается весьма существенное преимущество деревянных крыльев перед металлическими.

При полотняной обшивке также не нужны технологические разрезы.

## § 5. ВЫВОДЫ

Силовая компоновка крыла должна удовлетворять требованиям аэродинамики, прочности, веса, эксплуатации, долговечности (или живучести) и технологии.

Требования аэродинамики для современных самолетов с большими скоростями полета являются бесспорными. Если основное назначение самолета — скоростной полет (истребитель-перехватчик, рекордный скоростной самолет), то требования аэродинамики (хорошая форма и гладкая поверхность крыла, как и всего самолета, и минимальная аэродинамическая интерференция) являются главными. Для самолета, главным назначением которого служит дальность полета (дальний бом-

бардировщик, транспортный самолет), необходимо проектировать крыло с большим удлинением. Для удовлетворения этим требованиям аэродинамики приходится пренебрегать требованиями веса, эксплуатации, технологии.

Требования аэродинамики противоречат требованиям веса; так, например, с уменьшением толщины крыла (или с увеличением удлинения) уменьшается сопротивление крыла, но увеличивается его вес.

Требования прочности можно в известной степени объединить с требованиями веса, так как повышение прочности может быть достигнуто увеличением размеров сечений и толщин силовых элементов, а следовательно, увеличением веса. Однако наилучшей является такая конструктивная схема, которая позволяет при заданной прочности получить крыло наименьшего веса.

Требования эксплуатации объединяют различные требования, зависящие от типа и назначения самолета. Для военных самолетов требуется обеспечение удобства и простоты обслуживания и установки агрегатов (стрелкового и бомбардировочного вооружения, фотоаппаратуры, прицельных устройств и т. д.) в воздухе и на земле, удобство, простота и быстрота замены поврежденных частей: моторной установки, отъемной части крыла, оперения; быстрота пополнения боезапаса: патронов, снарядов, бомб. Для пассажирских самолетов необходимо обеспечение комфорта для пассажиров, удобства входа и выхода; для транспортных (грузовых) самолетов — удобство и быстрота загрузки и закрепления грузов.

Для всяких самолетов требуется быстрота заправки горючим, маслом, охлаждающей жидкостью, сжатым воздухом, сменны аккумуляторов, легкий и удобный доступ к частям и механизмам, требующим периодического осмотра или смазки, — проводке управления самолетом и мотором — и различным агрегатам: фото, радио, сигнализации, проверка коммуникаций и т. д.

Требования долговечности (или живучести) заключаются в сохранении самолетом достаточной прочности, несмотря на возможные в процессе эксплуатации изменения начальных размеров или местные разрушения частей конструкции.

Для гражданских самолетов в этом отношении играет роль износ трущихся частей, например, гибкой проводки управления, коррозия или гниение. Для военных самолетов разрушение отдельных мест конструкции, проводки управления или трубопроводов гидросистемы может быть результатом повреждения пулей или осколком снаряда.

Повышение долговечности конструкции достигается применением «оболочечных» систем с силовой обшивкой, более долговечных, чем системы с сосредоточенными силовыми элементами. В этом отношении кессон или моноблок лучше, чем лонжеронная конструкция крыла с несилевой или слабонесущей

**бшивкой.** Жесткая проводка, состоящая из труб, лучше, чем **тросовая.** Последняя у военных самолетов делается дублированной (двойной), так что после разрушения одной системы работает другая.

Статически неопределимые (СН) системы долговечнее статически определимых (СО). При разрушении лишних стержней или связей СН-система не превращается в механизм, как СО-система.

Однако вследствие невозможности точно учесть при расчете распределение усилий (нагрузок) между отдельными элементами СН-системы последняя получается тяжелее, чем СО-система. В этом случае мы имеем противоречие требований долговечности и веса.

С требованием долговечности граничит требование надежности, применимое в данном случае к работе механизмов, например, выпуска шасси, сбрасывания бомб, различных автоматических замков и пр.

Для обеспечения надежности действия механизмов применяют дублированные системы проводки управления, для контроля — различные системы сигнализации: электрические, механические, звуковые.

И, наконец, требования технологии сводятся к мероприятиям, облегчающим, ускоряющим и удешевляющим производство. Так называемая «технологичность» конструкции заключается, во-первых, в применении конструктивных форм, допускающих наиболее дешевые методы производства (литье, штамповку холодную и горячую), требующих наименьшее количество квалифицированной рабочей силы; во-вторых, в расчленении конструкции технологическими разъемами, позволяющими расширить фронт работ; в-третьих, в применении конструкций узлов, позволяющих обеспечить взаимозаменяемость без строгих допусков.

Расчленение конструкции разъёмными соединениями, кроме того, позволяет производить замену частей, облегчая, таким образом, ремонт.

Перечисленные выше требования к конструкции, взаимно противоречащие друг другу, не могут быть удовлетворены одновременно. В зависимости от типа и назначения самолета следует предпочитать те или иные требования. Прежде главным считалось требование веса; в настоящее время, с повышением мощности моторов, требования веса отошли на второй план, уступив свое место требованиям аэродинамики (главным образом  $V_{\max}$ ,  $H$ ,  $L_{\text{полета}}$ ) и технологии (массовости производства).

При выборе и размещении силовых элементов крыла (отъемной части) руководствуются соображениями наименьшего веса крыла, соблюдая при этом условия размещения и крепления агрегатов (вооружения, боезапаса, бензобаков, крепления и уборки шасси и т. д.) и требования аэродинамики (особенно это относится к передней кромке крыла до 0,25 хорды).

Силовой набор центроплана должен удовлетворять в первую очередь условиям установки баков, моторов, вооружения, шасси (в убранном и выпущенном положении), требующих вырезов и люков и передающих значительные сосредоточенные нагрузки на центроплан, — и лишь во вторую очередь требованиям веса. Указанные соображения требуют наличия в центроплане сосредоточенных элементов продольного набора — лонжеронов.

Если при этом отъемная часть крыла имеет силовую обшивку (моноблок, кессон), необходимо обеспечить переход от распределенных элементов отъемной части к сосредоточенным силовым элементам (лонжеронам) центроплана. Обычно такой переход осуществляется усиленной стыковой нервюрой или усиленной панелью обшивки у корня отъемной части крыла.

Размах центроплана определяется колеей шасси, а при расположении моторов в крыле — расстоянием между осями моторов (зависящим от диаметра винта и ширины фюзеляжа). Следует стремиться к тому, чтобы при снятии отъемных частей крыла самолет оставался на своем шасси. Поэтому стык крыла у борта фюзеляжа возможен лишь при условии крепления шасси к фюзеляжу и уборке по размаху к концам крыла.

Чем больше размах центроплана (т. е. чем меньше размах крыла), тем легче стыковые узлы. С другой стороны, при стыке крыла у борта фюзеляжа узлы можно облегчить путем увеличения расстояния между ними (по вертикали), поскольку это позволяет зализ крыла у фюзеляжа.

Для небольших самолетов положение стыковых узлов определяется также железнодорожными габаритами.

Стыки облегчают производство, но утяжеляют конструкцию (по сравнению с целой конструкцией). Разъемные стыки тяжелее неразъемных.

Целесообразно применение технологических стыков, позволяющих изготовлять и собирать конструкцию по частям, монтируя оборудование в отдельных частях. Соединения частей в местах технологических стыков производятся в последнюю очередь.

Технологические стыки крыла делают по размаху, например: у корня, вблизи узла крепления шасси и у концевого закругления, — и по хорде: у переднего и у заднего лонжеронов. Стыки по хорде облегчают производство междулонжеронной части, в частности, крепление обшивки.

## ПРИМЕРЫ КОМПОНОВКИ КРЫЛА

## § 1. ТРЕБОВАНИЯ К КОМПОНОВКЕ КРЫЛА

Компоновку крыла начинают с составления теоретического чертежа, на котором наносят  $b_{са}$ , намеченное положение ЦТ самолета в плане, элероны, элементы механизации, колеса в выпущенном и убранном положениях, прямую, проходящую через ЦТ и перпендикулярную к плоскости симметрии. Эта прямая служит ориентиром при размещении грузов, расходуемых в полете. На теоретическом чертеже крыльев многомоторных самолетов наносят габариты моторов и сечения крыла вертикальными плоскостями, проходящими через валы моторов.

Далее намечают и проводят осевые линии продольного и поперечного набора центроплана и ОЧК, продольных и поперечных разъемных стыков, куполов и желобов для уборки колес и ног шасси, баков, радиаторов и их туннелей, оружия, патронных и снарядных ящиков или магазинов, бомбодержателей, продольного и поперечного набора элеронов, элементов механизации, их шарниров и рычагов.

Компоновку можно выполнить только методом последовательного приближения, нередко изменяя по нескольку раз для удобства крепления агрегатов намеченное первоначально размещение поперечного, а иногда и продольного набора, положения шарниров и узлов. Расходуемые грузы необходимо группировать возможно ближе к ЦТ. Компоновку в основном производят на плане, но для определения размеров баков, радиаторов, патронных ящиков, а также для выяснения возможности размещения колес, пулеметов и т. д. делают дополнительные проекции и ряд сечений в местах размещения этих агрегатов.

После увязки перечисленных основных элементов на компоновочном чертеже наносят проводку управления элеронами, проводку механизации, проводку к приемнику указателя скорости, аэронавигационные огни, посадочные фары и электропроводку, обогрев оружия, антиобледенители, швартовочные приспособления, смотровые люки, раскрой обшивки.

При реальном проектировании компоновку крыла производят на его макете и на плазе в натуральную величину. Размеры сечений продольного и поперечного набора намечают в первом приближении на основании проектировочного расчета на прочность. До начала детализовки производят поверочный расчет основных элементов набора, а при детализовке — расчет узлов и креплений.

Компоновку крыла сопровождают теоретическим расчетом веса на основании намеченных сечений и проверкой положения ЦТ крыла. В случае смещения ЦТ крыла по сравнению с положением, принятым при общей компоновке всего самолета, необходимо исправлять центровку смещением нерасходуе-

мых грузов. Весовой контроль продолжают при детализровке и изготовлении деталей.

На окончательном компоновочном чертеже показывают основные элементы набора и их размеры. На отдельных сборочных чертежах, номера которых проставляют на компоновочном чертеже, устанавливают и разрабатывают размещения агрегатов, узлов, деталей, креплений, проводки и т. д. Для большей наглядности и упрощения сборки рекомендуется делать перспективные чертежи всего крыла и отдельных узлов.

При составлении компоновочного чертежа необходимо учитывать следующие основные требования, кроме общих для всех агрегатов:

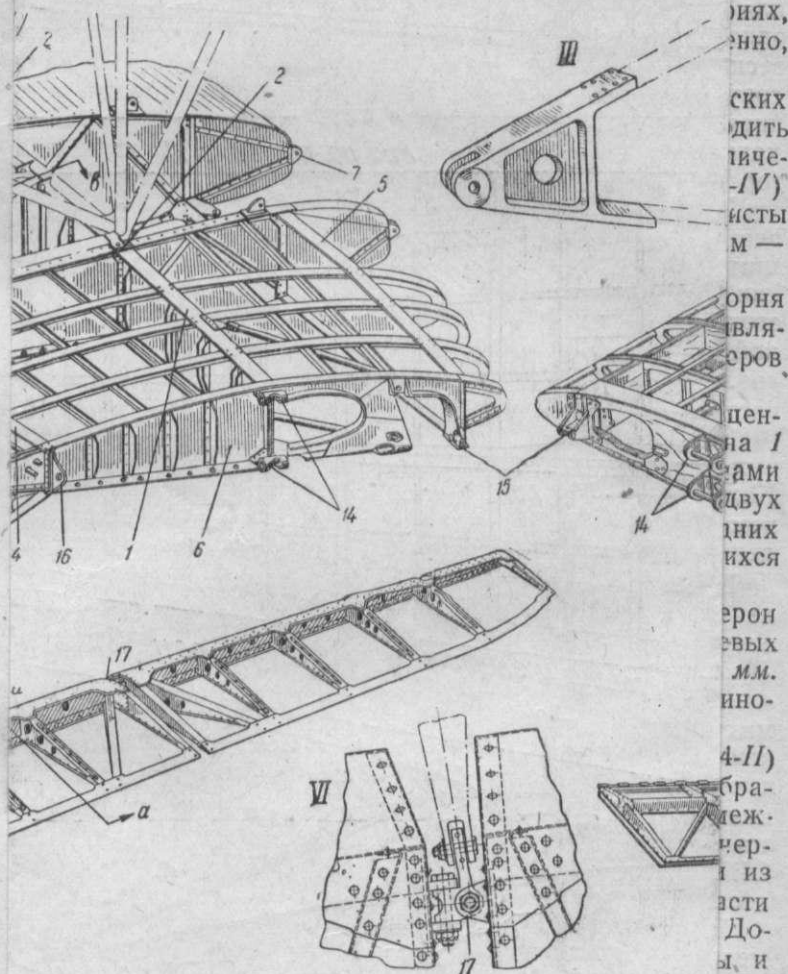
1. Отсутствие выступающих частей и щелей.
2. Возможно более переднее положение оси центров тяжести всего крыла в целом и отдельных сечений, в особенности концевых.
3. Минимальное количество разъемных стыков.
4. Минимальное количество люков.
5. Удобство осмотра всех ответственных узлов и механизмов.
6. Удобство перезарядки патронных и снарядных ящиков и съемки оружия.
7. Удобство съемки баков.
8. Возможность наружной подвески дополнительных баков и бомб.
9. Размещение расходуемых грузов возможно ближе к линии, проходящей через ЦТ самолета перпендикулярно к плоскости его симметрии.
10. Взаимозаменяемость крыльев.

## § 2. ОДНОЛОНЖЕРОННЫЕ КРЫЛЬЯ ОДНОМОТОРНЫХ ИСТРЕБИТЕЛЕЙ

Крыло самолета Ме-109. В однолонжеронном дюралюминовом крыле Ме-109 и его модификациях стык сделан непосредственно у фюзеляжа (фиг. 113). Изгибающий момент воспринимают два уха 1, установленных на основном лонжероне 2. Кручение от крыла передается на фюзеляж при помощи третьего шарнирного узла 3, установленного на жолобе 4 (фиг. 113-II и III), в который убирается нога шасси. Жолоб связывает четыре корневые нервюры и является силовым элементом крыла.

Обшивка крыла, подкрепленная редко расставленными стрингерами, образующими вместе с нервюрами квадратные ячейки ( $\frac{a}{b} = 1$ ), работает в основном при кручении. Из условия уборки колес лонжерон установлен на 44% хорды по всему размаху крыла.

Кроме колеса, в каждом крыле установлен водяной радиатор 5 (фиг. 113-III) туннельного типа, частично выступающий



Фиг. 114. Компоновочная схема однолонжеронного  
одноместного истребителя МИГ-

I—центроплан; II—ОЧК; III—носок усиленной нервюры центроплана;  
лонжерона ОЧК; V—элерон; VI—кронштейн и соединительный  
VII—щитки.

мета.  
из 6,  
уси-  
виду  
ниях,  
енно,

ских  
дить  
liche-  
-IV)  
исты  
м—

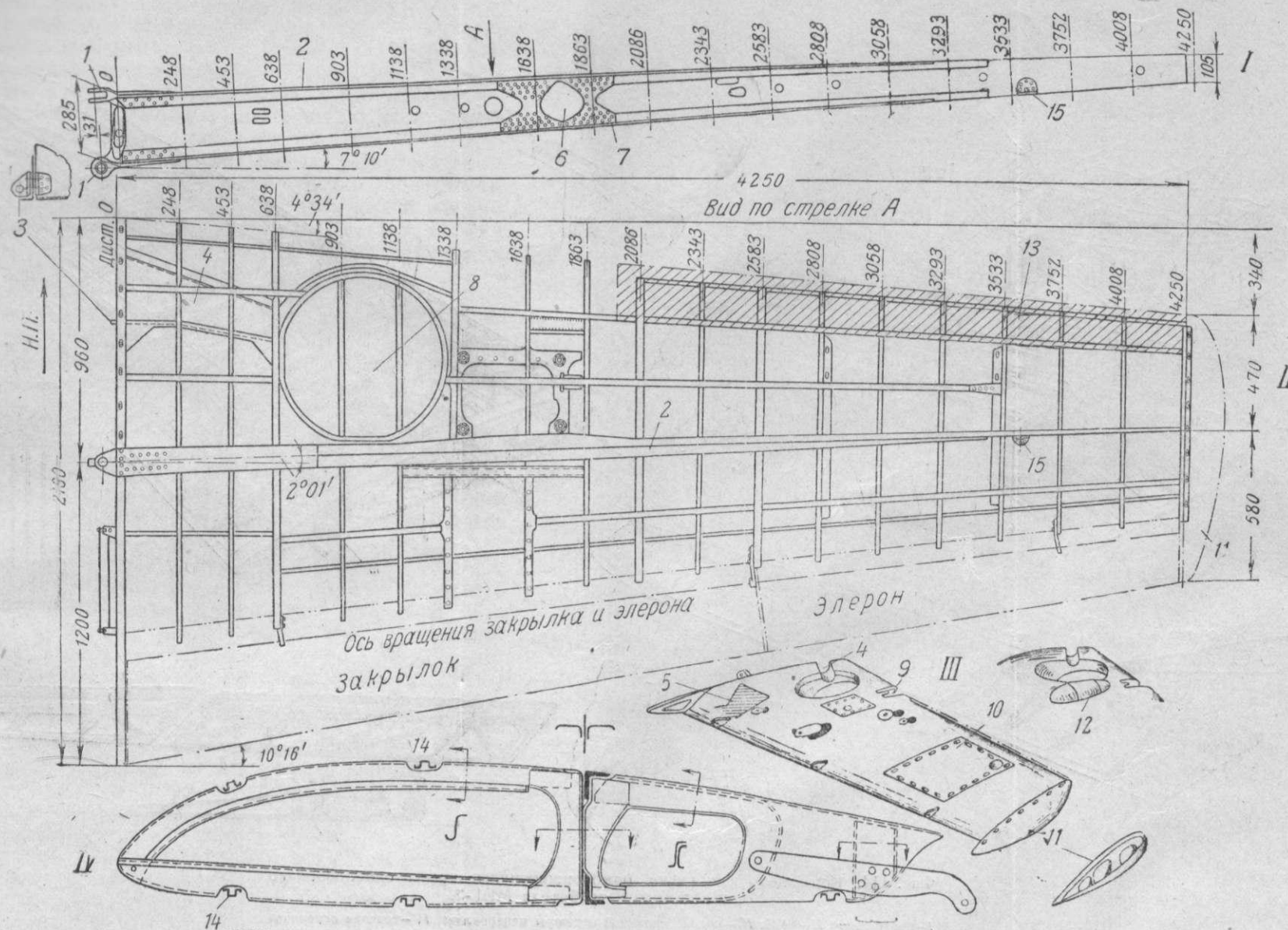
орня  
вля-  
еров,  
цен-  
на 1  
ами  
двух  
дних  
ихся

ерон  
евых  
ММ.  
ино-

4-II)

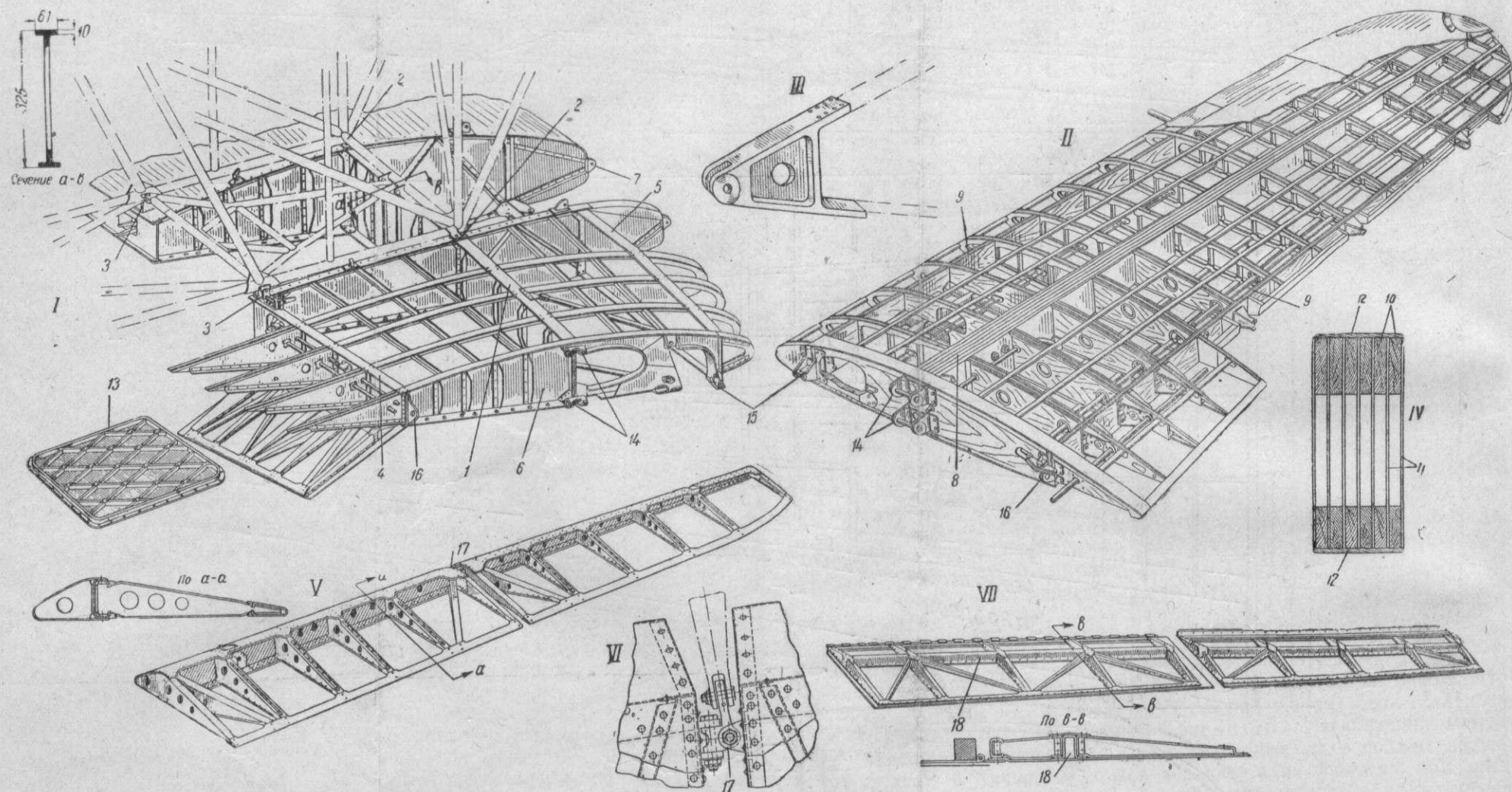
бра-  
деж-  
чер-  
из  
асти  
До-  
и  
тро-

из  
оры  
вые  
амы  
вые  
щис  
К—  
ММ.  
юн-  
дне-



Фиг. 113. Компоновка однолонжеронного крыла одномоторного одноместного истребителя Me-109.

I—лонжерон; II—вид крыла сверху; III—вид крыла снизу; IV—сечение по нервюре 2583.  
 1—стыковой узел лонжерона; 2—лонжерон; 3—дополнительный стыковой узел; 4—жолоб для уборки ноги; 5—выемка в крыле для туннельного радиатора; 6—вырез в стенке лонжерона для пулемета; 7—усиление лонжерона пластинами с обеих сторон; 8—купол для уборки колеса; 9—съемный носовой люк для пулемета; 10—съемная работающая панель; 11—концевой обтекатель; 12—обтекатель пулемета; 13—автоматический предкрылок; 14—стрингеры; 15—швартовочное кольцо.



Фиг. 114. Компонентная схема однолонжеронного крыла одномоторного одноместного истребителя МИГ-3.

I—центроплан; II—ОЧК; III—носик усиленной нервюры центроплана; IV—сечение основного лонжерона ОЧК; V—элерон; VI—кронштейн и соединительный шарнир половин элерона; VII—штыки.

мых гр  
и изгото

На

основны  
рочных  
ном че  
агрегат  
больше  
лать по

При  
тывать  
агрегат

1. С  
2. Б

жести  
ности

3. М

4. М

5. У

низмов

6. У

съемки

7. У

8. П

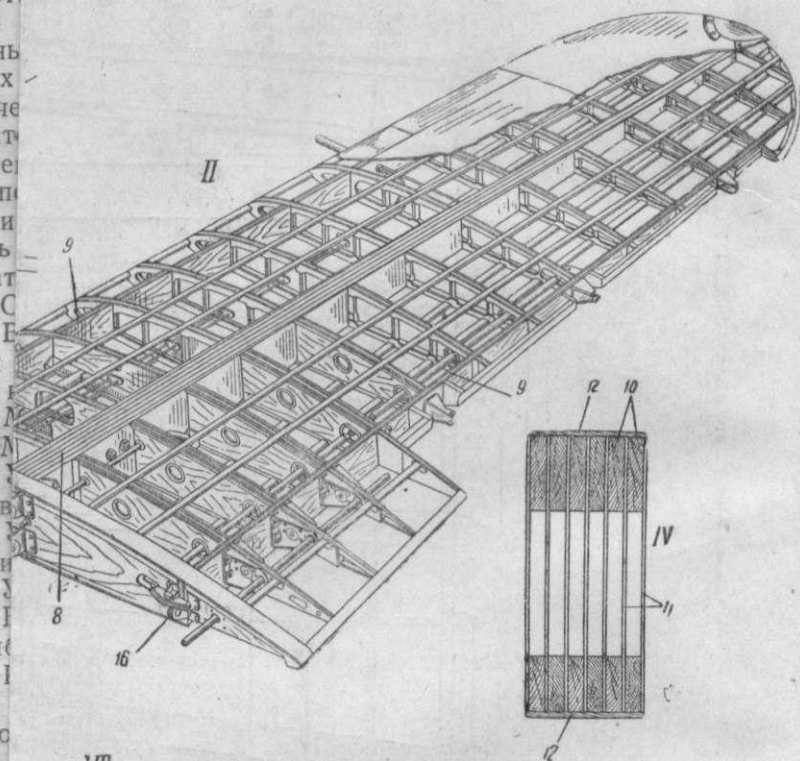
и бом

9. П

нии,

плоско

10.



К  
алюми  
посред  
воспри  
роне  
щи тр

(фиг. 3. крыла одномоторного

связи; IV—сечение основного шарнир половин элерона;

Од

стрин

ячейк

вия у

му ра

Кр

тор 5

170

снизу, а в старых сериях предусмотрена установка пулемета. Для пропуска пулемета в стенке лонжерона сделан вырез 6, частично захватывающий уголки полок лонжерона. Вырез усилен толстыми вертикальными накладками 7 (фиг. 113-*I*). Ввиду того, что пулеметы в крыле ставились редко, а в новых сериях, после установки пушки на моторе, их не ставят совершенно, в последних сериях выреза в лонжероне нет.

Крыло совершенно не имеет разъемных технологических стыков, так как окончательную клепку удобно производить через люки и съемную панель 10. В последних сериях количество съемных панелей увеличено, а стрингеры 14 (фиг. 113-*IV*) проходят через вырезы в стенках нервюр. По стрингерам листы обшивки стыкуют внахлестку с подсечкой, а по нервюрам — стык с подкладками.

Положения нервюр зафиксированы расстояниями от корня крыла, причем эти размеры, выраженные в миллиметрах, являются номерами нервюр. Этот метод простановки размеров удобнее, чем цепочка размеров между осями нервюр.

Крыло самолета МИГ-3 (фиг. 114) состоит из центроплана и двух ОЧК. Верхние полки основного лонжерона 1 центроплана (фиг. 114-*I*) проходят под нижними лонжеронами передней части сварного фюзеляжа и соединены с ним в двух узлах 2. Вторая пара узлов крепления 3 находится на задних дополнительных лонжеронах центроплана 4, прерывающихся у фюзеляжа.

Схема продольного набора:  $\frac{1}{2} + 1 + \frac{1}{2}$ . Основной лонжерон центроплана (фиг. 114-*I*) состоит из тавровых хромансильевых полок и двойной дуралюминовой стенки общей толщиной 2 мм. Дополнительные лонжероны центроплана 4 и 5 дуралюминовые, швеллерного сечения.

Основной 8 и дополнительные 9 лонжероны ОЧК (фиг. 114-*II*) деревянные. Полки основного лонжерона (фиг. 114-*IV*) набраны из пластин 10 дельта-древесины толщиной 14—15 мм, между которыми по всей высоте лонжерона установлены фанерные стенки 11. Сверху и снизу полки покрыты пластинами из сосны 12, обработанными по форме профиля. В корневой части основной лонжерон имеет шесть секций, а на конце — две. Дополнительные лонжероны коробчатые с полками из сосны, и фанерными стенками. Кроме лонжеронов, в ОЧК и в центроплане установлены стрингеры. Поперечный набор состоит из нервюр балочного типа. В центроплане балочные нервюры только усиленные в корне 7 и конце центроплана 6. Корневые нервюры использованы для крепления моторной рамы (фиг. 114-*III*). Между этими нервюрами находятся бензиновые баки, под которыми поставлены только обода и работающие люки 13 снизу. Обшивка центроплана из дуралюмина, а ОЧК — из пятислойной бакелитовой фанеры толщиной от 2,5 до 4,0 мм.

Стык ОЧК с центропланом сделан как по основному лонжерону 14, так и по дополнительным переднему 15 и задне-

му 16. Узлы 15 и 16 не воспринимают изгибающего момента от поперечной нагрузки и передают на центроплан от ОЧК только кручение.

В ОЧК грузов нет, но предусмотрены две внутренние балки для наружной подвески двух бомб весом до 100 кг каждая, по одной в каждой ОЧК. Кроме того, возможна наружная подвеска двух балок для бомб до 500 кг. Колеса убираются в носовую часть центроплана. Между основным и задним дополнительным лонжероном помещены два бензобака, по одному с каждой стороны. Стрелкового вооружения в крыле нет. Радиатор установлен в фюзеляже.

В технологическом отношении сборка облегчается тем, что центроплан открыт снизу через съемную панель бензобака, щитки и выемки для уборки колес и ног шасси. В направлении по хорде ОЧК состоит из следующих частей: носовой участок вместе с передним вспомогательным лонжероном, основным лонжероном, участок от основного до заднего дополнительного лонжерона, дополнительный задний лонжерон, хвостовые части над щитками и перед элероном.

Элероны (фиг. 114-V) изготовлены из дуралюмина, обтянуты полотном и снабжены внутренней весовой компенсацией. Каждый элерон разделен на две части, соединяющиеся карданом 17 (фиг. 114-VI), к которому снизу подходит тяга управления.

Щитки дуралюминовые и установлены в центроплане и корне ОЧК (фиг. 114-I, II, VII). Шарнирами щитков служат непрерывные петли с шпополом. Лонжерон щитков 18 (фиг. 114-VII) целый, а нервюры — разрезные.

Основная особенность крыла — изменение материала по размаху. Наиболее нагруженная часть — центроплан — изготовлена в основном из дуралюмина, причем наиболее напряженные части лонжеронов (пояса), усиленных нервюр и участок концевых нервюр между основным и передним лонжеронами — стальные. Полки наиболее напряженного основного лонжерона ОЧК изготовлены из дельта-древесины, а на концах — из сосны.

Крыло просто по конструкции и удобно в производстве. Изменение материала по размаху безусловно дало экономию в весе, несмотря на разъемный стык.

Крыло самолета F.W.-190 в отличие от предыдущих имеет мощное вооружение, состоящее из двух синхронных и двух несинхронных пушек (фиг. 115-I). Пушки 2, стреляющие вне плоскости винта, имеют магазины 3 на 60 шт. снарядов. У синхронных пушек 1 питание ленточное из ящиков 4, расположенных в фюзеляже.

Крыло так же, как и передний лонжерон (фиг. 115-II), неразрывное. Задний лонжерон разрезной с узлом крепления к фюзеляжу, воспринимающим кручение от крыла, перерезывающую силу и лобовую нагрузку (фиг. 115-III).

Для размещения колес стенка переднего лонжерона имеет излом в плане. В плоскости симметрии самолета лонжерон представляет собой балку несимметричного двутаврового сечения (фиг. 115-IV); на расстоянии 1,27 м от плоскости симметрии стенка значительно сдвинута по отношению к поясам, и сечение превращается в швеллер (фиг. 115-V). Далее, в направлении к концам крыла, стенка расходится с поясами (фиг. 115-VII) и скреплена с ними поверху и понизу только наружной обшивкой. Массивные полки переднего лонжерона расположены в плане нормально к плоскости симметрии самолета и находятся на максимальной высоте крыла. Примерно по середине размаха у второго излома стенка скреплена с полками листами, к которым крепятся стрингеры. Далее к концу крыла идут стрингеры и лонжероны, а массивные листы, входящие в состав полок, прерываются. На всем своем протяжении стенка переднего лонжерона имеет горизонтальные отбортовки. Задний лонжерон образован двумя швеллерами и горизонтальными полосами (фиг. 115-VI).

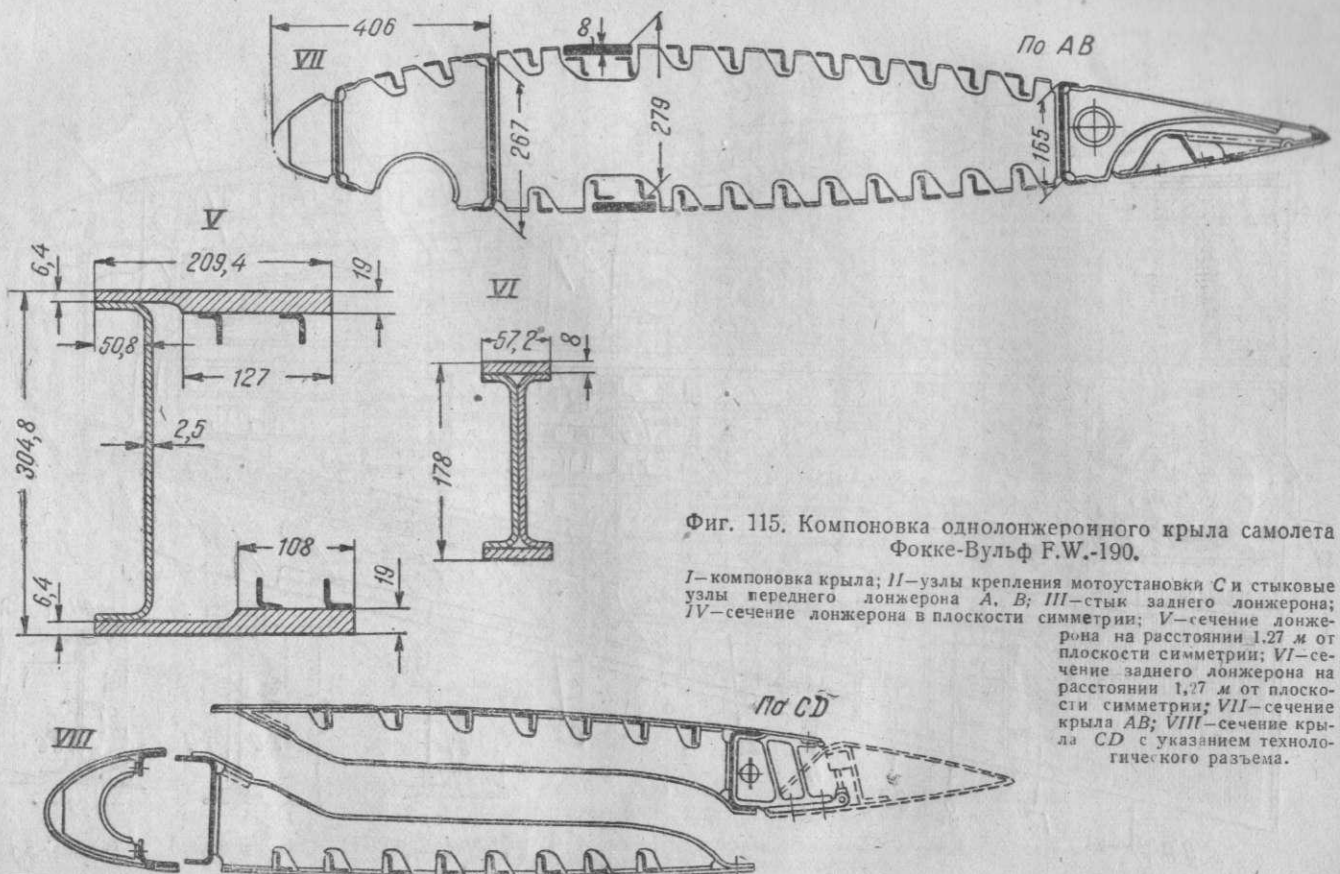
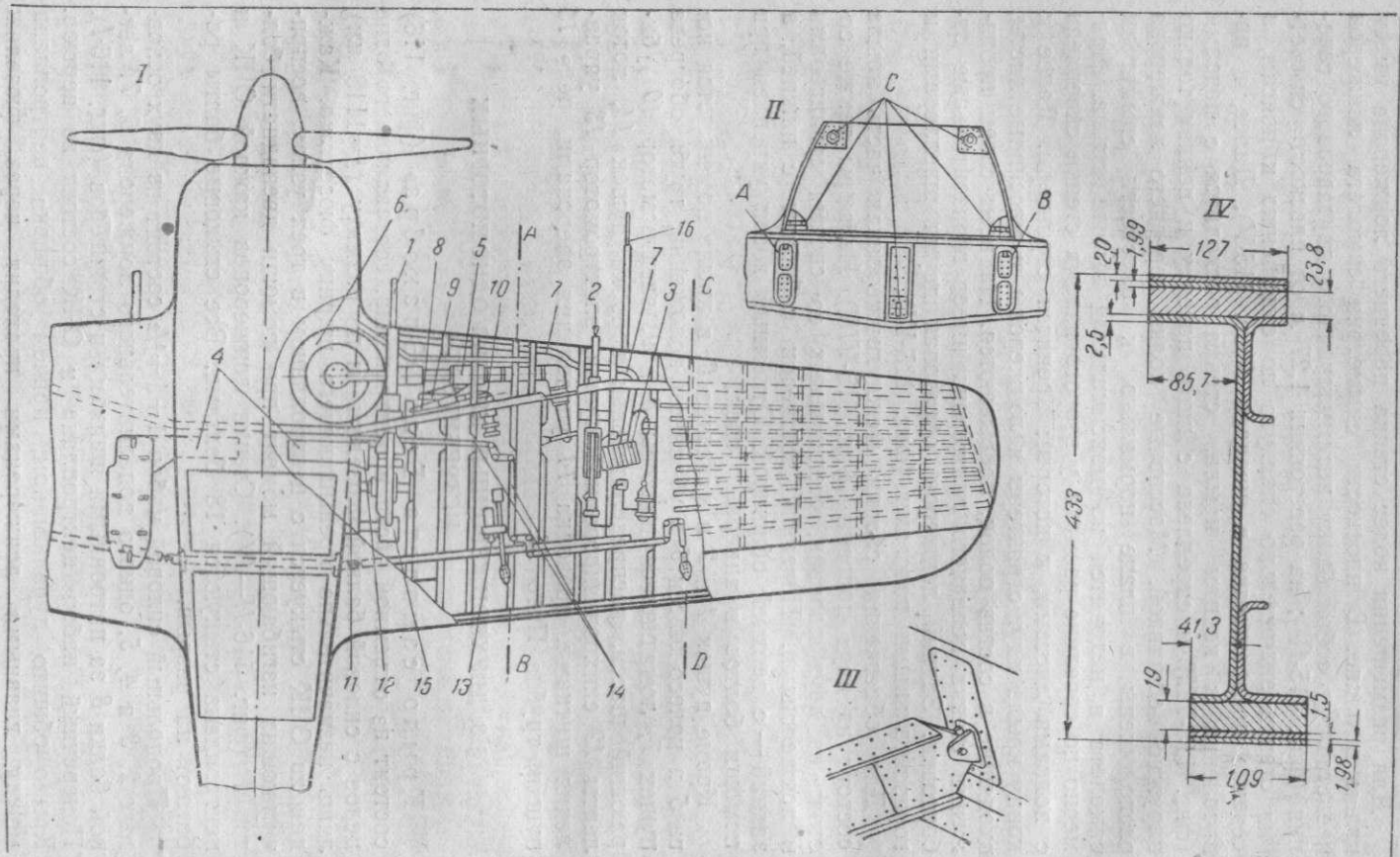
Для облегчения сборки междулонжеронная часть крыла состоит из двух половин (фиг. 115-VIII). Нервюры также состоят из двух половинок, соединяемых со своими стрингерами и лонжеронами. Передний лонжерон собирают с нижней, а задний — с верхней обшивкой. Отъемный носок укреплен при помощи болтов и апкерных гаек.

Кроме пушек 1 и 2 и магазина 3, в крыле помещаются нога 5 и колесо шасси 6 в убранном положении, труба обогрева пушек 7, ломающиеся подкосы 8 и 9, электромотор 10 убирающий шасси, распределительная коробка пушек 11, лоток ленты 12 синхронизированной пушки, электромотор 13 управления щитками, проводка 14 управления элеронами, реле 15 пушки, трубка Пито 16.

### § 3. ДВУХЛОНЖЕРОННЫЕ КРЫЛЬЯ ОДНОМОТОРНЫХ ИСТРЕБИТЕЛЕЙ

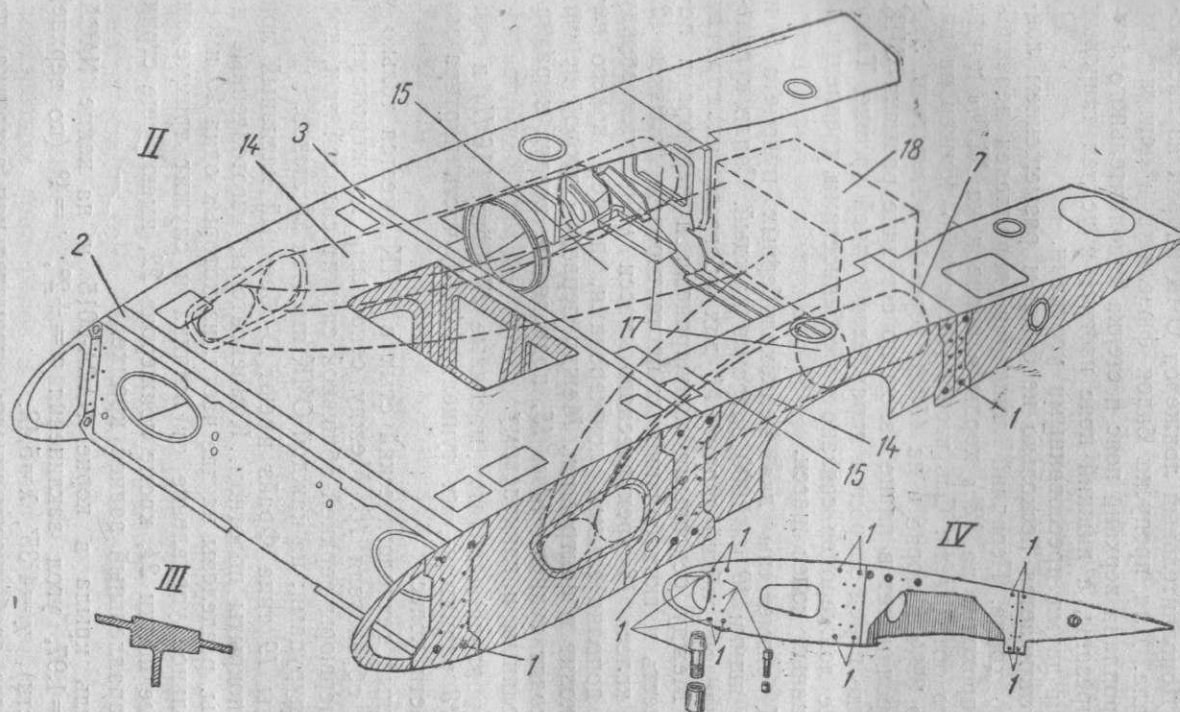
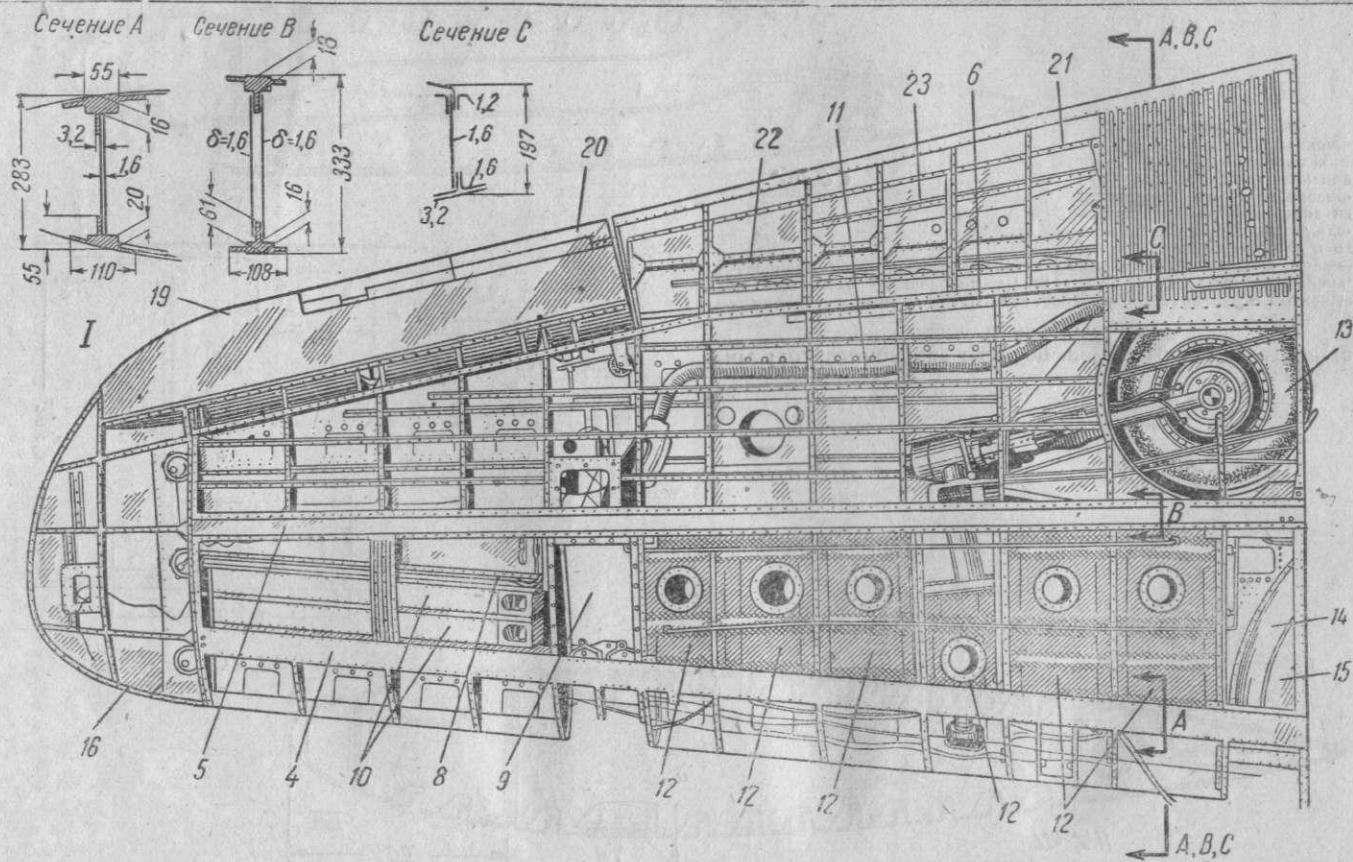
Крыло самолета Белл «Эракобра» (фиг. 116) состоит из отъемной части и центроплана, составляющего одно целое с силовой балкой фюзеляжа и по размаху ( $l=1118$  мм) лишь незначительно превышающего ширину фюзеляжа. Каждая из ОЧК стыкуется с центропланом в трех узлах, воспринимающих изгибающий момент при помощи двенадцати болтов 1 (фиг. 116-II—IV). Стенки лонжеронов каждой ОЧК и центроплана стыкуются 18 болтами. Все стыковые болты работают на разрыв.

Продольный силовой набор  $1+1+1\frac{1}{2}$  состоит из двух основных 2, 3 и 4, 5, одного дополнительного лонжерона 6, 7, легкой балки 8 за патронными ящиками и стрингеров (фиг. 116-I). Поперечный набор центроплана и ОЧК состоит из нервюр. Крыло обшито дуралюминием, причем обшивка центроплана между главными лонжеронами проходит через фюзеляж



Фиг. 115. Компонировка однолонжеронного крыла самолета Фокке-Вульф F.W.-190.

I—компоновка крыла; II—узлы крепления мотоустановки C и стыковые узлы переднего лонжерона A, B; III—стык заднего лонжерона; IV—сечение лонжерона в плоскости симметрии; V—сечение лонжерона на расстоянии 1,27 м от плоскости симметрии; VI—сечение заднего лонжерона на расстоянии 1,27 м от плоскости симметрии; VII—сечение крыла AB; VIII—сечение крыла CD с указанием технологического разреза.



Фиг. 116. Компонентная схема двухлонжеронного крыла одноместного одномоторного истребителя Белл "Эракобра" (Р-39).

I—ОЧК; II—схема центроплана; III—форма сечений полок основных лонжеронов; IV—схема размещения стыковых болтов ОЧК и центроплана.

(фиг. 116-11). Передний лонжерон ОЧК и центроплана дуралюминовый с прессованными поясами (сечение А). Второй лонжерон ОЧК (сечение В) отличается двойной стенкой, а лонжерон центроплана, кроме того, и материалом (пояса и стенки стальные). Дополнительный лонжерон ОЧК набран из листового материала. Для пропуска балок фюзеляжа в центральной части центроплана верхний пояс и стенка дополнительного лонжерона вырезаны, а нижний пояс изогнут и усилен тавровым профилем и двумя прессованными уголками.

Крыло отличается несколько необычным размещением лонжеронов по хорде. Передний лонжерон параллелен передней кромке и проходит на 12% хорды в корне и на 16,7% хорды у концевого обтекателя. Ось второго основного лонжерона находится на 39% в корне и на 45,5% хорды у обтекателя. Задний лонжерон имеет в плане излом по середине размаха ОЧК и на участке перед элероном параллелен задней кромке. Такое размещение лонжеронов связано с особенностями крепления и уборки главных колес шасси.

В ОЧК размещены два мелкокалиберных пулемета 9 и патронные ящики 10 на 1000 патронов каждый. Сзади к пулеметам подведен гибкий шланг 11 для обогрева их горячим воздухом. Между основными лонжеронами и нервюрами помещены шесть мягких безыносовых протектированных баков 12. Основные колеса 13 трехколесного шасси убираются между вторым и дополнительным лонжеронами, причем колесо частично заходит в центроплан. Между первой и второй нервюрами проходят туннели 14 и 15, подводящие воздух к радиаторам масляным и гликолевому.

В центроплане находятся масляные 17 (фиг. 116-11) и гликолевый 18 радиаторы, их туннели 14, 15, часть картера мотора и части колес.

Разъемный технологический стык в ОЧК имеется только у концевого обтекателя 16. Между основными лонжеронами от 2 до 8-й нервюры верхней обшивкой служит силовой люк, крепящийся шурупами; на каждой ОЧК имеется 20 люков.

Элероны 19 типа Фрайз имеют D-образный клепаный лонжерон и покрыты полотном. Компенсаторы, изготовленные из пластмассы, разделены на две части, из которых одна 20 имеет дополнительное управление от летчика и служит триммером.

Простые щитки 21, кроме лонжерона 22, имеют еще стрингер 23, параллельный задней кромке.

Профиль крыла в корне NASA-0015 и на конце NASA-23009;  $\eta=1,97$ , угол заклинивания  $\varphi=\pm 2^\circ$ ,  $\psi=4^\circ$  (по верхней поверхности),  $\chi=4^\circ 35'$ ,  $\lambda=5,42$ .

Основные особенности крыла: отрицательная закрутка, переднее расположение лонжеронов, мягкие баки, не имеющие никаких креплений, элерон с постоянной шириной хорды, форма сечений поясов основных лонжеронов (фиг. 116-11), боль-

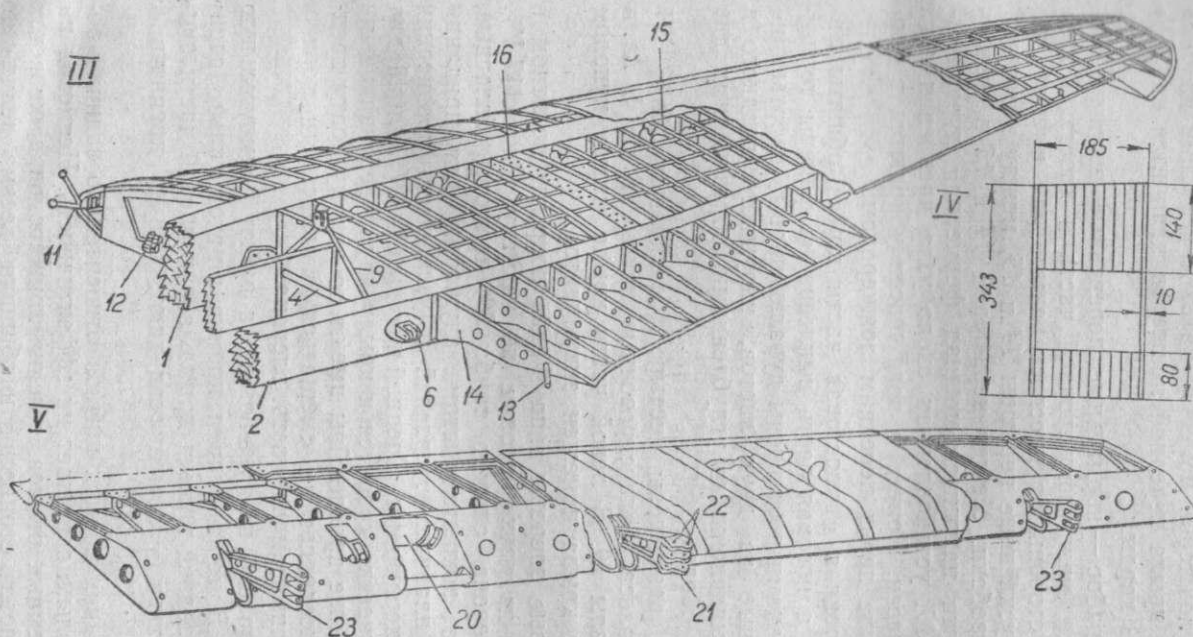
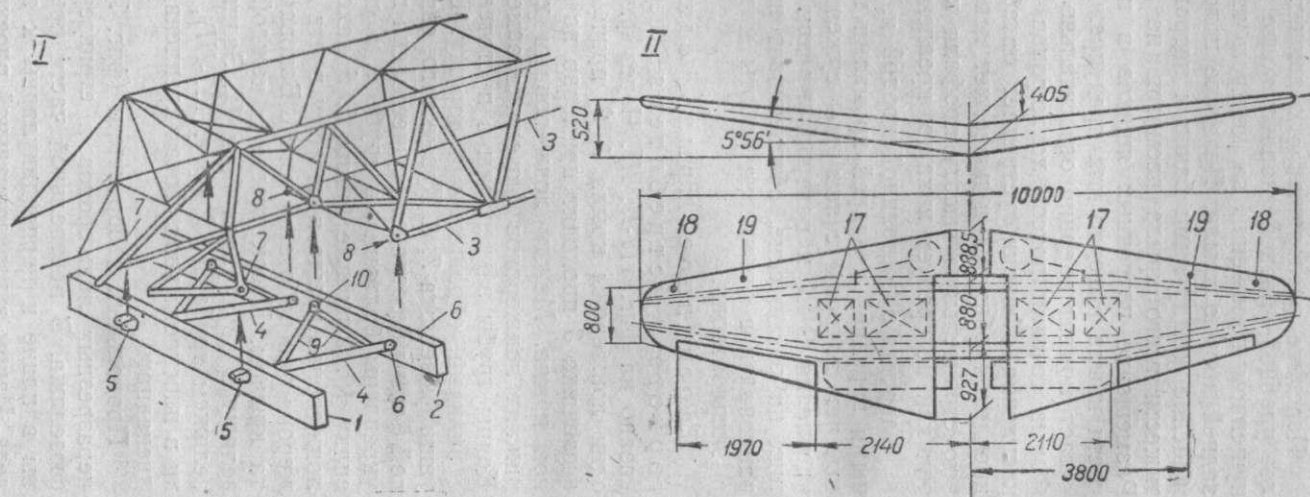
**ное количество** мелких люков, способ стыка ОЧК с центропланом.

Переднее расположение основных лонжеронов вызвано более удобной уборкой главных колес шасси, находящихся в выпущенном положении за центром тяжести самолета ближе к задней кромке крыла. Переднее положение лонжеронов и размещение между ними баков и патронов сдвигает вперед центр тяжести всего крыла несмотря на заднее положение шасси. Размещение патронных ящиков в передней кромке концевой части крыла выгодно для предупреждения флаттера, но увеличивает момент инерции относительно продольной оси самолета. Форма сечений поясов лонжеронов (фиг. 116-III) удобна для крепления обшивки, устраняет ослабления поясов заклепками крепления обшивки и позволяет использовать для лонжеронов всю строительную высоту профиля крыла. Тип баков выгоден, так как не требует никаких креплений.

Элероны с постоянной хордой и, следовательно, параллельными передней и задней кромками несколько менее эффективны, чем элероны с тем же сужением, как и крыло. Способ крепления ОЧК к центроплану при помощи болтов, работающих на растяжение, обеспечивает взаимозаменяемость, но не рационален в отношении работы материала болтов и неудобен в эксплуатации.

Деревянное крыло одноместного одномоторного истребителя неразрезное по размаху показано на фиг. 117-II, III. Через фюзеляж пропущены только одни лонжероны крыла 1, 2, причем оси нижних лонжеронов фюзеляжа 3 проходят примерно по середине высоты лонжеронов крыла. Между лонжеронами крыла вырезанные участки нижних лонжеронов фюзеляжа заменены распорной трубой 4. Концы трубы закреплены в пустотелых вильчатых болтах 5, 6 с вилками, обращенными наружу. Вилки болтов захватывают ушки фюзеляжа 7, 8. Кроме того, связь крыла с решеткой боковой фермы фюзеляжа осуществлена подкосами 9, которые снизу укреплены болтами на трубе 4, а сверху сварены и образуют вилку 10. Ушковые болты 5, 6 находятся на нейтральной оси лонжеронов крыла и поэтому почти не ослабляют сечения лонжерона при работе на изгиб. Боковая ферма фюзеляжа замкнута крылом. Носок крыла с каждой стороны крепится к фюзеляжу в двух узлах 11 и 12. Задний лонжерон связан с фюзеляжем трубами 13 (фиг. 117-III), воспринимающими нагрузки в плоскости хорд. Точек крепления крыла к фюзеляжу всего двенадцать.

Продольный набор крыла (фиг. 117-I и III) состоит из двух неразрезных лонжеронов и стрингеров, доходящих только до фюзеляжа. В центральной части крыла лонжероны параллельны в плане и перпендикулярны к плоскости симметрии самолета. Излом в горизонтальной плоскости начинается у внутренних концов элеронов. В вертикальной плоскости оба лонжерона



Фиг. 117. Компоновочная схема двухлонжеронного крыла одноместного одномоторного истребителя.

I—узлы крепления крыла к фюзеляжу; II—компоновочная схема; III—конструктивная схема крыла; IV—сечение переднего лонжерона около узла крепления шасси; V—элерон.

имеют излом по середине (фиг. 117-II). Полки лонжеронов набраны из обыкновенной сосны, а стенки — из нормальной фанеры, вследствие чего сечения массивны (фиг. 117-IV). В корне крыла передний лонжерон помещен на 32% и задний на 65% хорды; на конце крыла передний лонжерон находится на 27% и задний на 60% хорды.

Поперечный набор — нормальные деревянные нервюры, состоящие из носка, междулонжеронной части и хвоста. Кроме того, с каждой стороны от плоскости симметрии имеются по две деревянные усиленные нервюры 14 и 15, между которыми установлены бензобаки. Между нервюрами 14 и 15 в междулонжеронной части находится мощная ферменная дуралюминовая нервюра 16, установленная около узла крепления ноги убирающегося шасси. Колеса и ноги шасси убираются в корневую часть крыла перед передним лонжероном.

Междулонжеронная и хвостовая части крыла обшиты листовой фанерой, а носовая часть выклеена из фанеры толщиной 1 мм. Под баками поставлены дуралюминовые работающие панели, склепанные из двух листов, наружного гладкого и внутреннего с выдавленными углублениями, образующими два стрингера и два обода.

В крыльях размещены четыре бензиновых бака 17 (фиг. 117-II), колеса, балансировочные грузы 18 по 5 кг и швартовочные узлы 19. В левой части крыла между куполом колеса и носком крыла помещен аккумулятор.

Дуралюминовые элероны типа Фрайз покрыты полотном и состоят каждый из двух половин по размаху (фиг. 117-V). Лонжероном элерона служит труба 20, нервюры балочные, передняя кромка покрыта листом, служащим для придания носку элерона плавных очертаний и устранения провисания полотна между нервюрами. Средний кронштейн 21, общий для обеих половин, жестко крепится к крылу двумя вертикальными болтами 22; крайние кронштейны имеют по одному болту крепления 23, что позволяет им смещаться в плоскости хорд и обеспечивает взаимозаменяемость элерона.

Щитки изготовлены из дуралюмина и имеют прямоугольную форму в плане. В корне задняя кромка щитков сильно сдвинута вперед от задней кромки крыла, а в концевой части задние кромки щитков и крыла совпадают. Щитки крепятся к крылу петлями.

Смещение задних кромок щитков относительно задних кромок крыла несколько понижает их эффективность. Несмотря на отсутствие разъемных стыков, сечения лонжеронов даже в тех местах, где имеются стрингеры и обшивка, весьма велики по площади вследствие применения сосны и фанеры. В подфюзеляжной части, где обшивку и стрингеры нельзя пропустить через фюзеляж, сечение лонжеронов почти сплошное. Параллельность лонжеронов в центральной части крыла удобна для креп-

ления к фюзеляжу и позволила разместить колеса в передней кромке без сложного излома лонжеронов в двух плоскостях.

Для упрощения склейки полок лонжеронов излом в вертикальной плоскости сделан в плоскости симметрии, а горизонтальный — отнесен на середины полуразмахов. Крыло просто в производстве и изготавливается из наиболее распространенного в СССР материала, правда, при некотором перетяжелении по сравнению с металлическими крыльями. Несмотря на неудобство в эксплуатации, применение неразрезных лонжеронов в данном случае неизбежно, так как таким путем получена значительная экономия в весе.

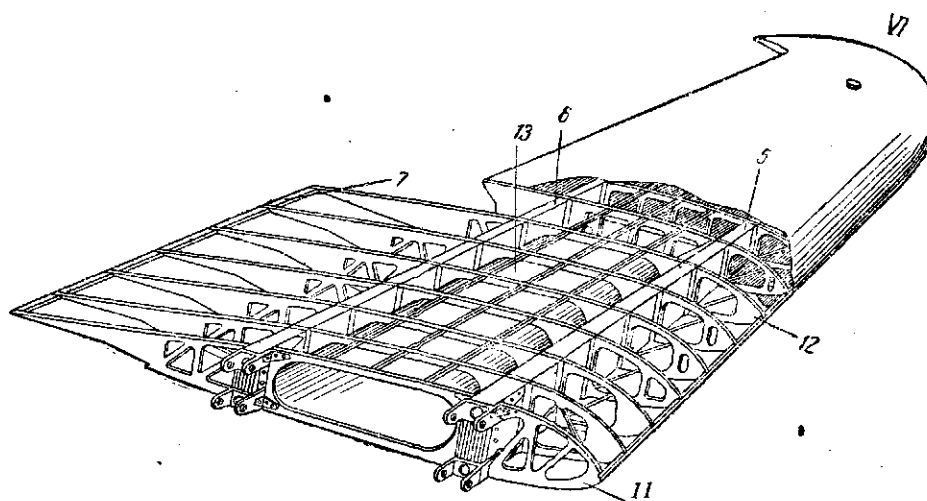
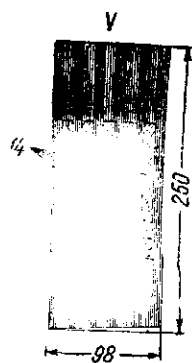
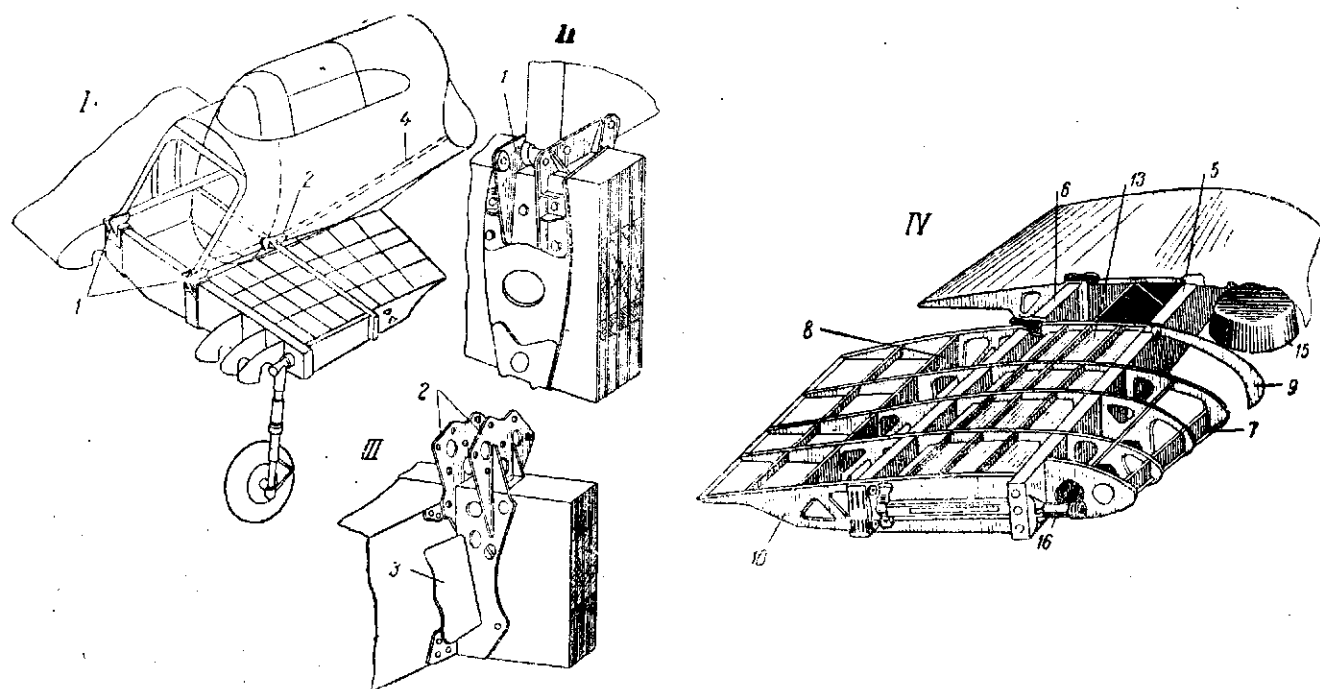
Основные особенности крыла — неразрезные лонжероны, способ крепления к фюзеляжу, материал (обыкновенная сосна и фанера), форма щитков в плане и размещение лонжеронов в плане.

Деревянное крыло одноместного одномоторного истребителя ЛАГГ-3 состоит из ОЧК и центроплана (фиг. 118), крепящегося к фюзеляжу шестью узлами. Узлы (фиг. 118-II и III) передних и задних лонжеронов состоят из двойных пластин 1 и 2, охватывающих шпангоуты, лонжероны и обшивку фюзеляжа. На заднем узле имеются двойные пластины 3, захватывающие нижнюю обшивку хвостовой части фюзеляжа, которая за задним лонжероном крыла не срезана. Для пропуска лонжеронов крыла вырезана часть обшивки фюзеляжа до его нижних лонжеронов 4 (фиг. 118-I).

Продольный набор состоит из лонжеронов 5, 6 и стрингеров. В хвостовой и носовой частях центроплана поставлены легкие балки 7, 8. Между корневыми 9 и концевыми 10 нервюрами центроплана, имеющими в междулонжеронной части рамную конструкцию, так же как торцевая 11 и «седьмая» — 12 нервюры ОЧК, вставлены фанерные кессоны 13 овального сечения с толщиной стенки 2,5 мм. Внутри кессонов помещаются бензобаки. На участках кессонов стрингеры междулонжеронных частей развиты по высоте и соединяют внешнюю обшивку со стенками кессонов.

Полки лонжеронов центроплана (фиг. 118-V) и ОЧК (фиг. 118-VII) изготовлены из дельта-древесины и имеют ряд фанерных стенок, между которыми в лонжероне центроплана имеется заполнение 14 из сосны. Между нервюрами в брусезаполнителе сделаны отверстия облегчения.

Нервюры ОЧК деревянные неразрезные, а нервюры центроплана состоят из трех частей. Полки отдельных частей срезаны на-ус на концах и при сборке склеены между собою над и под лонжеронами. Усиленные нервюры установлены в корне ОЧК и центроплана, а также на концах центроплана. Корневая нервюра центроплана 9 в междулонжеронной части имеет ферменную конструкцию. Полки нервюры 9 деревянные, а ре-



Фиг. 118. Компонировочная схема двухлонжеронного крыла одноместных одномоторных истребителей ЛАГГ-3.

I—схема стыка центроплана и фюзеляжа; II—передний стыковой узел; III—задний стыковой узел; IV—схема центроплана; V—сечение лонжерона центроплана у узла крепления шасси; VI—схема ОЧК; VII—сечение лонжеронов ОЧК крыла.

сетка металлическая и притом съемная, что необходимо для установки в кессон бензинового бака, который вставляют через центроплан.

Крыло обшито листовой фанерой. Носок ОЧК выклеен из фанеры толщиной 1 мм, а носок центроплана — из нескольких слоев шпона толщиной 0,5 мм. Толщина обшивки ОЧК колеблется от 2,5 до 4 мм, а центроплана — от 3 до 7 мм. Наружные слои фанеры у смежных листов перпендикулярны и составляют угол  $45^\circ$  с поперечной осью самолета.

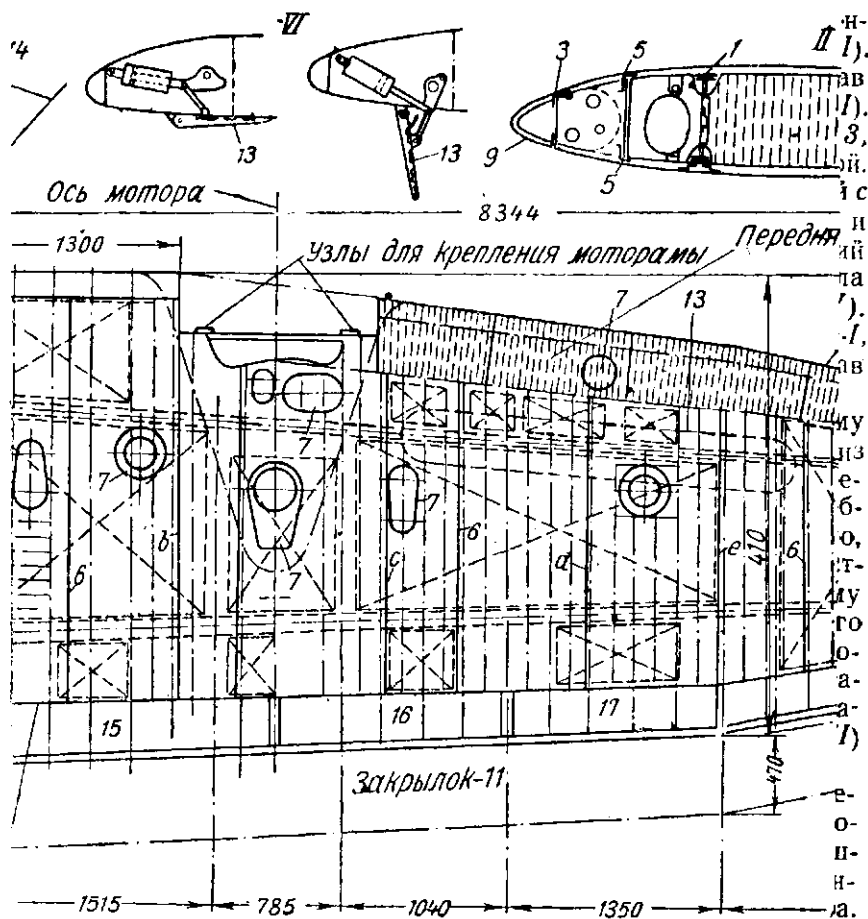
В центроплане размещены три бензиновых бака: один непосредственно под фюзеляжем и два по бокам в кессонах междулонжеронной части. Крайние баки вставляют в кессоны через центральный вырез обшивки центроплана, после чего непосредственно под фюзеляжем и два по бокам в кессонах ОЧК, вставляют с торца до стыковки с центропланом. Колеса и ноги шасси убираются в носовую часть центроплана в купол 15. Узлы 16 крепления ног шасси находятся у концов центроплана. Для смещения ЦТ крыла вперед в носках ОЧК установлены стальные трубы, заполненные свинцом. Вооружения в крыле нет.

Дуралюминовые элероны с трубчатым лонжероном покрыты полотном. Щитки дуралюминовые, особенность их конструкции заключается в применении двойной обшивки, между которой размещен каркас. Внутренний лист имеет отбортованные вырезы для облегчения и крепления узлов.

Применение дельта-древесины для полок лонжеронов позволило значительно уменьшить их сечения по сравнению с сечениями из сосны (фиг. 118-V и 117-IV) и осуществить разъемный стык крыла по размаху. Внутренние кессоны, соединенные с наружной обшивкой крыла стрингерами, увеличивают жесткость крыла на кручение и разгружают лонжероны при работе на изгиб. Однако вследствие разреза кессона в местах стыка ОЧК с центропланом, а также перерыва в середине центроплана под фюзеляжем, подкрепление лонжеронов является лишь местным на участках более коротких, чем длина кессона.

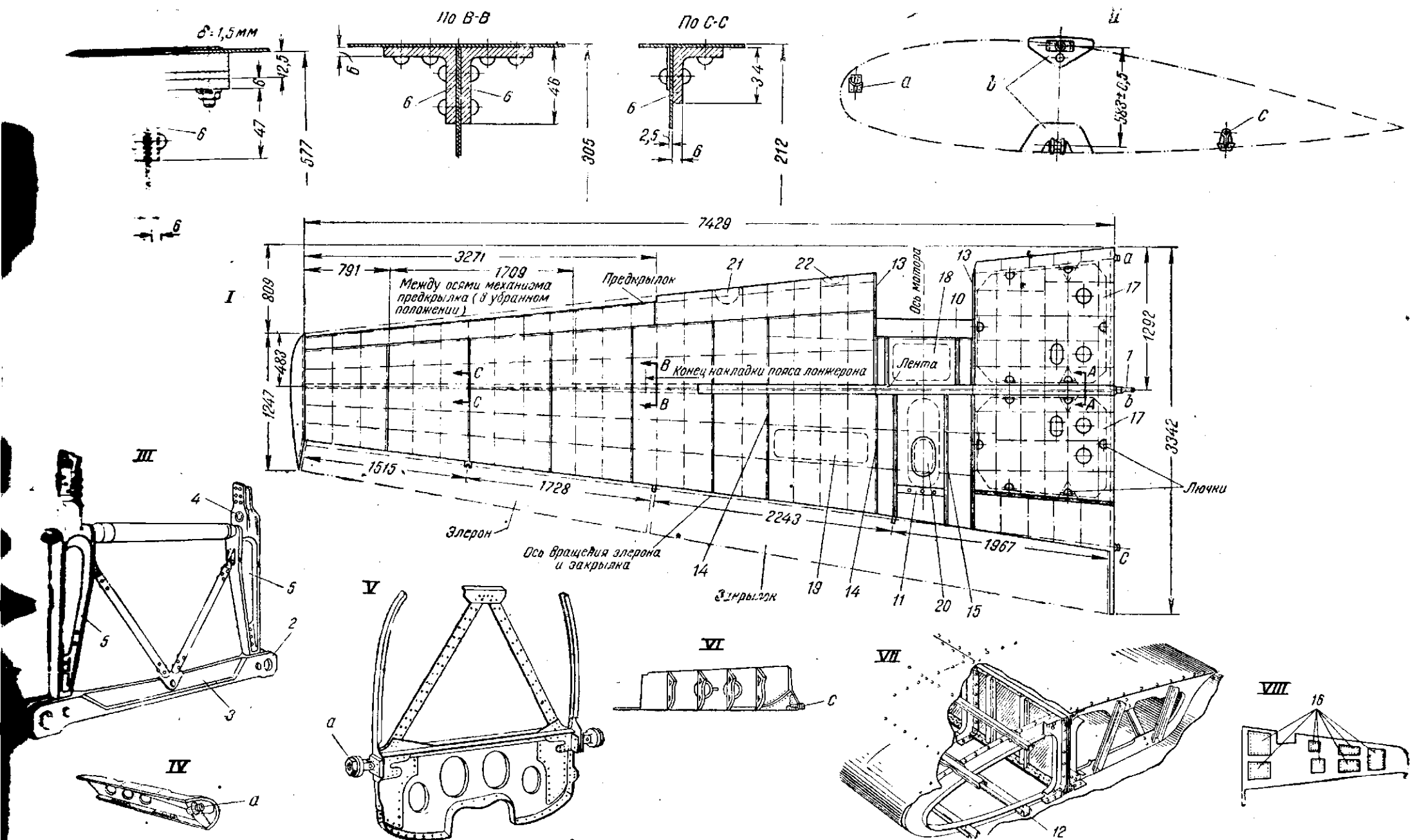
Кессоны значительно упростили установку баков. При неразрезном крыле и устройстве съемных работающих панелей нижней обшивки крыла можно было бы получить значительную экономию в весе и упрощение установки баков. Правда, при этом теряются преимущества, связанные с разъемными стыками. Неразрезные полки нервюр крыла устраняют искажения профиля и проще в отношении креплений к лонжеронам, но уменьшают строительную высоту лонжеронов, а следовательно, увеличивают их вес.

Основные особенности крыла: применение дельта-древесины для лонжеронов, установка внутренних кессонов, нервюры с полками, пропущенными с наружной стороны от полок лонжеронов.



Фиг. 120. Компонировка двухлонжеронного кессонного крыла двупикирующего бомбардировщика Ju-88.

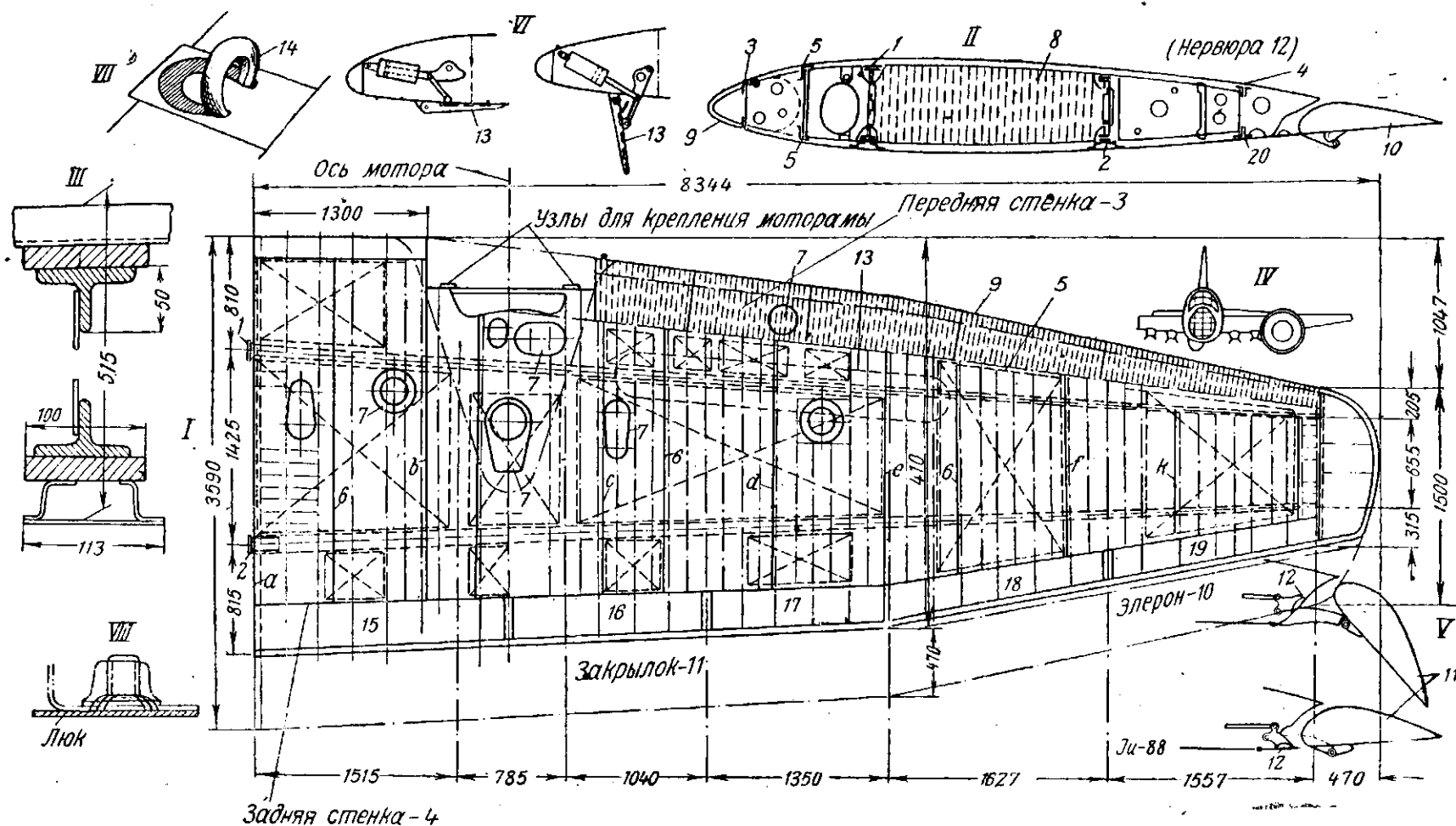
I - правое крыло; II - усиленная нервюра; III - сечение переднего лонжерона; IV - вид самолета спереди; V - щелевые закрылки; VI - перфорированные шипы; VII - швартовочное кольцо; VIII - деталь крепления съемных силовых элементов нижней обшивки.



Фиг. 119. Компонировка однолонжеронного крыла двухмоторного самолета Me-110.

I—левое крыло; II—положение стыковых узлов на фюзеляже; III—шпангоут фюзеляжа в месте крепления основного лонжерона крыла; IV—усиленный носок крыла; V—шпангоут

фюзеляжа в месте крепления передних стыковых узлов; VI—хвостовая балка, к которой крепится задний стыковой узел; VII—типичное сечение крыла; VIII—размещение съемных силовых панелей на нижней поверхности крыла.



Задняя стенка-4

Фиг. 120. Компонировка двухлонжеронного кессонного крыла двухмоторного пикирующего бомбардировщика Ju-88.

I-правое крыло; II-усиленная нервюра; III-сечение переднего лонжерона у стыкового узла; IV-вид самолета спереди; V-металевые закрылки; VI-перфорированные тормозные штифты; VII-швартовочное кольцо; VIII-деталь крепления съемных силовых панелей нижней обшивки.



#### § 4. ОДНОЛОНЖЕРОННЫЕ КРЫЛЬЯ ДВУХМОТОРНОГО САМОЛЕТА Me-110

Крыло самолета Me-110 состоит из двух частей, стыкующихся непосредственно у фюзеляжа в трех узлах *a*, *b*, *c* (фиг. 119-*I*, *II*): Стык *b* основного лонжерона, воспринимающего изгибающий момент и перерезывающую силу, состоит из двух стальных узлов: нижнего — ушка и верхнего — горизонтального болта *1* с осью, направленной по размаху (фиг. 119-*I*). Центральная часть основного лонжерона, входящая в состав шпангоута фюзеляжа, представляет собой ферму (фиг. 119-*III*). Ушко лонжерона входит в вилку 2 нижнего стального пояса 3, а болт *1* — в отверстие 4 стойки 5 и затягивается гайкой. Остальные части фермы состоят из труб. Передний *a* и задний *c* стальные узлы воспринимают нагрузку в плоскости хорды и передают крутящий момент от крыла к фюзеляжу. Передний стыковой узел *a* установлен на усиленном носке крыла (фиг. 119-*I*, *IV*) и в фюзеляже на балке шпангоута (фиг. 119, *V*). Задний стыковой узел *c* установлен на балке *VI* (фиг. 119-*I*, *VI*) и в фюзеляже на поперечной балочке, входящей в состав шпангоута.

Основной лонжерон, находящийся на 39% хорды по всему размаху, представляет собой двутавровую балку с поясами из дуралюминовых угольников 6 и горизонтальных полос 7 (сечения *AA*, *BB* и *CC*). Стальная полоса 8 приклепана поверх обшивки и представляет усиление крыла, сделанное, очевидно, вследствие обнаружения недостаточной прочности или жесткости. Полоса 9 относится к верхнему стальному стыковому узлу. Кроме балок *IV* и *VI*, доходящих только до моторного отсека, имеется еще балка 10 (фиг. 119-*I*), служащая одновременно противопожарной перегородкой, и балочка 11, установленная за выемкой для колеса. Остальной продольный набор состоит из редко расставленных стрингеров 12 (фиг. 119-*VII*) открытого сечения.

Поперечный набор состоит из дуралюминовых нервюр, преимущественно ферменной конструкции (фиг. 119-*VII*). По бокам выреза передней кромки для мотора установлены сплошные носки 13 (фиг. 119-*I*). В хвостовой части сплошные стенки 14 и 15 стоят у радиатора и по бокам выемки для колеса. Обшивка дуралюминовая; на нижней поверхности имеется ряд съемных работающих панелей 16 (фиг. 119-*VIII*), закрепленных по контуру. В крыле размещены два бензиновых бака 17, масляный бак 18, радиатор 19, колесо 20, посадочная фара 21, всасывающий патрубок 22 (у правого мотора патрубок выведен в боковую стенку моторного капота). Механизация крыла состоит из щелевых элеронов-закрылков, щелевых закрылков и концевого автоматического предкрылка.

Крыло удобно в производстве и доступно для клепки через съемные панели. Стыковые узлы допускают отклонения от номинальных размеров между центрами до 2 мм, что обеспечи-

вает взаимозаменяемость. Конструкция приспособлена к требованиям массового производства.

Основные размерные данные крыла:  $l = 16,23$  м;  $S = 38,4$  м<sup>2</sup>;

$\lambda = 6,87$ ;  $\eta = 2,88$ ;  $c_k = 18,2$  %;  $c_{\text{конц}} = 11,2$  %;

$\psi = 4^\circ 16'$ ;  $l_3 = 52,6\% \frac{l}{2}$ ;  $b_3 = 24\% b$ ;  $l_n = 40,5\% \frac{l}{2}$ ;  $b_n = 15\% b$ .

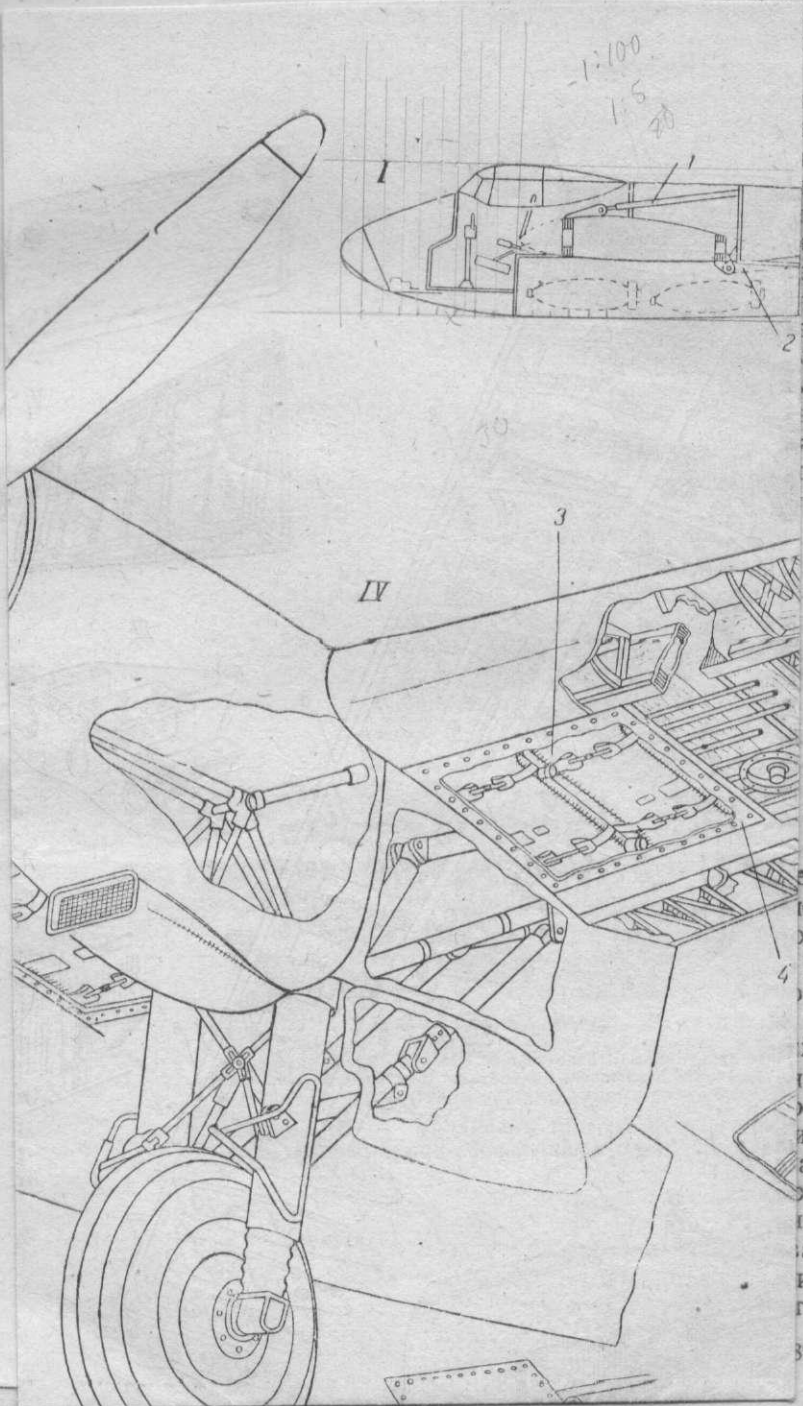
## § 5. ДВУХЛОНЖЕРОННОЕ КРЫЛО ДВУХМОТОРНОГО САМОЛЕТА Ju-88

Двухлонжеронное крыло бомбардировщика Ju-88 (фиг. 120) имеет разъемные стыки непосредственно у фюзеляжа. Особенность продольного набора — отсутствие стрингеров. Кроме основных лонжеронов 1 и 2 имеются носовая 3 и хвостовая 4 балки (фиг. 120-I и II), а также два профиля 5 в носовой части. Строительная высота лонжеронов меньше, чем высота крыла, на удвоенную высоту полок нервюр, составляющую 60 мм (фиг. 120-III). Передняя и задняя кромки крыла имеют излом в плане, а лонжероны прямые, и, таким образом, положение их по хорде изменяется. В корне передний лонжерон помещен на 22,5% и задний на 62,2%, а на конце соответственно — 17,5 и 73,2% хорды.

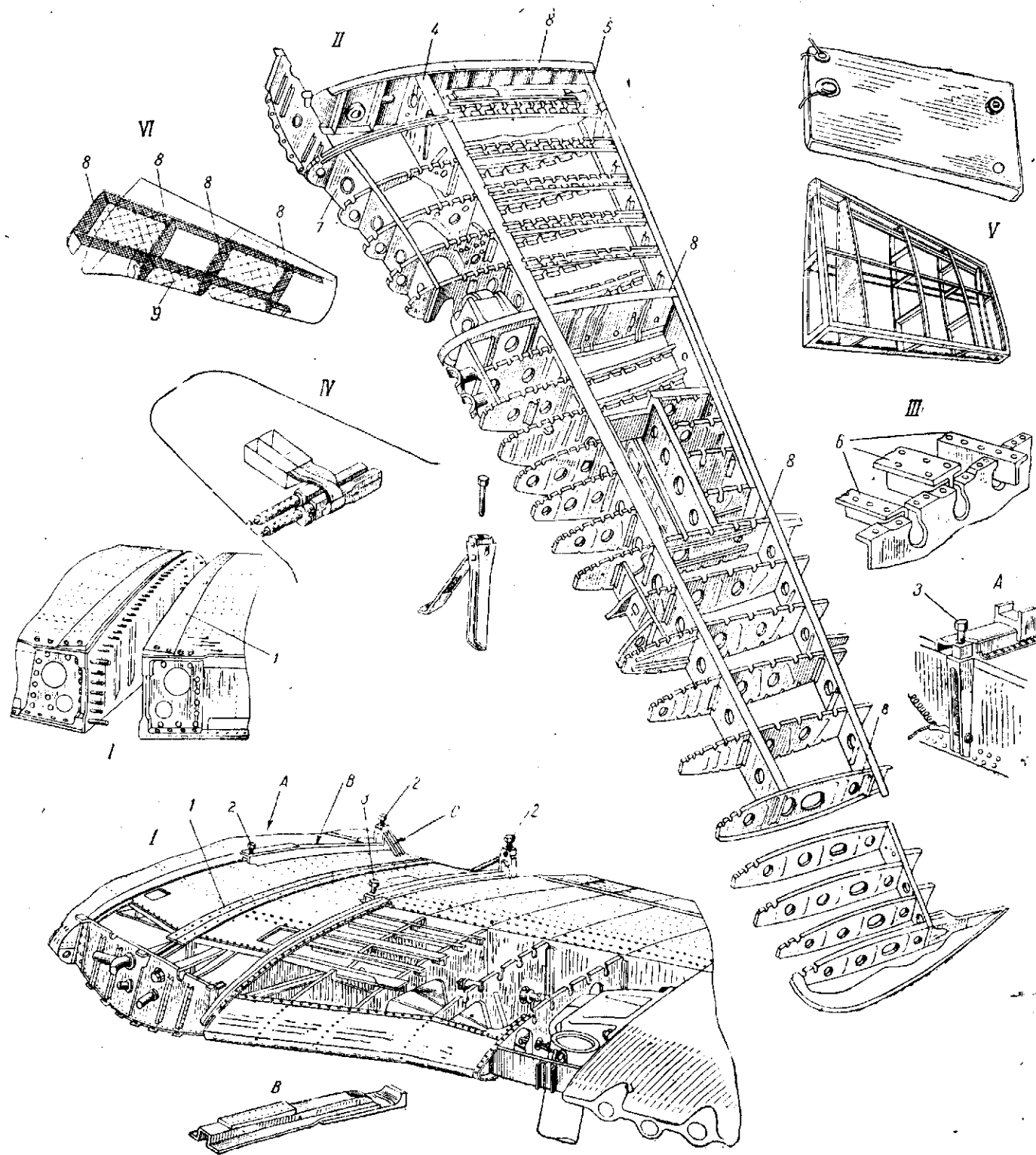
Поперечный набор состоит из семи усиленных нервюр *a, b, c, d, e, f, k* (фиг. 120-I и II) и ободов 6 в среднем через 135 мм. Пояса нервюр и обода проходят снаружи от полок лонжеронов без перерыва. Междулонжеронная часть стенок нервюр 8 сделана из гофра, а хвостовая и носовая — из листового материала. Обшивка к полкам лонжеронов непосредственно не крепится. На верхней поверхности имеется большое количество люков 7 для монтажа моторного оборудования, заливки бензина и масла в баки и для осмотра. Нижняя обшивка в большей части представляет собою съемные работающие панели (фиг. 120-I), отмеченные пунктиром по контуру и диагоналями. Начиная от мотора до концевой обтекателя, носовая обшивка подкреплена внутренним гофром 9 с волнами, направленными по хорде, доходящим до профилей 5 (фиг. 120-I, II). Между носком крыла и передней балкой 3 образуется канал, по которому проходит нагретый воздух для предупреждения обледенения. По каналам, образуемым гофром с наружной обшивкой, теплый воздух проходит в остальную часть крыла и подогревает механизмы управления.

В крыле, кроме моторов и шасси, находятся бензиновые баки — один емкостью 415 л между фюзеляжем и мотором и второй — емкостью 425 л за мотором. В моторном отсеке помещен масляный бак на 132 л. Очертания баков примерно совпадают с очертаниями первых трех силовых люков, находящихся между лонжеронами. Снизу между фюзеляжем и моторами имеются по два бомбодержателя для бомб, сбрасываемых при пикировании (фиг. 120-IV).

На крыле установлены элероны-закрылки 10, щелевые за-  
крылки 11 (фиг. 120-V) со щитками 12, закрывающими щель  
при нейтральном положении закрылков, а также перфориро-

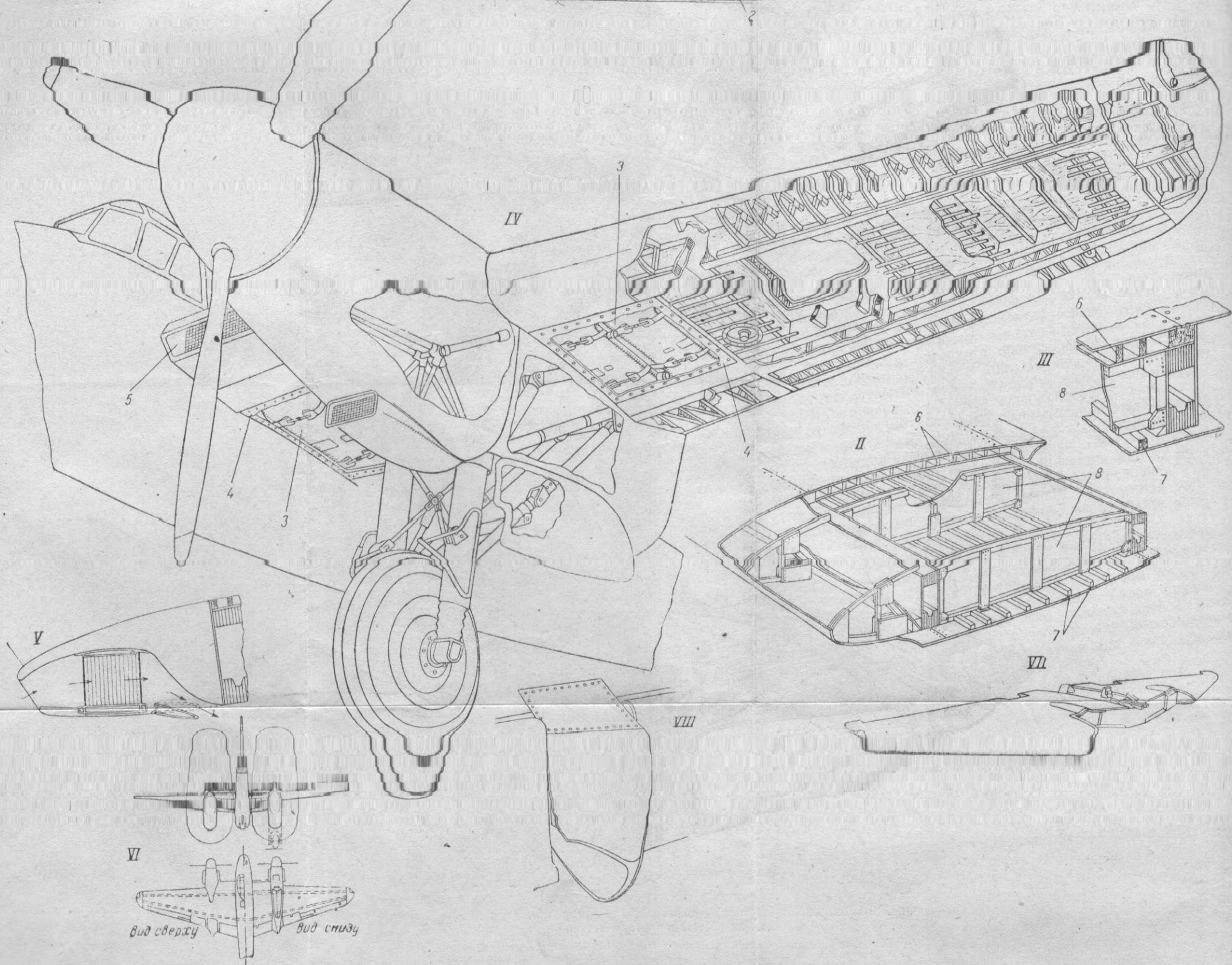


де  
и  
к-  
ю  
из  
й  
о  
е-  
с-  
т.  
з-  
т,  
т.  
н-  
а-  
и  
е-  
ю  
к  
х  
г-  
а-  
г-  
а  
и  
г-  
39



Фиг. 121. Компонировка двухлонжеронного моноблочного крыла одноместного истребителя „Мустанг“ (Норт-Американ).

I—схема узлов крепления крыла к фюзеляжу и стыка ОЧК; II—схема крыла; III—крепление стрингеров к нервюрам; IV—схема размещения пулеметов и патронных ящиков; V—мягкий бак и его каркас; VI—части крыла, работающие при передаче крутящего момента.



Фиг. 122. Компонировочная схема двухмоторного бомбардировщика-истребителя DH-98 „Москито“ (Де-Хэвилленд).

I—схема стыковых узлов крыла с фюзеляжем; II—III—конструкция крыла; IV—вид крыла снизу; V—сечение по радиаторам; VI—форма крыла в плане и в виде спереди; VII—общий вид крыла; VIII—хвостовая часть мотогондолы и перерыв закрылков.

ваает взаимозаменяемость. Конструкция приспособлена к требо-  
ваниям М

Основ

... 38,4 м²;

$$\psi = 4^{\circ}16'$$

Д в у  
Ju-88

фюзеля  
стринге  
вая 3  
филя  
меньш  
вюр, с  
кромк  
таким  
перед  
на ко

П

с. d.

Пояс

без

лана

риал

питс

люк

зин

ше

(фи

На

под

по

но

то

де

к

Г

Б

В

М

С

С

С

С

С

С

С

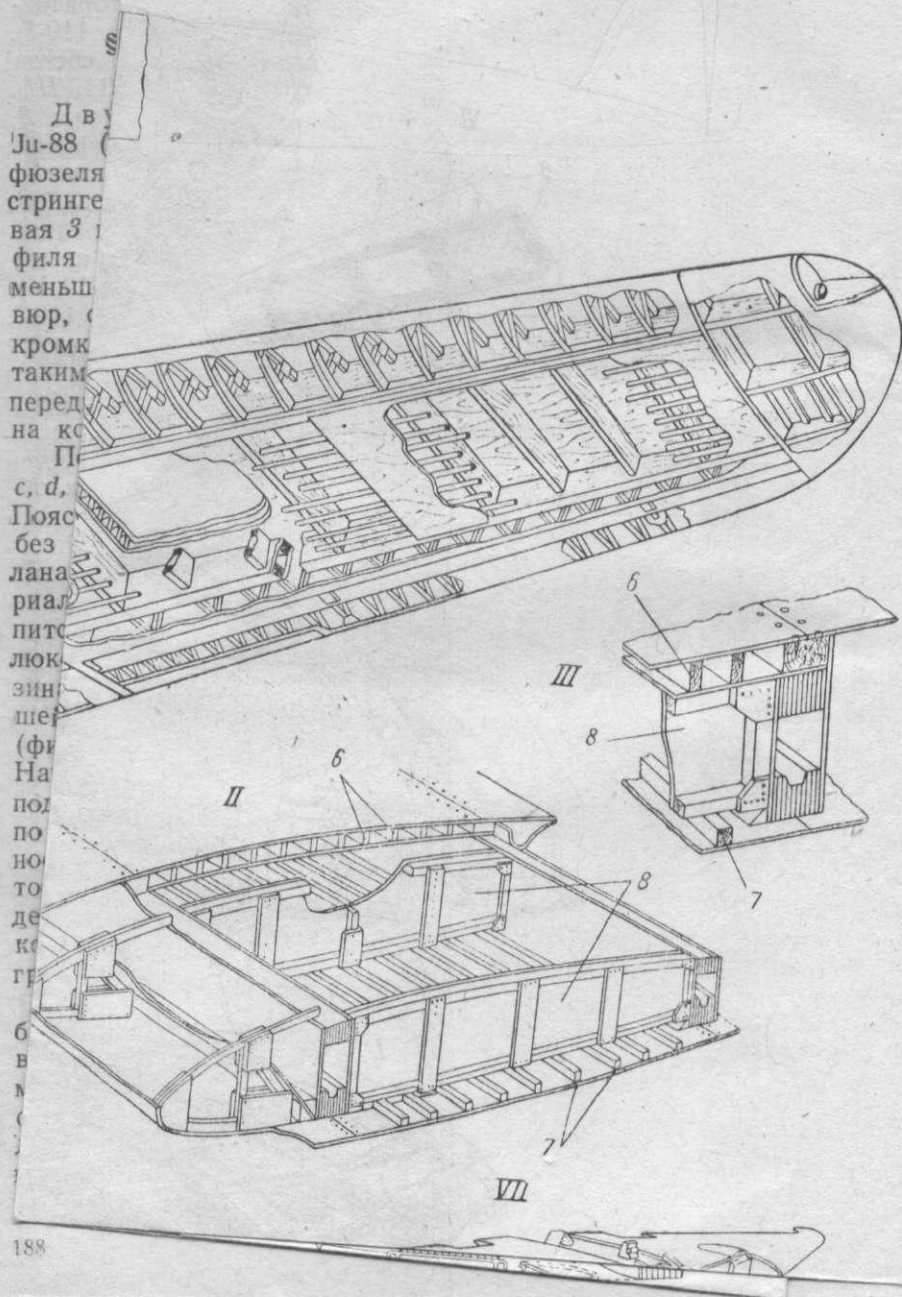
С

С

С

С

С



На крыле установлены элероны-закрылки 10, щелевые за-  
крылки 11 (фиг. 120-V) со щитками 12, закрывающими щель  
в центральном положении закрылков, а также перфориро-  
ванные тормозные щитки 13 (фиг. 120-VI и I). Швартовочное  
крепление 14 состоит из скоб, в нормальном положении  
углубленных в углубления обшивки (фиг. 120-VII).

Большое количество съемных панелей на нижней поверх-  
ности, а также люков сверху и снизу представляет удобство  
для изготовления крыла. Хвостовая часть крыла состоит из  
пяти съемных отсеков 15, 16, 17, 18, 19, крепящихся к задней  
балке болтами 20 (фиг. 120-I и II). Крыло хорошо разработано  
в технологическом отношении. Принят ряд мер для уменьше-  
ния сопротивления — закрывающиеся щели у закрылков, не-  
разрезные пояса нервюр, обеспечивающие плавность профиля.  
В то же время применена наружная подвеска бомб, тормоз-  
ные решетки выступают из очертаний профиля. Простые меры,  
примененные для борьбы с обледенением, весьма эффективны.  
Уменьшение высоты лонжерона, проходящего внутри усилен-  
ных нервюр и ободов, между их поясами, несколько перетя-  
жило лонжероны. Вес отъемных частей крыла с закрылками  
и элеронами без баков и механизма тормозных щитков  $G_{\text{очк}} =$   
 $= 1505$  кг.

$$\frac{G_{\text{очк}}}{G} = \frac{1505}{10350} \approx 0,145;$$

$$p_{\text{очк}} = \frac{G_{\text{очк}}}{S_{\text{очк}}} = \frac{1505}{47,5} = 31,7 \text{ кг/м}^2.$$

Размерные данные:  $\lambda = 6,44$ ;  $\tau_1 = 2,27$ ;  $c_k = 16,2$ ;

$c_{\text{конц}} = 0,12$ ;  $c_{\text{ср}} = 0,149$ ;  $\psi = 6^\circ$ .

## § 6. МОНОБЛОЧНОЕ КРЫЛО ОДНОМЕСТНОГО ОДНОМОТОРНОГО ИСТРЕБИТЕЛЯ „МУСТАНГ“

Крыло одноместного одномоторного истре-  
бителя «Мустанг» (Норт-Америкен Р-51-А10) делится по  
размаху только на две части со стыком 1 по контуру в пло-  
скости симметрии самолета (фиг. 121-I). Крепление крыла к  
фюзеляжу осуществлено четырьмя болтами 2 и 3, работаю-  
щими на осевые силы.

Продольный набор (фиг. 121-II) состоит из двух основных  
лонжеронов 4 и 5 швеллерного сечения, ряда мощных стрин-  
геров 6 (фиг. 121-III) уголкового и таврового сечения и до-  
полнительного лонжерона 7 в корне носовой части, компен-  
сирующего вырез для шасси. Поперечный набор каждого крыла  
состоит из четырех усиленных 8 и остальных нормальных нерв-  
юр. Кроме шасси, убирающегося в корневую часть перед лон-  
жероном 4, в крыле с каждой стороны размещены по два  
крупнокалиберных пулемета (фиг. 121-IV) и бензиновые баки  
(фиг. 121-V). Вместо двух крупнокалиберных пулеметов имеет-

ся вариант установки двух мелкокалиберных и одного крупнокалиберного пулемета, а также двух пушек калибра 20 мм. Предусмотрена подвеска под крыльями двух сбрасываемых баков или двух бомб по 226 кг.

Механизация крыла состоит из закрылков. Элероны имеют весовую и осевую аэродинамическую компенсацию. Правый элерон снабжен сервокомпенсатором, а левый — триммером.

Прямая, соединяющая 25% хорд, перпендикулярна плоскости симметрии крыла. Профиль крыла ламинаризованный с максимальной относительной толщиной, расположенной приблизительно на  $\frac{2}{3}$  хорды в концах крыла и на большей части его размаха. Сужение крыла  $\eta=2,0$ . Концы крыла имеют очень незначительные закругления. Максимальный размах крыла находится на прямой, проходящей через 25% хорд. Угол заклинивания крыла в корне около  $+1^\circ$ . Угол поперечного  $V_{\phi}=5^\circ$ .

Конструкция моноблочного крыла, наиболее выгодная в отношении использования материала и живучести, у одноместных истребителей встречается весьма редко. Препятствием к распространению моноблока для одномоторных одноместных истребителей является трудность компенсации вырезов для шасси, вооружения и баков. Кроме того, весьма серьезные конструктивные и технологические затруднения возникают в случае применения стандартного деления крыла по размаху на центроплан и ОЧК, требуемого соображениями эксплуатации и транспортировки. Устройство двух стыков моноблочного крыла усложняет и утяжеляет конструкцию.

В данном случае большая часть затруднений, связанных с применением моноблочного крыла, устранена весьма удачно.

Деление крыла по размаху только на две части сводит к минимуму затруднения, связанные с устройством стыков. Установка целого неразрезного крыла была бы менее рациональна по производственным, эксплуатационным и транспортным соображениям. Обшивка центральной части крыла проходит через фюзеляж и уменьшает его высоту и полезный объем.

Для компенсации вырезов стрингеров в месте установки пулеметной батареи и патронных ящиков основные лонжероны усилены, а вырез нижней обшивки и стрингеров в желобах и куполах шасси компенсирован дополнительным лонжероном 7. Под баками вырезы закрываются работающими люками.

Передача кручения от концевой части крыла к корню, через пулеметный отсек, происходит через усиленные нервюры 8 и работающий носок крыла 9 (фиг. 121-VI). Из работы на кручение, кроме пулеметного отсека, исключается также носок корневой части крыла в месте уборки шасси.

Поворот относительно оси ствола позволил, несмотря на тонкое крыло, полностью поместить в нем крупнокалиберные пулеметы.

Вследствие малого сужения, формы профиля и концов крыла в плане самолет обладает хорошей поперечной устойчивостью и управляемостью.

#### § 7. МОНОБЛОЧНОЕ КРЫЛО ДВУХМОТОРНОГО ИСТРЕБИТЕЛЯ-БОМБАРДИРОВЩИКА „МОСКИТО“

Неразрезное деревянное крыло самолета «Москито» (Де-Хэвилленд) по типу конструкции представляет двухлонжеронный моноблок (фиг. 122). Междулонжеронная часть крыла проходит через фюзеляж (фиг. 122-I) и крепится сверху двумя узлами, установленными на концах наклонных брусьев 1, усиливающих фюзеляж в месте наибольшего выреза, и снизу двумя узлами, установленными на заднем лонжероне, к брусу 2, связанному со шпангоутами. Брусья 1 и 2 воспринимают сосредоточенную нагрузку от узлов крыла и распределяют ее на стенки и шпангоуты фюзеляжа. После установки крыла снизу накладывают съемные панели боковых стенок фюзеляжа. Сверху стенки фюзеляжа скреплены с крылом большим количеством болтов.

В междулонжеронной части крыла верхняя сжатая обшивка двойная с заполнением из стрингеров 6 (фиг. 122-II и III), предназначенных для восприятия сжимающих усилий и для повышения устойчивости обшивки. Обшивка нижней части крыла, работающая в нормальном полете на растяжение, одинарная с подкреплением из стрингеров 7 (фиг. 122-II и III).

В междулонжеронной части в местах выреза нижней обшивки для бензиновых баков 3 (фиг. 122-IV) установлены работающие люки 4. Люки состоят из двойной обшивки с заполнением из бальзы и крепятся к лонжеронам и нервюрам шурупами по всему контуру. Поперечный набор крыла состоит из балочных нервюр 8 (фиг. 122-II и III).

В носовой части крыла между фюзеляжем и моторами размещены масляные и водяные радиаторы 5 (фиг. 122-IV и V). С каждой стороны крыла в общем туннеле установлено по одному масляному и одному водяному радиатору. Для создания плавности каналов туннелей радиаторов, установленных перед передним лонжероном, хорда крыла на участке между моторами увеличена (фиг. 122-V и VI).

Элероны имеют дуралюминовый каркас и обшивку, а закрывки — полностью деревянные.

Крыло неразрезное по размаху (фиг. 122-VII) и, несмотря на моноблочную конструкцию, просто в производстве, так как изготовлено из дерева. Носок крыла собирают отдельно и присоединяют после установки проводки.

Основные соображения фирмы Де-Хэвилленд при выборе дерева в качестве материала для крыла и большей части самолета сводятся к следующему: 1) обеспечение плавности и хорошей отделки наружных поверхностей; 2) возможность производства на заводах, не работающих на оборону; 3) ускорение

постройки опытного самолета (самолет поступил на снабжение через 22 мес. после начала проектирования); 4) возможность привлечения к оборонной работе специалистов, ставших почти ненужными при массовом металлическом самолетостроении, — столяров и рабочих мебельных фабрик; 5) плавучесть (самолет может держаться на воде длительное время); 6) легкость ремонта.

Конструкция крыла оригинальна и позволяет использовать все положительные качества дерева. Неразрезное деревянное крыло, имеющее существенные недостатки в отношении эксплуатации и производства, позволяет получить значительную экономию в весе.

## § 8. ВЫВОДЫ

Критерием совершенства конструкции крыла является отношение нагрузки на квадратный метр  $p$  к весу квадратного метра крыла  $P_{кр}$ , выражаемое коэффициентом  $k = \frac{p}{P_{кр}}$  На вес

крыла, кроме полетного веса  $G$  и  $n$ , влияют  $\lambda$ ,  $\eta$ ,  $P$ ,  $S$  и  $\eta_n$ . Эти же параметры оказывают значительное влияние и на аэродинамические данные крыла. Задача конструктора заключается в выборе наивыгоднейших соотношений и величин параметров, позволяющих получить прочное, легкое и жесткое крыло, удовлетворяющее в то же время тактическим требованиям. Задача усложняется тем, что для размещения вооружения, оборудования, убирающегося шасси, баков, радиаторов и их туннелей в крыле приходится делать вырезы обшивки или перерезать часть работающих элементов продольного и поперечного набора.

Для упрощения производства, удобства эксплуатации и транспортировки приходится делать в крыле технологические и эксплуатационные разъемы. Технологические разъемы, продуманные в начале разработки проекта, мало или совершенно не утяжеляют конструкцию. Эксплуатационные разъемы утяжеляют конструкцию, а для таких материалов, как дерево, вызывают значительные конструктивные затруднения. В зависимости от материала необходимо выбирать и тип конструкции, позволяющий наилучшим образом использовать положительные особенности материала.

Хорошо скомпенованное крыло, так же как и самолет в целом, отличается малым перемещением центра тяжести в полете. Поэтому расходуемые в полете грузы, находящиеся в крыле, необходимо размещать таким образом, чтобы их центры тяжести находились возможно ближе к поперечной оси, проходящей через центр тяжести самолета. Размещение расходуемых и нерасходуемых грузов, так же как и силовых элементов крыла и управления, необходимо делать, кроме того, с учетом влияния их положения на вибрационные характеристики крыла.

Сопротивление системы жидкостного охлаждения моторов составляет значительную часть от общего сопротивления и увеличивается при повышении мощности и относительно возрастает при понижении общего сопротивления самолета от улучшения формы и уменьшения трения при тщательной внешней отделке.

Для уменьшения сопротивления системы охлаждения радиаторы устанавливают внутри крыла. Правильно спроектированные туннели крыльевых радиаторов имеют существенное преимущество по сравнению с расположенными в фюзеляже. Поток входит в крыльевой туннель с полным запасом энергии, в то время как при расположении туннеля в фюзеляже скоростной напор уменьшается вследствие сопротивления частей, находящихся перед радиатором. При неудачном расположении входных и выходных отверстий туннеля, а также входных отверстий всасывающих патрубков возможно не только увеличение сопротивления, но и потеря подъемной силы.

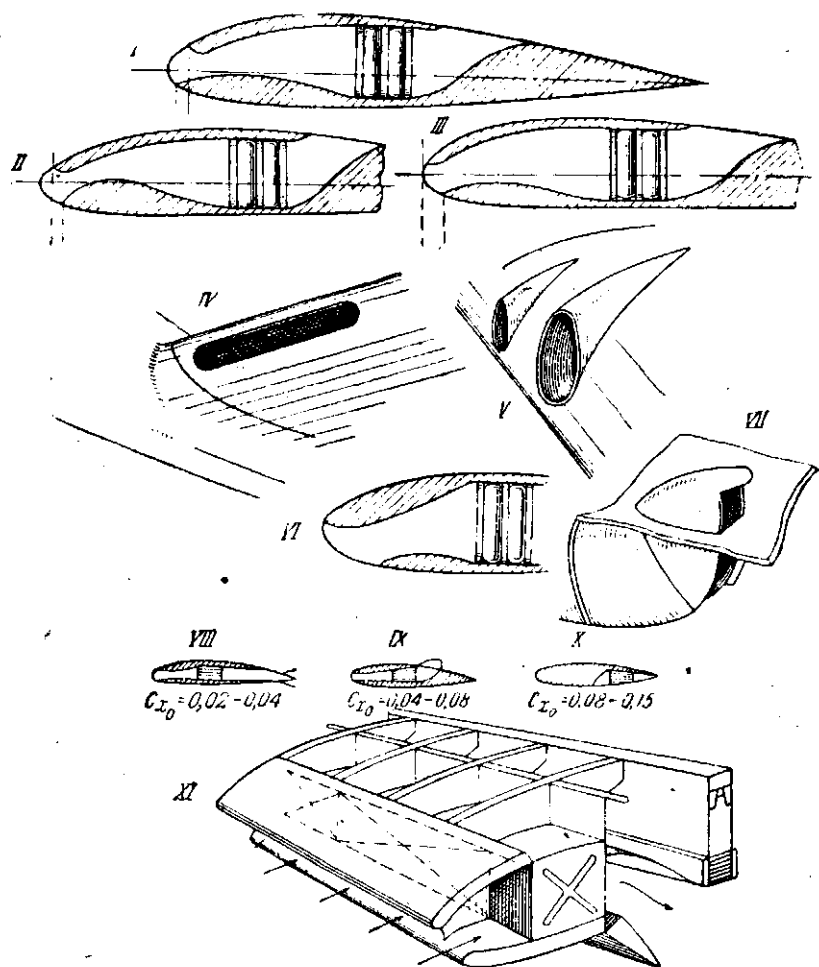
Исследования, проведенные в ЦАГИ, показывают, что подъемная сила крыла уменьшается при перемещении входного отверстия с нижней поверхности крыла на верхнюю (фиг. 123-*I, II, III*). Наибольшая потеря подъемной силы соответствует входным отверстиям *V* с выступающей верхней кромкой из контура крыла.

Для устранения потери  $c_y$  входное отверстие необходимо располагать в такой зоне носка крыла, где на летных режимах сохраняется положительное статическое давление (фиг. 123-*III, IV, XI*). Высота входного отверстия не должна превосходить 3—4%  $b$ , и его необходимо растягивать по размаху крыла (фиг. 123-*IV, XI*). При высоком входном отверстии и правильном положении верхней кромки нижнюю кромку приходится сильно смещать назад (фиг. 123-*VI*). Такая форма входного отверстия вызывает торможение потока на режиме  $V_{\max}$  и отрыв его на верхней стенке входной части туннеля.

Площадь входа в туннель не следует делать менее 32—35% фронтальной площади радиатора. Профиль входной части туннеля должен обеспечить постоянство градиента давления.

Расположенные на верхней поверхности крыла заслонки или жалюзи (фиг. 123-*I, II, III*) при полном открытии образуют срыв потока и изменяют балансировку самолета. Для восстановления балансировки при открытии заслонок приходится изменять положение триммеров рулей высоты, а при несимметричном открытии заслонок правого и левого радиаторов, кроме того, еще триммеров элеронов и рулей направления. Срыв потока может вызвать вибрацию хвостового оперения типа бафтинг. Вследствие указанных соображений не рекомендуется делать выходное отверстие туннеля на верхней поверхности крыла. При отсутствии возможности устройства выхода на нижней поверхности рекомендуется применять заслонки типа ЦАГИ (фиг. 123-*VII*).

Единственное достоинство заслонок, расположенных на верхней поверхности, заключается в повышении расхода воздуха с увеличением угла атаки, выгодное для высотных самолетов.



Фиг. 123. Схемы туннелей крыльевых радиаторов.

Коэффициенты внешнего лобового сопротивления типовых туннельных крыльевых радиаторов указаны на фиг. 123-VIII, IX, X.

**Вес крыла.** Формулы для определения веса крыла составлены двумя методами. Большинство формул выведено на основании обработки статистических данных крыльев определенных конструкций и материала. Эти формулы дают хорошие результаты при определении веса крыльев, аналогичных про-

тотипам, но менее удовлетворительны для крыльев другой конструкции и материала. При выводе статистических формул приходится пользоваться существующими крыльями, в большинстве случаев уже устаревшей конструкции. Эти формулы не отражают перспективных тенденций. В большинстве формул не учитываются все факторы, влияющие на вес крыла.

Формулы второго типа дают аналитическое решение и связывают большее или меньшее количество основных параметров, влияющих на вес крыла. К таким формулам относится формула, выведенная П. М. Знаменским и имеющая следующий вид:

1. Вес основных дуралюминовых лонжеронов со стыковыми узлами:

$$G_1 = \frac{2,28}{10^5} G l n_A^p \frac{(1+\eta) \left(1 - \sqrt{\frac{p}{G l}}\right)^{k-1} (0,45 + 0,55 l)}{\eta^k \left(\bar{c}_k - \frac{0,04}{b_k}\right)} + \\ + \frac{9,65\eta}{(1+\eta)} \frac{G}{p} \left(\bar{c}_k + \frac{\bar{c}_{\text{конц}}}{\eta}\right) [\kappa_2],$$

где  $k = \frac{2+\eta}{1+0,37\eta}$ .

Для лонжерона со стальными полками коэффициент 2,28 необходимо умножить на 0,76.

Вес стыковых узлов в этой формуле оценен в 15% веса лонжерона.

2. Вес вспомогательного лонжерона составляет из весов стенки, полок, стоек и усиления под кронштейны элеронов и закрылков:

$$G_2 = \frac{2,1\eta}{(1+\eta)} \frac{G}{p} \left(\bar{c}_k + \frac{\bar{c}_{\text{конц}}}{\eta}\right) + l [\kappa_2].$$

3. Вес лонжеронов закрылков и элеронов<sup>1</sup>

$$G_3 = \frac{4,2\eta}{(1+\eta)} \frac{G}{p} \left(\bar{c}_k + \frac{\bar{c}_{\text{конц}}}{\eta}\right) [\kappa_2].$$

4. Вес стрингеров<sup>1</sup>

$$G_4 = 1,14 \frac{G}{100} [\kappa_2].$$

5. Вес обшивки<sup>1</sup>

$$G_5 = 3,43 \frac{G}{100} [\kappa_2].$$

6. Вес нормальных нервюр<sup>1</sup>

$$G_6 = \frac{4,35}{(1+\eta)^2} [\bar{c}_k \eta (1+2\eta) + (2+\eta) \bar{c}_{\text{конц}}] \frac{G}{p} \sqrt{\frac{G}{p l}} [\kappa_2].$$

<sup>1</sup> Дуралюмин.

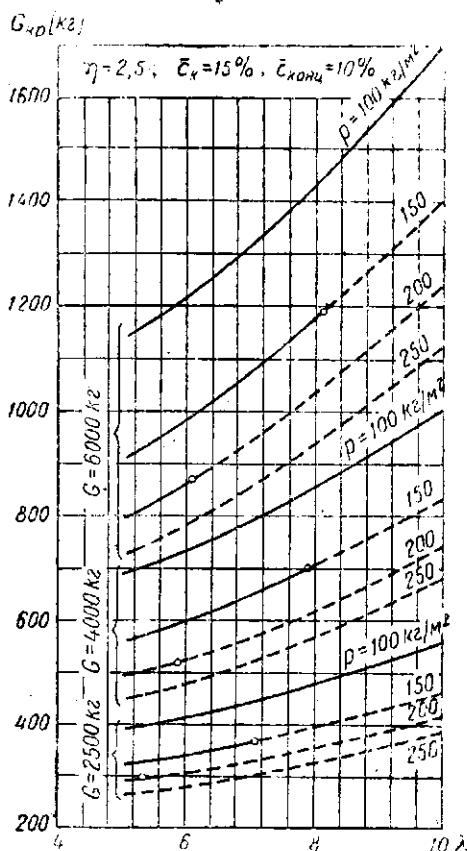
# 7. Вес усиленных первюр

$$G_7 = \frac{100\eta}{(1+\eta)^2} \left[ c_k \eta - 2 \sqrt{\frac{p}{G\lambda}} (2c_k \eta - c_k - c_{\text{конц}}) \right] \frac{G}{p\lambda} [\text{кг}].$$

# 8. Вес прочих деталей

$$G_8 = 0,015 G [\text{кг}].$$

Наибольшее влияние на вес крыла оказывают  $p$  и  $\lambda$ . При увеличении  $p$  вес крыла уменьшается, а при увеличении  $\lambda$  — увеличивается.



Фиг. 124. Вес крыльев для самолетов с весом  $G = 2500$ , 4000 и 6000 кг в зависимости от  $\lambda$  при  $\eta = 2,5$ ;  $c_k = 15\%$ ;  $c_{\text{конц}} = 10\%$ ;  $n_A^p = 13$  (по Знаменскому).

При увеличении  $c_k$  вес лонжерона  $G$ , уменьшается, а вес первюр и вспомогательных лонжеронов увеличивается. В результате  $G_{кр}$  понижается незначительно.

На основании приведенных формул построен график (фиг. 124) изменения веса крыльев самолетов с полетными

весами  $G=6000, 4000$  и  $2500$  кг при  $\eta=2,5$ ;  $\bar{c}_k=15\%$ ;  $\bar{c}_{\text{конц}}=10\%$  в зависимости от  $p$  и  $\lambda$ .

Как уже указывалось ранее, основным ограничением для увеличения  $p$  является уборка колес. Необходимая для уборки колес различных размеров высота крыла  $c_{\text{потр}}$  выражается следующими соотношениями:

Размеры колес $D \times d, \text{ мм}$	500×150	600×180	650×200	700×220	750×250	800×260
$c_{\text{потр}}, \text{ мм}$	240	276	306	336	375	410

Раскладываемая высота  $c_{\text{рас}}$  крыла может быть выражена формулой:

$$c_{\text{рас}} = \frac{1,86\eta c_k}{1 + \eta} \sqrt{\frac{G}{p\lambda}} - 0,03 \text{ [м]}.$$

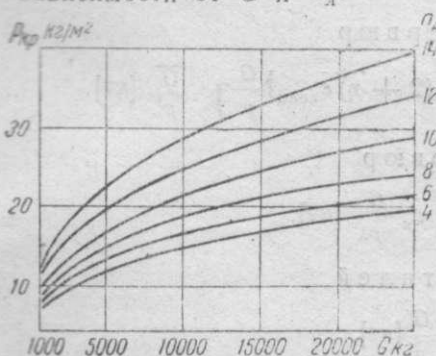
Убирающееся шасси возможно при

$$c_{\text{рас}} > c_{\text{потр}}.$$

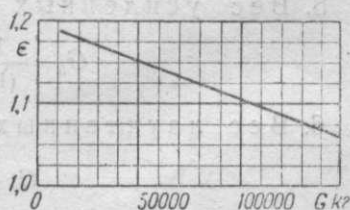
При заданном  $c_{\text{потр}}$  необходимая относительная толщина крыла в корне  $c_k$  определяется по формуле:

$$c_{k \text{ потр}} = \frac{(1 + \eta)(c_{\text{потр}} + 0,03)}{1,86\eta \sqrt{\frac{G}{p\lambda}}}.$$

На фиг. 125 приведен построенный на основании статистики график для определения веса квадратного метра крыла —  $p_{\text{кр}}$  в зависимости от  $G$  и  $n_A$ .



Фиг. 125. Вес  $1 \text{ м}^2$  крыла  $p_{\text{кр}}$  в зависимости от полетного веса  $G$  и  $n_A$ .



Фиг. 126. Зависимость  $e$  от  $G$ .

Для самолетов с полетным весом  $G=10-150$  тонн формулы веса крыла несколько отличаются от предыдущих. При выводе формул приняты следующие предпосылки: профили крыла безмоментные или с малыми моментами, бензи-

новые баки расположены в крыльях, расчетная перегрузка переменная и равная  $n_A^p = 8$  для полетного веса  $G = 10$  т и  $n_A^p = 5$  для  $G = 120$  т и выше; между  $G = 10$  т и  $G = 120$  т значение  $n_A^p$  изменяется по линейному закону, а для  $G > 120$  т остается постоянной  $n_A^p = 5$ .

Вес крыла представляет сумму весов следующих его частей:

1. Вес условного лонжерона крыла, воспринимающего весь изгибающий момент,

$$G_1 = \frac{0,9(1+\eta)n_A^p \varepsilon}{10^5 \eta k c_k} G \lambda \sqrt{\frac{G \lambda}{p}} + \frac{9,65 \eta G}{(1+\eta) d} \left( \bar{c}_k + \frac{c_{\text{конц}}}{\eta} \right) [\text{кг}],$$

где  $k = \frac{2 + \eta}{1 + 0,37 \eta}$ ;

$\varepsilon$  — коэффициент, учитывающий вес стыковых узлов (фиг. 126);

$G$  — полетный вес, кг.

2. Вес вспомогательных лонжеронов крыла и лонжеронов закрылков и элеронов

$$G_2 = \frac{6,3 \eta G}{(1+\eta) p} \left( c_k + \frac{c_{\text{конц}}}{\eta} \right) + \sqrt{\frac{G \lambda}{p}} [\text{кг}].$$

3. Вес обшивки и стрингеров

$$G_3 = \left( 60 + \frac{1,8}{10^3} G \right) \sqrt{\frac{G}{p}} [\text{кг}].$$

4. Вес нормальных нервю

$$G_4 = \frac{3,2}{(1+\eta)^2} [\bar{c}_k \eta (1+2\eta) + (2+\eta) c_{\text{конц}}] \frac{G}{p} \sqrt{\frac{G}{p \lambda}} [\text{кг}].$$

5. Вес усиленных нервю

$$G_5 = \frac{100 \eta^2}{(1+\eta)^2} \bar{c}_k \frac{G}{p \lambda} [\text{кг}].$$

6. Вес неучтенных деталей

$$G_6 = 3,4 \frac{G}{p} [\text{кг}].$$

На основании графиков, построенных для  $\eta = 2,5$ ;  $\bar{c}_k = 0,2$ ;  $c_{\text{конц}} = 0,1$ ;  $p = 150-200-300$  кг/м<sup>2</sup>;  $\lambda = 8$  и 12, можно сделать следующие выводы.

Относительный вес крыла  $\frac{G_{\text{кр}}}{G}$  увеличивается с увеличением  $G$ ; для одного и того же  $G$  и  $\lambda$  возрастает с уменьше-

нием  $p$ , при одних и тех же значениях  $G$  и  $p$  возрастает с увеличением  $\lambda$ .

Вес квадратного метра крыла возрастает с увеличением  $G$ ,  $p$  и  $\lambda$ .

Для однолонжеронного крыла со стальными полками, работающими с напряжением  $\sigma = 12\,000 \text{ кг/см}^2$ , потребное сечение полок выражается формулой:

$$F_{\max} = \frac{0,09}{10^4} \frac{(1 + \eta)}{\eta k c_k} G \lambda n_A^p [\text{см}^2].$$

В случае моноблочного крыла обшивка, работающая на участке, равном  $40\% b$ , при  $\sigma = 12\,000 \text{ кг/см}^2$ , должна иметь среднюю приведенную толщину, выражающуюся формулой:

$$\delta_{\text{пр}} = \frac{0,1125}{10^5} \left( \frac{1 + \eta}{\eta} \right)^2 \frac{n_A^p \lambda}{k c_k} \sqrt{G p \lambda} [\text{мм}].$$

Например, для самолета с  $G = 150 \text{ т}$   $\lambda = 12$ ;  $p = 300 \text{ кг/м}^2$ ;  $\eta = 2,5$ ;  $c_k = 0,2$ ;  $c_{\text{конц}} = 0,1$ ;  $\sigma = 12\,000 \text{ кг/см}^2$ ;  $F = 240 \text{ см}^2$  или квадрат  $155 \times 155 \text{ мм}$ ;  $\delta_{\text{пр}} = 6,6 \text{ мм}$  для стали или  $21 \text{ мм}$  для дюралюмина.

---

## ВТОРАЯ ЧАСТЬ

# ПРОЕКТИРОВАНИЕ ФЮЗЕЛЯЖА

---

### Глава I

#### АРХИТЕКТУРНЫЕ ФОРМЫ ФЮЗЕЛЯЖЕЙ

##### § 1. НАЗНАЧЕНИЕ, ТИПЫ ФЮЗЕЛЯЖЕЙ И ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К НИМ ТРЕБОВАНИЯ

В обычной схеме одномоторного самолета с тянущим винтом фюзеляж необходим для крепления хвостового оперения, мотора, хвостового или носового колеса (а иногда и стоек шасси), размещения экипажа, оборудования и вооружения. Конструкция подобного типа, которую будем называть монофюзеляжем, применяется и в многомоторных схемах с моторами, размещенными в крыльях.

Реже встречаются двухбалочные самолеты, имеющие гондолу для размещения экипажа, вооружения, оборудования и мотора, и две балки, к которым крепят хвостовое оперение. Иногда в передней части балок размещают вооружение.

В двух- и многомоторных самолетах балки являются продолжением капотов мотора и, кроме крепления хвостового оперения, служат для размещения радиаторов, баков, а иногда и стрелков, защищающих заднюю полусферу. Подобные схемы называют двухфюзеляжными.

У больших самолетов типа «летающее крыло» фюзеляж может отсутствовать.

Независимо от типа, фюзеляж должен удовлетворять следующим требованиям:

1. Удобство размещения экипажа, пассажиров и грузов.
2. Минимальное затенение обзора и обстрела.
3. Обеспечение безопасности в полете и при посадке.
4. Живучесть.
5. Доступность установки и ремонта вооружения и оборудования.
6. Простота изготовления и ремонта.
7. Малое сопротивление формы и трения.
8. Достаточная прочность и жесткость при малом весе.

## § 2. ФОРМЫ ФЮЗЕЛЯЖЕЙ В ВИДЕ СБОКУ

### Монофюзеляжи

Форма носовой части монофюзеляжей у одномоторных самолетов зависит от типа мотора. Кроме чисто аэродинамических соображений (величина сопротивления, возникновение волнового кризиса), при выборе формы носа фюзеляжа необходимо добиваться возможно большего угла между горизонталью, проведенной через ось прицела или глаз пилота, и лучом зрения, касательным к капоту мотора в плоскости симметрии.

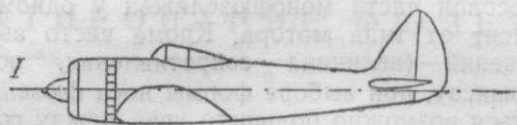
Звездообразные моторы воздушного охлаждения (фиг. 127-*I, II*) не дают хорошего решения этой задачи. Увеличение места фюзеляжа и подъем кабины (фиг. 127-*III, IV*) несколько увеличивают угол обзора. При моторе с удлиненным валом (фиг. 127-*V*) форма носа значительно лучше, однако, обзор без увеличения высоты кабины может и не улучшиться.

Перевернутые рядные моторы воздушного охлаждения позволяют увеличить угол обзора вперед, несмотря на увеличение длины мотора по сравнению с звездообразным. При смещении кабины назад (фиг. 127-*VI*) угол обзора уменьшается. Моторы жидкостного охлаждения V-образные с редуктором позволяют придать носовой части фюзеляжа в виде сбоку симметричную форму (фиг. 128-*I, II, III*). В большинстве случаев обводы носовой части фюзеляжа бывают испорчены радиаторами и заборными воздушными патрубками (фиг. 128-*IV, V, VI, VII, VIII, IX*). Установка мотора по середине фюзеляжа позволяет придать носовой части форму, удовлетворяющую всем требованиям (фиг. 128-*X*).

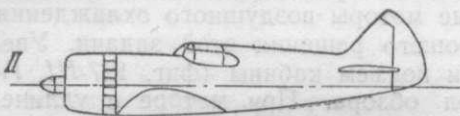
Второй отличительной особенностью фюзеляжей в виде сбоку является положение и форма кабины летчиков. При звездообразных моторах воздушного охлаждения кабина, как правило, находится в передней половине фюзеляжа (фиг. 127-*I, II, III, IV*) и ближе к центру тяжести, чем при моторах жидкостного охлаждения (фиг. 128-*I, III, V, VI, VII, VIII*). Смещение летчиков назад в самолетах с моторами жидкостного охлаждения вызвано большей длиной моторов, большим расстоянием от ЦТ мотора до противопожарной перегородки и большим весом самого мотора. Для получения требуемой центровки приходится сдвигать место летчика назад от ЦТ самолета, следствием чего являются ухудшение обзора и увеличение перегрузок, действующих на летчика в фигурном полете.

Мотор воздушного охлаждения с удлиненным валом (фиг. 127-*V*) ухудшает, а мотор жидкостного охлаждения при расположении в фюзеляже (фиг. 128-*X*) позволяет улучшить обзор из кабины.

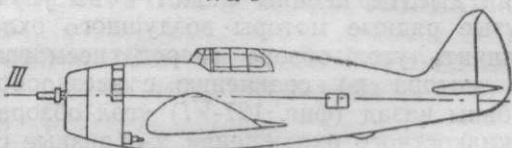
Кабины либо имеют вид надстройки над основными очертаниями фюзеляжа (фиг. 127-*I*, фиг. 128-*III, IX, X*) или же плавно переходят в хвостовую часть фюзеляжа (фиг. 127-*II, III, IV, V, VI*, фиг. 128-*I, II* и т. д.). Второй тип очертания кабины более распространен.



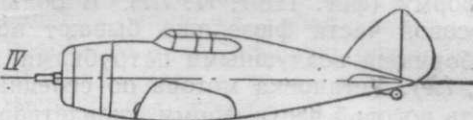
Накадзима S-01



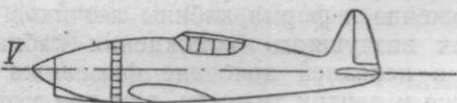
Ла-5



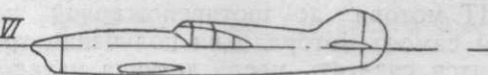
Рипаблик „Тандерболт“



Рипаблик „Лансер“



Валти „Вэнгард“ 61

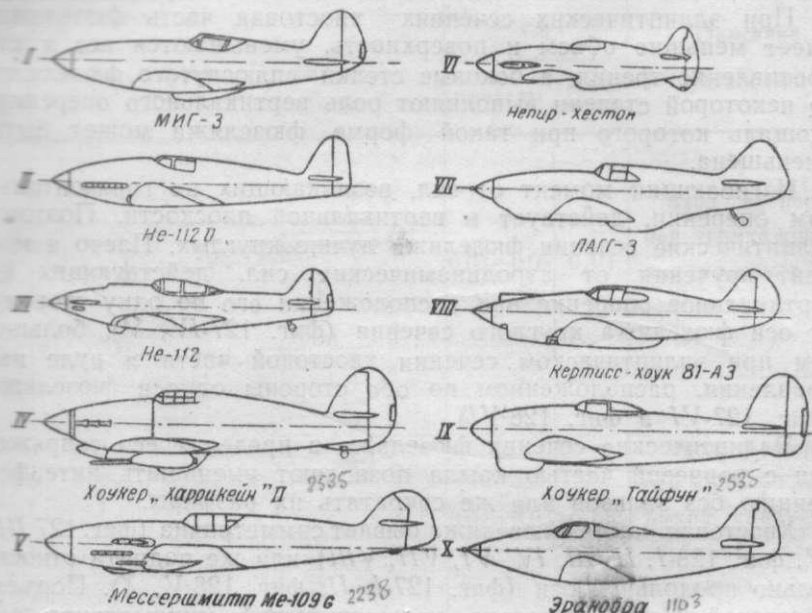


Кодрон C-710

Фиг. 127. Вид сбоку монофюзеляжей одноместных истребителей с мотором воздушного охлаждения.

I—Накадзима S-01; II—Ла-5; III—Рипаблик „Тандерболт“; IV—Рипаблик „Лансер“ P.43; V—Валти „Вэнгард“ 61; VI—Кодрон C-710.

При длинном обтекателе фонаря (фиг. 128-X) и плавном переходе его в очертания фюзеляжа сопротивление почти такое же, как и при фонаре второго типа. Если задняя часть фонаря кабины образует с верхним очертанием фюзеляжа угол (фиг. 127-I и 128-IX), то сопротивление возрастает. В фонарях **обоих типов** передняя стенка, по крайней мере на уровне оси оптического прицела, должна быть плоской во избежание ис-



Фиг. 128. Вид сбоку монофюзеляжей одноместных истребителей с мотором жидкостного охлаждения.

I—МиГ-3; II—He-112U; III—He-112; IV—Хоукер „Харрикейн“ II; V—Мессершmitt Me-109G; VI—Нэпир-Хестон; VII—ЛАГГ-3; VIII—Кертисс „Хук“ 81-A3; IX—Хоукер „Тайфун“; X—Белл „Эракобра“.

кажений. Фонари должны обеспечивать возможно больший угол обзора в горизонтальной плоскости как вперед, так и назад.

Третья характерная особенность боковой проекции фюзеляжа — форма хвостовой части. При звездообразных моторах круглые сечения иногда применяют не только в передней, но и в хвостовой части фюзеляжа, имеющего в этом случае форму, близкую к телу вращения (фиг. 127-IV, V). Вертикальное оперение располагают на верхней части фюзеляжа и над горизонтальным оперением. Чаше круглые сечения носовой части плавно переходят в эллиптические, а хвостовая часть — в вертикальное оперение (фиг. 127-I, II).

При рядных моторах воздушного охлаждения (фиг. 127-VI) и моторах жидкостного охлаждения (фиг. 128) фюзеляж, как правило, имеет по всей длине эллиптические или овальные

сечения, а хвостовая часть плавно переходит в вертикальное оперение.

При круглых сечениях хвостовой части фюзеляжа база крепления стабилизатора больше и построение очертания фюзеляжа проще, чем при овальных. Однако, достоинств у фюзеляжей с круглыми поперечными сечениями по всей длине все же значительно меньше, чем недостатков.

При эллиптических сечениях хвостовая часть фюзеляжа имеет меньшие объем и поверхность, уменьшаются вес и сопротивление трения, а боковые стенки сплюснутого фюзеляжа до некоторой степени выполняют роль вертикального оперения, площадь которого при такой форме фюзеляжа может быть уменьшена.

Изгибающий момент от сил, возникающих на горизонтальном оперении, действует в вертикальной плоскости. Поэтому эллиптические сечения фюзеляжа лучше круглых. Плечо и момент кручения от аэродинамических сил, действующих на вертикальное оперение при расположении его по одну сторону от оси фюзеляжа круглого сечения (фиг. 127-IV, V), больше, чем при эллиптическом сечении хвостовой части и руле направления, расположенном по обе стороны от оси фюзеляжа (фиг. 127-VI и фиг. 128-VI).

Эллиптические сечения фюзеляжа в пределах его сопряжения с корневой частью крыла позволяют уменьшить интерференцию без зализов или же сократить их размеры.

Хвостовая часть фюзеляжа бывает симметрична (фиг. 127 III, IV, фиг. 128-I, II, III, IV, VI, VII, VIII) или же поднята относительно продольной оси (фиг. 127-I, II, фиг. 128-V, X). Подъем хвостовой части, несколько увеличивающий минимальное сопротивление фюзеляжа, вызывается необходимостью получения требуемого стояночного угла при минимальной высоте шасси. При максимально допустимом подъеме верхнее очертание хвостовой части параллельно оси фюзеляжа (фиг. 127-II, фиг. 128-X).

На контур боковой проекции фюзеляжей весьма существенно влияют капоты моторов воздушного охлаждения, радиаторы, всасывающие патрубки и т. п.

Радиаторные установки характеризуются коэффициентом внешнего лобового сопротивления

$$C_{x_0} = \frac{X_0}{\frac{\rho V_{\max}^2}{2} F_p},$$

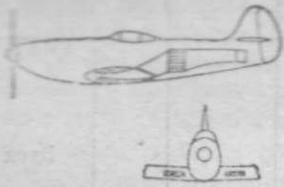
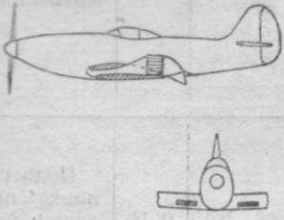
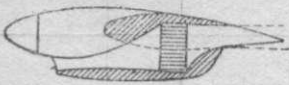
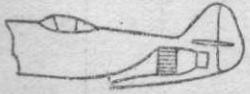
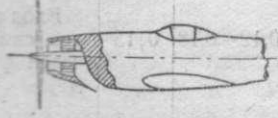
где  $F_p$  — фронтовая площадь радиатора;  
 $X_0$  — лобовое сопротивление радиатора.

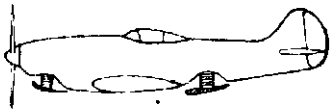
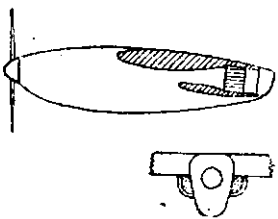
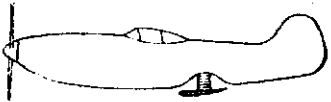
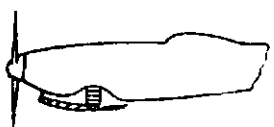
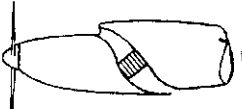
Внутреннее сопротивление радиатора и капота мало или даже отрицательно вследствие нагрева воздуха. Коэффициент  $C_{x_0}$  внешнего лобового сопротивления радиаторных установок

одного и того же типа изменяется в некоторых пределах в зависимости от форм носка туннеля, его сопряжения с фюзеляжем или крылом, входа и выхода (табл. 7).

Таблица 7

Коэффициенты внешнего лобового сопротивления радиаторных установок

№ по порядку	Схема установок	$C_{x0}$		Описание установок
		пределы	среднее значен.	
1		0,03—0,05	0,04	Вход в передней кромке крыла, выход в хвосте фюзеляжа
2		0,04—0,06	0,05	Вход в передней кромке крыла, выход снизу по середине длины фюзеляжа
3		0,04—0,07	0,055	Вход под носом гондолы, выход в задней кромке крыла
4		0,04—0,10	0,070	Вход снизу хвостовой части фюзеляжа, выход в хвосте
5		0,05—0,10	0,075	Лобовая установка, выход под фюзеляжем

№ по пор.	Схема установок	$c_{x0}$		Описание установок
		пределы	среднее значен.	
6		0,06—0,10	0,08	Подвесная установка под фюзеляжем за туннелем маслорадиатора
7		0,06—0,12	0,09	Вход по бокам, выход в хвосте мотогондолы
8		0,08—0,12	0,10	Подвесная установка под фюзеляжем без туннеля маслорадиатора впереди
9		0,08—0,15	0,12	Подвесная установка в носовой части фюзеляжа
10		0,12—0,18	0,15	Вход сверху, выход снизу носовой части фюзеляжа

Наименьшее сопротивление имеют радиатор и туннели, расположенные внутри контуров фюзеляжа, gondoly или крыла (1, 2, 3, 4).

Наибольшие величины  $c_{x0}$  — у подвесных радиаторов и туннелей, полностью или частично выступающих из очертаний самолета. Большое углубление радиатора в фюзеляж или крыло, несмотря на уменьшение внешнего сопротивления, имеет ряд отрицательных сторон: уменьшение полезного объема, потери напора в туннеле, увеличение внутреннего сопротивления на максимальной скорости и ухудшение охлаждения при подъеме. При сдвиге туннеля радиатора к носовой части фюзеляжа  $c_{x0}$  увеличивается, но лобовая установка 5 имеет  $c_{x0}$  меньший, чем туннель, сдвинутый к носу фюзеляжа 9. Радиаторные установки по бокам фюзеляжа, а также имеющие вход с одной и выход с другой стороны фюзеляжа имеют наибольшие значения  $c_{x0}$ , так как искажают обтекание с двух сторон вверх и вниз. Внешние очертания туннеля не должны вызывать нарушения плавности внешних форм фюзеляжа.

Для избежания срывов потока при максимально открытом выходе не рекомендуется располагать туннели на верхней поверхности фюзеляжа и в зализах. При толкающих винтах, для улучшения охлаждения при рулежке и взлете, выходное отверстие необходимо располагать возможно ближе к плоскости вращения и в зоне рабочей части винта.

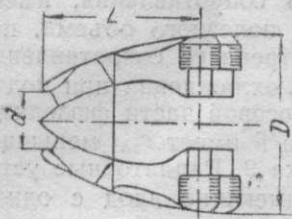
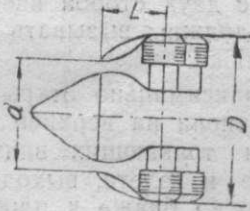
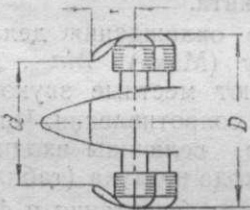
Оценку капотов моторов воздушного охлаждения делают по величине критического числа Берстоу (Маха)  $Ma_{кр}$ , при котором на поверхности капота возникают местные звуковые скорости, вызывающие резкое увеличение сопротивления. Число  $Ma_{кр}$  зависит от длины и формы капота, величины входного отверстия и до некоторой степени — от расхода воздуха (табл. 8).

В монофюзеляжах двухместных самолетов очертания и форму носовой части выбирают, стремясь обеспечить наилучший обзор в плоскости симметрии, наименьшее сопротивление и затягивание волнового кризиса. Присутствие стрелка позволяет, не нарушая центровки, сместить сиденье летчика вперед по сравнению с одномоторным одноместным самолетом и увеличить угол обзора (фиг. 129-I, II, III). В двухмоторных самолетах кабину летчика помещают непосредственно в носовой части фюзеляжа (фиг. 129-V, VI) или за пулеметной батареей (фиг. 129-IV). Обзор в первом случае (фиг. 129-V, VI) можно считать идеальным, во втором случае (фиг. 129-IV) обзор вперед хуже, чем в первом (фиг. 129-V, VI), но значительно лучше, чем при расположении мотора в носовой части фюзеляжа (фиг. 129-I, II, III).

Для улучшения обзора и обстрела задней полусферы кабину часто делают в виде надстройки над основной формой фюзеляжа (фиг. 129-I, III, IV, V) и реже вписывают заднюю часть кабины в очертания фюзеляжа (фиг. 129-II).

Таблица 8

Зависимость критической скорости полета от формы капота

Схема капотов	$V_{кр}, \text{ км/час}$ $H, \text{ м}$	Описание капота
	$\frac{850-900}{5000}$	Вход на носке Удлиненный вал Вентилятор при рулежке и взлете, $d = (0,4-0,5) D^*$
	$\frac{700-750}{5000}$	Кольцевой вход малой площади, $d = (0,55-0,65) D^*$
	$\frac{450-550}{5000}$	Кольцевой вход большой площади, $d = (0,60-0,80) D$ $\frac{L}{D} = 0,2-0,3$

\* При  $Ma_{\text{полета}} = 0,7$ 

$$\frac{L}{D} = 0,9$$

 $Ma_{\text{полета}} = 0,65$ 

$$\frac{L}{D} = 0,55$$

 $Ma_{\text{полета}} = 0,62$ 

$$\frac{L}{D} = 0,40$$

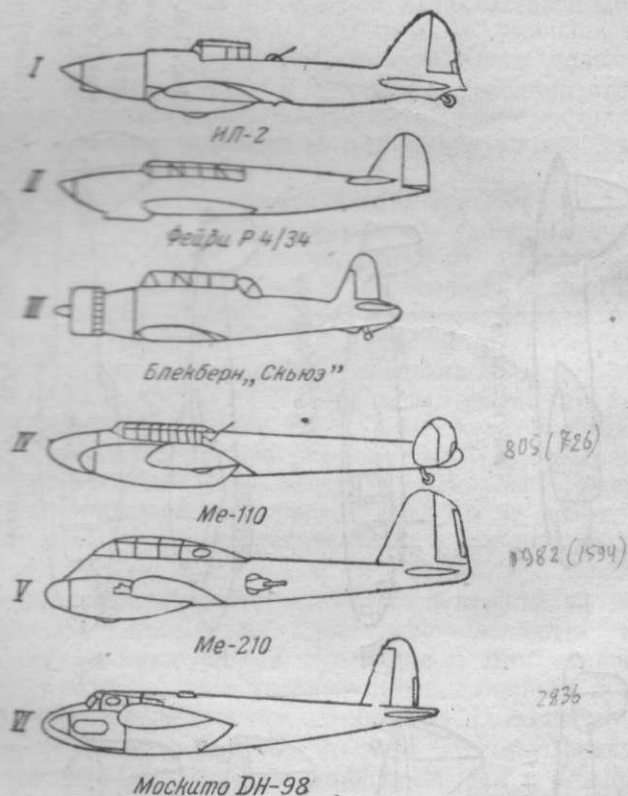
 $Ma_{\text{полета}} = 0,50$ 

$$\frac{L}{D} = 0,25$$

Передняя кромка капота должна быть не ближе 50 мм к плоскости вращения задней кромки винта.

Обзор и обстрел задней полусферы улучшают, применяя разнесенное вертикальное оперение (фиг. 129-IV) вместо центрального (фиг. 129-I, III, V), у которого площадь и высота приблизительно в два раза больше, чем у каждой из шайб разнесенного оперения. Хотя мертвый конус, создаваемый цен-

трапециевидным оперением, несколько меньше суммы двух конусов, обтекающихся за шайбами, тем не менее при центральном оперении значительно труднее защищаться от атаки сзади. При центральном оперении истребитель противника укрывается в большом конусе, а при разнесенном оперении атака долж-

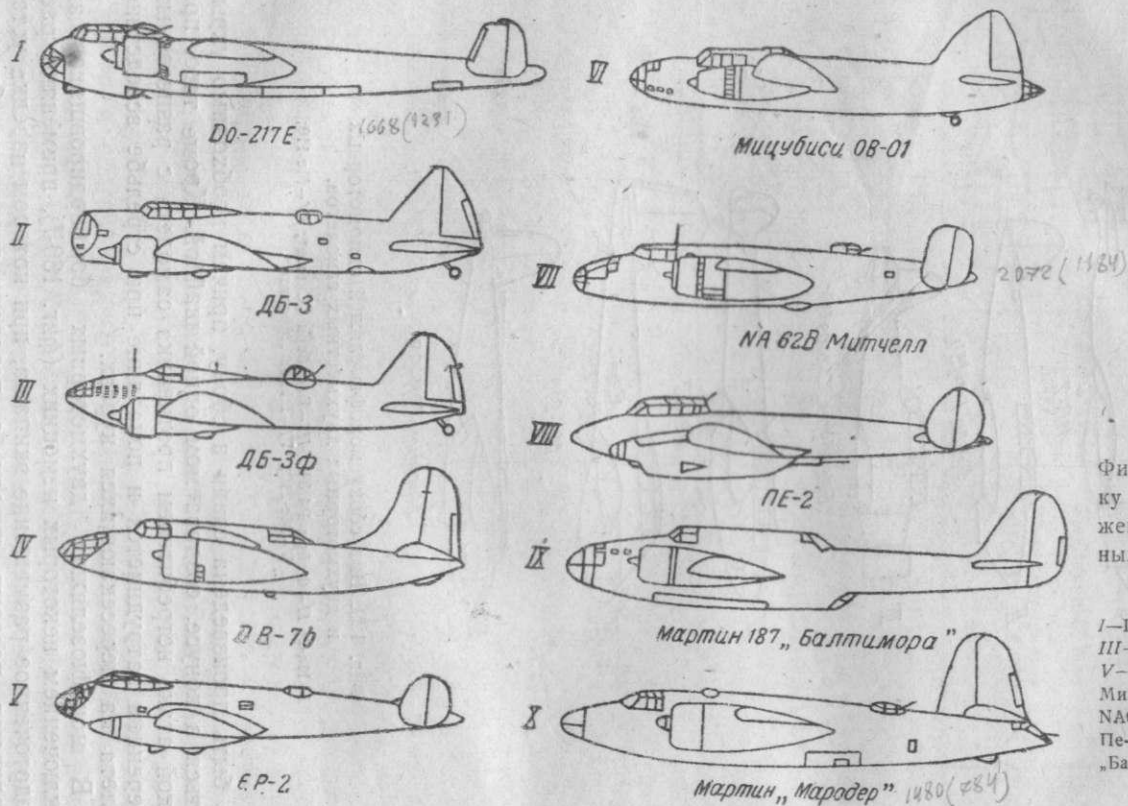


Фиг. 129. Вид сбоку монофюзеляжей одномоторных и двухмоторных двухместных самолетов.

I—Ил-2; II—Фейри Р4/34; III—Блекберн „Скьюз“; IV—Ме-110; V—Ме-210; VI—DH-98 „Москито“.

на быть произведена сзади и сбоку, причем необходимо укрываться в конусе, создаваемом одной шайбой. Кроме того, при такой атаке истребителем противника самолета с разнесенным оперением затрудняется и попадание при стрельбе вследствие пересечения курсов.

В монофюзеляжах двухмоторных бомбардировщиков, за исключением некоторых немецких (фиг. 130-I), применяют распределенное размещение экипажа, при котором изредка устанавливают носовые турели с поворачивающимися башнями (фиг. 130-II), имеющими форму эллипсоида вращения или



Фиг. 130. Вид сбоку монофюзеляжей двухмоторных бомбардировщиков.

I—Do-217E; II—ДБ-3; III—ДБ-3Ф; IV—ДБ-7b; V—Ер-2; VI—ОВ-01 Мицубиси; VII—NA62В Митчелл; VIII—Пе-2; IX—Мартин 187 „Балтимора“; X—Мартин „Мародер“.

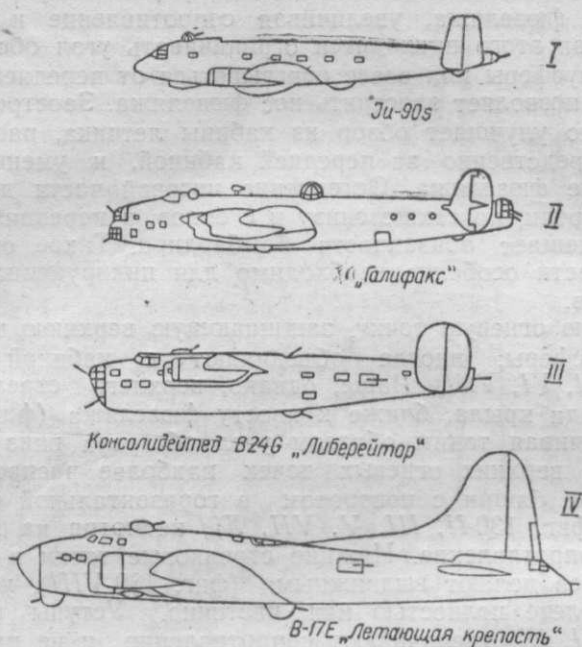
Носовая башня, однако, ухудшает форму перед-  
фюзеляжа, увеличивая сопротивление и ухудшая  
за этого приходится ограничивать угол обстрела пе-  
реды или вовсе отказываться от передней огневой  
точкой заострить нос фюзеляжа. Заостренный нос  
уменьшает обзор из кабины летчика, расположен-  
ной за передней кабиной, и уменьшает со-  
противление. Остекление носовой части делают не  
только снизу и с боков, и передний стрелок  
занятости бомбардира. Такое остекление  
носовой части необходимо для пикирующих бомбар-  
дировщиков.

Верхнюю огневую точку, защищающую верхнюю часть зад-  
ней полусферы, иногда объединяют с кабиной летчика  
(фиг. 130-I, VI, VIII). Чаще, однако, верхнего стрелка поме-  
щают на крыле, ближе к хвосту фюзеляжа (фиг. 130-IV,  
VII). Нижняя таким образом угол обстрела вниз и в сто-  
рону верхних огневых точек наиболее распространены  
на башнях с поворотом в горизонтальной плоскости  
(фиг. 130-II, III, V, VII, X), несмотря на их значи-  
тельное сопротивление. Нижние стрелковые точки в большин-  
стве делают выдвижными (фиг. 130-VIII), убирающи-  
ми в полете полностью или частично. Уступы фюзеляжа  
(фиг. 130-I, IX) увеличивают сопротивление и не имеют пре-  
имущества перед выдвижными установками в отношении углов  
обстрела.

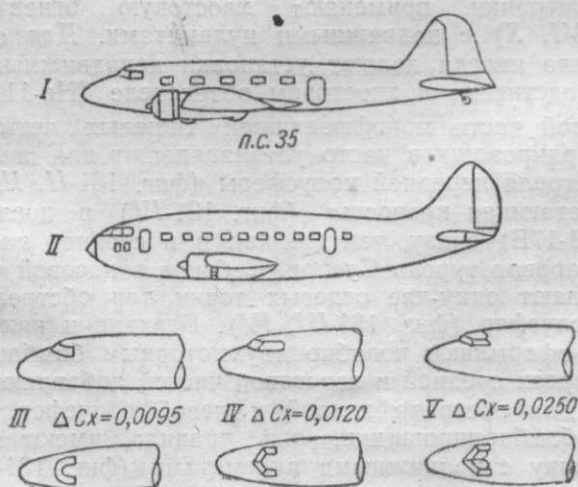
Весьма редко, преимущественно при центральном верти-  
кальном оперении, применяют хвостовую огневую точку  
(фиг. 130-VI, X) с подвижными пулеметами. Для отражения  
атаки с тыла иногда делают установки неподвижных пулеме-  
тов непосредственно в хвостовом обтекателе (He-III).

В носовой части монофюзеляжей тяжелых четырехмотор-  
ных бомбардировщиков часто устанавливают две огневые точ-  
ки для обстрела передней полусферы (фиг. 131-II, III). На са-  
молете «Летающая крепость» (фиг. 131-IV) в последних ва-  
риантах (B-17E) снизу, так же как и в средней части, уста-  
навливают шаровую турель Сперри. С боков в носовой части фю-  
зеляжа делают одну-две огневых точки для обстрела правой  
и левой полусфер (фиг. 131-III, IV). Верхние и нижние огне-  
вые точки оформляют подобно двухмоторным бомбардировщи-  
кам. На бортах средней и хвостовой частей добавляют боковые  
установки для обстрела правой и левой полусфер. Четырех-  
моторные бомбардировщики, как правило, имеют хвостовую  
огневую точку с подвижными пулеметами (фиг. 131-I, II, III).

Несмотря на значительное расстояние хвостовой башни  
от АТ, условия работы заднего стрелка удовлетворительны,  
так как действующие на него перегрузки значительно меньше,  
чем в двухмоторных бомбардировщиках, отличающихся боль-  
шей маневренностью.



Фиг. 131. Вид сбоку монофюзеляжей тяжелых четырехмоторных бомбардировщиков.  
I—Ju-90S; II—Хендли Пейдж „Галифакс“; III—„Либерејтор“ В-24G; IV—„Летающая крепость“ В-17Е.



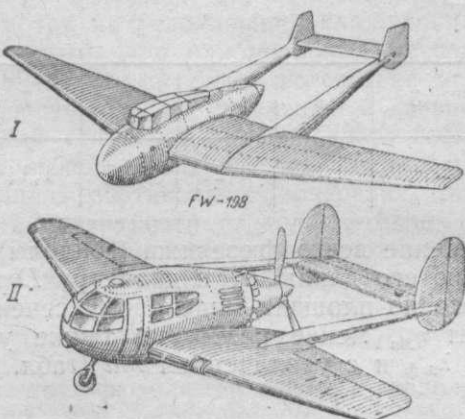
Фиг. 132. Вид сбоку монофюзеляжей двух- и многомоторных пассажирских самолетов.  
I—П. С. 35; II—Кертисс „Коммандо“.

В тяжелых бомбардировщиках безусловно необходим сферический обстрел для обеспечения самозащиты, так как истребители не всегда могут сопровождать бомбардировщики при дальних рейсах. Установка большого количества огневых точек не оказывает значительного влияния на форму фюзеляжа тяжелых самолетов.

Форма носа фюзеляжей пассажирских самолетов должна обеспечивать наилучший обзор передней полусферы. Ввиду отсутствия огневых точек фюзеляжи этих самолетов имеют хорошую форму. Кроме наиболее распространенного типа фонаря, несколько нарушающего плавность очертаний (фиг. 132-I, III, IV, V), применяют остекление кабин, вписанное в контуры фюзеляжа (фиг. 132-II).

### Двухбалочные самолеты

В двухбалочных самолетах экипаж, пассажиры и мотор помещаются в гондole со сравнительно малым удлинением и, следовательно, повышенным сопротивлением формы (фиг. 133).



Фиг. 133. Двухбалочные самолеты.  
I—FW-198; II—пассажирский самолет (проект).

Коэффициент лобового сопротивления фюзеляжа или гондолы двухбалочного фюзеляжа, отнесенный к площади миделя гондолы  $S_{м.ф}$ :

$$c_{xф} = c_{xf} \eta_c \cdot \eta_{ма} \frac{F_{ф}}{S_{м.ф}} + \Delta c_{xф} + \frac{\Sigma c_{x над} \cdot S_{м.над}}{S_{м.ф}},$$

где  $F_{ф}$  — поверхность фюзеляжа<sup>1</sup>  $= (F_{ф.б} + F_{ф.пл}) \left( 2 + \frac{F_{ф.пл}}{F_{ф.б}} \right)$ ;

$F_{ф.б}$  — площадь боковой проекции фюзеляжа<sup>1</sup>;

$F_{ф.пл}$  — площадь проекции фюзеляжа<sup>1</sup> в плане;

$c_{xf}$  — коэффициент трения плоской пластинки;

<sup>1</sup> Или гондолы.

- $\Delta c_{x\phi}$  — увеличение коэффициента сопротивления вследствие изменения формы носовой части (установка мотора и надстроек, мидель которых трудно выделить из габаритов фюзеляжа, гондолы);
- $c_{x\text{ над}}$  — коэффициент лобового сопротивления надстроек, площадь миделя которых  $S_{\text{м. над}}$  легко выделить из миделя фюзеляжа (гондолы);
- $\eta_c$  — коэффициент перехода от коэффициента трения пластинки к коэффициенту сопротивления фюзеляжа (гондолы);
- $S_{\text{м. ф}}$  — мидель фюзеляжа (гондолы);
- $S_{\text{м. над}}$  — мидель надстройки;
- $\eta_{\text{Ма}}$  — коэффициент, учитывающий влияние числа Маха
- $$\text{Ma} = \frac{V_{\text{max}}}{a};$$

При определении поверхности фюзеляжа или мотогондолы учитывают только поверхность, обдуваемую воздухом (за вычетом поверхности, находящейся внутри крыла).

Коэффициент  $\eta_c$  резко увеличивается с уменьшением  $\lambda_\phi$  (табл. 9).

Таблица 9

$\lambda_\phi$	2,5	3	4	5	6	7	8	9
$\eta_c$	1,8	1,56	1,35	1,24	1,17	1,14	1,12	1,1

$\lambda_\phi$  — удлинение всего фюзеляжа (гондолы), равное отношению его длины  $L_\phi$  к диаметру  $D$  круга, равновеликого по площади миделевому сечению;

Коэффициент  $\eta_{\text{Ма}}$  менее резко, но также увеличивается с уменьшением  $\lambda_{\text{н. ф}}$  и с увеличением  $\text{Ma}$  (табл. 10)

Таблица 10

$\lambda_{\text{н. ф}}$	2,5	3	4	5	6	7	8
$\eta_{\text{Ма}}$ при $\text{Ma}=0,5$	1,05	1,048	1,037	1,028	1,020	1,008	1,00
$\eta_{\text{Ма}}$ при $\text{Ma}=0,6$	1,110	1,10	1,080	1,065	1,048	1,032	1,015

$\lambda_{\text{н. ф}}$  — удлинение носовой части фюзеляжа (гондолы), равное отношению длины носовой части  $L_{\text{н. ф}}$  (до миделевого сечения) к  $r_{\text{н}}$  — радиусу круга, равновеликого по площади миделю фюзеляжа (гондолы).

Удлинение монофюзеляжа одноместного истребителя колеблется в пределах  $\lambda_\phi = 6,0 \div 7,0$ ; коэффициент  $\eta_c$  гондолы с  $\lambda_r = 3$  при двухбалочном самолете больше, чем у фюзеляжа,

13—57%. При одних и тех же величинах скорости, удлинение носовой части и миделя первый член формулы, выражающей  $C_{x\phi}$ .

$$C_{x\phi} \eta_{\phi} \cdot \eta_{Ma} \frac{F_{\phi}}{S_{м.ф}}$$

моторного фюзеляжа, так как поверхность гондолы меньше на 40÷50%, а  $\eta_{\phi}$  больше на 33÷37%. Однако к сопротивлению гондолы необходимо прибавить сопротивление двух балок. Преимущество двухбалочного самолета при толкающем винте заключается в отсутствии обдувки гондолы, балок и крыла.

Таким образом для уменьшения сопротивления двухбалочного самолета по сравнению с самолетом, имеющим монофюзеляж, необходимы большее удлинение гондолы, острая форма ее носа и малые сечения балок.

Улучшение обзора, возможность повышения мощности огня и увеличение скорости волнового кризиса на крыле делают двухбалочную схему выгодной для одноместных истребителей (фиг. 133-I), несмотря на усложнение охлаждения.

Преимущества схемы для одномоторных пассажирских самолетов (фиг. 133-II) сомнительны вследствие необходимости увеличения миделя гондолы по сравнению с военными самолетами и уменьшения удлинения носовой части гондолы.

При больших выносах гондолы перед крылом необходимо увеличивать площадь вертикального оперения, так как центр давления боковой поверхности гондолы и балок находится в более переднем положении, чем у монофюзеляжа, вследствие чего устойчивость пути понижается.

### Двухфюзеляжные самолеты

Сопротивление двух фюзеляжей вместе с гондолой (фиг. 134) безусловно больше, чем сопротивление монофюзеляжа. Недостаток двухфюзеляжной схемы по сравнению с двухбалочной заключается в увеличении сопротивления вследствие обдувки фюзеляжей, а также в ухудшении обзора в стороны.

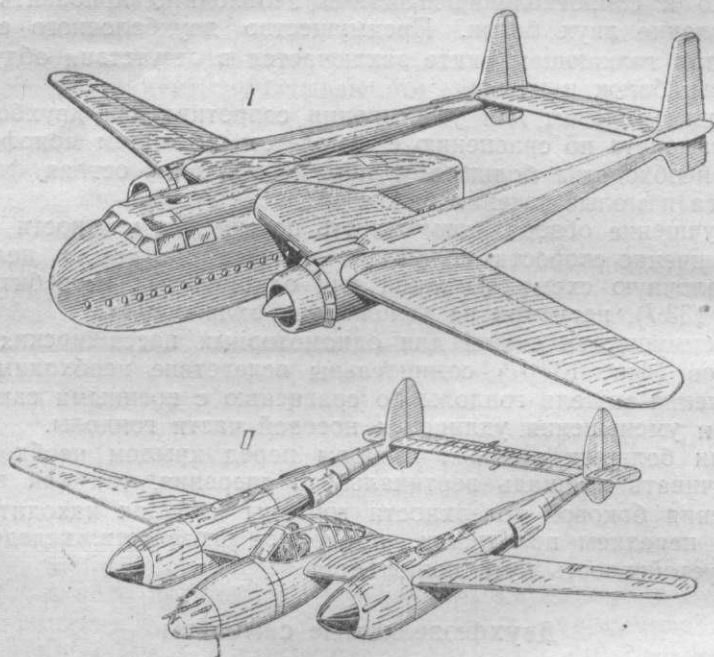
В применении к истребителям схема позволяет значительно увеличить количество неподвижного оружия (фиг. 134-II), которое можно установить в гондоле, на моторах и в крыльях.

Для пассажирских самолетов (фиг. 134-I) двухфюзеляжная схема рациональнее двухбалочной, так как устраняет неудобства, связанные с размещением моторов в гондоле. По сравнению с двухмоторной монофюзеляжной схемой возможно уменьшение сопротивления при замене двух моторных гондол фюзеляжами, имеющими большое удлинение. При двухфюзеляжных схемах, так же как при двухбалочных, необходимо применение шасси с носовым колесом, иначе неизбежны значительные перегрузки одного из фюзеляжей, если хвостовые ко-

леса установлены на обоих фюзеляжах, или перегрузки стабилизатора, если хвостовое колесо установлено на нем.

Монофюзеляжи современных грузовых самолетов неудобны для погрузки громоздких грузов. Наклон пола при шасси с хвостовым колесом неудобен для погрузки. Необходимы большие двери (фиг. 135-I, II), ослабляющие фюзеляж.

Длина большинства грузов, в особенности самоходных (автомашины, танки, орудия, тракторы), значительно превосхо-



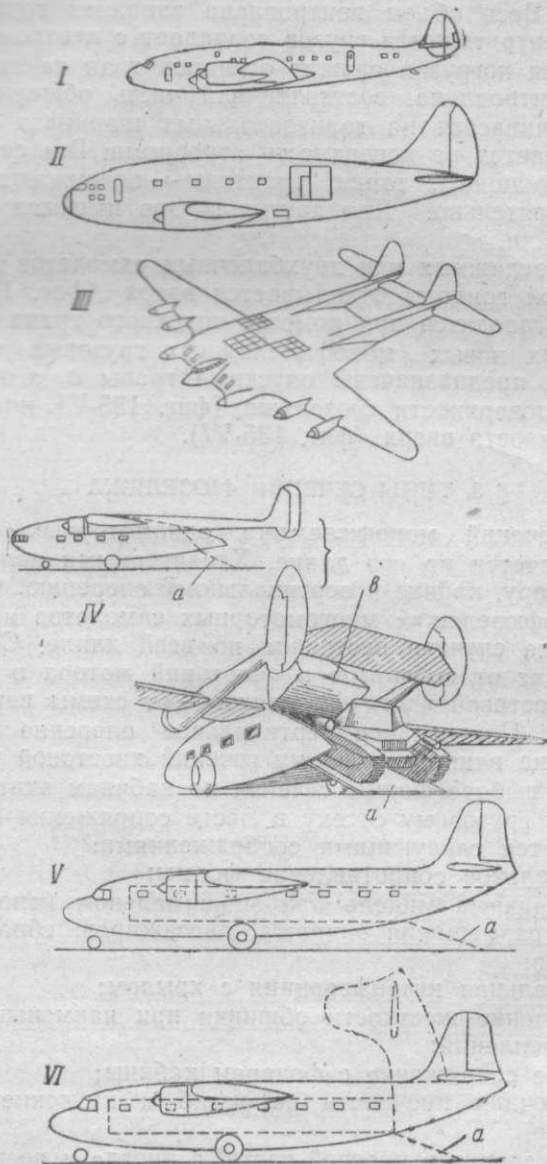
Фиг. 134. Двухфюзеляжные самолеты.

I—Фэрчайльд С-82; II—Локхид „Лайтнинг“.

дит их ширину и высоту. Для уменьшения ослабления фюзеляжа боковые двери делают возможно уже с таким расчетом, чтобы грузы, имеющие большую длину, проходили с разворотом под  $90^\circ$ . Поэтому значительная часть поперечного сечения фюзеляжа оказывается незаполненной.

При монофюзеляже хвостовая часть, составляющая приблизительно одну треть длины фюзеляжа, не может быть использована для перевозки грузов вследствие колебаний центровки при изменениях веса и положения грузов.

При разработке проектов новых грузовых самолетов следует предпочесть шасси с носовым колесом, позволяющее горизонтальным положением пола при стоянке облегчить перемещение грузов внутри фюзеляжа при загрузке. Наиболее пригодны для грузовых самолетов двухбалочные и двухфюзе-



Фиг. 135. Фюзеляжи грузовых самолетов.

I—Локхид „Констеллейшен“ С-69; II—Кертисс „Коммандо“; III—Бэдж (проект);  
IV—V—VI—проекты.

а—трап, б—откидная хвостовая часть гондолы.

ляжные схемы с верхним расположением крыла (фиг. 135-III, IV). В схеме III грузы помещаются в центроплане с увеличенной хордой. Весь объем центроплана заполнен грузами, так что общий центр тяжести грузов совпадает с центром тяжести самолета. Для погрузки служит откидной трап на нижней поверхности центроплана, составляющий часть обшивки крыла. Трап поворачивается на горизонтальных шарнирах и задней кромкой опирается на поверхность аэродрома. Все самоходные грузы — автомашины, танки, тракторы — погружаются в самолет самостоятельно. Для других грузов имеются специальные подъемники.

У двухфюзеляжных или двухбалочных самолетов хвостовая часть грузовой гондолы откидывается вверх (фиг. 135-IV), и погрузка производится при помощи опускаемого трапа *a*.

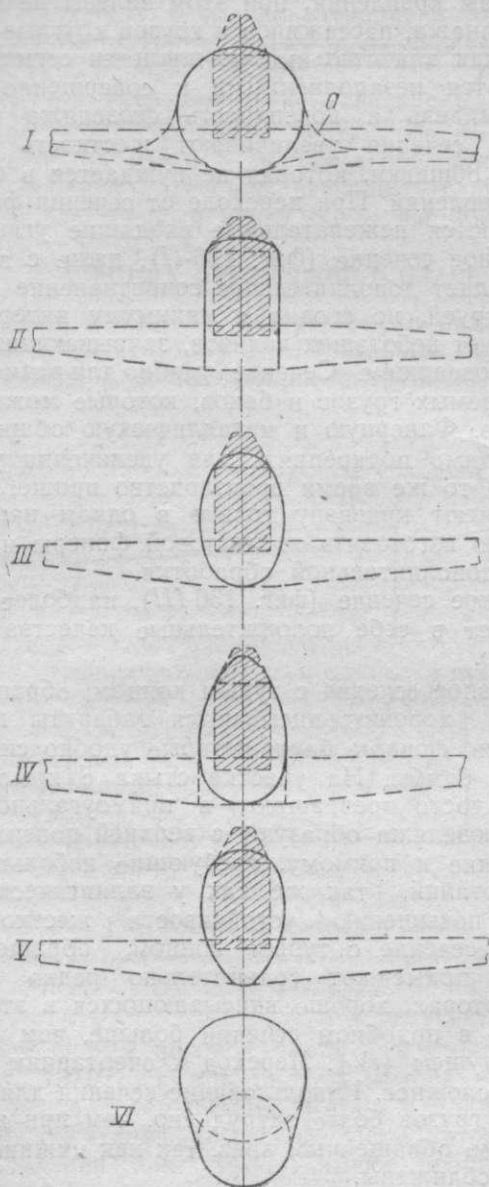
В проектах новых монофюзеляжных грузовых самолетов для погрузки предназначены опускаемые трапы *a*, а также вырез нижней поверхности фюзеляжа (фиг. 135-V) или откидывание всего хвоста вверх (фиг. 135-VI).

### § 3. ТИПЫ СЕЧЕНИЙ ФЮЗЕЛЯЖА

Форма сечений монофюзеляжа одномоторных самолетов обычно изменяется по его длине. Характерными являются сечения по мотору, кабине и вертикальному оперению. Форма сечения в монофюзеляжах многомоторных самолетов и гондолах в большинстве случаев постоянна по всей длине. Сечения по мотору зависят от габаритов и очертаний мотора в виде спереди, а в хвостовой части фюзеляжа — от схемы вертикального оперения. Центральное вертикальное оперение влияет, а разнесенное не влияет на форму сечений хвостовой части фюзеляжа. При выборе формы сечения по кабинам экипажа, пассажиров или грузовому отсеку в месте сопряжения с крылом руководствуются следующими соображениями:

- 1) минимальное сопротивление формы;
- 2) минимальный мидель при максимальном использовании объема для размещения экипажа, пассажиров, сбрасываемого груза и баков;
- 3) минимальная интерференция с крылом;
- 4) обеспечение жесткости обшивки при наименьшем количестве подкреплений;
- 5) плавное сопряжение с фонарем кабины;
- 6) достаточная прочность на изгиб и кручение при наименьшем весе.

Круглые сечения в носовой части, а иногда и по всей длине фюзеляжа применяют при радиальных моторах. В случае обдувки фюзеляжа круглое сечение не вызывает дополнительного сопротивления от закрученной струи. При нижнем расположении крыла сопротивление интерференции достигает наибольшей величины. Для устранения интерференции требуются большие зализы *a* (фиг. 136-I) у задней кромки.



Фиг. 136. Основные формы сечений фюзеляжа.

При круглых сечениях хвостовой части фюзеляжа горизонтальное оперение устанавливают посередине для получения наибольшей базы крепления; при этом зализы не нужны. Для размещения экипажа, пассажиров и грузов круглые сечения невыгодны, так как значительные по площади сегменты с боков и снизу остаются незаполненными и совершенно бесполезно увеличивают мидель и поверхность фюзеляжа (фиг. 136-I). Криволинейные сечения увеличивают жесткость фанерной и металлической обшивки, которая не нуждается в большом количестве подкреплений. При переходе от сечения фюзеляжа к фюзеляжу получаются нежелательные входящие углы.

Прямоугольное сечение (фиг. 136-II), даже с закругленными углами, создает дополнительное сопротивление при обдувке закрученной струей, но сводит к минимуму интерференцию с крылом и требует небольших зализов, закрывающих щели между крылом и фюзеляжем. Сечение удобно для размещения экипажа, сбрасываемых грузов и баков, которые можно вынимать вверх или вниз. Фанерную и металлическую обшивку плоских стенок необходимо подкреплять для увеличения устойчивости при сжатии. В то же время производство проще, так как все поверхности имеют кривизну только в одном направлении, и обшивку можно изготовить из листовой фанеры и листов дуралюмина без дополнительной обработки.

Эллиптическое сечение (фиг. 136-III), наиболее распространенное, сочетает в себе положительные качества круглого и прямоугольного.

В яйцеобразное сечение с тупым концом, обращенным вниз (фиг. 136-IV), хорошо вписываются габариты перевернутых рядных моторов, фонарь, баки, которые удобно снимать и ставить снизу, и бомбы. На участке стыка с крылом нижнюю часть сечения часто превращают в прямоугольное. Боковые поверхности фюзеляжа образуют с верхней поверхностью крыла углы, близкие к прямому, требующие небольших зализов. Кривизна очертаний, так же как у эллиптического сечения, способствует повышению устойчивости жесткой обшивки. Яйцеобразное сечение с тупым концом, обращенным вверх (фиг. 136-V), применяют сравнительно редко при рядных V-образных моторах, хорошо вписывающихся в эту форму. Но интерференция в подобном сечении больше, чем в эллиптическом и предыдущем (IV). Переход к очертаниям фонаря также несколько сложнее. Использование сечения для размещения сбрасываемых грузов более затруднено, чем при яйцеобразном с тупым концом, обращенным вниз, так как нижние лонжероны должны быть сближены.

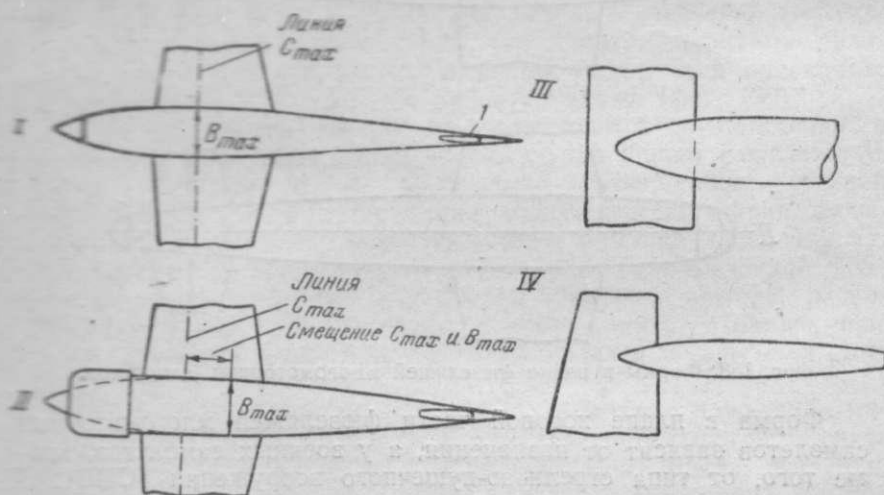
Для герметических кабин, подверженных разности внутреннего и внешнего давлений, наиболее рационально круглое сечение, а для больших самолетов — сечение из двух окружностей разного радиуса (фиг. 136-VI). Такая форма сечения позволяет уменьшить мидель по сравнению с круглым и в то

ние время обеспечивает необходимую прочность. Верхнюю часть сечения используют для пассажирской кабины, а нижнюю — для груза. Входящие углы, образующиеся при пересечении верхней и нижней цилиндрических поверхностей, закрывают прямыми участками (фиг. 136-VI).

Для работы на кручение лучшим сечением является круглое, а худшим — прямоугольное. Вытянутые по вертикали сечения работают на изгиб в вертикальной плоскости лучше круглых. Яйцеобразное сечение несколько слабее эллиптического, так как заостренный конец более напряжен, чем тупой.

#### § 4. ФОРМА ФЮЗЕЛЯЖЕЙ В ПЛАНЕ

Все фюзеляжи и gondолы, независимо от вида сбоку, имеют в плане симметричную форму с минимальным количеством выступов, выходящих и всасывающих патрубков. При звездооб-



Фиг. 137. Формы фюзеляжей в плане.

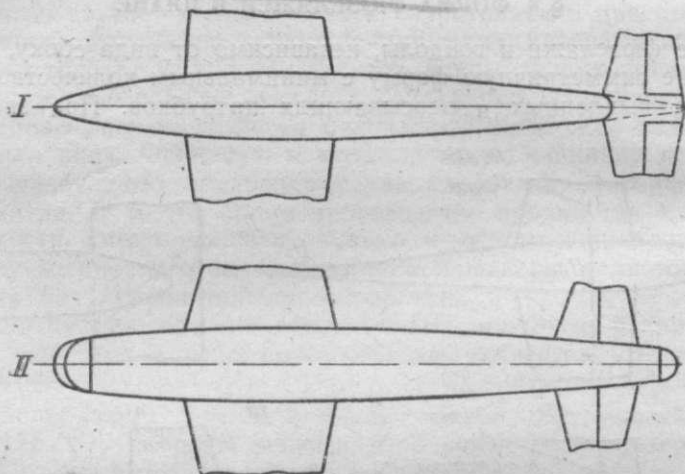
I—II—расположение максимальной строительной высоты крыла относительно максимальной ширины фюзеляжа; III—крепление фюзеляжа; IV—крепление балок, обеспечивающее минимальную интерференцию.

разном моторе форма носовой части фюзеляжа определяется капотом (фиг. 137-II), а при рядном моторе — вращающимся обтекателем винта и габаритами мотора в плане (фиг. 137-I).

Фюзеляжи, очертания хвостовой части которых переходят в руль направления (фиг. 137-I), имеют небольшой излом I при переходе от стенок к поверхности руля. При расположении вертикального оперения над фюзеляжем его хвостовая часть несколько полнее, чем в предыдущем случае, и имеет плавные очертания (фиг. 137-II).

В пределах корневой хорды крыла участок фюзеляжа должен иметь постоянную ширину или возрастающую в направле-

нии к хвосту. Совмещение максимальной ширины фюзеляжа с максимальной строительной высотой крыла нежелательно (фиг. 137-I). Лучше сдвигать максимальную ширину фюзеляжа к задней кромке крыла (фиг. 137-II), так как это увеличивает скорость потока, обтекающего стык верхней поверхности крыла боковой поверхностью фюзеляжа, и понижает интерференцию. Наименьшая интерференция соответствует сдвигу носа фюзеляжа за 25% от передней кромки крыла (самолет «Скай-рокет», фиг. 137-III). Для уменьшения интерференции хвостовых балок необходимо располагать их переднюю часть возможно ближе к задней кромке крыла (фиг. 137-IV).



Фиг. 138. Формы в плане фюзеляжей многомоторных самолетов.

Форма в плане носовой части фюзеляжей многомоторных самолетов зависит от назначения, а у военных самолетов, кроме того, от типа стрелково-пушечного вооружения (СПВ). В пассажирских самолетах и при неподвижном СПВ нос фюзеляжа имеет заостренную форму (фиг. 138-I), а при установке подвижного СПВ — закругленную (фиг. 138-II).

Форма хвостовой части, кроме двух вариантов (фиг. 137-I, II), применяющихся и у одномоторных самолетов, имеет еще несколько вариантов. При разнесенном вертикальном оперении (фиг. 138-II) хвостовую часть делают более полной, чем в случае центрального оперения (фиг. 138-I), для увеличения базы крепления стабилизатора.

В случае установки подвижного СПВ как при центральном, так и при разнесенном вертикальном оперении приходится заканчивать фюзеляж закруглением, величина которого зависит от диаметра хвостовой башни.

У скоростных самолетов для уменьшения сопротивления необходимо смещать максимальную ширину и высоту фюзеляжа на 40% его длины и более.

## § 5. ТЕОРЕТИЧЕСКИЙ ЧЕРТЕЖ ФЮЗЕЛЯЖА

Теоретический чертеж служит для взаимной увязки проекций фюзеляжа в виде сбоку и в плане с продольными и поперечными сечениями. Теоретический чертеж обеспечивает плавность поверхности фюзеляжа при переходе от одних сечений к другим. При помощи теоретического чертежа можно построить любое сечение фюзеляжа, определить габариты и объем, который можно использовать для экипажа, пассажиров и оборудования.

По теоретическому чертежу фюзеляжа в натуральную величину при плазово-шаблонном методе делают шаблоны для изготовления деталей. Этот способ сокращает количество чертежей и устраняет ошибки и неувязки, возникающие при переходе от одного масштаба к другому или к натуре.

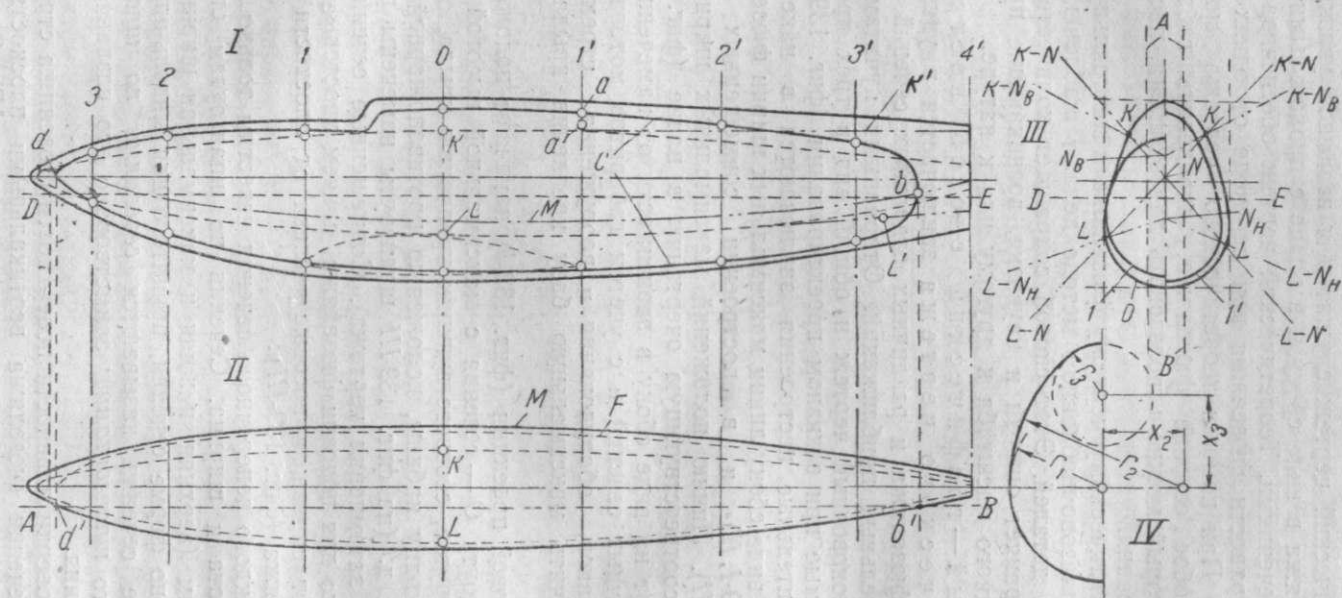
Первый — графический способ построения теоретического чертежа заключается в увязке трех проекций фюзеляжа и различных отдельных сечений методом последовательных приближений. Отправными пунктами являются компоновочный чертеж и общий вид в трех проекциях, изготавливаемые при эскизном проектировании (фиг. 139).

Дополнительные построения заключаются в нанесении в плане и на виде сбоку линии максимальных ширин фюзеляжа  $M$  (фиг. 139-I, II) и в построении совмещенных сечений (фиг. 139-III). Линию положений максимальных ширин фюзеляжа  $M$ , соответствующую очертанию в плане (фиг. 139-II), располагают на виде сбоку в зависимости от намеченной формы поперечных сечений и с учетом габаритов мотора, расположения баков, оборудования и вооружения, стремясь при этом получить максимальную базу крепления крыла и оперения.

На боковой проекции (фиг. 139-I) намечают положение мидель-шпангоута  $O$  — сечения с максимальной высотой и силовых шпангоутов, соответствующих креплению крыла, оперения, началу и концу кабины, положению противопожарной перегородки и т. д. (на фиг. 139-III шпангоуты намечены редко во избежание затемнения чертежа). Совмещенные сечения намечают только для половин фюзеляжа, причем хвостовые сечения располагают справа, а носовые — слева от плоскости симметрии фюзеляжа (фиг. 139-III).

Для каждого поперечного сечения известны только два размера: высота и ширина. Сечения по шпангоутам строят по трем точкам (верхняя, нижняя и максимальная ширина), ориентируясь по форме сечения, принятого для мидель-шпангоута. Поперечные сечения называются *сечениями по шпангоутам* (или просто *шпангоутами*); заимствовано это название из кораблестроения.

Для проверки плавности поверхности фюзеляжа строят продольные сечения фюзеляжа вертикальными плоскостями, параллельными плоскости симметрии (сечения  $AB$ ). Эти сечения



Фиг. 139. Графический метод построения теоретического чертежа фюзеляжа.

иногда, по аналогии с сечениями лодок и поплавков, называют *батоксами*. Точки пересечения плоскостей *AB* и поперечных сечений фюзеляжа с фиг. 139-III переносят на соответствующие вертикали вида сбоку (фиг. 139-I, кривая *C*). Для получения крайних правой *b* и левой *d* точек продольного сечения плоскостью *AB* след ее наносят на вид в плане (фиг. 139-II) и полученные точки *b'* и *d'* переносят на фиг. 139-I. При правильно намеченных формах сечений по шпангоутам кривая *C* имеет плавные очертания (фиг. 139-I). Обычно делают 3—4 продольных сечения на различных расстояниях от плоскости симметрии.

Как правило, часть точек выпадает из плавной кривой, что указывает на необходимость исправления формы поперечных сечений (фиг. 139-III). Если, например, точка *a'* сечения *I'* (фиг. 139-I) находится ниже кривой *C*, то верхнюю точку пересечения шпангоута *I* с батоксом *AB* (фиг. 139-III) надо поднять, не изменяя максимальной высоты шпангоута *I*.

После указания всех вертикальных сечений для проверки делают несколько горизонтальных сечений *DE* (фиг. 139-I, III), и пересечения их с поперечными сечениями наносят на чертёж фюзеляжа в плане (кривая *F*, фиг. 139-II). Сечения фюзеляжа горизонтальными плоскостями, параллельными его оси, иногда по аналогии с сечениями лодок и поплавков называют *ватерлиниями*. Это построение делают только для половины сечения фюзеляжа в плане ввиду его симметричности.

На миделевом сечении фюзеляжа *OO* (фиг. 139-I) намечают положение верхних и нижних лонжеронов (точки *K* и *L*) и переносят эти точки на совмещенные сечения (фиг. 139-III). Через точки *K* и *L* (фиг. 139-III) и ось фюзеляжа, проектируемую в точке *N*, проводят наклонные плоскости *KN* и *LN*. Точки пересечения плоскостей *KN* и *LN* с совмещенными сечениями фюзеляжа переносят на вид сбоку и вид в плане, причем в последнем случае верхние точки *K* наносят на верхнюю, а нижние *L* — на нижнюю половину проекции (фиг. 139-II).

Сечения наклонными плоскостями, по аналогии с сечениями лодок и поплавков, иногда называют *рыбинами*. В некоторых случаях эти сечения удобнее проводить не через ось фюзеляжа, а через прямые, параллельные ей и смещенные вверх и вниз. На фиг. 139-III эти прямые проектируются в точки *N*<sub>1</sub> и *N*<sub>2</sub>.

Кривые, проходящие через точки *K* и *L* (фиг. 139-I и II) и представляющие проекции пересечения поверхности фюзеляжа с плоскостями, проходящими через эти точки и ось фюзеляжа, должны быть плавными и служат для окончательной проверки теоретического чертежа. Если в плоскостях *NK* и *NL* разместить лонжероны фюзеляжа, то они будут изогнуты только в одном направлении (плоские кривые). Лонжероны плоской кривизны проще и удобнее для производства, чем лонжероны двойной кривизны. В данном случае лонжероны хвостовой части

слишком сближены по вертикали. Если верхний лонжерон хвостовой части  $K'$  поднять, начиная от сечения  $1'$ , а нижний  $L'$  опустить, начиная от сечения  $2'$ , то они выйдут из плоскостей  $NK$  и  $NL$  и будут иметь двоякую кривизну (фиг. 139-I). Для увеличения вертикального расстояния между лонжеронами при сохранении плоской кривизны следует либо увеличивать ширину хвостовой части фюзеляжа, начиная с сечений  $1'$  и  $2'$ , либо при той же ширине сечений провести плоскость лонжеронов не через ось фюзеляжа, а через прямую, параллельную ей и проходящую выше и ниже ее (точки  $N_v$  и  $N_n$ , фиг. 139-III). В дальнейшем линии пересечения наклонных плоскостей, проходящих через ось фюзеляжа  $N$  или через оси  $N_v$  и  $N_n$ , с его поверхностью названы *линиями верхнего и нижнего лонжеронов*.

Построение теоретического чертежа изложенным выше графическим методом требует много времени на увязку трех проекций и не гарантирует от ошибок, связанных с вычерчиванием в натуру кривых малой кривизны. Для повышения точности применяют искаженные масштабы, например: по оси фюзеляжа 1 : 10, а по нормали к оси и для поперечных сечений 1 : 5 или 2 : 5. При этом батоксы и ватерлинии получаются в искаженном масштабе, кривизна их увеличивается и точность построения повышается. Однако и в этом случае точность все же недостаточна для перестроений в натуру. Для больших самолетов приходится брать более мелкие масштабы. При перестроении сечений по подобранным окружностям с координированными центрами (фиг. 139-IV) ошибки также не могут быть полностью исключены.

Значительно удобнее для построения теоретического чертежа графо-аналитический способ. Преимущества его заключаются в следующем:

1. Любая степень точности.
2. Плавность линий, при правильном выборе формы обеспечивающая малое сопротивление.
3. Точное построение в любом масштабе.
4. Точное воспроизводство при дублировании.
5. Простота расчетов и быстрота построений.
6. Автоматическая увязка продольных и поперечных сечений.

Для выбора отправных точек при построении теоретического чертежа графо-аналитическим способом служат компоновочный чертеж и общий вид в трех проекциях.

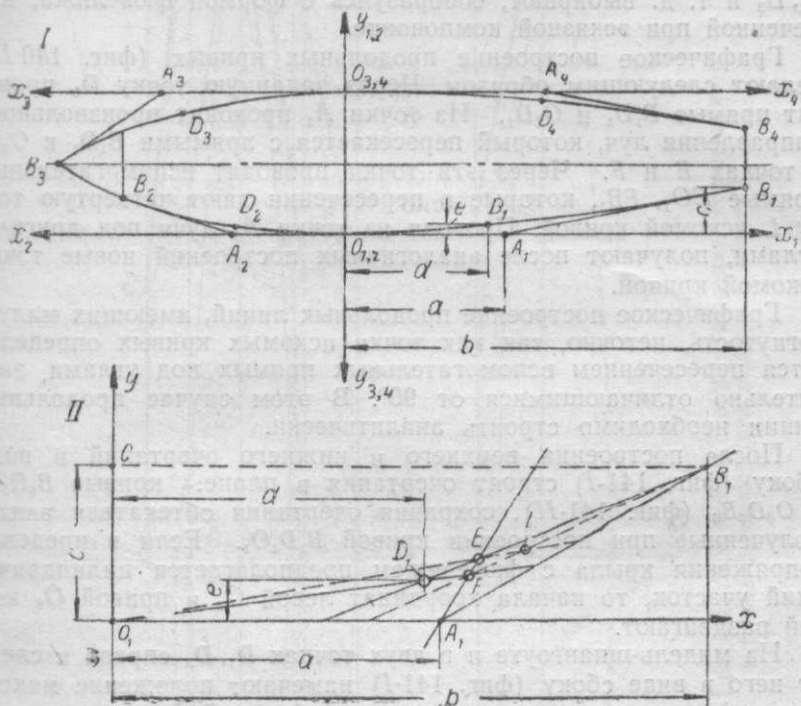
Основные кривые вида сбоку и в плане, линии верхнего и нижнего очертаний, лонжеронов, линию максимальной ширины можно представить в виде двух ветвей  $B_1D_1O_1$  и  $O_2D_2B_2$  и т. д. (фиг. 140-I), касательных к линиям  $O_1X_1$ ,  $O_2X_2$ , параллельным оси фюзеляжа. Вторые касательные  $A_1B_1$  и  $A_2B_2$  и т. д. проходят через крайние точки  $B_2$  и  $B_1$  под некоторыми углами к оси фюзеляжа. На каждой из ветвей можно наметить точку  $D$ , через которую должна пройти кривая. Две касательные и три

точки определяют вид кривой и дают только одно решение. Уравнение кривой  $O_1, D_1, B_1$  имеет вид:

$$y = Px + Q - \sqrt{Rx^2 + Sx + T}.$$

Известны координаты точек:

$$O(0,0); A(a,0); B(b,c); C(0,c); D(d,e).$$



Фиг. 140. Схема аналитического и графического построения продольных линий фюзеляжа.

Постоянные уравнения имеют выражения

$$P = \frac{2bcK - c}{2(a - b + Kb^2)};$$

$$Q = \frac{ae}{2(a - b + Kb^2)};$$

$$R = \frac{c^2 - 4ac^2K}{4(a - b + Kb^2)^2};$$

$$S = 2PQ;$$

$$T = Q^2;$$

$$K = \frac{ec(a - d) + (b - a)e^2}{(cd - be)^2}.$$

Таким же способом могут быть построены остальные кривые при соответствующем выборе положения и осей и касательных (фиг. 140-I). Кривую  $B_3D_3O_3$  необходимо строить от носа фюзеляжа для получения плавного очертания без перелома у конца обтекателя винта. Нижнюю образующую носа фюзеляжа строят, начиная от конца обтекателя винта, форма которого определяется из построения кривой  $B_3D_3O_3$ . Точки  $D_2, D_3$  и т. д. выбирают, сообразуясь с формой фюзеляжа, намеченной при эскизной компоновке.

Графическое построение продольных кривых (фиг. 140-II) делают следующим образом. Через заданную точку  $D_1$  проводят прямые  $B_1D_1$  и  $O_1D_1$ . Из точки  $A_1$  проводят произвольного направления луч, который пересекается с прямыми  $B_1D_1$  и  $O_1D_1$  в точках  $E$  и  $F$ . Через эти точки проводят вспомогательные прямые  $EO_1$ ,  $FB_1$ , которые в пересечении дают четвертую точку  $L$  искомой кривой. Проводя из точки  $A_1$  лучи под другими углами, получают после аналогичных построений новые точки искомой кривой.

Графическое построение продольных линий, имеющих малую вогнутость, неточно, так как точки искомых кривых определяются пересечением вспомогательных прямых под углами, значительно отличающимися от  $90^\circ$ . В этом случае продольные линии необходимо строить аналитически.

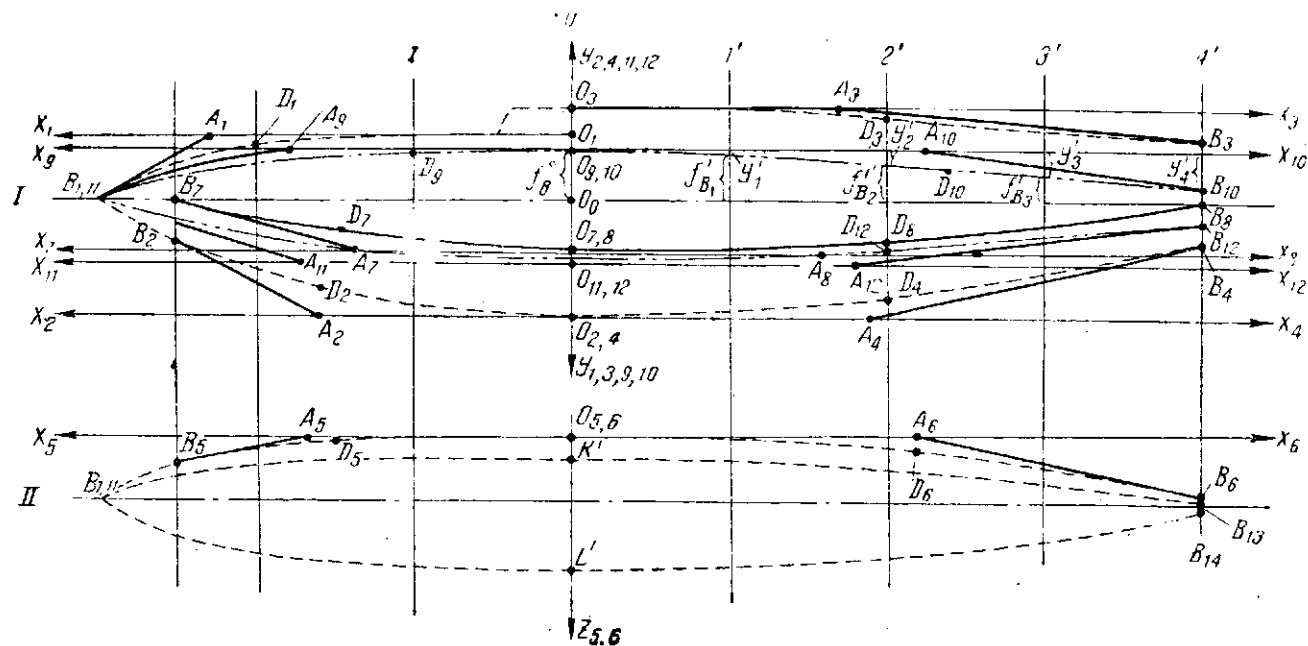
После построения верхнего и нижнего очертаний в виде сбоку (фиг. 141-I) строят очертания в плане: кривые  $B_5D_5O_5$  и  $O_6D_6B_6$  (фиг. 141-II), сохраняя очертания обтекателя винта, полученные при построении кривой  $B_1D_1O_1$ . Если в пределах сопряжения крыла с фюзеляжем предполагается цилиндрический участок, то начала координат левой  $O_5$  и правой  $O_6$  ветвей раздвигают.

На мидель-шпангоуте и в двух точках  $D_7, D_8$  справа и слева от него в виде сбоку (фиг. 141-I) намечают положение максимальной ширины в зависимости от выбранной формы поперечных сечений и строят кривую  $B_7D_7O_{7,8}D_8B_8$ . Построение начинают от оси обтекателя винта в его корне — точке  $B_7$ . Горизонтальной проекцией максимальных ширин является кривая  $B_5D_5O_{5,6}D_6B_6$ .

Так же намечают в виде сбоку и строят кривые верхних  $B_{11}, D_9, O_{9,10}, D_{10}, B_{10}$  и нижних  $B_{11}, A_7, B_{12}$  лонжеронов. Обе эти кривые начинаются в точке  $B_{11}$ .

Для построения горизонтальных проекций линий верхнего и нижнего лонжеронов абсциссы  $z_v$  и  $z_n$  (фиг. 142-I) можно найти графически или вычислением из треугольников  $D_v^n OE_v^n$  и  $D_n^n OE_n^n$  после перенесения ординат с фиг. 141-I на следы наклонных плоскостей  $OK$  и  $OL$ . Вертикальные катеты  $OE_v^n$  и  $OE_n^n$  равны разности

$$f_v^n = f_v^o - y_v^n \text{ или } f_n^n = f_n^o - y_n^n,$$



Фиг. 141. Графо-аналитический способ построения теоретического чертежа фюзеляжа (вид сбоку и в плане).

где  $f_B^0$  и  $f_H^0$  — расстояния между горизонтальной плоскостью, проходящей через ось фюзеляжа, и горизонтальными плоскостями, проходящими через горизонтальные касательные к линиям лонжеронов;  
 $y_B^n$  и  $y_H^n$  — ординаты, вычисленные для построения линий лонжеронов фюзеляжа в виде сбоку (фиг. 141-1); индекс  $n$  указывает номер шпангоута.

Абсциссы линий лонжеронов для различных шпангоутов имеют выражения:

$$z_B^n = f_B^n \operatorname{tg} \gamma = (f_B^0 - y_B^n) \operatorname{tg} \gamma;$$

$$z_H^n = f_H^n \operatorname{tg} \gamma = (f_H^0 - y_H^n) \operatorname{tg} \gamma.$$

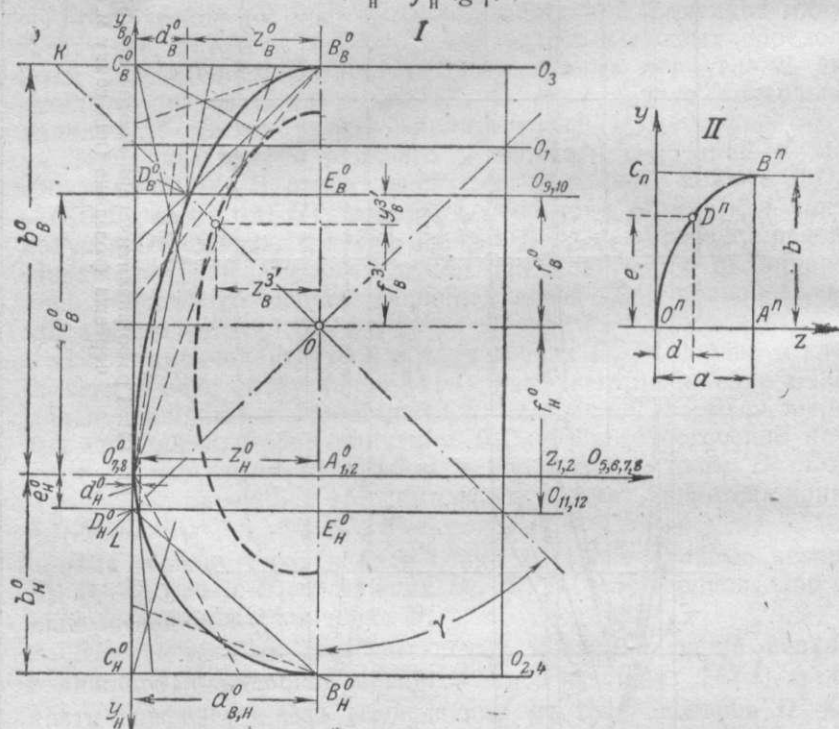
Для мидель-шпангоута

$$y_B^0 = y_H^0 = 0$$

и, следовательно,

$$z_B^0 = f_B^0 \operatorname{tg} \gamma;$$

$$z_H^0 = f_H^0 \operatorname{tg} \gamma.$$



Фиг. 142. Графо-аналитический способ построения сечений фюзеляжа.

Имея для каждого полусечения по пять точек: верхнюю, нижнюю, максимальную полуширину, положения верхнего и нижнего лонжеронов, можно перейти к построению очертания

шпангоутов. Это построение можно сделать графически и аналитически. Лучше сделать сначала графическое построение, а затем, для уточнения, вычислить координаты дополнительных точек по формуле.

Построение полусечений (фиг. 142-I) делают по верхнему и нижнему квадрантам, для каждого из которых известны три точки: точки верхнего или нижнего очертаний  $B_v^0, B_n^0$ , точка, соответствующая максимальной ширине  $O_{7,8}^0$ , точки верхнего и нижнего лонжеронов  $D_v^0$  и  $D_n^0$ . Кроме того, известны две горизонтальные параллельные касательные  $C_v^0, B_v^0, C_n^0, B_n^0$  и одна вертикальная  $C_v^0, C_n^0$ , перпендикулярная первым двум.

Графическое построение этих кривых подобно рассмотренному на фиг. 140-II, но точность его выше, чем для продольных линий, вследствие большей кривизны. Все же большинство вспомогательных линий, определяющих искомую кривую, пересекается под острыми углами, и поэтому построение нуждается в проверке аналитическим методом.

Уравнение каждой из ветвей (фиг. 142-II) имеет вид:

$$y = Pz + \sqrt{Rz^2 + Sz},$$

причем координаты заданных точек (фиг. 142-II):

$$O''(0, 0); A''(a, 0); B''(a, b); C''(0, b); D_n(d, e).$$

Постоянные коэффициенты равны:

$$P = \frac{2abK - 1}{2a^2K};$$

$$R = \frac{1 - 4abK}{(2a^2K)^2};$$

$$S = \frac{b}{a^2K};$$

$$K = \frac{d(b - e)}{(bd - ae)^2}.$$

Построив половину мидель-шпангоута (фиг. 142-I), строят затем следы ОК и ОЛ плоскостей, проходящих через ось фюзеляжа и точки верхних  $D_v^n$  и нижних  $D_n^n$  лонжеронов, нанесенных на миделевом сечении.

Для построения всех остальных сечений известны следующие величины:

1. Ординаты верхней и нижней точек (фиг. 141-I).
2. Координаты максимальных полуширин (фиг. 141-I и II).
3. Точки верхнего и нижнего лонжеронов (фиг. 142-I).

После того как построены все сечения или вычислены для них координаты, строят в плане линии лонжеронов верхнего  $S_v$  и нижнего  $B_{1,11}, L', B_{11}$  (фиг. 141-II).

Графическое построение кривых, сделанное одновременно с вычислением, позволяет сразу находить ошибки вычислений. Сечения лучше строить отдельно в большем масштабе, чем вид сбоку и в плане.

При построении теоретического чертежа фюзеляжа с мотором воздушного охлаждения необходимо учитывать следующие соображения. Чем больше число Маха, тем больше должно быть расстояние  $L$  от носка капота до плоскости, проходящей через оси переднего ряда цилиндров мотора (табл. 8). При удлиненном вале мотора вход воздуха в капот желательно делать на носке обтекателя винта, причем передняя часть капота должна быть вращающейся (табл. 8—1). Внешний диаметр входного отверстия  $d$  должен составлять 40—50% диаметра мотора  $D$ .

Для капотов второго и третьего типов (табл. 8—2, 3) внешний диаметр  $d$  должен быть равен соответственно 55—65% и 60—80% диаметра мотора. Обтекатель винта должен полностью закрывать втулку. Вход в капоты этих типов располагают возможно ближе за винтом, но расстояние до задней кромки винта должно быть не менее 50 мм.

Образующая всех капотов должна иметь кривизну, плавно уменьшающуюся к мотору. Непосредственно за мотором до противопожарной перегородки должна быть цилиндрическая поверхность. Внешние очертания капота от носка до цилиндрической части строят по эллипсу или кривой  $x = (1 - y^n)^m$ . Передняя кромка капота должна иметь закругление с радиусом не менее 20—30 мм. Выход из капота лучше делать в нижней части фюзеляжа или по бокам мотогондолы. Направление воздуха, выходящего из капота, должно совпадать с направлением наружного потока, обтекающего снаружи фюзеляж и капот или мотогондолу. На режиме максимальной скорости выходные заслонки (юбка) должны составлять продолжение линии капота, образуя уступ по отношению к очертанию фюзеляжа или мотогондолы.

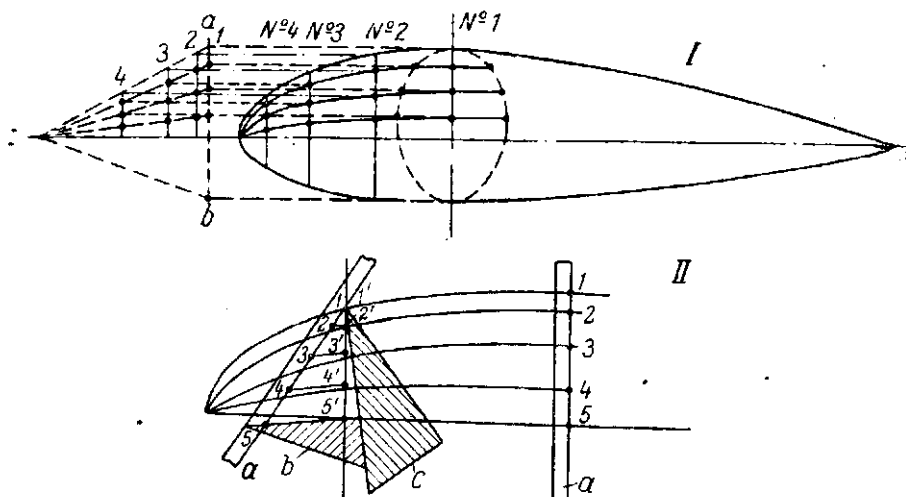
## § 6. РАЗМЕЩЕНИЕ СТРИНГЕРОВ

Способ изображения лонжеронов фюзеляжа описан в § 5. При разработке теоретического чертежа фюзеляжа необходимо наметить также положение стрингеров. Изгиб и плавная закрутка стрингера, имеющего небольшие толщину и площадь поперечного сечения, не представляют затруднений в производстве.

В общем случае, при одинаковых формах сечений фюзеляжа по длине, необходимо наметить положение стрингеров только на мидель-шпангоуте. Размещение стрингеров на остальных шпангоутах можно получить построением линии пересечения поверхности фюзеляжа с плоскостью, проходящей через ось фюзеляжа или прямую, параллельную ей, и намеченные точки на мидель-шпангоуте. В хвостовой части фюзеляжа часть стрингеров прекращают, не доводя до конца, так как в против-

ном случае сетка стрингеров будет чрезмерно частой. Места ~~обрыва~~ отдельных стрингеров делают не на одном, а на нескольких шпангоутах для устранения резких изменений ~~плотности~~ сечений фюзеляжа.

Если все сечения фюзеляжа подобны, то, наметив положение стрингеров на мидель-шпангоуте, можно пропорциональным делением высот остальных шпангоутов построить осевые линии стрингеров по всей длине фюзеляжа (фиг. 143-I). На виде фюзеляжа сбоку строят мидель-шпангоут № 1 и на нем



Фиг. 143. Построение осевых линий стрингеров на боковой проекции фюзеляжа при подобных формах всех поперечных сечений.

размечают положение стрингеров. После этого сбоку от теоретического чертежа проводят вертикальную линию  $ab$  и переносят на нее точки, соответствующие положению стрингеров на мидель-шпангоуте. Выбрав произвольную точку  $c$  на продолжении оси фюзеляжа, соединяют ее с разметкой стрингеров на вертикали  $ab$ . Затем сносят верхнюю и нижнюю точки остальных шпангоутов на линии  $ac$  и  $bc$ . Проводя через точки 2, 3, 4 вертикали, получают в пересечении их с лучами разметку стрингеров на остальных шпангоутах.

То же построение можно сделать при помощи линейки или лучше полоски бумаги ( $a$ , фиг. 143-II), на которой размечено положение стрингеров мидель-шпангоута и двух угольников  $b$  и  $c$ .

## § 7. ВЫВОДЫ

Графо-аналитический способ построения теоретического чертежа, помимо уже указанных преимуществ, позволяет заранее ~~вычислять~~ и изменять ряд параметров, связывая их с аэродинамическими данными фюзеляжа.

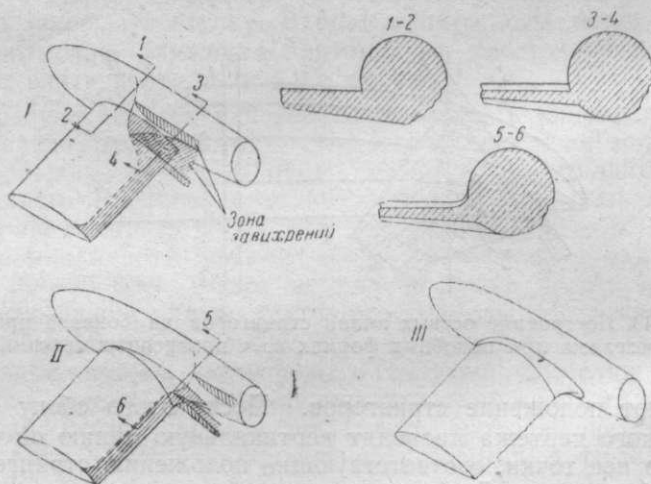
При аэродинамических исследованиях фюзеляжей можно выявить наиболее выгодное соотношение параметров и формы. Найденные наиболее выгодные соотношения могут быть точно воспроизведены при построении фюзеляжа в натуре на плазе.

## Глава II

### ДЕТАЛИ АРХИТЕКТУРНОЙ ФОРМЫ ФЮЗЕЛЯЖА

#### § 1. ЗАЛИЗЫ

В острых углах, образующихся между поверхностями фюзеляжа и крыла при криволинейном и, в особенности, при круглом сечении фюзеляжа, скорость потока уменьшается вслед-



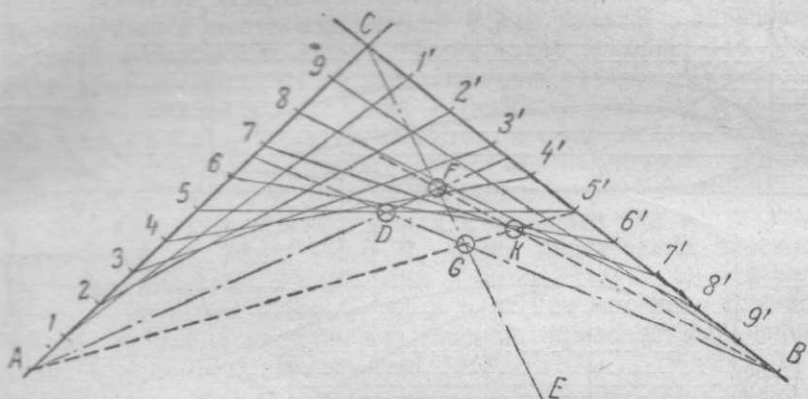
Фиг. 144. Схема интерференции крыла и фюзеляжа.

ствие расширения струи после перехода через максимальную толщину крыла и ширину фюзеляжа. Наибольшее расширение струи происходит около задней кромки крыла (фиг. 144-I, сечение 3—4), где входящий угол достигает наименьшей величины. Скорость пограничного слоя крыла, наименьшая у его задней кромки, еще более понижается вблизи фюзеляжа от трения воздуха о его поверхность.

Поэтому точки перехода ламинарного слоя в турбулентный в сечениях крыла, расположенных около фюзеляжа, смещаются вперед по сравнению с отдаленными сечениями крыла (фиг. 144-I). Для устранения интерференции входящие углы между поверхностью крыла и фюзеляжа должны быть закрыты зализом (фиг. 144-II, III, сечение 5—6). Размеры зализа в на-

правлении хорды крыла должны быть возможно меньше, так как с увеличением хорды зализ скорость пограничного слоя у задней кромки уменьшается. Из этих соображений зализ у задней кромки необходимо заканчивать на фюзеляже плавным закруглением (фиг. 144-III), а не сводить в одну точку.

Зализы необходимы не только для уменьшения интерференции, но и для закрытия щели между крылом и фюзеляжем узлов крепления. При среднем и верхнем расположении крыла зализы нужны для закрытия стыков, так как интерференция в этих случаях незначительна.



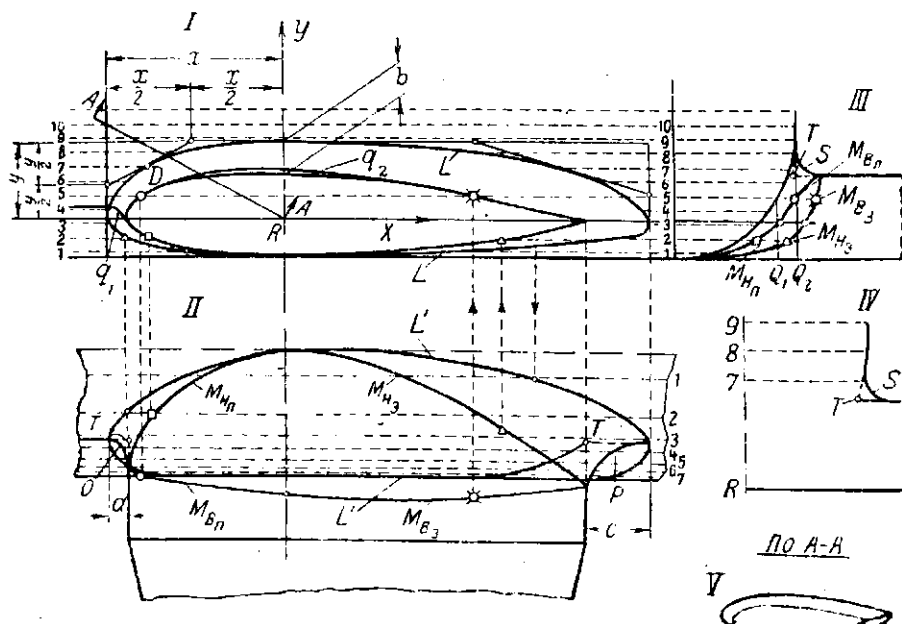
Фиг. 145. Графический способ построения параболы.

Наиболее простой для построения и удобной для сопряжения поверхностей крыла и фюзеляжа кривой является парабола, которую строят следующим способом. Положим, что требуется построить параболу, если известно, что прямые  $AC$  и  $BC$  (фиг. 145), образующие угол  $ACB$ , касаются в точках  $A$  и  $B$  к искомой параболы. Делим прямые  $AC$  и  $CB$  на одинаковое число частей и нумеруем их по ходу от  $A$  к  $B$  через  $C$ . Точки с одинаковыми номерами соединяем прямыми  $1-1'$ ,  $2-2'$  и т. д. Эти прямые касательны к искомой параболы. Парабола проходит через точку  $D$ , являющуюся серединой отрезка  $5-5'$ , соединяющего середины прямых  $AC$  и  $CB$ .

Искомую параболу можно построить и другим, уже известным способом. Прежде всего находят точку  $D$ , через которую должна пройти парабола, деля пополам прямую  $5-5'$ , соединяющую середины прямых  $AC$  и  $CB$ . Точку  $D$  соединяют прямыми с точками  $A$  и  $B$  и проводят произвольный луч  $CE$ . Полученные от пересечения луча  $CE$  с прямыми  $AD$  и  $BD$  точки  $F$  и  $G$  соединяют с точками  $B$  и  $A$ . Пересечение прямых  $FB$  и  $AG$  дает точку  $K$ , лежащую на параболы.

Зализ строят в следующем порядке. Строят сечение фюзеляжа и крыла плоскостью, проходящей через максимальную толщину крыла (фиг. 146-III).

В виде сбоку (фиг. 146-*I*) строят нижнее очертание фюзеляжа и профиль крыла в сечении, проходящем через точку пересечения верхней образующей крыла с фюзеляжем (в рассматриваемом примере центроплан крыла для упрощения взят прямоугольным, а фюзеляж — цилиндрическим). Затем проводят ряд горизонтальных плоскостей 1—10 и линии пересечения их с боковой поверхностью фюзеляжа наносят на вид в плане (фиг. 146-*II*).



Фиг. 146. Теоретический чертеж зализа.

Затем в виде сбоку (фиг. 146-*I*) намечают линию сопряжения зализа  $L$  с боковой поверхностью фюзеляжа. Нижняя касательная к линии  $L$  совпадает с нижней образующей фюзеляжа. Расстояния между профилем крыла в корне и касательными к передней кромке зализа  $a$ , верхнему его очертанию  $b$  и задней кромке  $c$  должны возрастать в отношении (приблизительно)  $a:b:c \approx 1:1,5:3$ .

Построение линии  $L$  проводят по квадрантам, принимая за ось  $X$  внутреннюю хорду крыла, а за ось  $Y$  — вертикаль, проходящую через максимальную высоту профиля крыла. На фиг. 146-*I* показано построение точки  $D$  левого верхнего квадранта. Вспомогательные линии, необходимые для построения всей параболы, на чертеже не нанесены. Точки пересечения контура  $L$  со следами горизонтальных плоскостей на боковой поверхности фюзеляжа переносят на соответствующие линии фюзеляжа в плане и получают горизонтальную проекцию  $L'$ .

контура  $L$ . В плане строят кривые перехода к зализу передней  $O$  и задней  $P$  кромок крыла.

Далее строят верхнюю  $M_{\text{в}}$  и нижнюю  $M_{\text{н}}$  линии сопряжения зализа с поверхностью крыла (фиг. 146-II) также по квадратам, соответствующим передней  $M_{\text{вн}}$  и задней части  $M_{\text{дн}}$ , считая от плоскости, проходящей через максимальную высоту профиля. С плана кривую переносят на вид сбоку, где в рассматриваемом случае она сливается с профилем корневого сечения, а отсюда — на вид спереди (фиг. 146-III).

В сечении, проходящем через максимальную высоту крыла (фиг. 146-III), определяют точку  $T$  — пересечения касательной к фюзеляжу в месте сопряжения с ним зализа и образующей верхней поверхности крыла. Через точку  $R$  (фиг. 146-I) проводят ряд носых сечений типа  $AA$  (фиг. 146-I и IV) и определяют в них точки  $T$ . Точки  $T$  переносят на вид в плане и соединяют между собой. Если геометрическое место точек  $T$  — прямая линия, то строят переходные кривые зализа  $S$  (фиг. 146-III и IV) в каждом из косых сечений.

Для проверки плавности зализа проводят ряд вертикальных сечений  $Q_1, Q_2$  (фиг. 146-III). Точки пересечения плоскостей  $Q_1$  и  $Q_2$  с линиями  $S$  переносят с косых сечений на вид зализа сбоку и получают линии  $q_1, q_2$  и т. д. Для проверки плавности зализа, кроме вертикальных сечений, проводят ряд горизонтальных (не указанных на фиг. 146).

Применение парабол упрощает построение, так как не приходится задавать третью точку, через которую должна проходить кривая. Для построения всех кривых достаточно иметь две касательные и на них по одной точке касания с сопрягаемыми поверхностями.

Для уменьшения величины входящих углов между боковой поверхностью фюзеляжа и верхней поверхностью крыла хвостовую часть зализа поднимают относительно задней кромки крыла (фиг. 146-V).

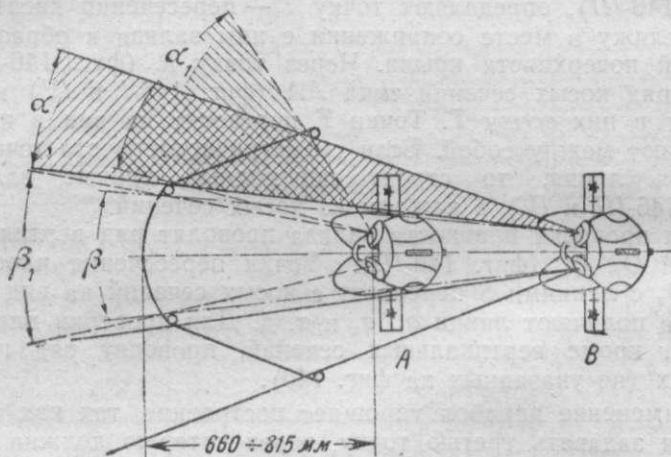
## § 2. ФОНАРИ

Сопротивление фонарей зависит от формы поперечных сечений, сопряжения с фюзеляжем, удлинения, миделя, формы носовой части, сопряжения граней, деталей конструкции каркаса, щелей в сопряжении подвижной части с неподвижной. Аэродинамическое сопротивление фонарей, представляющих надстройку над основной формой фюзеляжа, весьма существенно зависит от формы задней части фонаря и сопряжения его с поверхностью фюзеляжа.

Плохо спроектированный фонарь одноместного самолета на скорости 600 км/час у земли поглощает около 160 л. с. При надлежащем выборе формы и тщательно разработанной конструкции мощность, поглощаемую фонарем на той же скорости, можно уменьшить до 20 л. с.

Кроме поглощения большой мощности, плохо спроектированный фонарь вследствие большого сопротивления подвергается большим нагрузкам, вызывающим перетяжеление конструкции или же ее недостаточную прочность.

Криволинейные очертания и поверхности двойкой кривизны, наиболее выгодные в аэродинамическом отношении, неудовлетворительны в отношении обзора из-за оптических искажений. Поверхности одинарной кривизны (цилиндрические, конические) дают меньшие искажения, в особенности при изгибе, не большем четверти окружности, а наилучшими являются плос-



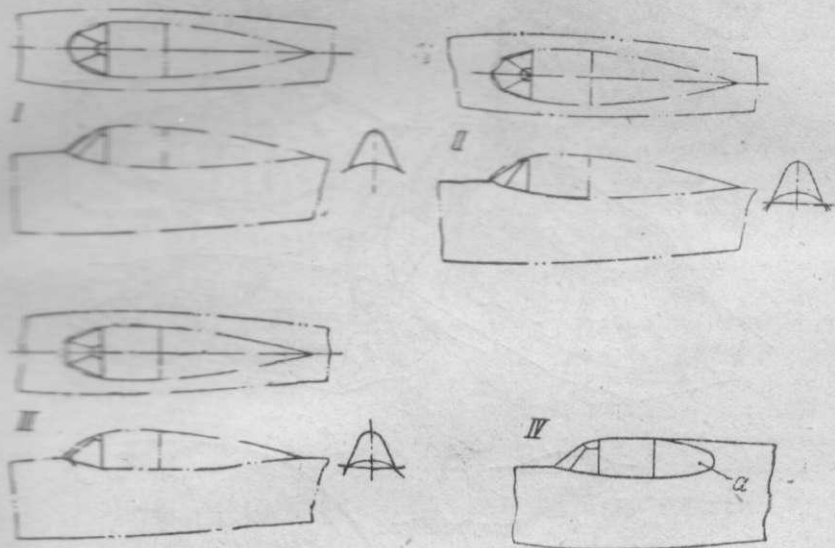
Фиг. 147. Схема углов обзора из фонаря при различных расстояниях головы пилота от каркаса.

кости, не преломляющие луча зрения. Обзор зависит от состояния остекления, размеров каркаса, его размещения и расстояния глаза от поверхности фонаря. Чем меньше поперечные сечения каркаса, тем лучше обзор. Расстояние от глаза до передней грани фонаря должно быть не более 660—815 мм. При этих расстояниях всякого рода неровности, царапины и каркас мало затеняют обзор, так как при рассматривании предметов, находящихся на больших расстояниях, глаз не воспринимает близких предметов. Кроме того, при близких расстояниях угол обзора между стержнями одного и того же каркаса увеличивается (фиг. 147):  $\alpha_1 > \alpha$ ;  $\beta_1 > \beta$ .

В полете наибольшее значение имеет обзор вперед, а при посадке — в сторону (влево) и вниз через крыло. Это необходимо учитывать при размещении элементов каркаса фонаря. В одноместных самолетах наличие стержня каркаса в плоскости симметрии недопустимо, но возможно при расположении пилотов рядом в двухместной кабине. Одна из боковых панелей фонаря должна быть открывающейся или сдвигающейся для переговоров на старте и сигнализации в воздухе.

Поверхности двойкой кривизны затрудняют устройство направляющих для сдвига подвижной части фонаря назад и откидывания ее в сторону.

Фонарь должен быть снабжен приспособлением для сбрасывания его в аварийных случаях. Передние и задние верхние панели фонаря необходимо защищать прозрачной броней. Фонарь должен обеспечивать, кроме обзора вперед и в стороны, возможно больший угол обзора назад в горизонтальной плоскости. При проектировании фонаря необходимо избегать всяких выступов, а каркас и остекление делать заподлицо. Для умень-



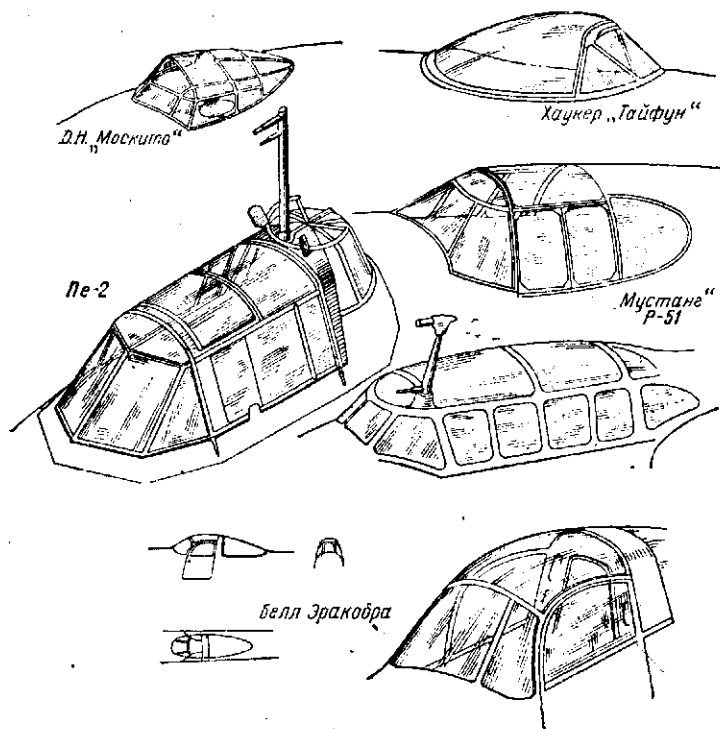
Фиг. 148. Основные формы очертания фонарей.

шения сопротивления необходимо элементы конструкции фонаря соединять потайными заклепками или шурупами с утопленной головкой. Углы при плоских стеклах должны быть закруглены.

Наивыгоднейший в аэродинамическом отношении фонарь, в случае устройства его в виде надстройки над основной фермой фюзеляжа, должен иметь большое удлинение, поверхность двойкой кривизны, форму в плане в виде симметричного профиля и гиперболический мидель (пунктирные кривые фиг. 148-I).

В действительных фонарях передние стекла имеют форму конических поверхностей (фиг. 148-I) или их делают плоскими, наклонными (фиг. 148-II) или перпендикулярными (фиг. 148-III) к плоскости симметрии. В аэродинамическом отношении лучше конические поверхности (фиг. 148-I), затем идут грани наклонные (фиг. 148-II) и, наконец, перпендикулярные к плоскости симметрии. С точки зрения улучшения обзора порядок этих форм как раз обратный. В одноместных истребителях в большинстве случаев применяют козырьки с плоской передней

гранью, так как в плоскости симметрии устанавливают оптический прицел. При криволинейной поверхности носка фонаря необходимо по оси оптического прицела делать плоскую вставку. В фонарях типов *I* и *II* поток воздуха отклоняется преимущественно в стороны, а в типе *III* — главным образом вверх, и давление на поверхности фонаря распределяется неравно-



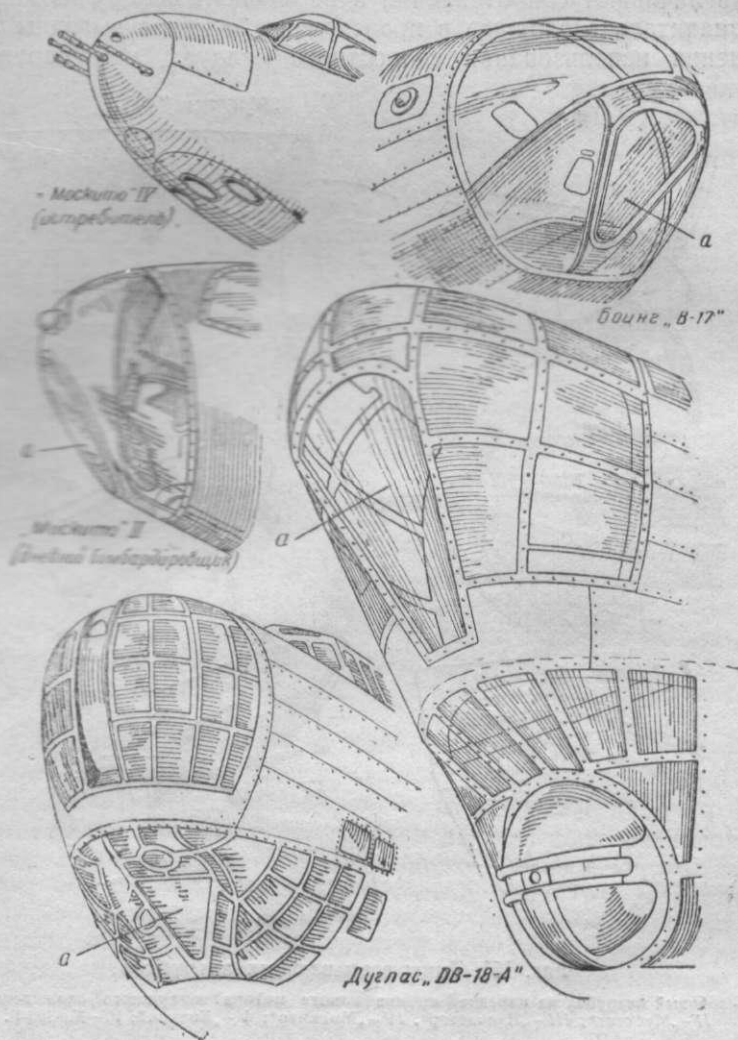
Фиг. 149. Фонари пилотов на различных самолетах.

мерно. Все изложенные требования к носовой части относятся также к фонарям, задняя часть которых вписывается в очертания фюзеляжа (фиг. 148-IV). Для обзора задней полусферы остекляют боковые стенки фюзеляжа (а).

Величина  $\Delta c_z$ , отнесенная к миделю фюзеляжа для фонаря типа *I* (фиг. 148), составляет 0,005. При полете у земли со скоростью 600 км/час фонарь поглощает около 20 л. с. Такую же величину  $\Delta c_x$  имеет фонарь IV при коническом образовании носовой части. При образовании носовой части из плоскостей (фиг. 148-II и III)  $\Delta c_x$  увеличивается примерно на 100%. Щели между подвижной и неподвижной частями фонаря значительно увеличивают сопротивление. При устранении щелей  $\Delta c_x$  уменьшается примерно на 35%. После составления теоре-

тического чертежа фюзеляжа фонарь строят теми же методами, которые были приведены ранее.

На фиг. 149 даны схемы фонарей некоторых самолетов.

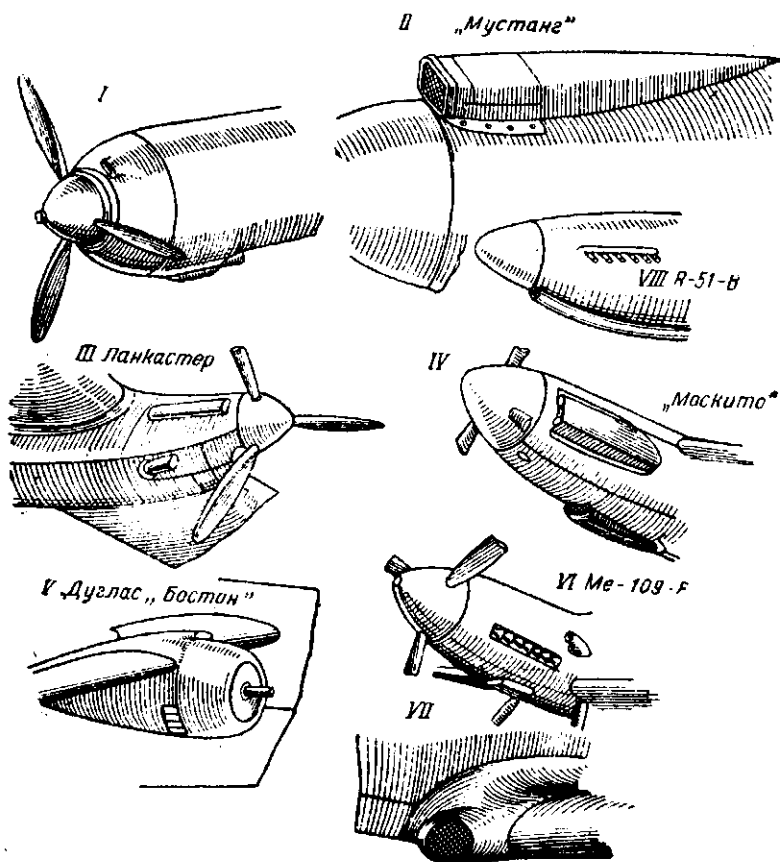


Фиг. 150. Схемы остекления передней огневой точки и кабины бомбардира.

Большая часть соображений, относящихся к фонарям кабин летчиков, относится и к фонарям стрелковых точек, из которых наибольшее сопротивление имеют носовые. Наилучшей формой носа для улучшения аэродинамики является поверхность двойкой кривизны. Для улучшения обзора и устранения искажений необходимо делать плоские вставки *a* (фиг. 150).

### § 3. ВСАСЫВАЮЩИЕ ПАТРУБКИ

Всасывающие патрубки, расположенные внутри капотов моторов воздушного охлаждения, не влияют на форму фюзеляжа, не увеличивают сопротивления и не мешают обзору из кабины, но значительно сложнее в производстве и менее выгодны в отношении использования скоростного наддува, чем наружные.



Фиг. 151. Типы всасывающих патрубков.

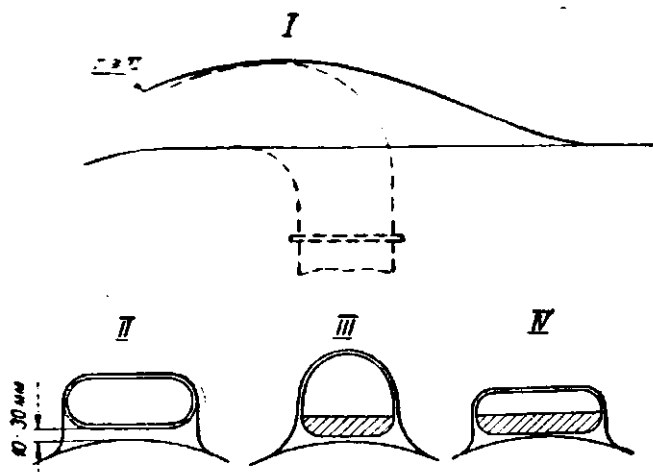
I — лобовой патрубок на передней кромке капота мотора воздушного охлаждения; II — „Мустанг“; III — „Ланкастер“, IV — „Москито“; V — „Бостон“; VI — Me-109-F.

Лобовые патрубки, расположенные на передней кромке капота и выступающие из габаритов капота, существенно влияют на форму фюзеляжа.

Расположение патрубков сверху, снизу или с боков фюзеляжа применяют в зависимости от расположения карбюраторов или нагнетателей моторов. Тип патрубка следует выбирать, исходя из наилучшего использования скоростного напора. В этом отношении лучшими являются лобовые патрубки, расположен-

ные на передней кромке капотов моторов воздушного охлаждения (фиг. 151-I) или непосредственно за обтекателем винта при моторах жидкостного охлаждения (фиг. 151-II, VIII). Выступающие патрубки, сдвинутые назад (фиг. 151-III, IV, V, VI), менее выгодны в отношении высоты мотора и максимальной скорости.

При размещении всасывающих патрубков в зализах (фиг. 151-VII) и передней кромке крыла необходимо учитывать изображения, относящиеся к входным участкам туннелей радиаторов (ч. 1, гл. VII, § 8, стр. 193).



Фиг. 152. Сечения выступающих всасывающих патрубков.

Для наилучшего использования скоростного надува плоскость входного отверстия патрубков должна быть расположена нормально к направлению набегающего потока с учетом скоса, вызванного влиянием деталей самолета и винта. Допустимое отклонение  $10\div 15^\circ$ .

Патрубки нельзя располагать за выступающими деталями в зонах, имеющих значительное падение полного напора. Это падение не должно превышать 5% скоростного напора. Входная площадь патрубка должна составлять не менее 80—100% площади входного сечения карбюратора.

Для уменьшения сопротивления и потерь напора лобовые патрубки следует размещать в зонах с наибольшим статическим давлением. Передняя кромка патрубка должна быть закруглена радиусом не менее 15 мм. Выступающие патрубки (фиг. 152-I) должны иметь обтекатель с радиусом закругления передней кромки не менее 10 мм. Для избежания засасывания пограничного слоя выступающий патрубок должен быть отодвинут от поверхности капота на  $10\div 30$  мм (фиг. 152-II). Если

патрубок не отодвинут от капота, то входное отверстие должно иметь вытянутую форму в направлении нормали к капоту (фиг. 152-III), так как в этом случае часть заторможенного потока меньше, чем у сечения, вытянутого в направлении касательной к капоту (фиг. 152-IV).

Продольные и поперечные сечения патрубков должны плавно вписываться в сечения фюзеляжа. Теоретический чертеж патрубков строят после составления теоретического чертежа фюзеляжа.

#### § 4. ВЫХЛОПНЫЕ ПАТРУБКИ

Термический коэффициент полезного действия современных двигателей весьма низок. Так, у дизелей он не превышает 34%, а у авиационных моторов — не более 25%. Причина заключается в том, что примерно 50% тепла, развиваемого топливом, теряется на охлаждение и 25% уходит вместе с выхлопными газами.

Ранее выхлопные патрубки делали в виде прямых труб постоянного сечения, нормальных к направлению потока. Изгибом патрубков по потоку и уменьшением к выходу их сечения можно создать дополнительную тягу, значительно превышающую сопротивление патрубков. Такие патрубки называются реактивными. Преимущества реактивных патрубков по сравнению с прямыми заключаются в следующем: увеличивается максимальная скорость, уменьшаются турбулентность и интерференция. Суженные отверстия реактивных патрубков лучше гасят пламя и уменьшают шум, температура выхлопных газов уменьшается пропорционально уменьшению давления и увеличению скорости выхлопных газов.

В реактивных патрубках гидравлические потери, так же как и противодавление на выходе выхлопных газов, больше, чем в прямых. Чем больше противодавление, тем больше выхлопных газов остается в цилиндрах, меньше коэффициент их наполнения и меньше мощность двигателя. Нормальным для всех цилиндров считается среднее противодавление 0,015 кг/см<sup>2</sup>, а для отдельных цилиндров допускается 0,022 кг/см<sup>2</sup>.

Несмотря на падение мощности вследствие увеличения противодавления, в конечном счете эффективная мощность увеличивается вследствие реактивного действия патрубков. Чем больше высота и скорость полета, тем больше приращение мощности от реактивного действия патрубков (фиг. 153).

Приращение скорости от реактивных патрубков приближенно определяют по формуле:

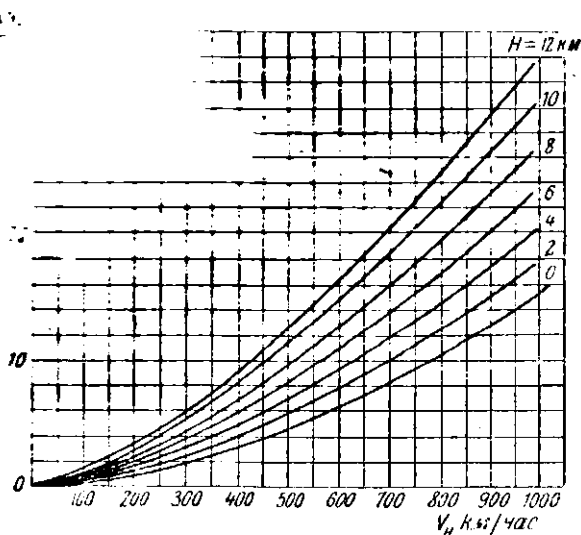
$$\Delta V_n \approx \frac{V_n}{3} \frac{\Delta N_e}{N_e}$$

В случае хорошо изготовленных патрубков мощность при работе на месте и разбеге вследствие увеличенного противодавления, отсутствия или же малой поступательной скорости по-

аздается, но не более, чем на 2—3%. Выгода от применения реактивных патрубков становится ощутительной при моторах мощностью свыше 1000 л. с. и скоростях полета, больших 500 км/час.

Патрубки могут быть индивидуальными для каждого отдельного цилиндра или же объединенными в коллектор для нескольких или всех цилиндров.

Объединение патрубков для всех цилиндров в один коллектор применялось, как правило, при моторах воздушного охлаж-



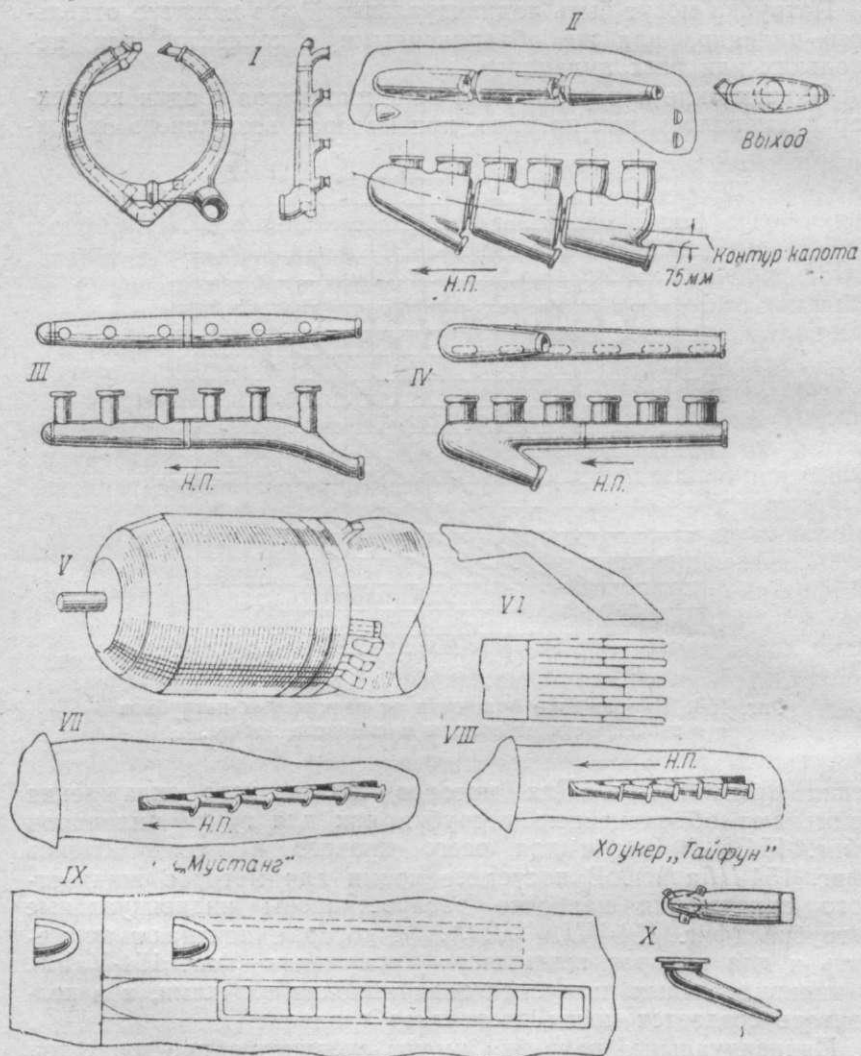
Фиг. 153. Приращение мощности от реактивных патрубков в зависимости от высоты и скорости полета.

ждения (фиг. 154-I). Для моторов жидкостного охлаждения применяют объединенные патрубки как для групп цилиндров (фиг. 154-II), так и для всего правого и левого блоков (фиг. 154-III и IV). В последнее время для моторов жидкостного охлаждения наиболее распространены индивидуальные патрубки (фиг. 154-VII, VIII, IX, X), которые начинают применять и для моторов воздушного охлаждения (фиг. 154-V, VI). В индивидуальных патрубках газы выходят толчками, а в коллекторе создается почти постоянное давление.

Индивидуальные патрубки имеют следующие преимущества перед объединенными в коллекторы: большее приращение мощности, меньший вес и более низкая температура. Преимущество индивидуальных патрубков перед коллекторами в отношении приращения мощности уменьшается с увеличением высоты полета (фиг. 155).

Основные недостатки открытых индивидуальных и, в особенности, объединенных коллектором реактивных патрубков заключаются в ослеплении летчика и демаскировке при ночных

полетах от накаливания при работе. Эти недостатки устраняют постановкой туннелей, которые, кроме понижения температуры и уменьшения яркости выхлопных газов, дают дополнительную тягу.



Фиг. 154. Типы реактивных патрубков.

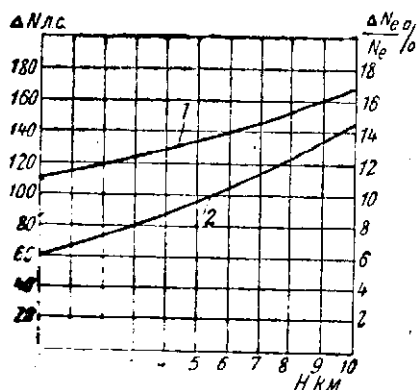
Для уменьшения веса выхлопных патрубков имеет большое значение применение тонкого материала при температуре выхлопных газов  $900 \div 1000^\circ \text{C}$ . Воздух входит в переднюю щель туннеля, обдувая выхлопные патрубки и коллектор, и выходит в заднюю щель, предохраняя обшивку фюзеляжа или gondoly.

от чрезмерного нагревания (фиг. 156-I и II). В туннелях размещают трубы для подогрева воздуха, поступающего в карбюратор или в переднюю кромку крыла, для предупреждения обледенения.

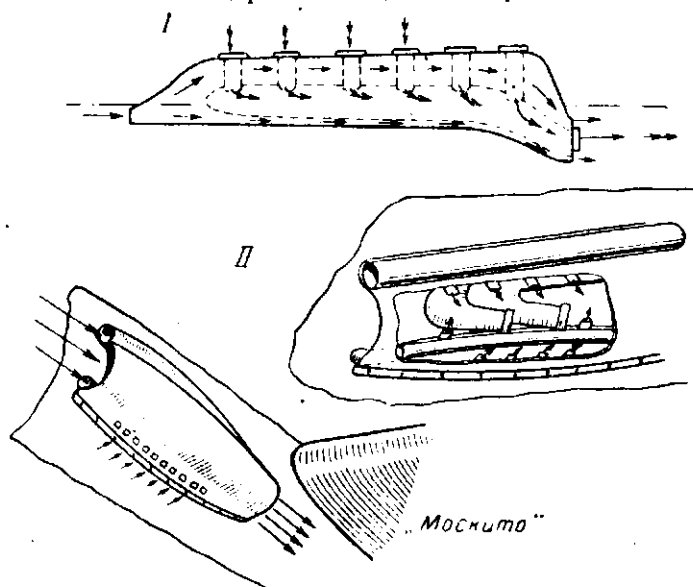
При варительном выборе размеров реактивных коллекторов можно руководствоваться следующими указаниями. Площадь реактивных коллекторов должна быть не менее 13—14 см<sup>2</sup> на 100 л. с. Для длинных реактивных коллекторов выходного сечения 28—30

мм. Коллектор 100 л. с. взлетной мощности и не должна превышать площади выхлопного окна мотора.

Объем кольцевого выхлопного коллектора должен быть равен 0,45—0,65 рабочего объема присоединенных цилиндров. Площадь поперечного сечения кол-



Фиг. 155. Приращение мощности от реактивных патрубков индивидуальных 1 и объединенных в коллектор 2.



Фиг. 156. Реактивные патрубки, размещенные в туннелях.

лектора должна составлять 25 см<sup>2</sup> на 100 л. с. номинальной мощности присоединенных до данного сечения цилиндров. Увеличивать сечения следует для длинных газоотводов и при слож-

ной конфигурации. Для уменьшения сопротивления необходимо сечениям внешней части коллектора придавать эллиптическую форму при отношении осей не более  $1,6 \div 1,65$ .

Внутренние радиусы изгибов должны быть не менее диаметра трубопроводов. Патрубки, отходящие от выхлопных окон цилиндров, должны иметь такую кривизну, чтобы газы входили в коллектор под углом не более  $45^\circ$ . В месте примыкания патрубков к коллектору закругление должно иметь радиус не менее  $12 \div 15$  мм. Выхлопные патрубки должны обдуваться по всей своей длине. Если патрубки закрыты капотом, то минимальное расстояние от их стенок до стенок капота должно быть не менее  $12 \div 15$  мм.

Расстояние от места выпуска выхлопных газов по их направлению до деревянных или покрытых полотном частей должно быть не менее 1000 мм. Коллектор с одним отводом необходимо располагать с той стороны фюзеляжа, где винт вращается сверху вниз. Выходные отверстия двойных коллекторов направляют в сторону закручивания струи винтом. Выходные отверстия должны быть по возможности заслонены от летчика и со стороны земли в целях маскировки и устранения ослепления при ночных полетах.

## § 5. ПОСТРОЕНИЕ КАНАЛОВ КАПОТОВ И РАДИАТОРОВ

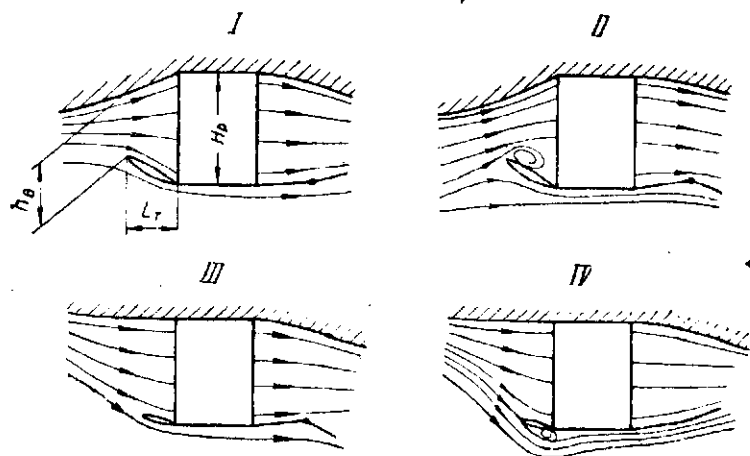
Для окончательного установления внешних форм фюзеляжей и гондол необходимо построение каналов капотов моторов воздушного охлаждения и радиаторов.

Нагревание воздуха, проходящего через соты радиаторов или между ребрами цилиндров, сопровождается неизбежной потерей напора и возникновением внутреннего сопротивления. Внутреннее сопротивление и потери напора возникают также во входном участке радиатора или капота; эти потери напора иногда превышают неизбежные потери при нагревании воздуха. На выходных участках туннелей потеря напора и сопротивление незначительны.

При проектировании туннелей и каналов основная задача заключается в сведении к минимуму потери напора и внутреннего сопротивления на входных участках, где, так же как и в обычном диффузоре, происходит преобразование кинетической энергии в потенциальную. По мере увеличения сечения входного канала давление увеличивается, а скорость уменьшается. Давления и скорости в одном и том же поперечном сечении входного канала различны. Давление меняется незначительно, а скорость имеет максимальную величину по оси канала и уменьшается у стенок вследствие трения. Если кинетическая энергия частиц воздуха, движущихся по периферии канала, недостаточна для преодоления давления, возникают обратные потоки. На поверхности раздела прямого и обратного потоков появляются вихри, начинается срыв потока со стенок

и, как следствие, происходят потери давления и увеличение сопротивления.

При длинном канале, малом входном отверстии и больших углах раскрытия основная масса воздуха идет по оси канала. По периферии сечения давление увеличивается, а скорость уменьшается и возникает возможность отрыва потока и вихреобразования. Крайние периферийные соты радиатора перестают работать, а у моторов воздушного охлаждения перегреваются головки цилиндров.



Фиг. 157. Влияние площади входа, длины входного участка и угла раскрытия на обтекание туннеля при малых и больших расходах.

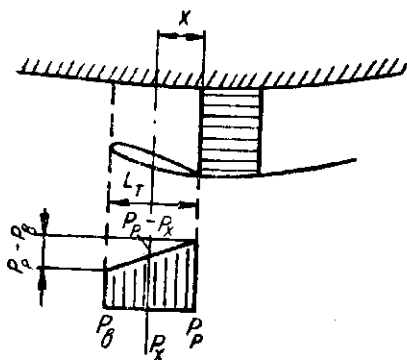
Неравномерность продувки радиатора или цилиндров мотора устраняют уменьшением длины входной части канала, угла его раскрытия и соответствующим увеличением площади входного отверстия.

Расход воздуха должен изменяться при различных режимах полета и работы мотора. Изменение расхода воздуха достигается изменением площади выходного отверстия. Длина входного участка, угол раскрытия и площадь входного отверстия в большой степени влияют на условия обтекания для внутреннего и внешнего потоков при переменных расходах воздуха.

Малое входное отверстие, удлиненный входной участок и большой угол раскрытия при малой площади выходного отверстия обеспечивают хорошее обтекание при малых коэффициентах расхода  $\alpha = \frac{W}{VF}$ ,

где  $W$  — секундный расход воздуха через туннель,  $V$  — скорость и  $F$  — сечение канала.

Увеличение расхода открытием заслонки и соответствующим увеличением выходного отверстия приводит в указанном случае (малое входное отверстие, удлиненный входной участок и большой угол раскрытия) к срыву потока с внутренней стенки входного участка (фиг. 157-II). Большое входное отверстие, малый угол раскрытия, короткий входной участок и большое выходное отверстие при открытой заслонке обеспечивают хорошее обтекание при больших расходах (фиг. 157-III). Однако при уменьшении расхода закрытием заслонки возникает срыв потока с внешней поверхности туннеля (фиг. 157-IV).



Фиг. 158. Канал с постоянным градиентом давления  $\frac{dp_x}{dx} = \text{const}$ .

На основании экспериментальных данных рекомендуется длину  $L_T$  (фиг. 157-I) входного участка туннельного радиатора, расположенного в носовой части фюзеляжа, делать равной

$$L_T = (1,2 \div 1,5) H_p,$$

а для радиаторов, расположенных под фюзеляжем около задней кромки крыла,

$$L_T = (1,2 \div 1,5) H_p - h_n,$$

где  $H_p$  — высота радиатора и  $h_n$  — высота входа. Длину входного участка капотов моторов воздушного охлаждения необходимо выбирать в тех же пределах,

если это допускает длина носка коленчатого вала или редуктора.

Для предупреждения отрыва потока необходимо во входной части канала избегать выступов или впадин и не допускать больших местных градиентов давления. Внутренние стенки канала профилируют таким образом, чтобы градиент давления по длине канала оставался постоянным. Это условие выполняется в том случае, когда градиент давления, равный тангенсу наклона кривой  $p = f(x)$ , постоянен, т. е. в случае линейной зависимости давления  $p$  от расстояния  $x$  до радиатора или плоскости, касательной к цилиндрам переднего ряда (фиг. 158).

Из уравнения прямой имеем следующую зависимость для давления в туннеле радиатора:

$$p_x - p_p = \frac{x}{L_T} (p_s - p_p), \quad (1)$$

где  $L_T$  — длина входного участка;

$p_s$  — давление во входном отверстии;

$p_p$  — давление перед фронтом радиатора;

$p_x$  — давление на расстоянии  $x$  от радиатора.

Пренебрегая потерями и считая течение воздуха в туннеле происходящим без отрыва от стенок, составляем условия равенства полных напоров в сечениях перед радиатором и на расстоянии  $x$  от него:

$$p_p + \rho \frac{V_p^2}{2} = p_x + \rho \frac{V_x^2}{2}. \quad (2)$$

Средние значения скоростей в рассматриваемых сечениях связаны уравнением неразрывности

$$V_p F_p = V_x F_x = W, \quad (3)$$

где  $F_p$  и  $F_x$  — площади соответствующих сечений;  
 $W$  — секундный расход.

Из равенства (2)

$$p_x - p_p = \rho \frac{V_p^2}{2} \left( 1 - \frac{V_x^2}{V_p^2} \right). \quad (4)$$

Подставляя из уравнения (3) отношение  $\frac{V_x^2}{V_p^2} = \frac{F_p^2}{F_x^2}$  в уравнение (4) и обозначая  $\frac{F_x^2}{F_p^2}$  через  $f_x^2$ , получаем

$$p_x - p_p = \rho \frac{V_p^2}{2} \left( 1 - \frac{1}{f_x^2} \right). \quad (5)$$

Для входного участка имеем соответственно

$$p_b - p_p = \rho \frac{V_p^2}{2} \left( 1 - \frac{1}{f_b^2} \right), \quad (6)$$

где

$$f_b = \frac{F_b}{F_p}.$$

Подставляя значения  $p_x - p_p$  и  $p_b - p_p$  из уравнений (5) и (6) в выражение (1), получаем:

$$1 - \frac{1}{f_x^2} = \frac{x}{L_T} \left( 1 - \frac{1}{f_b^2} \right), \quad (7)$$

откуда

$$f_x = \frac{F_x}{F_p} = f_b \sqrt{\frac{1}{f_b^2 - \frac{x}{L_T} (f_b^2 - 1)}}. \quad (8)$$

Аналогичное уравнение получаем и для капота мотора воздушного охлаждения:

$$f_x = \frac{F_x}{F_m} = f_v \sqrt{\frac{1}{f_v^2 - \frac{x}{L_T}(f_v^2 - 1)}},$$

где  $f_v = \frac{F_v}{F_m}$  и  $F_m$  — площадь кольцевого сечения перед цилиндрами.

Эти уравнения дают закон изменения площади сечения туннеля радиатора  $f_x = \frac{F_x}{F_p}$  или капота  $\frac{F_x}{F_m}$  в зависимости от  $x$  — расстояния до фронта радиатора или плоскости переднего ряда цилиндров при постоянном градиенте давления вдоль оси входного канала. Относительную площадь входного отверстия  $f_v = \frac{F_v}{F_p}$  или  $f_v = \frac{F_v}{F_m}$  выбирают на основании эксперимента. Для туннельных радиаторов, расположенных в передней части самолета под мотором,  $f_v = 0,35 \div 0,45$ ; при положении радиатора под фюзеляжем  $f_v = 0,3 \div 0,35$ . Если водяной радиатор находится за масляным, то  $f_v$  необходимо увеличить на  $12 \div 15\%$ . Для капотов моторов воздушного охлаждения

$$\frac{a}{f_v} = 0,4 \div 0,5,$$

где  $a = \frac{W}{V_{\max} S}$  — коэффициент расхода на  $V_{\max}$  и расчетной высоте,  $S$  — мидель мотора,  $W$  м<sup>3</sup>/сек — расход, потребный для охлаждения мотора (указываются в характеристике мотора).

Для определения изменения площадей сечения капота или туннеля вычисляют  $\frac{x}{L_T}$  для ряда значений  $x$ , которые берут чаще около радиатора или цилиндров мотора. Затем соответственно выбранной величине  $f_v$  определяют  $f_x$  (фиг. 159). Полученные значения  $f_x$  умножают на  $F_p$  или  $F_m$  для определения  $F_x$ .

**Пример 1.** Найти профиль входного участка капота мотора воздушного охлаждения, удовлетворяющий условию  $\frac{dp_x}{dx} = \text{const}$ , при следующих данных:

относительная площадь входного отверстия . . . . .	$f_v$
диаметр обдуваемой части мотора, м . . . . .	$D_m$
диаметр картера, м . . . . .	$D_k$
диаметр кока винта на входе в капот . . . . .	$d_k$
длина входного участка . . . . .	$L_T$

Решение. Площадь фронта мотора

$$F_M = \frac{\pi (D_M^2 - D_K^2)}{4} \quad (\text{Фиг. 160-I})$$

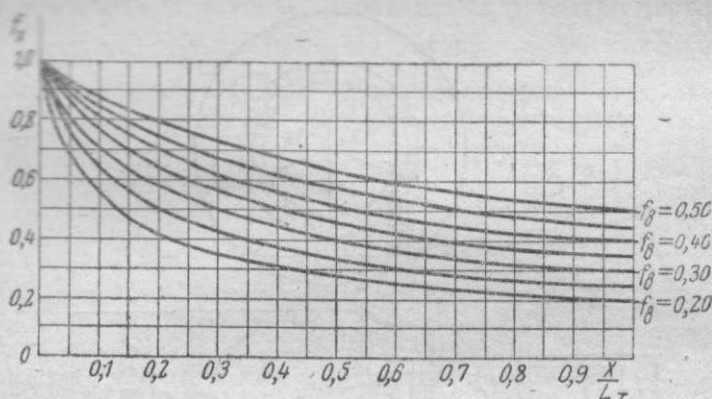
Площадь входного отверстия капота

$$F_B = f_B F_M.$$

Внутренний диаметр входного отверстия капота

$$D_B = \sqrt{\frac{4F_B}{\pi} + d_K^2}. \quad (\text{Фиг. 160-II})$$

По заданной величине  $f_B$  для ряда значений  $\frac{x}{L_T}$ , намеченных произвольно, но более часто у плоскости переднего ряда цилиндров, определяем



Фиг. 159. Изменение сечений входного участка, обеспечивающее постоянство градиента давления  $\frac{dp_x}{dx} = \text{const}$  при различных величинах относительного входа  $f_B$ .

$f_x, x, F_x$ . Для сечения кольцевого канала у мотора определяем средний диаметр (фиг. 160-I):

$$D_{\text{ср. м}} = \frac{D_M - D_K}{2} + D_K = \frac{D_M + D_K}{2}.$$

Определяем средний диаметр  $D_{\text{ср. в}}$  входного отверстия (фиг. 160-II)

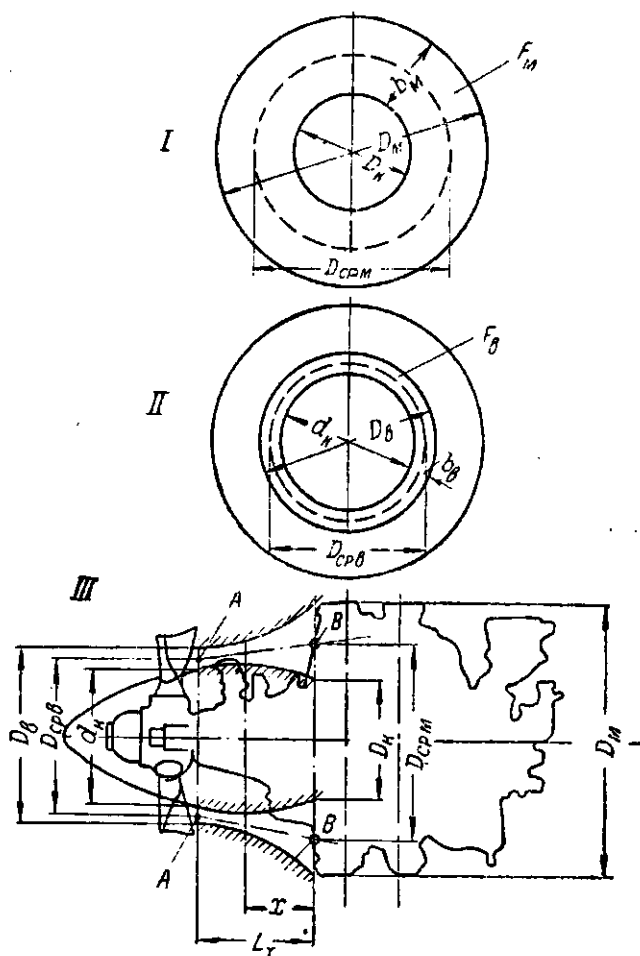
$$D_{\text{ср. в}} = \frac{D_B - d_K}{2} + d_K = \frac{D_B + d_K}{2}.$$

Наносим  $D_{\text{ср. м}}$  и  $D_{\text{ср. в}}$  на разрез капота (фиг. 160-III) и полученные точки А и В соединяем прямыми, которые принимаем за оси кольцевого канала капота. Зная  $D_{\text{ср}}$  для крайних сечений, определяем для всех намеченных значений  $x$  величины

$$D_{\text{ср. x}} = D_{\text{ср. в}} + \frac{(D_{\text{ср. м}} - D_{\text{ср. в}})(L_T - x)}{L_T}.$$

По величинам  $F_x$  и  $D_{ср x}$  определяем ширину кольцевого канала всех намеченных сечений:

$$b_x = \frac{F_x}{\pi D_{ср x}}$$



Фиг. 160. Пример построения профиля кольцевого входного участка капота мотора воздушного охлаждения.

Внешний и внутренний диаметры кольцевых сечений равны:

$$D_x = D_{ср x} + b_x;$$

$$d_x = D_{ср x} - b_x.$$

Профиль обтекателя ~~построят~~ ~~после~~ построения очертаний внутренней поверхности входной части капота.

**Пример 2.** Найти профиль входного участка туннеля радиатора, обеспечивающий  $\frac{dp_x}{dx} = \text{const}$ , при параллельных боковых стенках. Исходные данные:

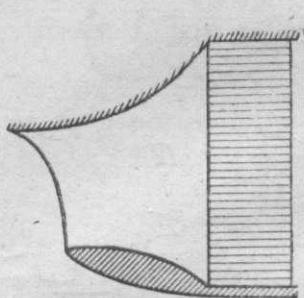
относительная площадь входного отверстия . . . . .	$f_n$
длина входного участка, м . . . . .	$L_T$
фронтальная площадь радиатора, м . . . . .	$F_p$
высота радиатора, м . . . . .	$H_p$

**Решение.** Ввиду того, что стенки туннеля параллельны и его ширина постоянна,

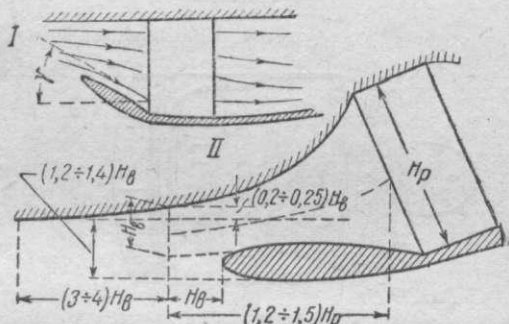
$$f_x = \frac{F_x}{F_p} = \frac{H_x}{H_p}$$

Для ряда произвольно выбранных  $\frac{x}{L_T}$  по фиг. 159 для заданного  $f_n$  находят  $f_x$ ,  $x$ ,  $H_x = f_x H_p$ , после чего строят профиль туннеля (фиг. 161).

На основании испытаний, проведенных в ЦАГИ, профилирование входной части канала по закону  $\frac{dp_x}{dx} = \text{const}$  обеспечивает безотрывное течение при всех коэффициентах расхода



Фиг. 161. Пример построения профиля входного участка туннеля радиатора.



Фиг. 162. Профили входного участка туннеля радиатора, расположенного под фюзеляжем и сдвинутого от его носа назад.

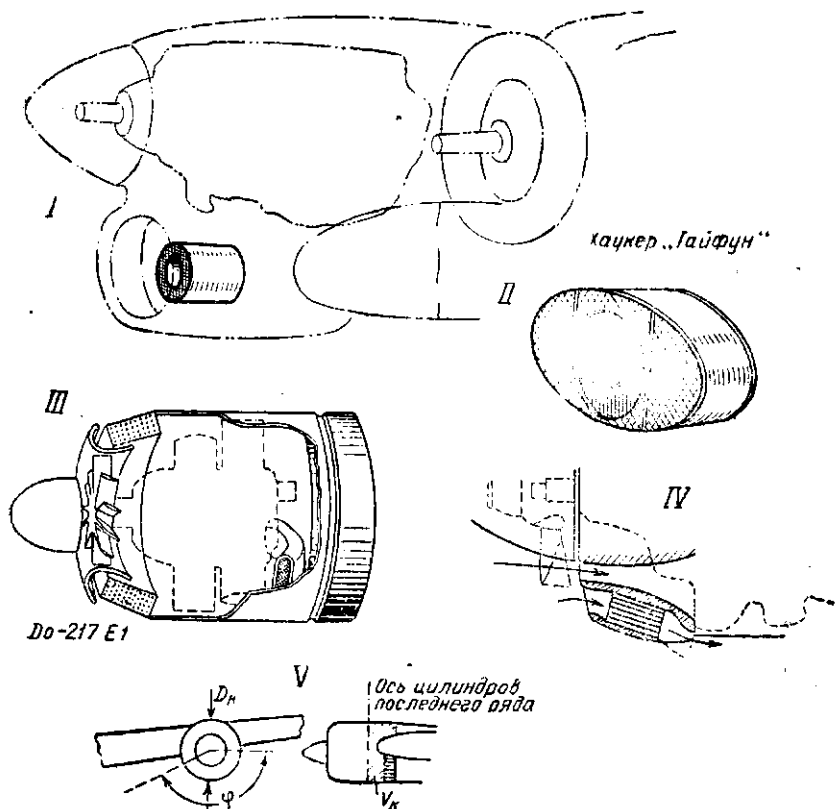
*I*—неправильно; *II*—правильно.

и увеличивает эти коэффициенты на 9 ÷ 13% по сравнению с каналами, имеющими прямолинейные очертания.

При значениях  $f_n < 0,4$  и одностороннем профилировании канала (фиг. 162-*I*) угол  $\gamma$  между криволинейной стенкой и осью крайних трубок становится чрезмерно большим. Струи, проходящие через нижние соты, при повороте теряют значительную часть напора. Поэтому необходимо профилировать обе стенки, причем желательно, чтобы кривизна стенок в каждом сечении была примерно одинаковой (фиг. 162-*II*). Необходимо, кроме того, чтобы высота части туннеля, выступающей из контуров самолета в виде спереди, была равна 120 ÷ 140%  $H_p$ .

У моторов жидкостного охлаждения масляные радиаторы монтируют в общих каналах вместе с жидкостными радиаторами (фиг. 163-I, II и 164-IV) или в отдельных (фиг. 164-I). В обоих случаях профилирование каналов производят по одному и тому же методу.

У моторов воздушного охлаждения масляные радиаторы иногда помещают внутри капота. Воздух подводят при по-



Фиг. 163. Примеры расположения масляных радиаторов.

мощи канала, проходящего между головками цилиндров. Недостаток этой установки заключается в чрезмерной длине входной части канала, затрудняющей его профилирование, а также в значительных изменениях направления потока.

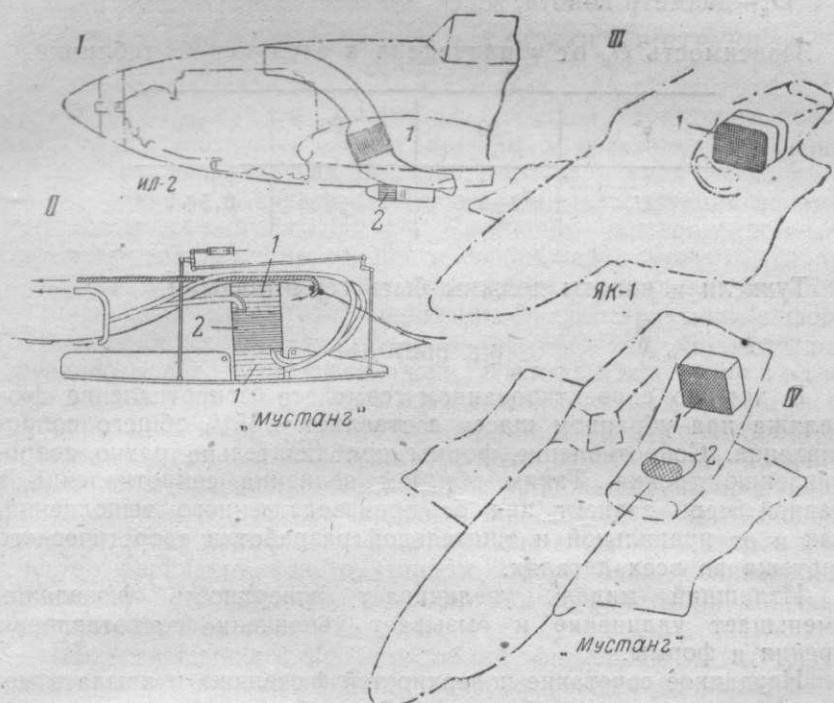
Более рациональна установка масляного радиатора в нормальном туннеле (фиг. 163-IV) или во входном участке капота (фиг. 163-III).

Выходную часть туннеля необходимо профилировать таким образом, чтобы при небольшом открытии заслонки не

получалось диффузора или во всяком случае угол раскрытия  $\alpha$  не превышал  $10 \div 12^\circ$ , а для капотов моторов воздушного охлаждения  $12 \div 15^\circ$ . Угол раскрытия определяют по формуле:

$$\alpha = 2 \arctg \frac{\sqrt{F_a} - \sqrt{F_x}}{2l_t},$$

где  $F_a$  — максимальная площадь выхода,  $\text{м}^2$ ;  
 $F_x$  — площадь узкого сечения диффузора,  $\text{м}^2$ ;  
 $l_t$  — длина выходного канала,  $\text{м}$ .



Фиг. 164. Примеры расположения радиаторов.

I — Ил-2; II и IV — Мустанг; III — Як-1.

1 — жидкостный радиатор; 2 — масляный радиатор.

На максимальной скорости положение заслонки должно совпадать с направлением струи, выходящей из радиатора и обтекающей его снаружи.

Для устранения бафтинга и срывов потока выходное отверстие туннеля радиатора не следует располагать на верхней поверхности крыла или фюзеляжа и в зализах. Выход воздуха из капотов моторов воздушного охлаждения не рекомендуется делать перед носком крыла, в зализы и на верхнюю поверхность крыла. В случае частичного выхода с центральным углом  $\phi$

(фиг. 163-V) относительный объем  $U_k$  уравнивающей воздушной камеры между цилиндрами и выходом должен быть достаточным для того, чтобы разница в температуре головок отдельных цилиндров не превышала 25% допустимого для мотора диапазона температур.

$$U_k = \frac{V_k}{\Phi D_k},$$

где  $U_k$ —объем уравнивающей камеры,  $m^3$ ;

$\Phi$ —эквивалентное отверстие мотора,  $m^2$ ;

$D_k$ —диаметр капота,  $m$ .

Зависимость  $U_k$  от  $\varphi$  приведена в следующей табличке.

$\varphi^\circ$	90	180	270
$U_k$	$2 \div 2,5$	$1,3 \div 1,5$	$0,5 \div 1$

Туннели и капоты должны быть герметичными.

## § 6. ВЫВОДЫ

В хорошо спроектированном самолете сопротивление фюзеляжа при убранном шасси составляет ~ 35% общего сопротивления. Сопротивление формы приблизительно равно сопротивлению трения. Таким образом величина сопротивления в равной мере зависит как от производственного выполнения, так и от правильной и тщательной разработки теоретического чертежа во всех деталях.

Излишний мидель увеличивает поверхность фюзеляжа, уменьшает удлинение и вызывает увеличение сопротивления трения и формы.

Неудачное сочетание поверхностей фюзеляжа и крыла в месте их сопряжения требует устройства больших зализов, которые не могут полностью устранить интерференцию, но в то же время утяжеляют конструкцию. Интерференция крыла и фюзеляжа увеличивает сопротивление и понижает эффективность хвостового оперения, а также может послужить причиной вибраций типа бафтинг.

Не менее важны тщательная разработка формы надстроек и выбор их наиболее выгодного местоположения. Форма фонарей влияет не только на сопротивление, но и на обзор. Всасывающие патрубки влияют на высотность мотора, максимальную скорость и обзор из кабины экипажа одномоторных самолетов. Правильно спроектированные выхлопные патрубки увеличивают максимальную скорость самолета и исключают возможность попадания выхлопных газов в кабину.

Положение и форма каналов туннелей влияют на сопротивление и на работу системы охлаждения. Все детали внешней формы фюзеляжа должны быть увязаны с теоретическим чертежом. Расположение фонаря и радиаторов необходимо наметить заранее для построения дополнительных сечений в соответствующих местах.

### Глава III

## КОНСТРУКТИВНЫЕ ФОРМЫ ФЮЗЕЛЯЖЕЙ

### § 1. КЛАССИФИКАЦИЯ И ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ ФЮЗЕЛЯЖЕЙ

В конструктивном отношении наиболее характерна хвостовая часть фюзеляжа между крылом и хвостовым оперением. На остальных участках имеются вырезы, и туда подходят сосредоточенные нагрузки, вследствие чего конструкция не имеет ясно выраженного характера. Различные эксплуатационные и производственные требования и соображения могут быть причиной изменения характера конструкции фюзеляжа по длине.

Основным элементом, влияющим на конструктивную форму существующих фюзеляжей, является обшивка. Поэтому надо различать два типа фюзеляжей: фюзеляжи с полотняной обшивкой и фюзеляжи с жесткой обшивкой. У первых изгиб и кручение воспринимает внутренняя пространственная ферма, а у вторых обшивка работает при кручении; изгиб же в основном воспринимает продольный набор при различной степени участия наружной жесткой обшивки. Фюзеляжи второго типа наиболее распространены и имеют большее количество вариантов конструктивного оформления, отличающихся различной степенью участия обшивки в работе на сжатие и растяжение при изгибе.

По сравнению с крылом, объем фюзеляжа используют в значительно большей степени для размещения экипажа, вооружения, пассажиров, нагрузки. Но по условиям компоновки не может быть использована для размещения даже нерасходуемых в полете грузов примерно треть длины фюзеляжа — хвостовая часть, в которую, однако, необходим проход изнутри или легкий доступ снаружи.

Основное преимущество фюзеляжей с жесткой обшивкой по сравнению с ферменными фюзеляжами заключается в лучшем использовании внутреннего объема для размещения экипажа, грузов, вооружения, топлива и пр. Ферменные фюзеляжи, загроможденные внутри силовыми элементами, не позволяют полностью использовать объем фюзеляжа. Фюзеляжи с жесткой обшивкой, кроме того, обладают большей живучестью, большей жесткостью на кручение, лучшими формами и состоянием поверхности.

Основной недостаток фюзеляжей с жесткой обшивкой — трудность доступа для клепки и установки оборудования, особенно у самолетов малого тоннажа. Этот недостаток может быть легко устранен устройством в фюзеляже технологических и конструктивных разъемов и люков.

В дальнейшем, при анализе основных типов конструкции фюзеляжей, рассматриваются участки без вырезов и сосредоточенных местных нагрузок.

## § 2. ФЮЗЕЛЯЖИ С ПОЛОТНЯНОЙ ОБШИВКОЙ

Существуют три основных типа таких фюзеляжей: ферменные расчалочные, ферменные раскосные и геодезические.

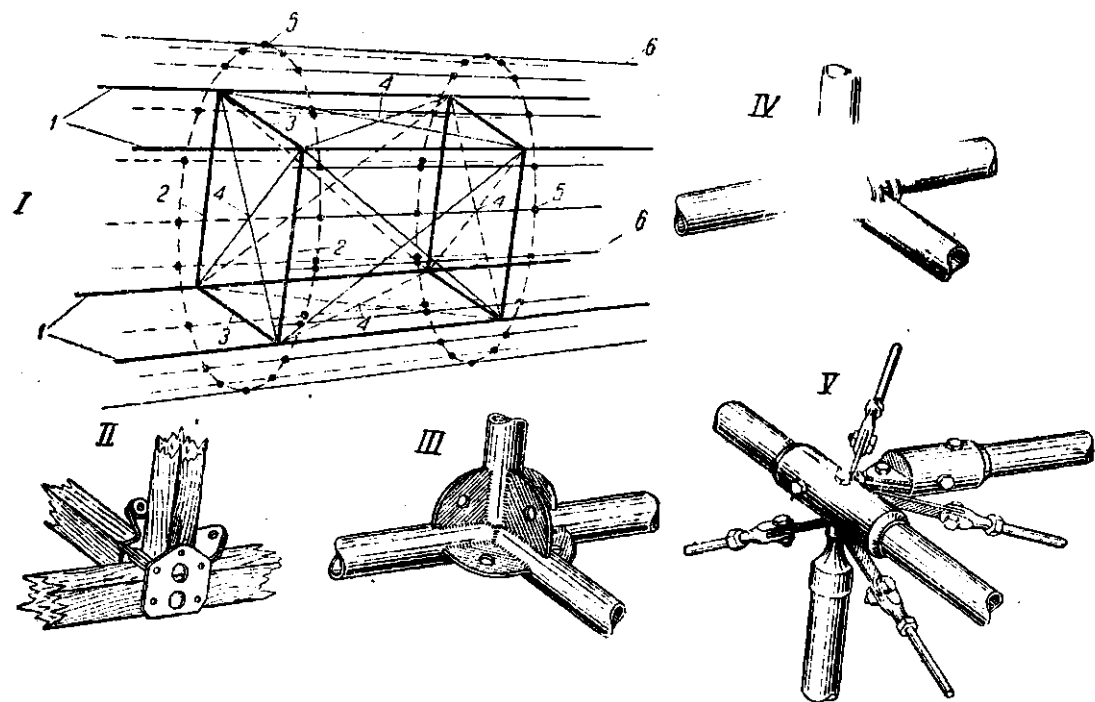
Силовой набор ферменного расчалочного фюзеляжа (фиг. 165-I) состоит из четырех лонжеронов 1, стоек 2, распорок 3 и расчалочных крестов 4 в шести плоскостях каждой панели. Для придания сечения фюзеляжа овальной формы служат ободы 5, устанавливаемые в плоскости стоек и между ними, а также стрингеры 6, поверх которых фюзеляж покрывают полотном.

Лонжероны, стойки и распорки могут быть изготовлены из деревянных брусков, дуралюминовых профилей, дуралюминовых или стальных труб. Расчалки представляют собою стальные ленты с резьбой на концах или проволоку, натягиваемую при помощи тандеров. Ободы и стрингеры изготовлены из дуралюмина, дерева или тонких стальных трубок.

Типовые узлы расчалочных фюзеляжей при изготовлении их из дерева (фиг. 165-II), стальных углеродистых труб при помощи сварки (фиг. 165-III и IV) и высокосортных стальных закаленных труб на болтах (фиг. 165-V) — чрезвычайно просты для изготовления и ремонта. По сравнению со сварными узлами (фиг. 165-III, IV) узлы, собранные на болтах и муфтах (фиг. 165-V), выгоднее, потому что позволяют применять высокосортные закаленные в отдельности трубы и не требуют правки, неизбежной при сварке, а также потому, что приспособления для сборки проще, чем для сварки. Такая конструкция, не требующая высококвалифицированных сборщиков, дает возможность расширения производства, что очень важно в военное время.

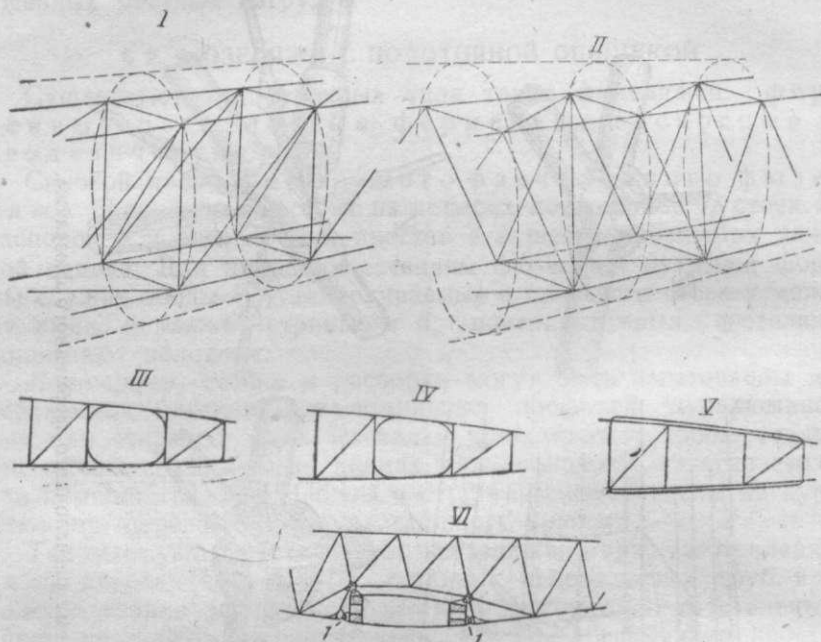
Основные преимущества расчалочных фюзеляжей: простота ремонта и изготовления, удобство монтажа, осмотра и ремонта оборудования, малый вес.

К числу недостатков относятся: стеснение внутреннего объема поперечными расчалками, затрудняющими размещение грузов, необходимость периодической регулировки путем подтягивания ослабевших расчалок, уязвимость, большое количество мелких деталей при болтовых соединениях, меньшая жесткость на кручение по сравнению с фюзеляжами с жесткой обшивкой.



Фиг. 165. Схема расчалочного ферменного фюзеляжа.

Некоторые современные истребители применяют раскосные ферменные фюзеляжи, в которых вместо расчалочных крестов установлены диагонали из труб, воспринимающие и растяжение и сжатие (фиг. 166-I). Стойки и раскосы могут быть заменены треугольной решеткой (фиг. 166-II). Имеются фюзеляжи с раскосными вертикальными и расчалочными горизонтальными фермами.

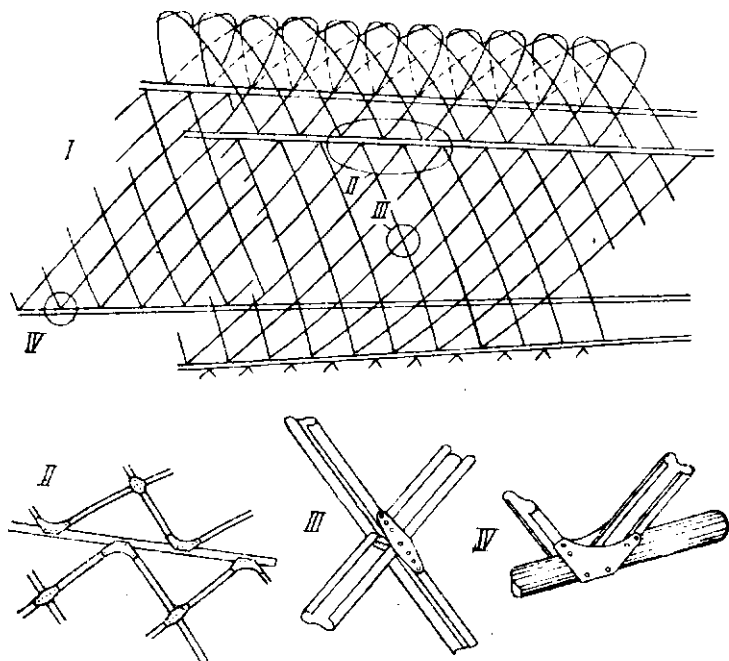


Фиг. 166. Схемы панелей раскосных ферменных фюзеляжей.

Фюзеляжи изготавливают из высокосортных стальных труб, соединенных сваркой.

По сравнению с расчалочными раскосные фюзеляжи обладают большей жесткостью на изгиб и кручение, не требуют периодической регулировки и позволяют более удобно размещать грузы. Это последнее обстоятельство является одной из причин применения раскосных фюзеляжей чаще только для передней части, включая кабины, и реже по всей длине. Основное соображение в пользу стальных ферменных фюзеляжей — дефицитность дуралюмина. В производственном отношении раскосные ферменные фюзеляжи значительно сложнее, чем расчалочные, требуют более сложных стапелей и высококвалифицированных сварщиков. Сварка в стапелях все же не гарантирует от брака вследствие появления трещин или пережога из-за малой толщины труб. Ремонт этих фюзеляжей сложнее, чем расчалочных, изготавливаемых из толстостенных мягких труб.

Наиболее ответственным местом ферменных фюзеляжей являются кабины экипажа, в которых приходится выкидывать один или два верхних раскоса. Для передачи усилий по верхней ферме фюзеляжа на участке кабин ее заменяют рамой из целого кольца (фиг. 166-III), или отдельных изогнутых труб в углах (фиг. 166-IV), или же усиливают верхние лонжероны (фиг. 166-V) на участке кабины и в ближайших панелях.



Фиг. 167. Схема геодезического фюзеляжа.

Для установки баков раскосы в нижних или верхних фермах делают съемными.

При нижнем расположении свободнонесущего крыла нижние лонжероны фюзеляжа поднимают над верхними полками лонжеронов центроплана. Ослабление фюзеляжа вследствие понижения высоты боковых ферм можно компенсировать установкой дополнительных узлов I, связывающих через крыло передние и задние участки нижних лонжеронов (фиг. 166-VI).

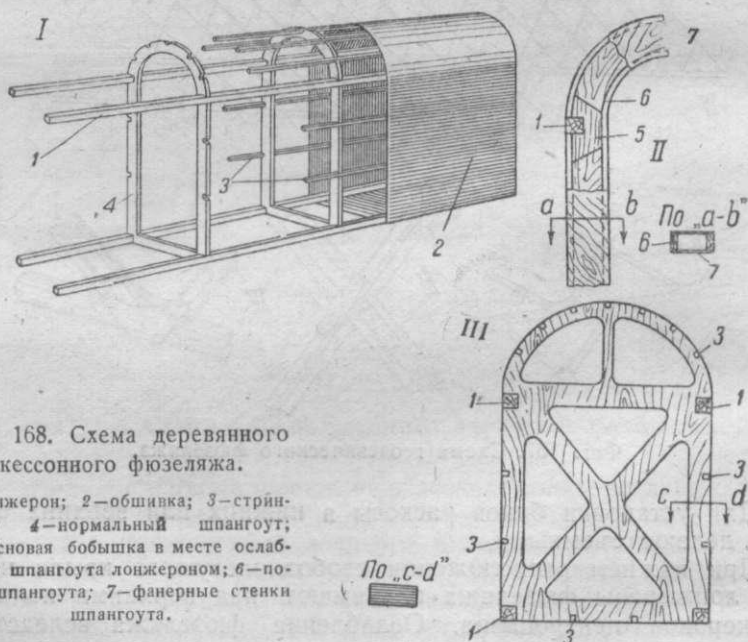
В местах подхода больших сосредоточенных сил от крыла, шасси, мотора, хвостового оперения, а также в пределах кабин и вырезов, расчалки следует заменять раскосами.

Принцип работы геодезической конструкции был рассмотрен при описании геодезического крыла (см. ч. I, гл. V, § 9). Геодезический фюзеляж (фиг. 167) состоит из четырех лонжеронов и четырех панелей, составленных из косых, изогнутых пересекающихся стержней. Этот тип конструкции

более рационален для фюзеляжа, чем для крыла. В обоих случаях, однако, полотняная обшивка не обеспечивает гладкой наружной поверхности вследствие провисания в середине отдельных ячеек и перегибов по их контуру. Для придания поперечным сечениям фюзеляжа желательной формы необходимо незначительное количество поперечных рам — шпангоутов, не стесняющих объема фюзеляжа и прохода внутри. Геодезический фюзеляж прост в производственном отношении и удобен для установки оборудования. Большие сосредоточенные силы необходимо передавать на усиленные шпангоуты и лонжероны, распределяющие их на косые элементы панелей.

### § 3. ФЮЗЕЛЯЖИ С ЖЕСТКОЙ ОБШИВКОЙ

Кессонные, или рамные, фюзеляжи изготавливают преимущественно из дерева. Кессонный фюзеляж, так же как и



Фиг. 168. Схема деревянного кессонного фюзеляжа.

1—лонжерон; 2—обшивка; 3—стрингеры; 4—нормальный шпангоут; 5—сосновая бобышка в месте ослабления шпангоута лонжероном; 6—попояса шпангоута; 7—фанерные стенки шпангоута.

ферменный, имеет мощные лонжероны 1, воспринимающие изгиб (фиг. 168-I). Жесткая листовая обшивка 2, подкрепленная стрингерами 3, заменяет расчалки ферменного фюзеляжа и работает при изгибе и кручении. Для подкрепления обшивки в поперечном направлении служат нормальные шпангоуты 4. Сосредоточенные нагрузки от крыльев, моторамы, шасси, оперения воспринимают усиленные шпангоуты (фиг. 168-III), склеенные из листов фанеры. Для улучшения формы верхняя часть фюзеляжа образована конической поверхностью, что также увеличивает его жесткость. Стенки и низ фюзеляжа плоские.

Нормальные шпангоуты (фиг. 168-II) имеют форму ободов коробчатого сечения без раскосов и совершенно не стесняют прохода внутри фюзеляжа. Вырезы в слабо работающей обшивке не ослабляют фюзеляжа при соответствующей окантовке или установке раскосов. Кессонный фюзеляж прост в изготовлении, так как допускает обшивку из листового материала, и по сравнению с ферменным обладает большей живучестью.

Основные недостатки кессонных фюзеляжей заключаются в большом весе вследствие слабо работающей плоской обшивки и необходимости подкрепления ее для увеличения устойчивости, а также в большом аэродинамическом сопротивлении вследствие плохой формы поперечного сечения.

Металлические кессонные фюзеляжи могут быть обшиты гофром с волнами, направленными по длине фюзеляжа. Это устраняет необходимость подкрепления обшивки стрингерами. Лонжероны таких фюзеляжей делают из труб, усиленные и нормальные шпангоуты — из труб или профилей. Вследствие большего аэродинамического сопротивления гофра по сравнению с плоской обшивкой (длина развертки волны гофра превышает длину волны приблизительно на 30—35%), значительно возрастающего при косой обдувке, обшивка гофром в настоящее время не применяется.

В местах вырезов обшивки для кабин необходимы окантовки по контуру вырезов. Стенки в местах подхода больших сосредоточенных сил от усиленных шпангоутов усиливают раскосами, соединенными с наружной обшивкой.

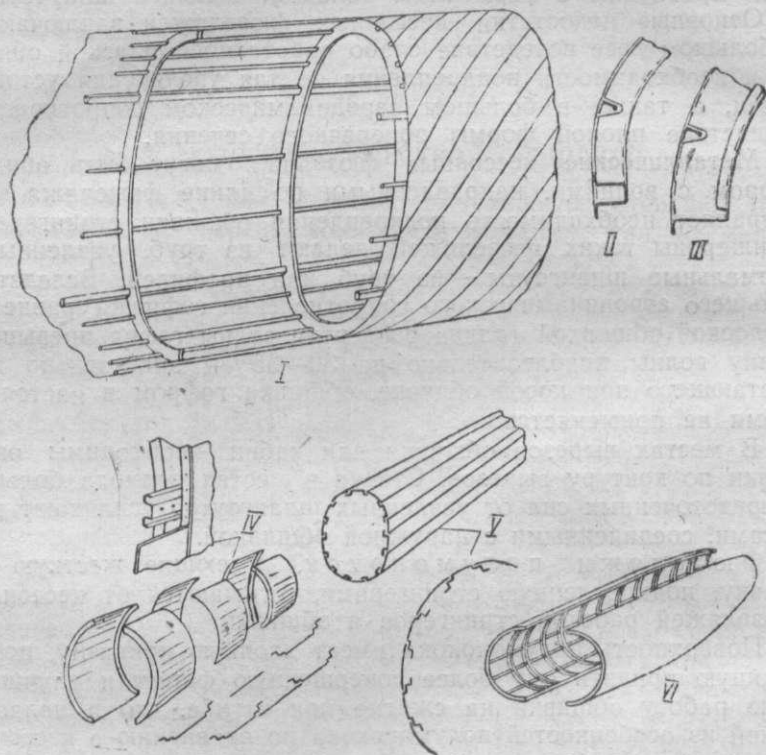
Фюзеляжи полумонокок, имеющие жесткую обшивку, подкрепленную стрингерами, отличаются от кессонных фюзеляжей работой стрингеров и обшивки.

Поверхность полумонокока имеет двоякую кривизну, позволяющую придать ему более совершенную форму и улучшающую работу обшивки на сжатие при изгибе, что и является одной из особенностей полумонокока по сравнению с кессоном. С другой стороны, поверхность двоякой кривизны нельзя покрывать листовым материалом без предварительной штамповки. При деревянной обшивке (фиг. 169-I) применяют выклейку из однослойных полос шпона, расположенных под  $45^\circ$  к оси фюзеляжа. Выклейку ведут последовательными слоями, причем направление волокон одного слоя составляет  $90^\circ$  с волокнами соседних слоев. Такая обшивка лучше работает на срез, чем при направлении волокон шпона вдоль оси фюзеляжа.

Толщину обшивки меняют по длине фюзеляжа в зависимости от перерезывающих сил и изгибающих моментов. В местах, где имеются вырезы, толщину обшивки увеличивают.

Стрингеры, подкрепляющие обшивку и, в свою очередь, подкрепленные ею, работают при изгибе не только на растяжение, но и на сжатие, разгружая таким образом лонжероны. На верхних и нижних панелях стрингеры ставят чаще, чем на боковых.

В весовом отношении выгодна комбинация тонкой металлической обшивки с часто расположенными стрингерами. Однако тонкая обшивка даже в ненагруженном состоянии имеет вмятины и не обеспечивает плавной поверхности. Поэтому на практике применяют толстую металлическую обшивку с более редко расставленными стрингерами. Расстояние между стрин-



Фиг. 169. Схемы фюзеляжей полумонок.

I—деревянный фюзеляж с обшивкой из березового шпона; II и III—типы шпангоутов металлических фюзеляжей; IV—фюзеляж Me-109 и Me-110 из плоских и фасонных полуколец; V—фюзеляж Арадо из плоских и фасонных продольных элементов; VI—фюзеляж из пластмассы.

герами колеблется в пределах  $150 \div 200$  толщин обшивки, а отношение площади сечения обшивки (относящейся к данному стрингеру) к площади сечения стрингера изменяется в пределах  $\frac{f_o}{f_c} = 0,5 \div 2,0$ .

В деревянных фюзеляжах обшивку менее, чем из четырех слоев шпона ( $\delta \approx 3,0$  мм), не применяют, а в наиболее нагруженных участках доводят до 11—12 слоев при общей толщине  $\delta \approx 9,5 \div 10,0$  мм (с учетом клея, шпаклевки, наружного слоя маризетовой ткани на нитроклее, наружной и внутренней окраски).

Нормальные и усиленные шпангоуты деревянных фюзеляжей по типу конструкции подобны шпангоутам кессонных фюзеляжей, отличаясь от них лишь формой.

В металлических полумонококах шпангоуты делают из открытых профилей (фиг. 169-II и III). После склепывания усиленных шпангоутов с обшивкой эти сечения могут превращаться в закрытые (фиг. 169-IV). Расстояния между шпангоутами делают в 2—3 раза больше расстояний между стрингерами.

В деревянных фюзеляжах шпангоуты, так же как стрингеры, непосредственно скрепляют с обшивкой. Этот тип является наиболее распространенным и для металлических шпангоутов.

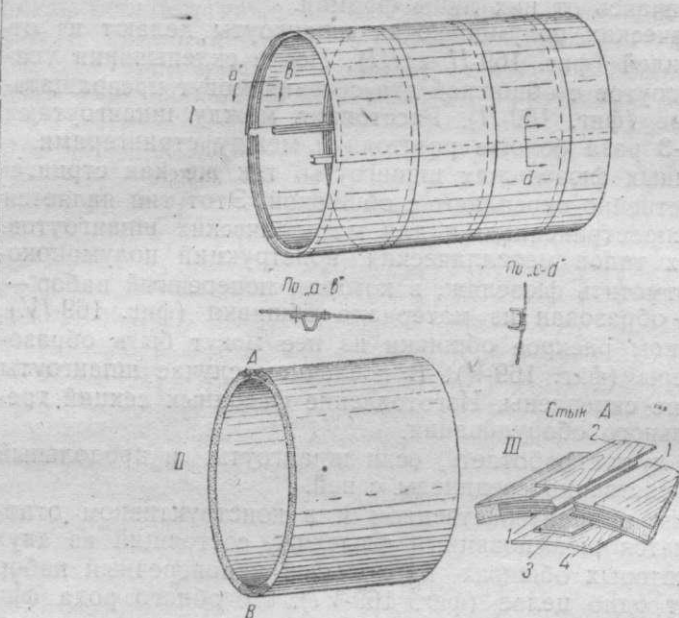
Из особых типов металлических конструкций полумонококов можно отметить фюзеляж, в котором поперечный набор — шпангоуты — образован из материала обшивки (фиг. 169-IV). При продольном раскрое обшивки из нее могут быть образованы стрингеры (фиг. 169-V). В последнем случае шпангоуты с обшивкой не скреплены. Изготовление фасонных секций требует специального оборудования.

Обшивка лучше работает, если шпангоуты и продольный набор непосредственно соединены с ней.

Наилучшим в производственном и в конструктивном отношении является штампованный фюзеляж, состоящий из двух половин, в которых обшивка, продольный и поперечный набор представляют одно целое (фиг. 169-VI). Подобного рода фюзеляжи, вероятно, будут в дальнейшем изготавливаться из пластмасс при усовершенствовании производственных процессов и повышении механических качеств материала пластиков.

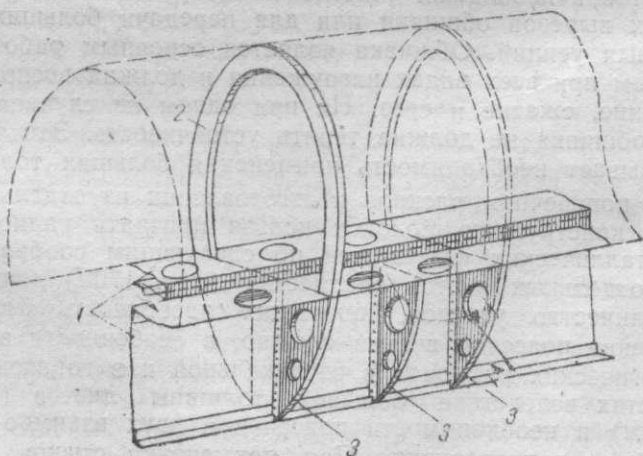
Фюзеляж монокок (фиг. 170-I) состоит из обшивки, шпангоутов и небольших участков лонжеронов или стрингеров в местах вырезов обшивки или для передачи больших сосредоточенных усилий. Обшивка является основным работающим элементом при всех видах нагружения и должна воспринимать растяжение, сжатие и срез. Ни при одном из случаев нагружения обшивка не должна терять устойчивость. Это требование вызывает необходимость применения больших толщин.

При поперечном раскрое и изготовлении из отдельных полуколец конструкцию монокок нельзя признать рациональной для металлических фюзеляжей по следующим соображениям. Стыки отдельных листов внахлестку (фиг. 170-I) дают большое количество уступов, портящих поверхность фюзеляжа. Применение подсечки весьма сложно, в особенности в местах технологических разъемов в вертикальной и в горизонтальной плоскостях вследствие большой толщины листов ( $\delta \approx 2,5 \div 4,0$  мм) и необходимости подсечки в двух взаимно перпендикулярных направлениях. При применении стыков впритык необходимы мощные продольные и поперечные накладки. Продольный раскрой листов для монокока непригоден, так как не позволяет достаточно часто изменять толщину обшивки по длине фюзеляжа.



Фиг. 170. Схемы фюзеляжей монокок.

I—дуралюминовый фюзеляж типа Вальти; II—деревянный фюзеляж типа Де-Хэвилленд «Москито».



Фиг. 171. Принципиальная схема балочного фюзеляжа самолета Белл «Эракобра».

Металлический монокок тяжелее полумонокока, чем объясняется малое распространение конструкции этого типа.

Дерево позволяет решить задачу конструкции монокока значительно лучше, чем дуралюмин. Меньший удельный вес дерева допускает значительную толщину скорлупы, обеспечивающую устойчивость и плавность поверхности. Однако толстая однородная по толщине дегевая скорлупа тяжела. Наиболее рациональна скорлупа, состоящая из наружного, и внутреннего слоев фанеры с заполнением из легкого дерева — бальзы (фиг. 170-II), имеющей удельный вес  $\gamma=0,16$ , т. е. меньший, чем у пробки ( $\gamma=0,25$ ). Слой бальзы склеен с наружными и внутренними работающими слоями и обеспечивает их устойчивость. Скорлупу и шпангоуты изготовляют из двух частей с разъемом по вертикальной плоскости. Половину скорлупы вместе с половинами шпангоутов собирают отдельно и устанавливают заранее все оборудование правого и левого бортов фюзеляжа. Стык скорлупы (фиг. 170-III) производят посредством фанерных прокладок 1 с пазом и трех накладок, из которых одна 2 наружная и две внутренних 3, 4. Фюзеляжи подобного типа разработаны английской фирмой Де-Хэвилленд и с успехом применены на ряде самолетов. Вместо бальзы может применяться другой легкий наполнитель.

Балочный фюзеляж (фиг. 171) состоит из двух продольных балок 1 со сплошной стенкой, воспринимающих изгибающий момент и перерезывающую силу. Балки по длине соединены между собою перемычками и шпангоутами, из которых один 2, находящийся за кабиной, усилен и служит для защиты экипажа при капоте. Нижняя часть обшивки фюзеляжа до уровня высоты балок укреплена к кронштейнам 3, служащим одновременно стойками жесткости балок. Верхняя часть обшивки съемная и лишь отчасти воспринимает кручение.

В балочном фюзеляже по-новому решены вопросы восприятия изгиба, кручения, а также упрощения сборки. Нижняя часть фюзеляжа — балка — проста в производстве и позволяет открыто монтировать все вооружение, оборудование и мотор. Отдельные съемные панели верхней части фюзеляжа создают исключительно удобный доступ при ремонте и осмотре самолета.

#### § 4. ИЗМЕНЕНИЕ ТИПА КОНСТРУКЦИИ ФЮЗЕЛЯЖА ПО ДЛИНЕ И ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ РАЗЪЕМЫ

При компоновке силовой части фюзеляжа тип конструкции, а иногда и материал изменяют по его длине. В средней части расчалочных и кессонных фюзеляжей в вертикальных фермах и балках устанавливают раскосы для восприятия больших сосредоточенных нагрузок от крыла и шасси. Таким образом на данном участке превращают расчалочный фюзеляж в раскосный, а кессонный — в ферменный с жесткой обшивкой.

В одномоторных истребителях переднюю часть фюзеляжей от противопожарной перегородки до заднего шпангоута кабины делают сварной раскосной из стальных труб для облегчения доступа при изготовлении, установке вооружения, оборудования, управления, при ремонте и осмотре. При этом хвостовая часть может быть сделана в виде отъемного полумонокока из дерева или дуралюмина. Изготовление фюзеляжа из двух частей по длине позволяет расширить фронт работы и значительно облегчает доступ при сборке хвостового полумонокока.

В самолете Белл «Эракобра» на участке от винта до мотора и его оборудования включительно фюзеляж представляет собою балку со съёмными верхними обтекателями, а хвостовая часть, в которой проходит только одно управление, представляет собою полумонокок. Этим достигается упрощение сборки, эксплуатации, монтажа и демонтажа винтомоторной группы.

В фюзеляжах тяжелых самолетов для упрощения транспортировки по железным дорогам необходимы разъемные стыки по длине. Обычно фюзеляж делят на три части: носовую, среднюю, иногда включающую центроплан, и заднюю (фиг. 172). В некоторых случаях выделяют, кроме того, хвостовой отсек вместе с оперением.

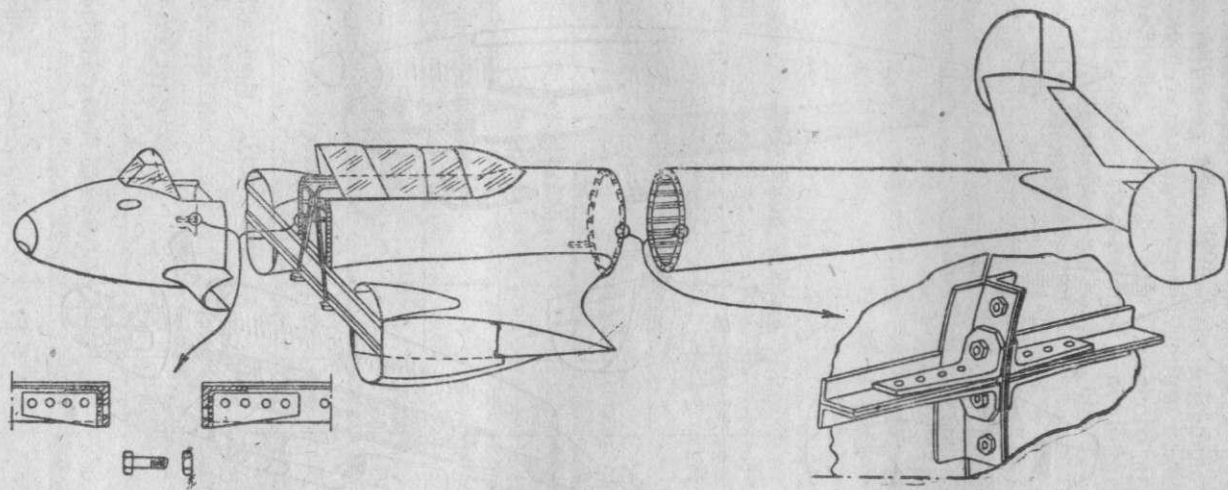
При выборе количества разъемов необходимо учитывать, что наряду с положительными данными (расширение фронта работ, облегчение сборки агрегатов и установки оборудования) увеличивается вес, требуются точные приспособления для обеспечения взаимозаменяемости.

## § 5. ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ РАЗЪЕМЫ ФЮЗЕЛЯЖА

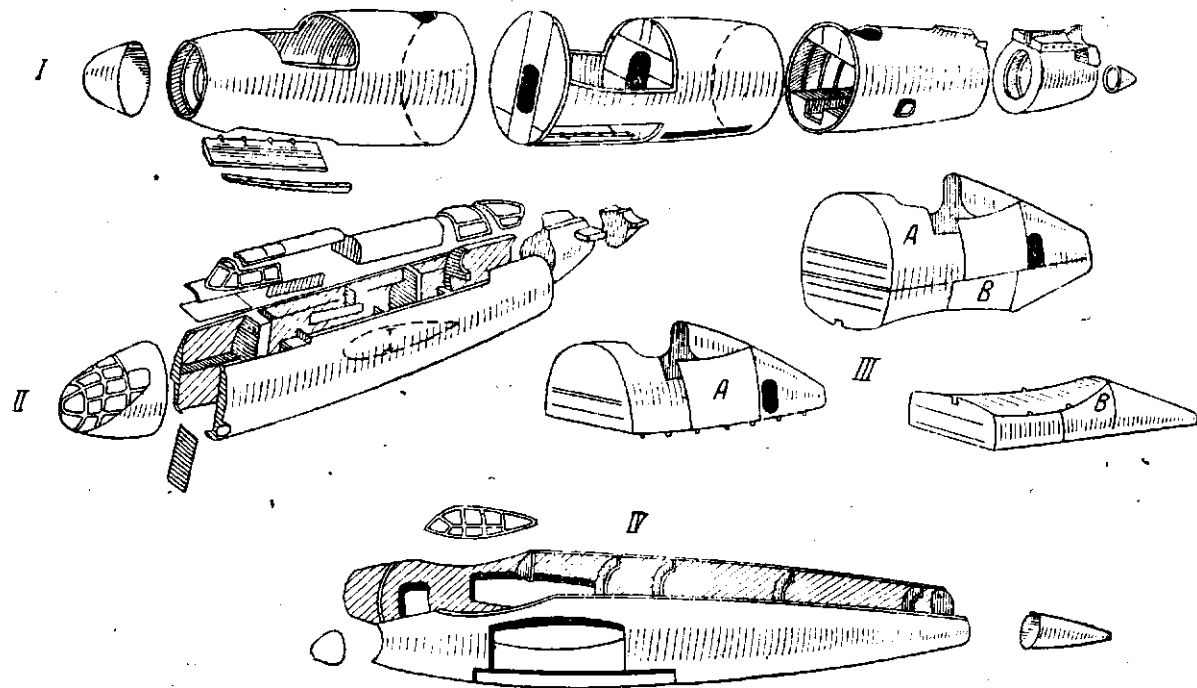
Фюзеляжи с жесткой металлической обшивкой должны быть открыты, доступны для клепки с обеих сторон не только вручную, но и при помощи клепальных машин, значительно упрощающих, ускоряющих и удешевляющих клепальные работы. Это требование особенно важно для самолетов малого тоннажа, в фюзеляжах которых из-за тесноты затруднительна даже ручная клепка.

Создание технологических разъемов, превращающихся после окончательной сборки в неразъемные соединения, упрощает производство фюзеляжей с жесткой обшивкой.

Для фюзеляжей самолетов большого тоннажа необходимы технологические разъемы поперечными плоскостями (фиг. 173-I). В свою очередь каждая из секций фюзеляжа может состоять из двух половин со стыками в вертикальной или горизонтальной плоскостях. Короткие секции (фиг. 173-I) могут быть легко изготовлены без дополнительных разъемов. Для длинных секций приходится делать съёмные верхние панели (фиг. 173-II). Для самолетов малого тоннажа неизбежен разъем горизонтальной (фиг. 173-II) или вертикальной (фиг. 173-IV) плоскостями.



Фиг. 172. Разъемные стыки фюзеляжа двухмоторного самолета Потез 63.



Фиг. 173. Технологические разрезы фюзеляжей.

I—разрезы поперечными плоскостями; II—разрезы поперечными и продольными плоскостями; III—разрез продольной горизонтальной плоскостью; IV—разрез поперечными и продольной вертикальной плоскостями.

## § 6. ВЫВОДЫ

Приблизительную оценку фюзеляжей различного типа при изготовлении их из двух основных материалов — дерева и металла — можно сделать по следующим показателям: использование материала, удобство для массового производства, живучесть, совершенство поверхности, полезная емкость и стоимость. В табл. 11 приведены оценки по пятибалльной системе разных типов фюзеляжей<sup>1</sup>.

Таблица 11

Сравнительная оценка различных типов фюзеляжей

№ по пор.	Типы конструкции и материал	Использо- вание материала	Массовое производ- ство	Живучесть	Совершен- ство по- верхности	Полезная емкость	Стоимость <sup>2</sup>
1	Ферменный расчалочный, де- ревянный	3	5	1	1	1	4
2	То же, из стальных труб	3	5	1	1	1	5
3	Ферменный раскосный из стальных труб	3	4	3	1	1	4
4	Геодезический дуралюмино- вый	4	5	4	1	5	4
5	Кессон деревянный	4	5	4	3	5	5
6	Кессон дуралюминовый	4	5	4	3	5	4
7	Полумонок деревянный	5	5	5	5	5	5
8	Полумонок дуралюмино- вый	5	4	5	4	5	3
9	Монок деревянный	5	5	5	5	5	5
10	Монок дуралюминовый	4	4	5	4	5	4
11	Балочный дуралюминовый	5	5	5	4	4	5

<sup>1</sup> См. примечание к табл. 6, ч. 1, гл. V, стр. 145.—Ред.

<sup>2</sup> Оценка 5 соответствует низкой стоимости.

## Примечания

**Использование материала.** В ферменных фюзеляжах полотняная обшивка, шпангоуты и стрингеры служат только для придания фюзеляжу формы и нагружены весьма слабо.

В геодезических фюзеляжах слабо работающим элементом является только обшивка, так как косые элементы, кроме придания фюзеляжу формы, нагружены при кручении и изгибе. В металлическом монококе жесткая обшивка для избежания потери устойчивости не может быть использована на высоких напряжениях.

**Массовое производство.** Раскосные ферменные стальные фюзеляжи при изготовлении их из высокосортных труб вследствие малой толщины стенок и большого количества труб, сходящихся в узлах, не исключают возможности брака целых фюзеляжей.

Дуралюминовые полумонокок и монокок требуют постановки большого количества заклепок и весьма трудоемки в производстве.

**Живучесть.** Чем равномернее распределен материал по контуру фюзеляжа, тем выше его живучесть. Сосредоточенные элементы конструкции понижают живучесть. Живучесть статически неопределимых конструкций выше, чем статически определимых, превращающихся после устранения одного стержня в механизм. Однако мощные сосредоточенные элементы, как, например, балки в фюзеляже № 11, представляют малую вероятность полного разрушения.

**Совершенство поверхности.** Совершенство поверхности определяется ее плавностью, отсутствием морщин и выступов, вызываемых стыками внахлестку и заклепками.

Наилучшую поверхность обеспечивают толстостенные металлические и в особенности деревянные фюзеляжи. В первых при отсутствии стыков внахлестку потайные заклепки ставят в раззенкованные отверстия, чем устраняются вздутия около головок, неизбежные при тонком материале. В деревянных фюзеляжах резко выраженные стыки отсутствуют, а крепление обшивки производят на клею, гвоздях или шурупах, не нарушающих плавности поверхности после шпаклевки, обтяжки полотном и наружной окраски.

**Полезная емкость.** Полезная емкость фюзеляжа повышается при устранении поперечных расколов, расчалок и уменьшении высоты элементов поперечного и продольного наборов.

**Стоимость.** Наиболее трудоемкими и дорогими являются фюзеляжи с большим количеством заклепок.

Для жесткой обшивки наиболее рационально применение материалов с малым удельным весом, позволяющим повышать устойчивость увеличением толщины без дополнительных подкреплений стрингерами и шпангоутами. Дерево является в этом случае наиболее рациональным материалом; затем можно было бы назвать магниевые сплавы, которые, однако, еще не широко применяются. Сталь непригодна в качестве обшивки из-за необходимости применения листов с чрезвычайно малой толщиной.

При выборе типа конструкции фюзеляжа одним из основных соображений является также возможность получения материала в неограниченном количестве.

## КОМПОНОВКА ОБОРУДОВАНИЯ

## § 1. АЭРОНАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

На всех без исключения самолетах необходимы компас, указатель скорости, высотомер и указатель поворота. На одноместных самолетах устанавливают магнитный компас с вертикальной шкалой (типа КИ), а на многоместных — у штурмана магнитный компас с горизонтальной шкалой. Дополнительно к гироманитному компасу ГМК или автопилоту курса АК летчику необходим компас типа КИ или с горизонтальной шкалой. ГМК устанавливают только у первого пилота. При наличии автопилота курса АК гироманитный компас ГМК не ставят. Радисту и стрелку ставят высотомер для пользования кислородным питанием.

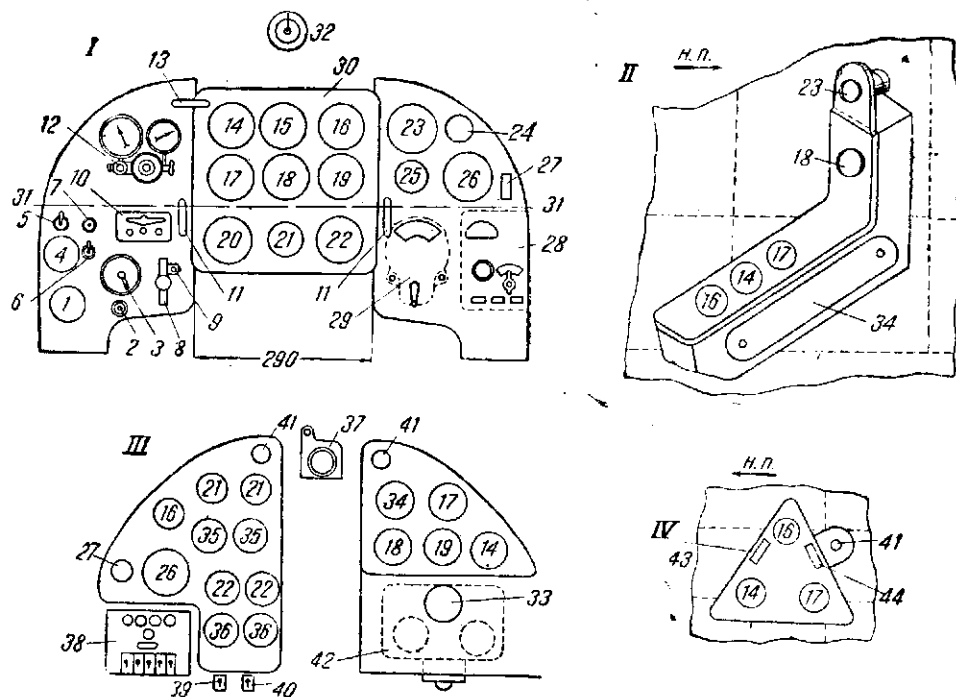
Вариометр устанавливают на всех типах самолетов, причем на истребителях необходимо предусмотреть только место для него. Установка вариометра производится по специальному требованию.

Рекомендуется устанавливать авиагоризонт типа, применяемого при пикировании. При двойном управлении ставят два авиагоризонта или один, расположенный так, чтобы было удобно пользоваться с обоих мест. Термометры наружного воздуха устанавливают на самолетах, имеющих штурмана. Пилоту устанавливают часы АВР, штурману АЧХО и радисту АВР. Пилотажно-навигационная группа приборов должна быть установлена против летчика. Справа располагают приборы, контролирующие работу мотора, а слева — сигнализационные устройства. Часть моторных приборов можно устанавливать на бортах кабин.

Верхняя часть приборной доски для двух рядов приборов должна быть вертикальна, нижняя — отогнута на 20—25° назад. Для быстрого монтажа и демонтажа приборов необходимо обеспечить легкий доступ за приборную доску. Для этого делают в фюзеляже люки, либо приборные доски (или их части) должны быть откидными или съемными. Пилотажно-навигационные приборы необходимо устанавливать на амортизированной части доски. Непосредственно на доске или вблизи компасов, указателей скорости и высотомеров должны находиться поправочные таблицы к этим приборам.

Рекомендуемое расположение приборов на доске одномоторного одноместного истребителя изображено на фиг. 174-I. Верхняя часть доски с двумя рядами приборов вертикальна, нижняя часть отогнута на летчика. Средняя часть доски 30 укреплена на амортизаторах.

Приборная доска штурмана бомбардира на ДБ-3Ф укреплена к левому борту и имеет вид коробки со смотровым люком 34 (фиг. 174-II). Кроме основных приборов — высотомера 14, ука-



Фиг. 174. Компоновка приборных досок.

I—рекомендуемое размещение приборов на доске одномоторного одномоторного истребителя; II—доска штурмана двухмоторного бомбардировщика ДБ-3Ф; III—доска пилота на самолете ДБ-3Ф; IV—доска стрелка-радиста на самолете ДБ-3Ф; V—доска штурмана самолета СБ; VI—доска стрелка-радиста самолета СБ.

1—манометр баллона перезарядки оружия; 2—пусковая кнопка; 3—переключатель магнето; 4—манометр сети сжатого воздуха; 5—выключатель сигнализации шасси; 6—выключатель фары; 7—контрольная кнопка сигнализации шасси; 8—ручка управления шасси; 9—предохранитель управления шасси; 10—указатель положения шасси; 11—ручки перезарядки оружия; 12—кислородный прибор; 13—ручка бомбосбрасывателя; 14—высотометр; 15—компас; 16—часы; 17—указатель скорости; 18—указатель поворотов; 19—вариометр; 20—указатель наддува; 21—тахометр; 22—трехстрелочный индикатор; 23—индикатор курса; 24—вольтметр; 25—термометр воды; 26—бензиномер; 27—переключатель бензиномера; 28—щиток РПК; 29—механизм настройки приемника РПК; 30—амортизированная часть доски; 31—линия перегиба; 32—шрифт; 33—переключатель зажигания; 34—авиагоризонт; 35—мановакуумметр; 36—термометр; 37—гиромангнитный компас ГМК-2; 38—электрошток пилота; 39—рубильник включения термометров входящего масла; 40—рубильник освещения компаса; 41—реостаты; 42—автопилот; 43—выключатель возбуждения зажигания; 44—выключатель обогрева часов.

зателя скорости 17 и часов 16 — на верхней части доски установлены индикатор курса 23 и указатель поворотов 18, так как у штурмана имеется дублированное управление самолетом.

Доска приборов летчика (фиг. 174-III) состоит из правой и левой частей. На правой части смонтированы пилотажные, а на левой — моторные приборы. Просвет между правой и левой частями служит для визуальной связи между летчиком и штурманом. При установке автопилота АПГ-1 42 к правой рамке подставляется кронштейн, на котором крепится установочная рама АПГ-1. Переключатель зажигания 33 в этом случае устанавливают на 37 — место ГМК-2, а ГМК-2 с самолета снимают. Правую часть доски при установке АПГ-1 заменяют другой, на которой вместо авиагоризонта устанавливают индикатор курса.

Термометры входящего масла и двухстрелочный манометр проверки давления в тормозах шасси установлены на отдельном щитке между педалями ножного управления.

На доске стрелка-радиста (фиг. 174-IV) кроме часов 16, указателя скорости 17 и указателя высоты 14, смонтированы реостат освещения 41, выключатели возбуждения генератора 43 и обогрева часов 44.

Доски штурмана (фиг. 174-V) и стрелка-радиста (фиг. 174-VI) самолета СБ отличаются от досок ДБ-3Ф количеством и формой установленных приборов.

## § 2. ПРИБОРЫ ВИНТОМОТОРНОЙ ГРУППЫ

Для контроля работы винтомоторной группы возможно применение жидкостных и электрических дистанционных термометров. Для моторов жидкостного охлаждения устанавливают термометры охлаждающей жидкости и масла, для моторов воздушного охлаждения — термометры головок цилиндров и масла.

Возможно также применение механических (центробежных) и электрических тахометров. Механический тахометр применяют в том случае, если расстояние от штуцера кулачкового вала до приборной доски не превышает  $1,5 \div 2,0$  м. При больших расстояниях необходима установка электрического тахометра. Регистрация температуры масла, давления масла и бензина допускается при помощи трехстрелочного индикатора в случае малых расстояний от мотора до приборной доски и малых ее габаритов. Для моторов с нагнетателем устанавливают мановакуумметр. Для моторов с турбокомпрессорами и нагнетателями необходима установка двух мановакуумметров — один после турбокомпрессора и один после нагнетателя.

Бензоманометры, указывающие перепад давления между напорной линией и поплавковой камерой карбюратора, должны быть установлены по одному на каждый мотор. Бензинометры и сигнализаторы опорожнения устанавливают на баках, кото-

рые предназначены для контроля за системой питания. На сбрасываемых и плоских баках малой емкости бензиномеры обычно не ставят. Неконтролируемый бензиномерами объем баков не должен быть более 30% общего объема. Расход из неконтролируемых баков должен производиться в первую очередь. Количество указателей бензиномеров на приборной доске должно быть не более двух при одномоторном и трех при двухмоторном самолете. При большом количестве баков допускается установка общего указателя с переключением на несколько баков. Допускаются к применению бензиномеры поплавковые с электрической передачей и поплавковые с механической передачей в случае расположения бензобаков около летчика. Сигнализатор опорожнения бака должен автоматически включаться при выработке горючего до уровня, при котором могут наступить перебои в подаче горючего.

Температуру масла рекомендуется замерять на входе в мотор. Масляный манометр подключается к насосу или к нагнетательной магистрали мотора. Термометр для замера температуры охлаждающей жидкости должен устанавливаться на трубе, выходящей из блока мотора.

Для контроля подогрева воздуха перед карбюратором должен быть установлен термометр сопротивления или соответствующее сигнальное устройство.

На каждый мотор должны быть установлены следующие контрольно-измерительные приборы:

- 1) термометр масла, входящего в мотор;
- 2) термометр воды, выходящей из мотора;
- 3) термопара под заднюю свечу наиболее горячего цилиндра заднего ряда;
- 4) термопара под заднюю свечу наиболее холодного цилиндра переднего ряда;
- 5) манометр давления бензина;
- 6) манометр давления масла;
- 7) мановакуумметр давления наддува;
- 8) тахометр;
- 9) термометр воздуха, поступающего в карбюратор;
- 10) альфамер (желательно для всех самолетов и обязательно для самолетов с большой дальностью);
- 11) бензиномер.

Система управления винтомоторной группой состоит из механизмов регулировки:

- 1) оборотов ВИШ;
- 2) дросселя газа;
- 3) состава смеси;
- 4) наддува;
- 5) скорости нагнетателя;
- 6) турбокомпрессора;
- 7) зажигания;
- 8) подогрева воздуха, поступающего в карбюратор;

- 9) заслонок капотов и радиаторов;
- 10) пожарного крана;
- 11) крана для добавления бензина в масло при запуске мотора в зимних условиях.

В двух- и многомоторных самолетах управление должно позволять регулировку механизмов каждого из моторов в отдельности и всех моторов вместе. Система управления должна как можно меньше требовать внимания летчика и быть, по возможности, автоматизированной.

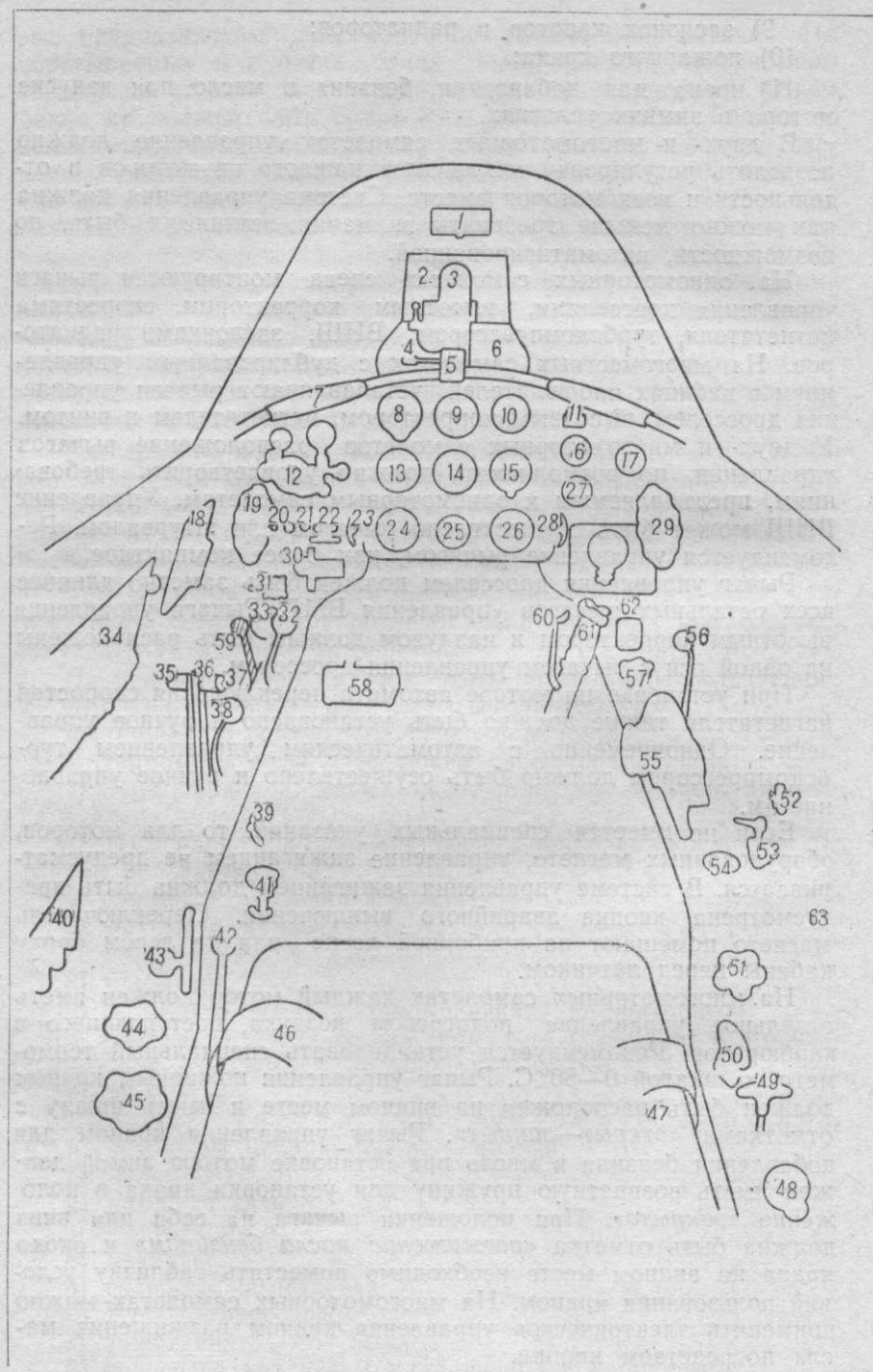
На одномоторных самолетах слева монтируются рычаги управления дросселями, высотным корректором, скоростями нагнетателя, турбокомпрессором, ВИШ, заслонками радиаторов. На многоместных самолетах с дублированным управлением в кабинах наблюдателей устанавливают рычаги управления дросселем, высотным корректором, нагнетателем и винтом. У двух- и многомоторных самолетов расположение рычагов управления, по возможности, должно удовлетворять требованиям, предъявляемым к одномоторным самолетам. Управление ВИШ может быть осуществлено рычагом или штурвалом. Рекомендуется управление рычагом, как более компактное.

Рычаг управления дросселем должен быть заметно длиннее всех остальных рычагов управления ВМГ. Рычаги управления высотным корректором и наддувом должны быть расположены на одной оси с рычагом управления дросселем.

При установке на моторе автомата переключения скоростей нагнетателя также должно быть установлено и ручное управление. Одновременно с автоматическим управлением турбокомпрессором должно быть осуществлено и ручное управление им.

Если не имеется специальных указаний, то для моторов, оборудованных магнето, управление зажиганием не предусматривается. В системе управления зажиганием должна быть предусмотрена кнопка аварийного выключения. Переключатель магнето помещают на приборной доске или на левом борту кабины перед летчиком.

На многомоторных самолетах каждый мотор должен иметь отдельное управление подогревом воздуха, поступающего в карбюратор. Рекомендуется устанавливать специальный термометр со шкалой 0—50°С. Рычаг управления пожарным краном должен быть расположен на видном месте и иметь шкалу с отметками «открыт—закрыт». Рычаг управления краном для добавления бензина в масло при остановке мотора зимой должен иметь возвратную пружину для установки крана в положение «закрыто». При положении рычага на себя или вниз должна быть отметка «разжижение масла бензином» и около крана на видном месте необходимо поместить табличку условий пользования краном. На многомоторных самолетах можно применять электрическое управление краном разжижения масла посредством кнопки.



Фиг. 175. Размещение навигационного и моторного оборудования в кабине истребителя.

1—зеркало обзора задней полусферы; 2—переднее бронестекло; 3—прицел; 4—рычаг управления заслонкой вентиляции; 5—предохранительная подушка; 6—патрубок вентиляции; 7—поручень; 8—высотомер; 9—компас; 10—часы; 11—штепсельная розетка подсвета прицела; 12—кислородный прибор; 13—указатель скорости; 14—указатель поворота; 15—вариометр; 16—термометр воды; 17—манометр пневмосистемы; 18—кабинная лампа; 19—штурвал управления триммерами; 20—кнопка электродистанционного управления заслонкой водорадиатора (при установке АРТ); 21—контрольная кнопка ламп сигнализации шасси; 22—зеленые лампы сигнализации выпущенного положения шасси; 23—ручка перезарядки пулемета; 24—мановакуумметр; 25—тахометр; 26—трехстрелочный моторный индикатор; 27—вольт-амперметр; 28—ручка перезарядки пушки; 29—штурвал управления заслонкой водорадиатора; 30—кран управления шасси; 31—переключатель магнето и кнопка пускового зажигания; 32—рычаг переключения скорости нагнетателя; 33—ручка управления трехходовым бензокраном; 34—электрошток; 35—рычаг управления винтом; 36—рычаг управления нормальным газом; 37—кнопка включения радиопередатчика; 38—рычаг управления высотным корректором; 39—ручка затяжки сектора газа; 40—патрубки на семь ракет; 41—кобура сигнального пистолета; 42—рычаг управления стопором костью; 43—кран управления щитками; 44—кран сети пневмосистемы; 45—кран зарядки аварийного баллона; 46—привязной ремень; 47—сиденье; 48—кран разжижения масла; 49—ручка управления масляным инжектором; 50—заливной шприц; 51—кран аварийного выпуска шасси; 52—присосок кислородной маски; 53—кран дренажа системы нейтрального газа; 54—манометр аварийного баллона; 55—правый пульт и место установки штурвала управления заслонкой водорадиатора (с указателем положения заслонки); 56—рычаг аварийного открытия замков шасси; 57—кран запуска мотора; 58—педали ножного управления; 59—рычаг пожарного крана (при установке расходного бензобачка) вместо ручки трехходового крана 33; 60—рычаг управления тормозами; 61—ручка управления самолетом с кнопками электростарта оружия; 62—радиоприемник и микротелефонный щиток; 63—место установки указателя положения заслонки водорадиатора (при применении АРТ).

Гидравлическое или электрическое управление юбкой капота, заслонкой или жалюзи радиатора рекомендуется применять в тех случаях, когда трудно осуществить механическое управление (многомоторный самолет, большие усилия). Рычаги (штурвалы) управления необходимо размещать справа. Автоматические регуляторы температуры воды, масла и головок цилиндров должны иметь параллельное ручное управление.

В качестве примеров компоновки пилотажно-навигационных и моторных приборов, а также управления моторами приведены схемы для одномоторного истребителя (фиг. 175), двухмоторного при размещении обоих летчиков рядом (фиг. 176) и при установке дополнительного управления за основным (фиг. 177).

### § 3. АВТОПИЛОТ

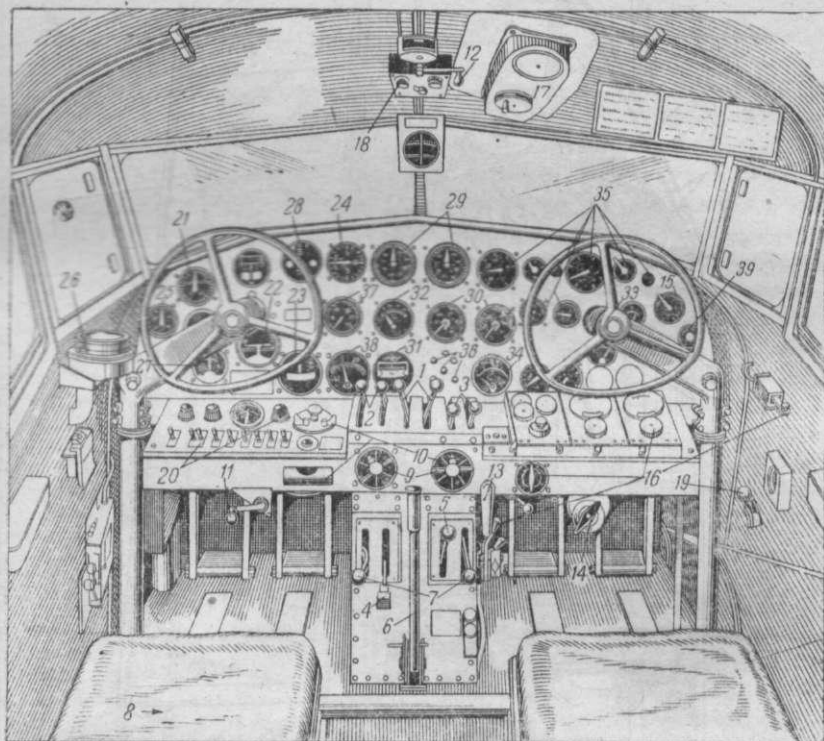
На дальних и ночных бомбардировщиках необходима установка продольно-курсового автопилота АВП. Автопилот курса АК, управляющий только рулем направления, не рекомендуется устанавливать на самолетах, имеющих малую продольную и поперечную устойчивость.

Чувствительную часть автопилота устанавливают на приборной доске, а рулевую машинку — возможно ближе к ней для сокращения длины масло-воздухопроводки и следящей системы. Масляный бак устанавливают так, чтобы уровень масла не опускался ниже помпы. Для обогрева золотников чувствительной части бак следует располагать возможно ближе к ним. Масляный и воздушный насосы устанавливают на специальных фланцах мотора, и это обстоятельство должно быть учтено при компоновке его капотов и моторамы.

На многомоторных самолетах питание АВП и АК дублируют на случай отказа одного из моторов, причем при питании как от нагнетателей, так и от насосов можно использовать не более двух моторов. Рулевые машинки устанавливают на жестком основании. Максимальная нагрузка в каждом штоке равна приблизительно 100 кг. Для сбора масла, просачивающегося через сальники штоков, устанавливают корытца, слив из которых должен быть выведен трубкой за борт. Источником электроэнергии для автопилота служит самолетная сеть. Ручку управления у штурмана для подворота самолета по курсу устанавливают около прицела. Летчик должен иметь специальную сигнализацию, предупреждающую его о том, что штурман управляет автопилотом.

На двухмоторном самолете все рулевые машинки автопилота 4, 5, 6 (фиг. 178) установлены за кабиной пилота в бомбовом отсеке крыла. Строенный перекрывной кран-переключатель 1 помещают под полом пилота на правой стороне. Рукоятка выходит из пола в люк под лебедкой аварийного выпуска шасси. Чувствительная часть автопилота и щиток регулятора скорости масла 13 помещены на правой половине доски пилота. От ро-

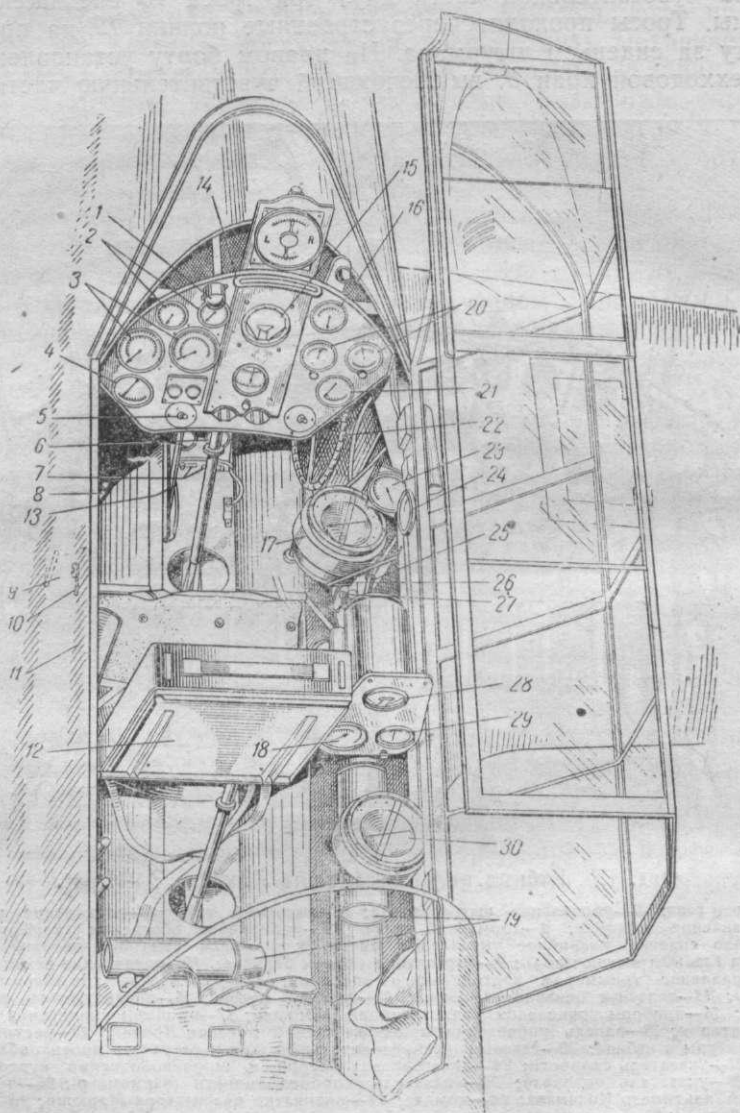
ликов чувствительной части идут три троса 18 следящей системы. Тросы проходят через строенные ролики 19 на правом борту за сиденьем штурмана. На правом борту установлен четырехходовой кран 3, выключающий чувствительную часть ав-



Фиг. 176. Кабина пилотов самолета Локхид „Электра“.

1—сектор газа; 2—управление шагом винта; 3—высотный газ; 4—управление шасси; 5—управление щитками; 6—тормозной рычаг; 7—управление обогревом карбюратора; 8—(около сиденья) аварийное управление шасси, клапан для быстрого опорожнения баков и главный выключатель; 9—управление сливом бензина; 10—управление зажиганием; 11—управление триммером вертикального оперения; 12—управление триммером руля высоты; 13—запасная бензиновая помпа; 14—заливка мотора; 15—переключатель вакуум-помпы; 16—приборы управления радиостанцией Маркони; 17—приборы управления радиопеленгатором; 18—панель управления прибором слепой посадки Лоренц; 19—регулировка температуры в кабине; 20—главный распределительный щит и регулятор противообледенителя; 21—указатель скорости; 22—авиагоризонт Сперри и жирокопический курсоуказатель; 23—указатель поворота; 24—указатель скороподъемности (вариометр); 25—чувствительный альтиметр Колсмана; 26—компас; 27—индикатор пеленгатора Маркони; 28—индикатор Лоренц; 29—измерители наддува (мановакуумметр); 30—счетчик оборотов; 31—газоанализатор Кэмбридж; 32—указатель положения щитков; 33—измерители температуры карбюратора; 34—указатель температуры головок цилиндров; 35—манометры бензина и бензиномеры; 36—световая сигнализация положения шасси; 37—манометр воздушной магистрали; 38—термометр наружного воздуха; 39—световая сигнализация в пассажирской кабине.

топилота. Маслопомпа 8 установлена на правом, а вакуум-помпа 15 — на левом моторе. Масляный бак 7, фильтр 9 и обратные клапаны 10 находятся в правом, а сепаратор 16 — в левом моторном отсеке. Воздушный фильтр 17 и редукционный клапан 11 укреплены на передней балке пола пилота со стороны кабины штурмана.

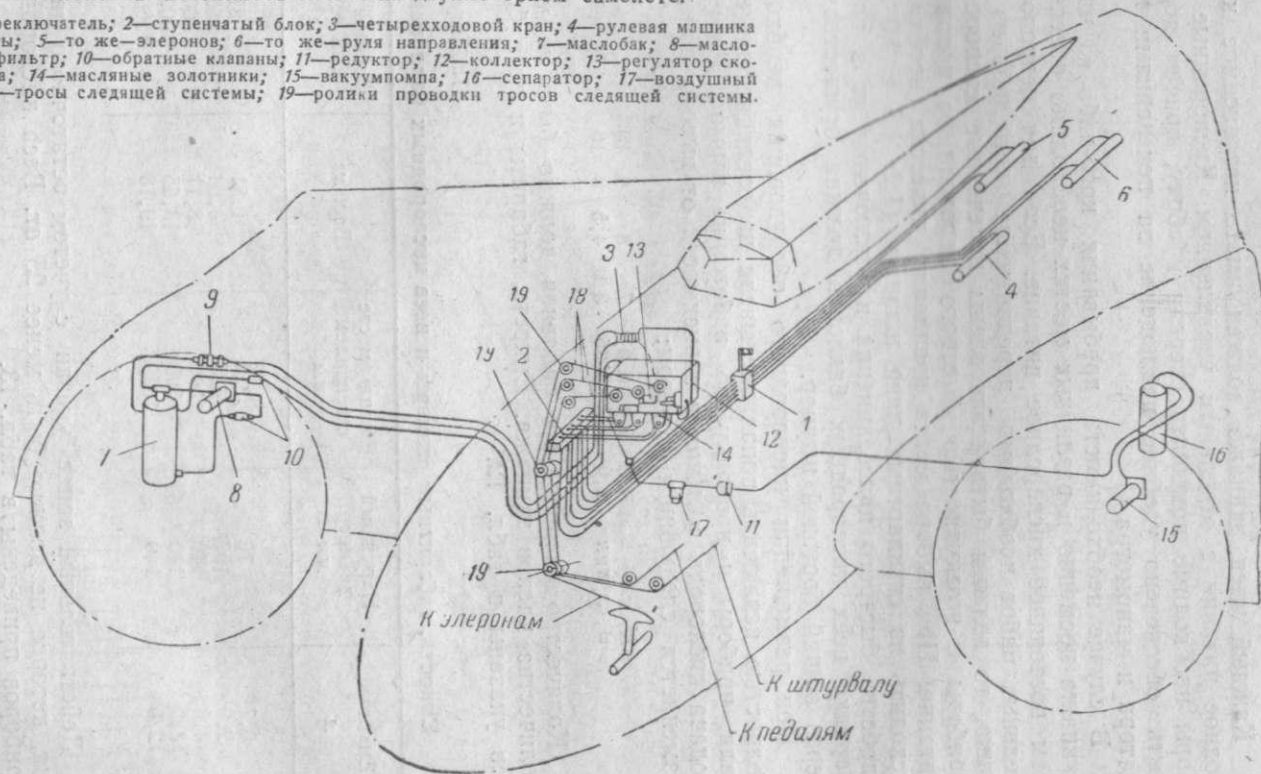


Фиг. 177. Компоновка кабины самолета Де-Хэвилленд „Комета“.

1—лампочка указателя положения шасси; 2—масляные манометры; 3—счетчик оборотов; 4—бензиномер переднего бака; 5—переключатель посадочных огней; 6—термометры входящего воздуха; 7—краники переднего бензобака; 8—управление посадочными огнями; 9—переключатель рычага для управления закрылками; 10—противопожарный кран; 11—краник между передним и задним бензобаками; 12—пишущая машина; 13—управление тормозами; 14—уровень; 15—авиагоризонт; 16—указатель скорости; 17—компас Р4; 18—указатель скорости; 19—термос; 20—альтиметры; 21—бензиномер среднего бака; 22—штурвал подъема шасси; 23—измерительный прибор усилителя; 24—часы; 25—управление триммерами оперения; 26—управление винтом переменного шага (ниже компаса); 27—краник между передним и задним баками; 28—авиагоризонт; 29—альтиметр; 30—компас Р4.

Фиг. 178. Компоновка автопилота АПГ-1 на двухмоторном самолете.

1—кран-переключатель; 2—ступенчатый блок; 3—четырёхходовой кран; 4—рулевая машинка руля высоты; 5—то же—элеронов; 6—то же—руля направления; 7—маслобак; 8—масло-помпа; 9—фильтр; 10—обратные клапаны; 11—редуктор; 12—коллектор; 13—регулятор скорости масла; 14—масляные золотники; 15—вакуум-помпа; 16—сепаратор; 17—воздушный фильтр; 18—тросы следящей системы; 19—ролики проводки тросов следящей системы.



#### § 4. КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Каждый член экипажа должен иметь независимое кислородное питание с отдельным управлением. Кислородные приборы необходимо помещать спереди и сбоку, причем должно быть обеспечено удобное наблюдение за показаниями индикатора и манометра.

В случае необходимости пребывания кого-либо из членов экипажа посменно в различных местах необходимо обеспечить там постоянное кислородное питание. Если для непродолжительных работ необходимо передвижение кого-либо из экипажа, то должны быть установлены переносные кислородные приборы с возможностью быстрого перехода на постоянное питание. При выборе места крепления присоска необходимо исходить из стандартных длин шлангов (1,2; 1,5 и 2,0 м) и удобства быстрого присоединения и отключения их в полете. Зарядка всех кислородных баллонов должна осуществляться через общий бортовой штуцер.

При размещении кислородного оборудования необходимо полностью исключить попадание масла на соединительные детали, приборы и проводку во избежание взрыва. Расчетная подача кислорода  $\omega$  л/мин в зависимости от высоты полета  $H$  изменяется следующим образом:

$H$ , км	4,5	5,0	6,0	7	8	9	10
$\omega$ , л/мин	2,0	2,7	3,25	3,9	4,5	8	10

Количество кислородных баллонов должно быть не менее количества членов экипажа. Емкость, габариты и веса баллонов указаны в табл. 12.

Таблица 12

Емкость, габаритные размеры и веса кислородных баллонов

Емкость $\lambda$	Наружный диаметр мм	Длина вместе с вентилем мм	Вес, кг	Действительный запас $\lambda$
0,7	70	350	1,81	87
2,0	107	425	4,64	250
4,0	140	500	8,11	500
8,0	140	790	13,65	1000
12,0	140	1070	19,18	1500

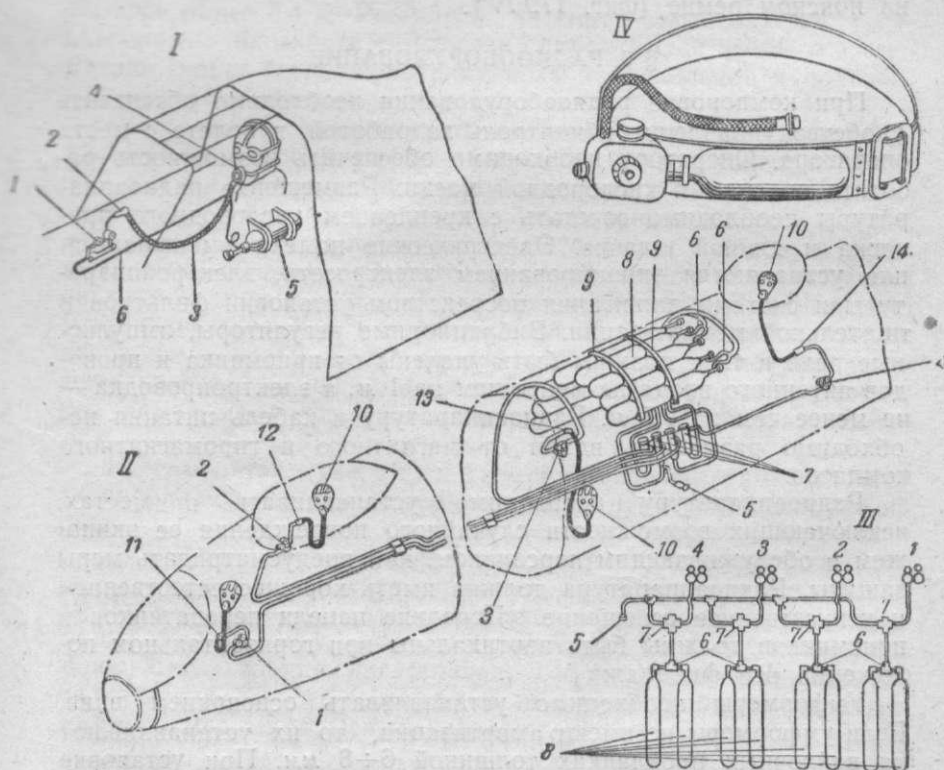
Действительный запас указан с учетом остаточного давления, которое не должно быть менее 25 ат. Веса кислородных приборов приведены в табл. 13.

Для каждой группы баллонов ставят бортовой вентиль для зарядки через бортовой штуцер. Бортовые вентили монтируют внутри фюзеляжа. Штуцер бортовой зарядки крепят к обшивке или к силовым элементам фюзеляжа.

## Веса кислородных приборов

Наименование	Тип	Вес, кг
Стационарный прибор . . . . .	КПА-3 бис	1,650
Маска открытого типа . . . . .	ПМ-1	0,200
Гибкий шланг 1,5÷2,0 м . . . . .	КШ	0,450÷0,570
Переносный кислородный прибор с двухлитровым баллоном . . . . .	ПКП	6,250
Паращютный прибор с баллоном 0,7 л . . . . .	ПРКП	3,800

На самолете Ил-2 (фиг. 179-1) кислородный прибор КПА-3 бис 1 и кислородный присосок 2 укреплены на правом



Фиг. 179. Схемы кислородного питания.

I—одноместный штурмовик Ил-2: 1—прибор КПА-3 бис; 2—присосок; 3—шланг; 4—маска; 5—баллон; 6—соединительная трубка.

II—четыrehместный самолет Ер-2: 1, 2, 3, 4—приборы КПА-3 бис; 5—бортовой штурцер; 6—тройники; 7—вентили; 8—баллоны; 9—крепления баллонов; 10—маски; 11, 12, 13, 14—присоски.

III—принципиальная схема кислородного питания четырехместного самолета Ер-2.

IV—паращютный кислородный прибор штурмана и радиста.

борту кабины перед приборной доской. Двухлитровый кислородный баллон 5 находится за сиденьем пилота и соединен с кислородным прибором медной трубкой 6 сечением  $3 \times 5$  мм, проложенной по правому борту. Для открытия в полете вентиля баллона в перегородке имеется люк. По последнему стандарту оборудования штурмовика установка кислородного прибора не предусматривается.

На четырехместном двухмоторном бомбардировщике Ер-2 кислородные приборы КПА-3 бис установлены у всех членов экипажа (фиг. 179-II, III). Восемь кислородных баллонов 8 емкостью по 12 л размещены между кабинами радиста и стрелка. Каждая пара баллонов посредством тройников 6 и вентиля 7 соединена с общей магистралью, имеющей общий для всех баллонов зарядный штуцер 5.

Парашютный прибор летчика крепят на лямках парашюта с правой стороны или на ноге, а прибор штурмана и радиста — на поясном ремне (фиг. 179-IV).

### § 5. РАДИООБОРУДОВАНИЕ

При компоновке радиооборудования необходимо обеспечить удобство управления и контроль за работой в полете с места оператора. Оператору необходимо обеспечить возможность работать не снимая кислородной маски. Размещение радиоаппаратуры необходимо сочетать с креплением кислородного присоска и длиной шланга. Электрические помехи уменьшаются или устраняются экранированием электросети, электроаппаратуры и системы зажигания посредством установки фильтров и тщательной металлизации. Вибрационные регуляторы, импульсные реле и т. п. должны быть удалены от приемника и проводов антенного ввода не менее чем на 1 м, а электропроводка — не менее чем на 0,5 м. Радиоаппаратуру и кабель питания необходимо размещать вдали от магнитного и гироманитного компасов.

Радиоаппаратуру необходимо устанавливать в местах, исключающих возможности случайного повреждения ее экипажем и обслуживающим персоналом, или предусматривать меры защиты. Радиоаппаратура должна иметь хорошее естественное и искусственное освещение. Передние панели передатчиков и приемников должны быть вертикальны при горизонтальном положении оси фюзеляжа.

Умформеры необходимо устанавливать основанием вниз. Если умформеры не имеют амортизации, то их устанавливают на войлочных прокладках толщиной  $6-8$  мм. При установке не требуют амортизации следующие агрегаты: телеграфный ключ; пульт управления, не имеющий стрелочных приборов; распределительные коробки питания и коммутации; приводы и датчики дистанционных управлений; кабели и провода.

Мачты, лучи, трубы выпускной антенны и снижения лучевой антенны должны иметь минимальное сопротивление, не

должны уменьшать обзор, обстрел и мешать выпрыгиванию с парашютом. Провод снижения жесткой антенны должен проходить от металлических параллельных частей не ближе чем 0,5 м.

При установке на многоместных самолетах радиополупакс должен иметь специальные антенны — рамочную, придаваемую к комплекту РПК, и жесткую. Жесткая антенна РПК обычно является продолжением горизонтальной части антенны радиостанции связи, должна быть изолированной от нее и иметь самостоятельное снижение. Труба выпускной антенны должна находиться в непосредственной близости к передатчику, так чтобы провод ввода был не длиннее 1,0 м. Расстояние между лебедкой и трубой не должно превышать 0,5 м. **Выпущенная антенна не должна касаться частей самолета на всех режимах полета и мешать сбрасыванию бомб.** Расстояние от конца трубы при стоянке до поверхности земли должно быть не менее 0,4 м. Рамочную антенну рекомендуется устанавливать в плоскости симметрии самолета, так чтобы ось симметрии рамки была перпендикулярна к продольной и поперечной осям самолета.

Рамку нельзя загоразживать крупными металлическими массами. Поблизости от рамки не должно быть крупных подвижных металлических масс (пулеметов и т. д.).

Внутри металлических фюзеляжей с жесткой обшивкой рамку необходимо экранировать снизу и с боков, а верхнюю часть обшивки — в виде круга, с диаметром не меньшим двух диаметров рамки, делать неметаллической. Рамку можно устанавливать также внутри носовой части фюзеляжа, причем необходимо, чтобы перед рамкой и по бокам от нее была неметаллическая обшивка, а на расстояниях ближе двух диаметров рамки не должно быть замкнутых металлических контуров.

На самолетах с деревянным фюзеляжем рамку следует устанавливать внутри в верхней части непосредственно у обшивки.

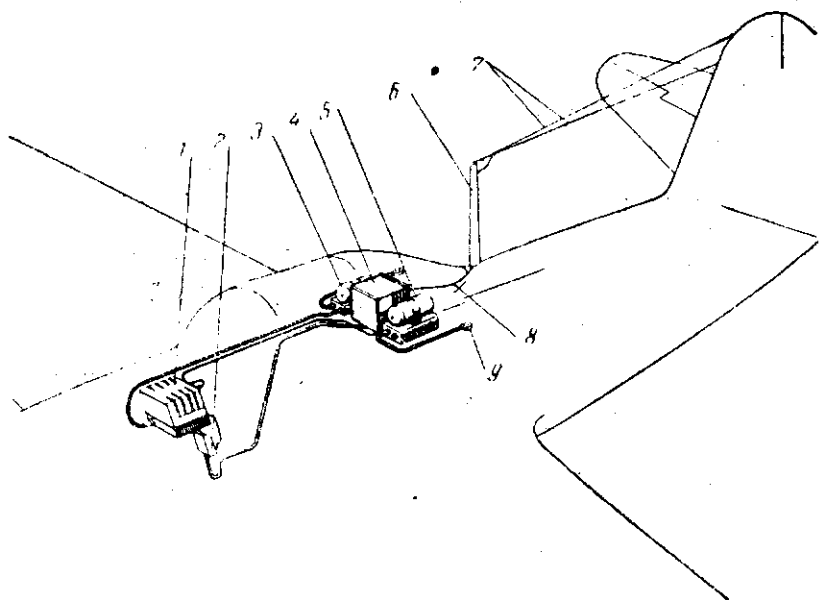
Для устранения пожарной опасности от искрения в момент перераспределения электростатического заряда, для устранения помех радиоприему и для повышения эффективности экранирования электрооборудования на самолетах делают металлизацию. Металлизация представляет собою соединение всех металлических деталей самолета в одну цепь гибкими перемычками из медных луженых проволок и лент.

### Радиооборудование на одноместном самолете

Радиоприемник с непосредственным управлением помещают в кабине, а радиоаппаратуру с дистанционным управлением — вне кабины летчика. К аппаратуре, установленной в хвостовой части, доступ для монтажа, настройки и проверки должен быть обеспечен через люк.

Передатчик необходимо устанавливать ближе к проходному изолятору антенны, расстояние до которого должно быть не более 0,5 м. Кнопку переключения «прием» — «подача» рекомендуется устанавливать на секторе газа или ручке управления.

Для связи с землей и с самолетами на самолетах-истребителях устанавливаются приемно-передающие радиостанции (фиг. 180).

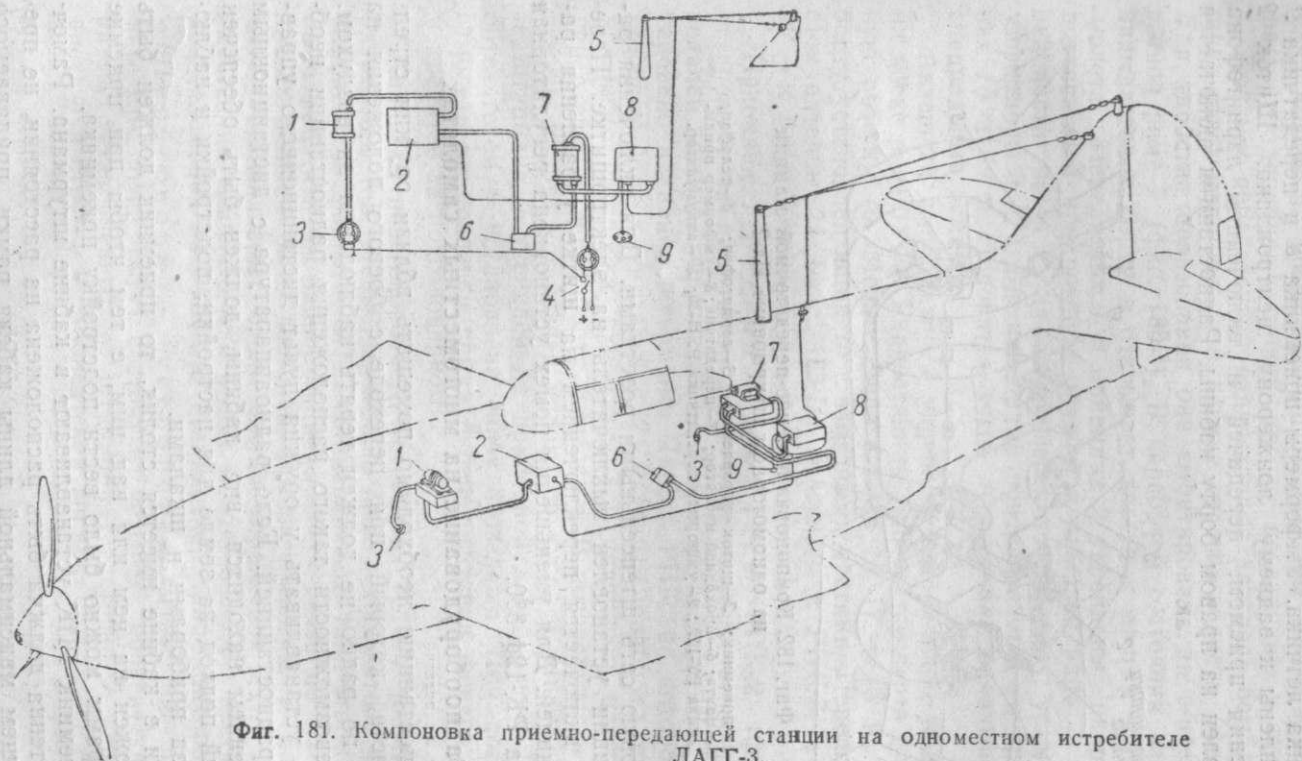


Фиг. 180. Компоновка приемно-передающей радиостанции на истребителе.

1—приемник; 2—микротелефонный щиток; 3—умформер приемника РУ-11А; 4—передатчик; 5—умформер передатчика РУ-45А; 6—полая мачта антенны; 7—двухлучевая антенна; 8—провод снижения; 9—штепсельная розетка.

Другой пример установки на истребителе приемно-передающей радиостанции показан на фиг. 181. Передатчик 8 и его умформер 7 находятся на полке за бронеспинкой. Передатчик стоит непосредственно против люка на правом борту фюзеляжа. Приемник 2 укреплен сверху по середине приборной доски. Антенна не мешает обзору и выпрыгиванию с парашютом. Регуляторная коробка РК-12ф-350, являющаяся источником больших помех, помещена на максимальном расстоянии от радиостанции (на передней части мотора), в то же время расстояние от РК до генератора незначительно и помехи невелики.

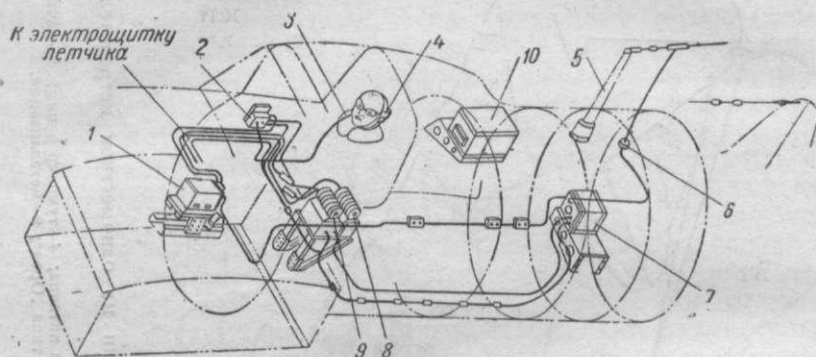
На самолете Ил-2 для двухсторонней связи также установлена радиостанция (фиг. 182). Приемник 1 укреплен под приборной доской и настройка его производится непосредственно летчиком. Передатчик 7 стоит на левом борту хвостовой



Фиг. 181. Компонировка приемно-передающей станции на одноместном истребителе ЛААГ-3.

1—умформер РУ-11А; 2—приемник типа „Малютка“; 3—розетка питания; 4—тумблер ради; 5—мачта; 6—щиток ради; 7—умформер РУН-30; 8—передатчик типа „Орел“; 9—металлизация.

части фюзеляжа. Для осмотра передатчика и установки его на требуемую волну открывается задняя часть обтекателя подголовника летчика. Умформеры приемника 8 и передатчика 9 прикреплены к заднему лонжерону центроплана. Щиток 2 управления приемом, передачей и включением ларингофона установлен на правом борту кабины. Радиостанция включается



Фиг. 182. Компоновка приемно-передаточной станции на одномоторном штурмовике Ил-2.

1—приемник; 2—щиток управления; 3—ларингофон; 4—телефон; 5—мачта; 6—проходной изолятор; 7—передатчик; 8—умформер приемника РУ-11А; 9—умформер передатчика РУН-30; 10—аккумулятор.

в бортовую сеть штепсельными розетками. Для включения радиостанции установлен выключатель на электрошитке. Передатчик включается переключением на щитке управления радиостанцией. Для уменьшения помех установлена регуляторная коробка РК-12ф-350.

### Радиооборудование на многоместных самолетах

Радиостанцию необходимо помещать вблизи оружия стрелка-радиста, который при переходе с боевого положения на работу по радио не должен терять наблюдения за воздухом. При невозможности такого расположения радиостанции необходимо устанавливать у оружия пульт дистанционного управления радиостанцией. Если радиоаппаратура с дистанционным управлением находится вне кабины, должен быть обеспечен удобный подход на земле для настройки, подстройки и наблюдения за приборами и шкалами.

Если в кабине имеется столик, то приемник должен быть расположен на нем или над ним, с тем чтобы при приемке радиogramм можно было вести подстройку приемника.

Приемник РПК устанавливают в кабине штурмана. Рамочная антенна должна быть расположена на расстоянии, не превышающем максимальной длины кабеля рамки, придаваемого к данному типу аппаратуры. Индикатор курса устанавливают

на приборной доске летчика, причем магнитный компас нельзя помещать рядом, а только по вертикали.

Специальная рубка для радиооборудования должна иметь естественное и искусственное освещение, звуковую изоляцию (при полете на крейсерской скорости шум не должен превышать 100 децибел<sup>1</sup>, столик, кресло, вентиляцию и отопление.

Приемно-передаточная радиостанция дальнего бомбардировщика Ил-4 установлена в кабине стрелка-радиста (фиг. 183). Для удобства пользования она смонтирована на общей поворотной раме 7 (фиг. 183-1). В нерабочем состоянии рация откидывается к борту и открывает доступ к другим частям самолета. Передатчик 1 и приемник 2 укреплены на раме 11, подвешенной при помощи пружин к внешней раме 7. В нижней части рамы 7 на войлочных подкладках установлены умформеры 3 и 4. Внешняя рама поворачивается на кронштейнах 18 и 19 и стопорится тягой 20, которая вкладывается в специальные замки.

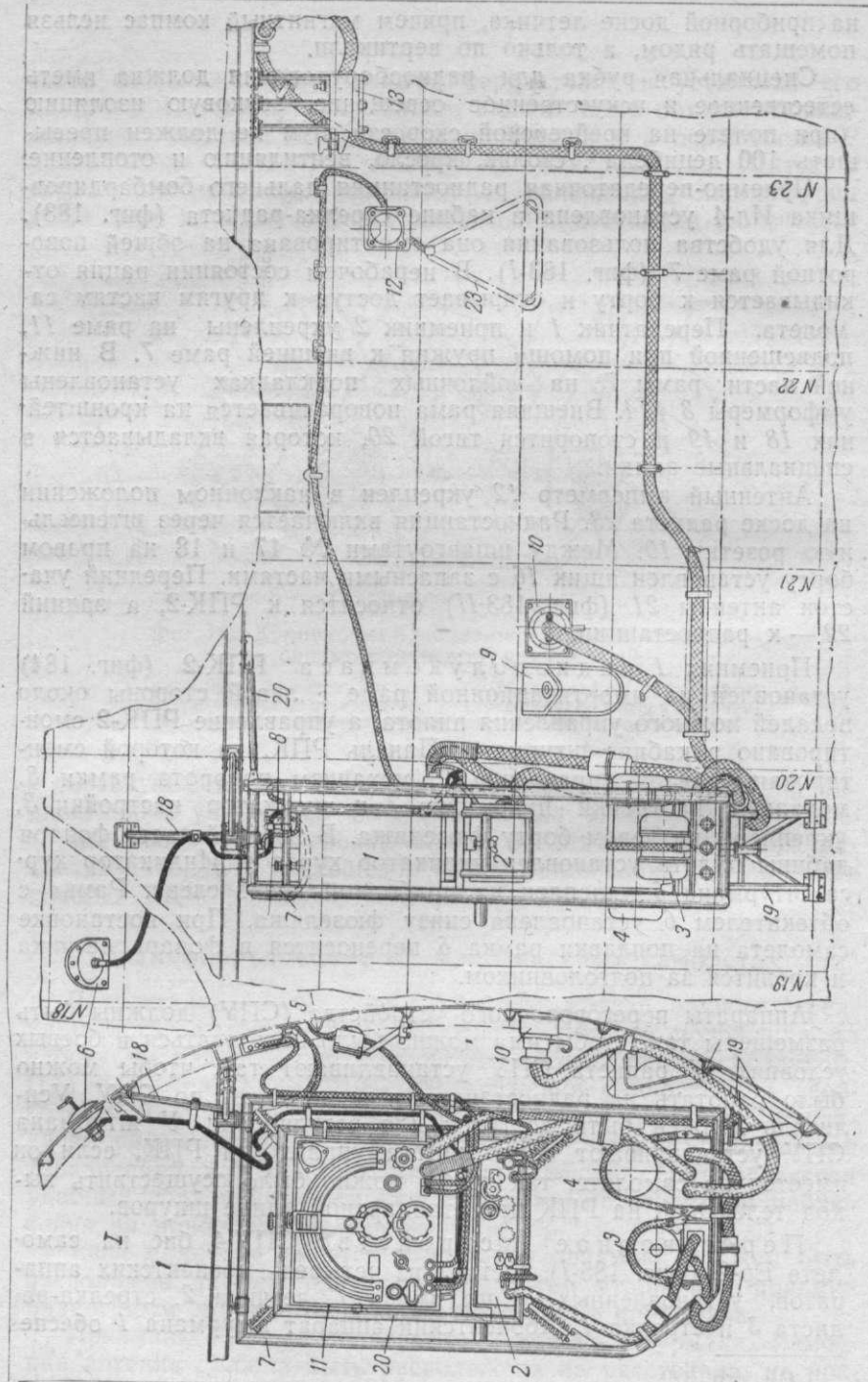
Антенный амперметр 12 укреплен в наклонном положении на доске радиста 23. Радиостанция включается через штепсельную розетку 10. Между шпангоутами № 17 и 18 на правом борту установлен ящик 16 с запасными частями. Передний участок антенны 21 (фиг. 183-11) относится к РПК-2, а задний 22 — к радиостанции.

Приемник 1 радиополукомпаса РПК-2 (фиг. 184) установлен на амортизационной раме с левой стороны около педалей ножного управления пилота, а управление РПК-2 смонтировано в кабине штурмана. Панель РПК, на которой смонтированы щиток управления 2, механизм поворота рамки 8, механизм настройки писмника 7 и индикатор настройки 3, укреплены на левом борту фюзеляжа. В носовой части фонаря кабины пилота установлен индикатор курса 4. Индикатор курса штурмана 5 укреплен на приборной доске слева. Рамка с обтекателем 6 установлена снизу фюзеляжа. При постановке самолета на поплавки рамка 6 переносится в фонарь летчика и крепится за подголовником.

Аппараты переговорочного устройства (СПУ) должны быть размещены так, чтобы ими можно было пользоваться в боевых условиях. У радиста СПУ устанавливают так, чтобы можно было работать на радиостанции и вести связь по СПУ. Усилитель должен быть доступен для регулировки. У штурмана СПУ устанавливают около щитка управления РПК, если он имеется на самолете, так чтобы можно было осуществить выход телефонов на РПК при стандартной длине шнуров.

Переговорное устройство СПУ-4 бис на самолете Ер-2 (фиг. 185-1) состоит из четырех абонентских аппаратов, установленных у штурмана 1, летчика 2, стрелка-радиста 3 и стрелка 4. Абонентский аппарат штурмана 1 обеспе-

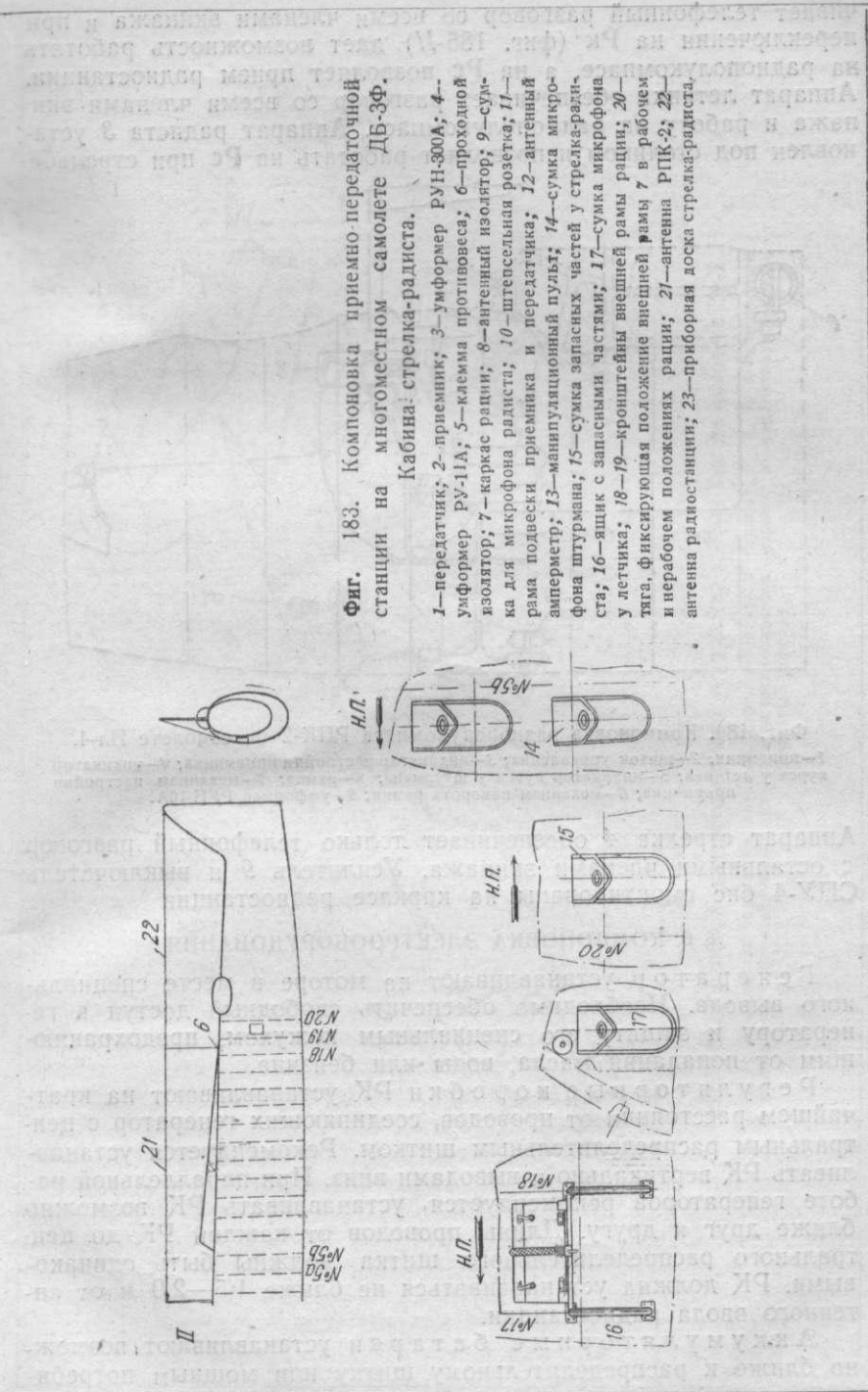
<sup>1</sup> См. стр. 320.



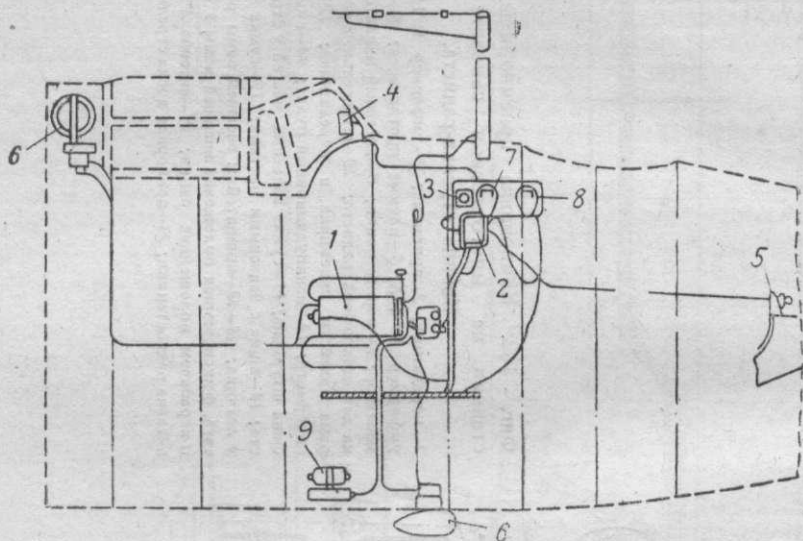
Фиг. 183. Компоновка приемно-передаточной станции на многоместном самолете ДБ-ЗФ.

Кабина: стрелка-радиота.

1—передатчик; 2—приемник; 3—умформер РУН-300А; 4—умформер РУ-11А; 5—клаема противовеса; 6—проходной изолятор; 7—каркас ради; 8—антенный изолятор; 9—сумка для микрофона ради; 10—штепсельная розетка; 11—рама подвески приемника и передатчика; 12—антенный амперметр; 13—манипуляционный пульт; 14—сумка микрофона штурмана; 15—сумка запасных частей у стрелка-радиота; 16—ящик с запасными частями; 17—сумка микрофона у летчика; 18—19—кронштейны внешней рамы ради; 20—тага, фиксирующая положение внешней рамы 7 в рабочем и нерабочем положениях ради; 21—антенна РПК-2; 22—антенна радиостанции; 23—приборная доска стрелка-радиота.



чивает телефонный разговор со всеми членами экипажа и при переключении на Рк (фиг. 185-II) дает возможность работать на радиополукомпасе, а на Рс позволяет прием радиостанции. Аппарат летчика обеспечивает разговор со всеми членами экипажа и работу на радиополукомпасе. Аппарат радиста 3 установлен под столиком и позволяет работать на Рс при стрельбе.



Фиг. 184. Компоновка радиополукомпаса РПК-2 на самолете Ил-4.

1—приемник; 2—щиток управления; 3—индикатор настройки приемника; 4—индикатор курса у летчика; 5—индикатор курса у штурмана; 6—рамка; 7—механизм настройки приемника; 8—механизм поворота рамки; 9—умформер РУН-10А.

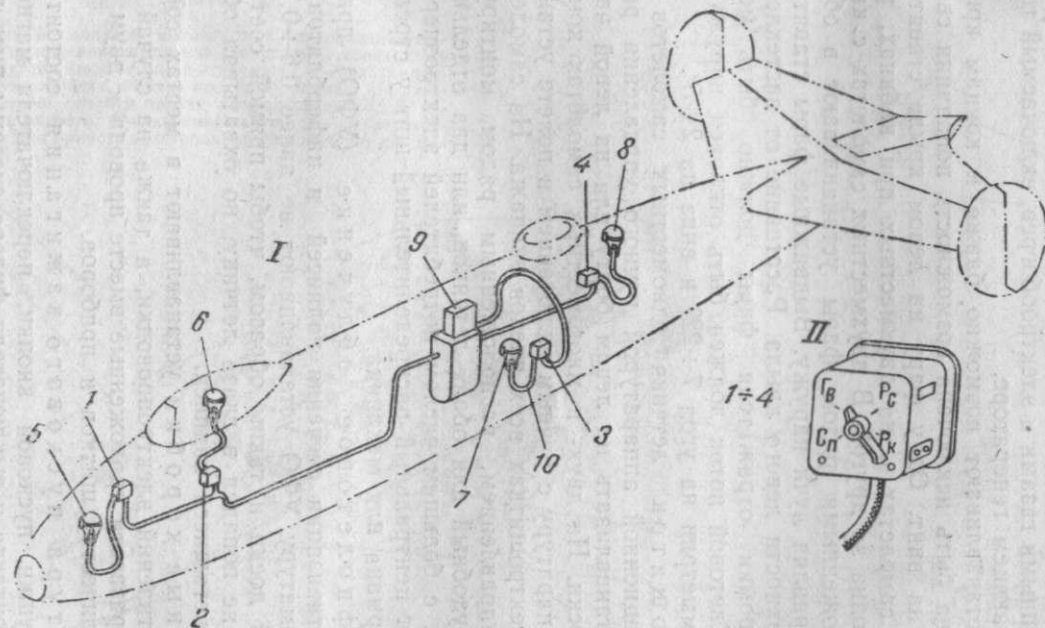
Аппарат стрелка 4 обеспечивает только телефонный разговор с остальными членами экипажа. Усилитель 9 и выключатель СПУ-4 бис смонтированы на каркасе радиостанции

### § 6. КОМПОНОВКА ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ

Генератор устанавливают на моторе в месте специального вывода. Необходимо обеспечить свободный доступ к генератору и защиту его специальным кожухом, предохраняющим от попадания масла, воды или бензина.

Регуляторные коробки РК устанавливают на кратчайшем расстоянии от проводов, соединяющих генератор с центральным распределительным щитком. Рекомендуются устанавливать РК вертикально и выводами вниз. При параллельной работе генераторов рекомендуется устанавливать РК возможно ближе друг к другу. Длины проводов от каждой РК до центрального распределительного щитка должны быть одинаковыми. РК должна устанавливаться не ближе 1,5—2,0 м от антенного ввода радиостанции.

Аккумуляторные батареи устанавливают возможно ближе к распределительному щитку или мощным потреби-



Фиг. 185. Компоновка переговорного устройства СПУ-4 бис на самолете Ер-2.

1, 2, 3, 4—аппараты штурмана, летчика, стрелка-радиста и стрелка; 5, 6, 7, 8—шлемофоны с телефонами, ларингофонами и шнурами со штепсельными вилками; 9—усилитель; 10—соединительные колодки.

телям электроэнергии. Необходимо предусмотреть возможность быстрой замены аккумулятора одним рабочим. Для предохранения от замерзания аккумулятора помещают в утепленные контейнеры. Вывод наружу трубки, отводящей газы от контейнера, необходимо располагать в местах, защищенных от непосредственного попадания влаги. Допускается обогрев аккумулятора выхлопными газами и электрообогрев, включаемый только при работающем генераторе.

Фары устанавливают возможно ближе к концам крыла, причем должна быть исключена возможность попадания светового потока на винт. Одну фару на левом крыле ставят на одноместных самолетах, а на двухместных при кабинах, расположенных одна за другой. В двухместных самолетах с кабинами, расположенными рядом, фары устанавливают в обоих крыльях, направляя лучи наружу. Выдвижные фары ставят на нижней поверхности левого крыла. Расстояние от застекления люка до кромки отражателя фары должно быть не менее  $40 \div 50$  мм. Световой поток должен быть отклонен наружу от плоскости симметрии на угол  $7 \div 22^\circ$  и вниз на  $2 \div 5^\circ$ .

Электрощиток летчика одноместных самолетов со всей коммутационной аппаратурой ручного управления рекомендуется устанавливать на левом борту или на левой части приборной доски. На двух- и многоместных самолетах коммутационную аппаратуру с ручным включением в полете устанавливают на электрощитках всех членов экипажа. На самолетах с двойным управлением, расположенным рядом, монтируют один щиток, удобный для обоих летчиков, или два отдельных. На самолетах с большим числом потребителей электроэнергии устанавливают центральный распределительный щит у стрелка-радиста, штурмана или механика.

Ультрафиолетовое облучение (УФО) применяют для активизации свечения надписей и циферблатов на приборах. Арматуру УФО устанавливают не далее  $0,6 \div 0,7$  м от приборной доски и таким образом, чтобы прямой свет от лампы УФО не попадал в глаза летчику, но охватывал облучением все светящиеся надписи.

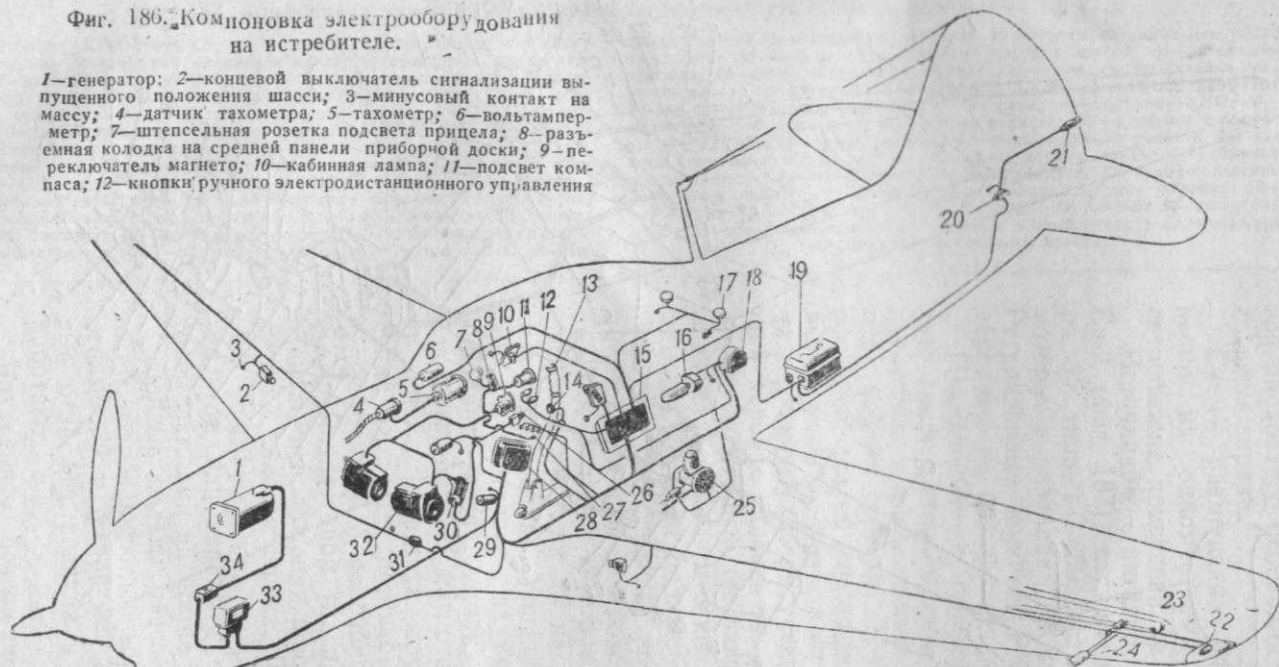
Разъемные коробки устанавливают в местах соединений и ответвлений электропроводки, а также на случай необходимости развести проложенные вместе провода к двум или большему количеству щитков и приборов.

Аппаратура пускового зажигания состоит из пусковой катушки, пусковой кнопки, переключателя магнето, аварийного контакта и выключателя фидера системы пускового зажигания. Сеть пускового зажигания монтируют в отдельном от бортовой электросети экране. Пусковую катушку устанавливают в непосредственной близости от магнето для сокращения длины проводов высокого напряжения.

Переключатель магнето и пусковую кнопку монтируют в левой части приборной доски вблизи от сектора

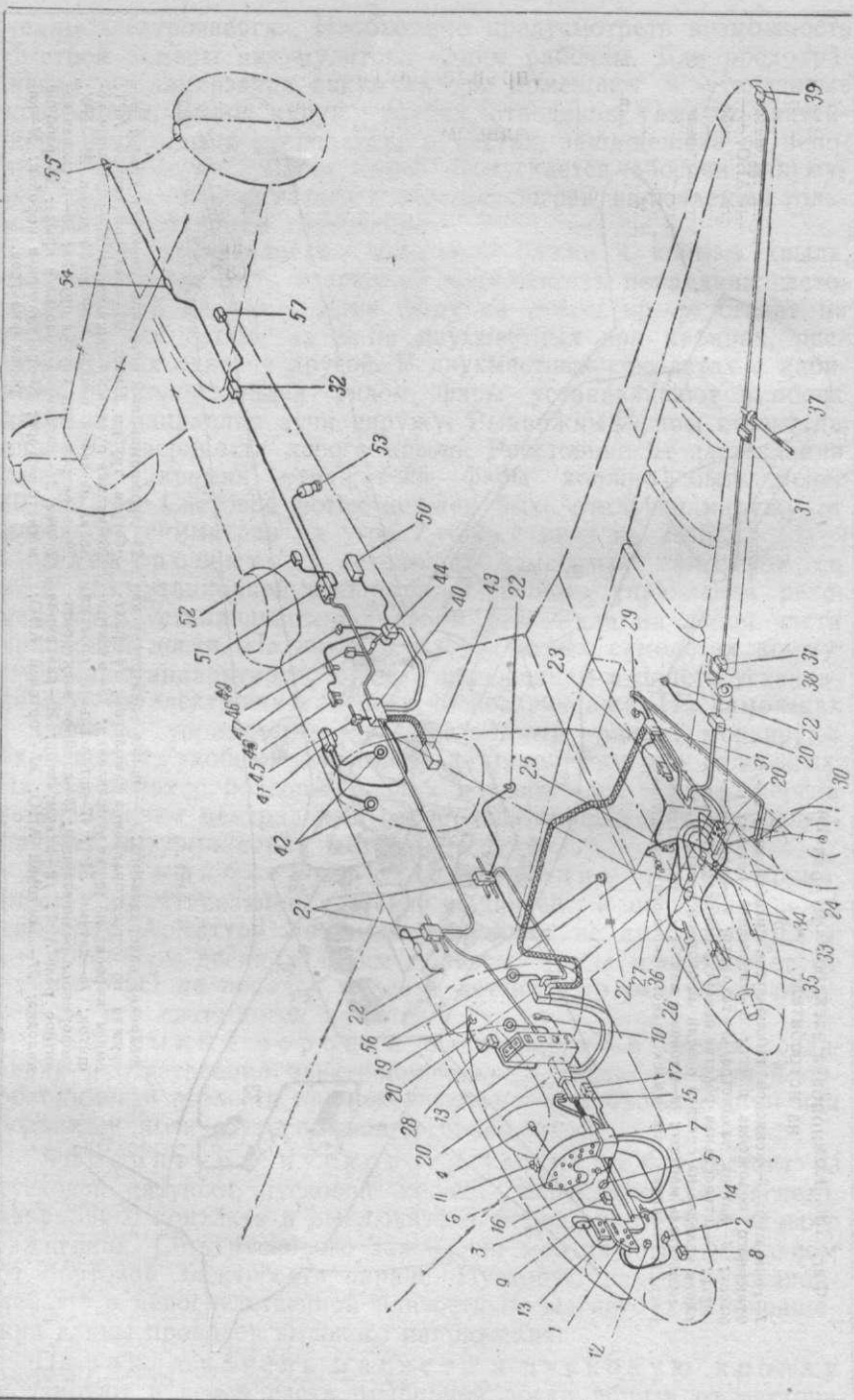
Фиг. 186. Компонировка электрооборудования на истребителе.

1—генератор; 2—концевой выключатель сигнализации выпущенного положения шасси; 3—минусовый контакт на массу; 4—датчик тахометра; 5—тахометр; 6—вольтамперметр; 7—штепсельная розетка подсвета прицела; 8—разъемная колодка на средней панели приборной доски; 9—переключатель магнето; 10—кабинная лампа; 11—подсвет компаса; 12—кнопки ручного электродистанционного управления



заслонкой водорадиатора; 13—кнопка электростпуска оружия на ручке управления самолетом; 14—разъемная коробка на ручке управления; 15—электрошток; 16—датчик АРТ; 17—штепсельные розетки умформеров радиостанции; 18—двойное электромагнитное реле АРТ; 19—аккумулятор; 20—разъемная колодка; 21—хвостовой АНО; 22—бортовой АНО;

23—дуралюминовый передний лонжерон крыла; 24—обогрев трубки Питто; 25—электромеанизм АРТ; 26—кнопка пускового зажигания; 27—разъемная колодка на левой панели приборной доски; 28—ЦРК; 29—электромагнит спуска оружия; 30—пусковая катушка; 31—разъемная колодка в крыле; 32—рабочие магнето мотора; 33—регуляторная коробка; 34—коробка фильтров.



Фиг. 187. Компонировка электрооборудования на двухмоторном бомбардировщике Ер-2.

1—освещение КПА-3бис; 2 и 3—щитки сигнализации; 4—гудок; 5—освещение манометров бензина и масла; 6—приборная доска летчика; 7—разъем под доской; 8—передний щиток трехцветной сигнализации штурмана; 9—дополнительная приборная доска штурмана; 10—сирена сигнализации шасси; 11—освещение компаса КПА-3 бис летчика; 12—командный щиток фотоаппарата АФА-5; 13—30СР-3; 14—камера пневмопочты штурмана; 15—кнопки сигнализации на щитах управления газом; 16—АСБР; 17—кнопка сигнализации на кране пассажира; 18—электрошток летчика; 19—лампа освещения кабины летчика; 20—разветвительные коробки; 21—разъемные коробки в бомбоотсеке; 22—датчик бензиномера; 23—датчик ГЗА-50; 24—сигнализатор падения давления бензина; 25—пусковая катушка КП-4719; 26—приемник электромерометра воды; 27—приемник электромерометра масла; 28—до-

полнительный электрошток летчика; 29—кнопка сигнализации бортовой шасси; 30—кнопка сигнализации выпуска шасси; 31—разъемная коробка; 32—разветвительная коробка; 33—сигнализатор падения давления масла; 34—магнето; 35—генератор ГС-650; 36—датчик тахометра ТЭ-21; 37—обогрев трубки Пито; 38—фары; 39—бортовые АНО; 40—большая коробка радиста; 41—плафон радиста; 42—плафон в бомбоотсеке; 43—электрошток радиста; 44—малая коробка радиста; 45—камера пневмопочты радиста; 46—приборная доска радиста; 47—кабинная лампа радиста; 48—освещение КПА-3 бис радиста; 49—гудок-указатель положения шасси; 50—аккумулятор; 51—электрошток стрелка; 52—освещение КПА-3 бис стрелка; 53—фотоаппарат АФА-Б; 54—штепсель АНО; 55—хвостовой огонь; 56—плафоны в бомбоотсеке; 57—концевой выключатель хвостового колеса.

управления газом. При незранированной аппаратуре необходим монтаж в отдельном экране.

Схема размещения электрооборудования на одноместном одномоторном истребителе приведена на фиг. 186.

Источником питания на самолете Ер-2 (фиг. 187) служат два генератора 35 типа ГС-650, установленные на моторах в развалах блоков цилиндров. Регуляторные коробки РК-22-650 смонтированы на щитке летчика 18.

Параллельно с генераторами работает аккумулятор 50 типа 12-А-30, установленный в специальном контейнере на полу кабины стрелка. Дренаж контейнера осуществлен дюритовым шлангом, выведенным за борт. Аварийный выключатель аккумулятора установлен в большой коробке радиста 40, а ручка управления аварийным выключателем укреплена на боковой стенке электроштыка летчика 18. Для подключения к наземной сети на большой коробке радиста имеется штепсельная розетка.

Для запуска моторов имеются две пусковые катушки 25 на противопожарных перегородках. Управление катушками осуществлено двумя кнопками на приборной доске летчика 6. Для выключения рабочих магнето 34 и остановки одного или двух моторов одновременно на доске летчиков смонтирован переключатель с аварийной кнопкой.

Кроме световой (из пяти ламп) сигнализации положения шасси, за креслом летчика имеется сирена 10. Контроль положения шасси при аварийном выпуске радиостом или стрелком осуществляется тремя лампами на щитке радиста 46.

Ночные полеты обеспечиваются парными аэронавигационными бортовыми огнями 39 и фарой 38. Нижние бортовые огни без верхних и хвостового не работают.

Внутреннее освещение прямое — кабинные лампы, плафоны, а кроме того, и отраженное — подсвет досок и щитков. Кислородные приборы во всех ка-

бинах имеют лампы подсвета. Выключатели освещения 11 часов штурманов и летчика установлены на электрощитке штурмана и дополнительном щитке летчика. На электрощитке летчика и большой коробке радиста находятся штепсельные розетки для включения переносной лампы. Сигнальные лампы трехцветной сигнализации имеются у всех членов экипажа. Сирены для звуковой связи установлены в кабинах летчика и радиста. Сигнальные лампы пневмопочты загораются при нажатии кнопки и приходе патрона в отправительную камеру. Электрообогревательные устройства состоят из обогрева одежды членов экипажа, трубки Пито и часов.

К электрическим приборам контроля работы мотора относятся термометры выходящих воды и масла, газоанализаторы, сигнализаторы падения давления масла и бензина, сигнализатор уровня воды и тахометры. Все указатели этих приборов расположены на приборной доске летчика. Электрощиток летчика 18 находится на перегородке справа от летчика. Над основным электрощитком расположен дополнительный 28 с четырьмя тумблерами и одним реостатом. Электрощиток штурмана стоит на правом берту.

## § 7. КОМПОНОВКА ФОТООБОРУДОВАНИЯ

Фотоустановка АФА может быть предназначена для съемки плановой, перспективной или той и другой. Перспективная съемка обычно задается под углом до  $75^\circ$  вбок от плоскости симметрии.

Фотооборудование состоит из фотоустановки, люка под объективом, спуска, футляра для запасных пленок или пластинок и видискателя.

Фотооборудование должно удовлетворять следующим основным требованиям: быстрый монтаж и демонтаж всех агрегатов. Для обеспечения резкости снимков фотоаппарат должен иметь амортизаторы, предохраняющие от вибрации. Ввиду того, что при сменных конусах ЦТ и вес фотоаппарата меняются, амортизация крепится на кронштейнах, укрепленных непосредственно на конусах. Для ориентировки по углу сноса установка плановой съемки должна иметь возможность вращаться на  $30^\circ$  в обе стороны в горизонтальной плоскости, а установка для перспективной съемки должна поворачиваться на заданные углы. В поле зрения объектива не должна попадать ни одна часть самолета; объектив должен быть предохранен от попадания выхлопных газов, масла и т. д. Вблизи от фотоаппарата должен быть установлен оптический прицел для производства необходимых расчетов. При перспективной съемке необходимы два визира на каждом из бортов. Управление визирами связывают с управлением АФА.

Фотокинопулемет дает возможность контролировать стрельбу по дальности до цели, ракурса цели, упреждения на движение цели, углы пикирования и точность паводки. Прибор

состоит из трех частей: оптической, механической и электрической. Оптическая часть служит для съемки цели и часов на фоне сетки. Механическая часть передвигает киноплёнку, приводит в движение затвор и включает электрический счетчик кадров. Электрическая часть приводит в движение электромотор и счетчик, обогревает механизмы кинопулемета и часов и освещает часы.

Полуавтоматический фотоаппарат АФА-И у истребителя ЛАГГ-3 предназначен для плановой аэрофото-съемки отдельных объектов и коротких маршрутов (фиг. 188). Аппарат 1 установлен на сварной ферме. Люк, прорезанный в нижней обшивке фюзеляжа, закрывается пружиной 6, а открывается летчиком при помощи ручки 4, установленной на правом борту, и троса 5 в боуденовской оболочке. Пусковая кнопка 9 помещена на рукоятке основного управления.

Фотоаппарат АФА-Б 1 установлен на бомбардировщике Ил-4 в задней части кабины стрелка-радиста (фиг. 189). Оптическая ось аппарата несколько сдвинута в сторону от плоскости симметрии самолета. В обшивке фюзеляжа сделан створчатый люк 2, управляемый радистом при помощи ручки 5 на правом борту и тросовой проводки 4. Радист открывает и закрывает люк по требованию штурмана. Электрическое управление аппаратом находится в кабине штурмана. Командный прибор 7 установлен на левом борту. Питание фотоаппарата производится от общей бортовой сети.

Английский фотокинопулемет Вильямсона G-45 (фиг. 190-I) может быть установлен вместо подвижных или неподвижных пулеметов и пушек. Аппарат делает до 20 снимков в секунду. Электрический подогрев при помощи термостата поддерживает постоянную температуру и предохраняет объектив от запотевания. На подвижном кинопулемете счетчик снимков 2 установлен на макете пулемета.

Неподвижный фотокинопулемет Вильямсона (фиг. 190-II) устанавливают в крыльях или в фюзеляже. Спусковые гашетки находятся на рукоятке управления самолетом.

На самолете Ме-110 фотокинопулемет ESK-2000 установлен в носовой части фюзеляжа (фиг. 190-III).

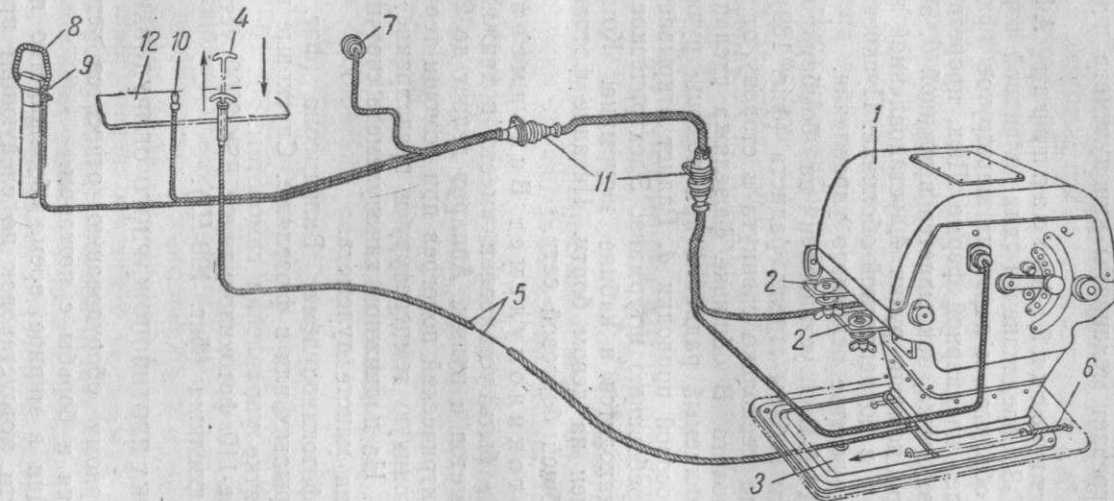
## § 8. КОМПОНОВКА ПРОТИВОПОЖАРНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

К противопожарному оборудованию относятся устройства для предупреждения и борьбы с пожаром.

При эксплуатации в мирное время большинство пожаров возникает в области мотоустановок по следующим причинам:

1. Выхлоп в карбюратор при обеднении смеси и поломке механизмов газораспределения.

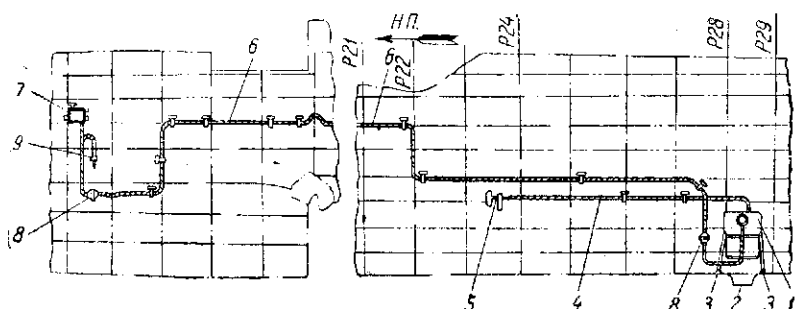
2. Воспламенение паров бензина в капоте или около баков от нагретых поверхностей агрегатов мотора, электрической искры в проводке электрооборудования или искры, вызванной



Фиг. 188. Компоновочная схема фотоустановки на одноместном истребителе ЛАГГ-3.

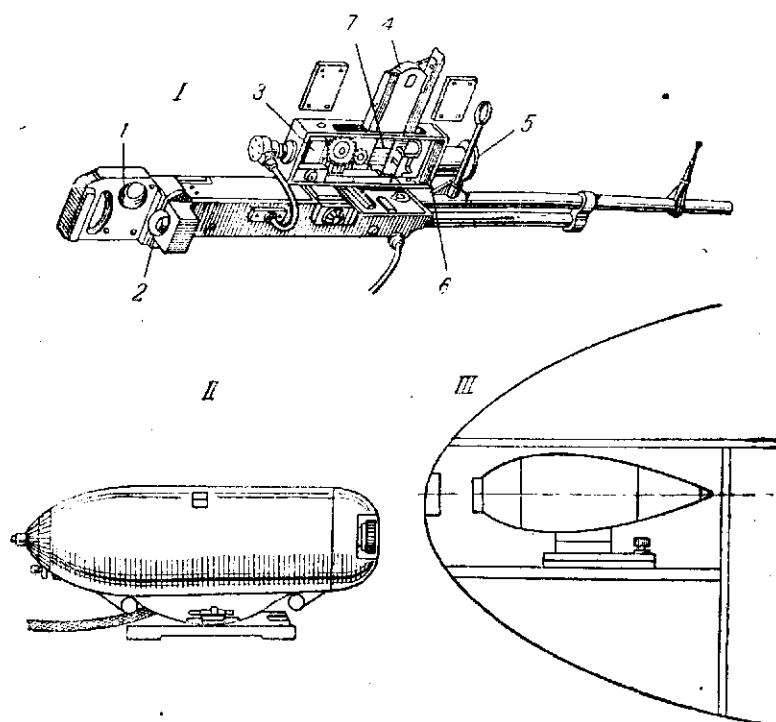
1—фотоаппарат АФА-И; 2—амортизаторы; 3—заслонка люка; 4—ручка открывания люка; 5—трос в бодуеновской оболочке; 6—возвратная пружина; 7—

розетка питания АФА-И; 8—рукоятка управления; 9—пусковая кнопка; 10—сигнальная лампочка; 11—штепсельный разъем; 12—панель на правом борту.



Фиг. 189. Комиссioнoчнaя cхeмa фoтoуcтaнoвки нa бoмбaрдирoвщикe Ил-4.

1—фoтoаппaрaт AФA-Б; 2—люк; 3—крoштeйны уcтaнoвки AФA-Б; 4—тpoc упрaвлeния люкoм; 5—ручкa упрaвлeния люкoм; 6—кaбeль; 7—кoмaндный пpибop; 8—pязeм; 9—штeпeльнaя вилкa включeния питaния.



Фиг. 190. Фoтoкинoпyлeтeт.

I—aнглийский фoтoкинoпyлeт Вильямcон G-45; 1—cпyск; 2—cчeтчик кaдpoв; 3—элeктpoмoтop; 4—кacceтa нa 1000 cнимкoв; 5—oбъeктив; 6—тeрмocтaт; 7—oбoгpeвaтeль.

II—нeпoдвижный фoтoкинoпyлeт Вильямcонa;

III—фoтoкинoпyлeт ESK-2000.

скоплением статического электричества. Пары бензина скопляются от течи бензосистемы или небрежной заправки.

В боевых условиях, кроме перечисленных причин, пожар может возникнуть при попадании в бензопровод или маслопровод зажигательной или обыкновенной пули, а также осколков снарядов. Наиболее часто пожары возникают при простреле бензобаков над уровнем бензина в области смеси паров бензина с воздухом. В качестве предупредительного мероприятия необходима хорошая вентиляция всех полостей, в которых могут скопиться пары бензина. Вентиляция должна обеспечить полное и быстрое удаление паров бензина. Плохая вентиляция приводит к образованию наиболее взрывоопасной смеси воздуха с парами бензина.

Для вентиляции предусматривают отверстия входа и выхода воздуха из всех полостей, где возможно образование паров бензина. Проникновение огня в карбюратор при выхлопе предупреждают устройством во всасывающих патрубках антифлямингов. Для обеспечения герметичности всей бензосистемы необходима вибростойкость бензопроводов, баков и всей арматуры, а также гибкая проводка, упругая подвеска баков и тщательное крепление трубопроводов к наименее вибрирующим частям самолета. Появление искр в результате скопления статического электричества предупреждают тщательной металлизацией самолета.

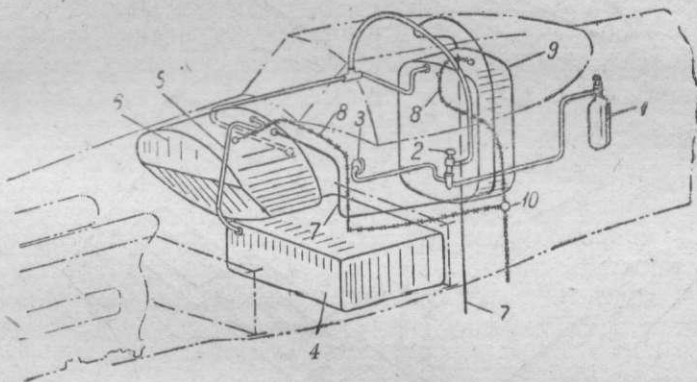
Освобождающиеся от бензина объемы всех баков, за исключением подвесных, сбрасываемых в полете, должны заполняться нейтральным газом (углекислота, азот, выхлопные газы). Применение азота и углекислоты связано с доставкой их в действующие части, а поэтому нежелательно и допускается только для бомбардировщиков. Рекомендуется применение выхлопных газов.

Система заполнения баков нейтральным газом должна обеспечивать автоматическое заполнение освобождающегося объема взрывобезопасной смесью газов с парами бензина, причем бак не должен нагружаться излишним давлением.

К системе заполнения выхлопными газами предъявляются следующие дополнительные требования. Для уменьшения нагрузки на конденсаторы, отстойники и фильтры не должно быть излишней циркуляции газов через трубопроводы и баки. Воду и сажу необходимо отделять от газов до поступления их в баки и трубопроводы, расположенные за фильтром. По пути в баки газ не должен проходить через бензин. Трубопроводы и агрегаты системы не должны проходить через кабины. При повреждении системы выхлопные газы не должны попадать в кабины. Чрезмерно нагреваемые части проводки должны иметь тепловую изоляцию для защиты деталей самолета от воспламенения.

Интенсивно охлаждаемая поверхность конденсатора должна составлять примерно  $20 \text{ дм}^2$ . При отсутствии фильтра перед конденсационным участком необходимо предусмотреть его очистку от сажи — механическую, воздухом или водой. Фильтр можно ставить там, где температура не превышает  $50^\circ \text{С}$ . Лучше ставить фильтр до конденсационного участка.

В системе необходимо иметь кран, позволяющий выключать подвод выхлопных газов и сообщать баки с атмосферой. Заборник газов устанавливают на одном из выхлопных патруб-



Фиг. 191. Схема заполнения углекислотой бензобаков на штурмовике Ил-2.

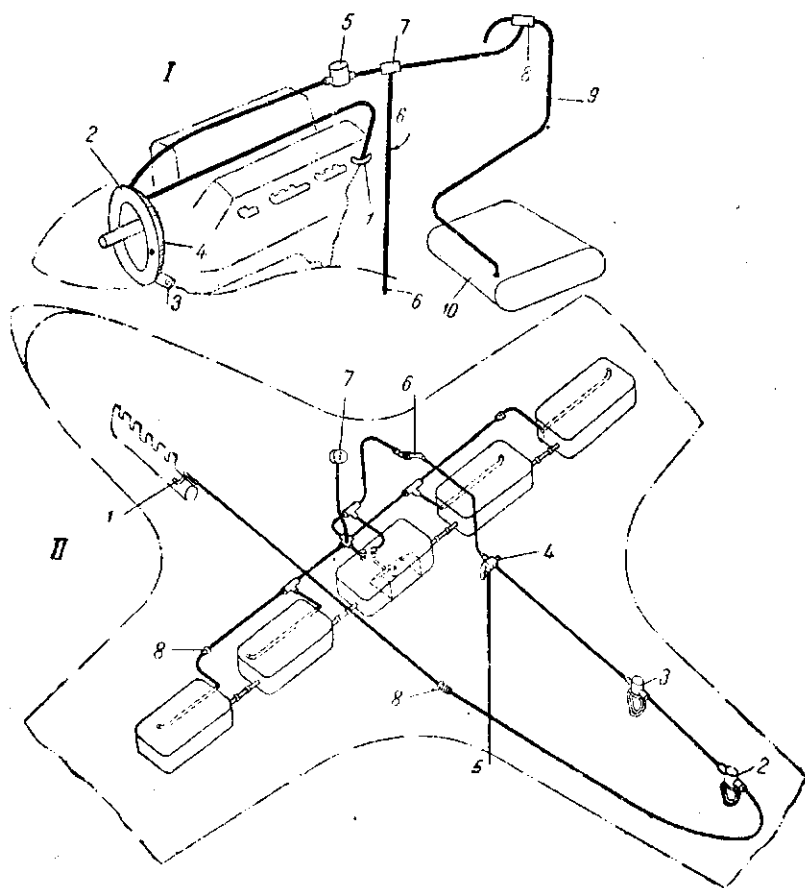
1—баллон с углекислотой; 2—запорный кран с калиброванным отверстием; 3—манометр; 4—нижний бак; 5—дренажный шланг; 6—верхний бак; 7—дренажная трубка; 8—дренажная трубка, соединяющая передний и задний баки; 9—задний бак; 10—кран для слива бензина из соединительной дренажной трубки 8.

ков. Максимальное давление газов в баках не должно превышать  $0,15 \text{ ат}$ .

Углекислотная установка на самолете Ил-2 (фиг. 191) состоит из двухлитрового баллона 1 с углекислотой под давлением  $150 \text{ ат}$ , запорного крана 2 с калиброванным отверстием  $d=0,7 \text{ мм}$  для понижения давления, манометра 3 и проводки.

Баллон установлен вертикально вентилем вверх. После присоединения заряженного баллона запорный кран должен быть закрыт, а вентиль на баллоне открыт доотказа. В этом случае манометр показывает давление газа в баллоне. Запорный кран можно открывать только после взлета и набора высоты. Кран остается открытым в течение всего полета. Нижний бак 4 наполняется углекислотой через дренажный шланг 5 из верхнего бака 6. Дренажная трубка 7 соединяет бак 6 с атмосферой. На дренажной трубке 8, соединяющей передний бак 6 с задним 9, установлен сливной кран 10, от которого имеется вывод под фюзеляж.

В рекомендуемой схеме заполнения баков выхлопными газами (фиг. 192-I) все агрегаты системы расположены непосредственно на моторе или же на противопожарной перегородке. Трубопроводы имеют минимальную длину.



Фиг. 192. Схема заполнения баков выхлопными газами.

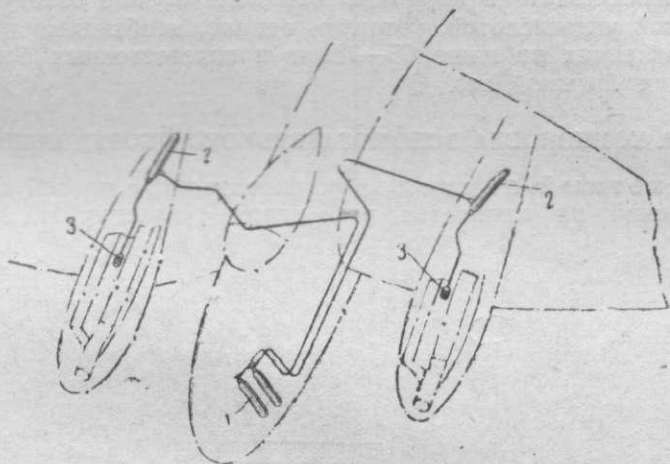
I—рекомендуемая схема: 1—заборник; 2—конденсатор; 3—отстойник; 4—диафрагма герметизации капота; 5—фильтр; 6—сливная трубка; 7—кран; 8—коллектор дренажа; 9—дренаж; 10—бензобак.

II—схема газонаполнения самолета ЛАГГ-3: 1—заборник; 2—фильтр; 3—бачок-сборник; 4—перекрывной кран; 5—дренаж; 6—обратный клапан; 7—манометр на 0,2 ат; 8—разъемная втулка.

На самолете ЛАГГ-3 (фиг. 192-II) выхлопные газы через заборник 1 и трубопроводы поступают в фильтр 2, а затем — в бензобаки. Заполняя бензобаки, газы создают избыточное давление и обеспечивают нормальную подачу бензина при выключенном дренаже. Бачок-сборник 3 служит для сбора бензина, могущего просочиться из бензобаков через обратный клапан 6.

Трехходовой перекрывной кран 4, управляемый в полете, позволяет выключить систему газонаполнения и сообщить баки с атмосферой.

Для локализации огня служат пожарный кран и противопожарная перегородка. Противопожарный кран, управляемый из кабины, устанавливают на бензопроводе непосредственно за карбюратором. Противопожарные перегородки изолируют мотоустановку от фюзеляжа и крыла.



Фиг. 193. Схема установки огнетушителя ССА на самолете Ер-2.

1—баллоны с углекислотой; 2—баллоны с четыреххлористым углеродом; 3—распылители.

Огнетушители. Пожары, возникшие на моторах, гасят стационарными огнетушителями, действующими автоматически, или приводимыми в действие экипажем, или же работающими по смешанному принципу.

К огнетушителям предъявляют следующие требования: безотказность в работе независимо от температурных условий, химическая нейтральность к материалам, применяемым для мотора и самолета, отсутствие ядовитых соединений при взаимодействии с огнем, минимальные вес и объем.

Для оповещения экипажа о начавшемся пожаре применяют электрическую сигнализацию, состоящую из красной лампочки с проводами, идущими к контактам, удерживаемым в разомкнутом состоянии легкоплавкими пластинками. Наиболее распространенный огнетушитель ССА состоит из двух баллонов на каждый мотор.

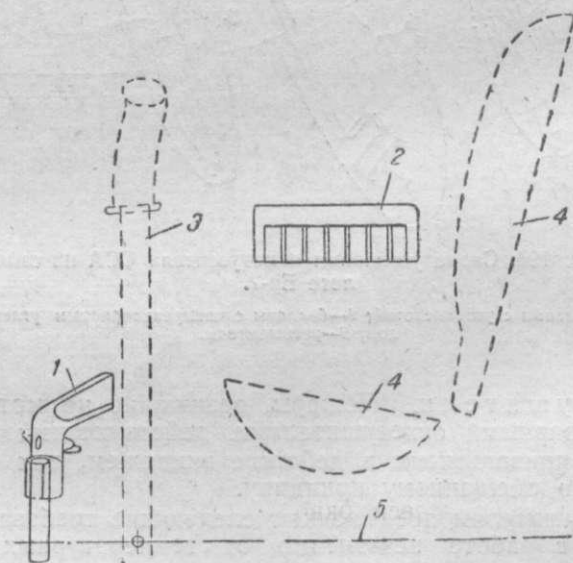
На самолете Ер-2 (фиг. 193) малые баллоны 1, установленные в кабине пилота, наполнены сжатой углекислотой. Большие баллоны 2, установленные вблизи моторов, наполнены четыреххлористым углеродом под атмосферным давлением. От

больших баллонов к наиболее вероятным местам возникновения пожара идут трубки, заканчивающиеся распылителями 3. При ударе о головку малого баллона летчик разрывает диафрагму и открывает доступ сжатой углекислоте в большой баллон, начинающий выбрасывать под давлением четыреххлористый углерод, представляющий собою бесцветную жидкость.

Недостаток ССА заключается в том, что при соприкосновении с огнем выделяется фосген, вредно действующий на организм и вызывающий коррозию металлов. Лучшие огнетушители с жидкой углекислотой, которую, однако, необходимо держать при давлениях не ниже 65—70 ат в толстостенных баллонах, имеющих большой вес.

## § 9. КОМПОНОВКА ВСПОМОГАТЕЛЬНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Ракетный пистолет устанавливают с правой стороны от сидений на самолетах всех типов и классов. На двух- и



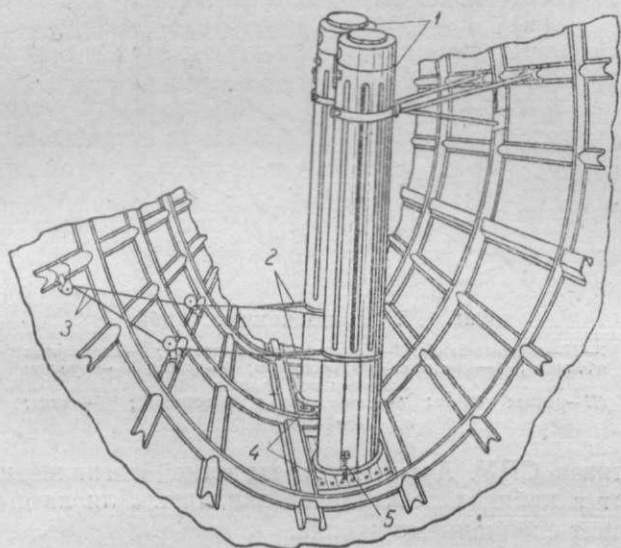
Фиг. 194. Установка ракетного пистолета.

1—пистолет; 2—патронташ; 3—ручка управления; 4—сиденье;  
5—пол.

многомоторных самолетах пистолет и ракеты помещают в кабине штурмана.

На одноместных самолетах крепление пистолета 1 (фиг. 194) должно позволять перезарядку и стрельбу одной рукой без вынимания из крепления. Патронташи 2 для ракет разного цвета должны помещаться отдельно таким образом, чтобы и при отсутствии освещения летчик или штурман могли безошибочно выбрать ракету нужного цвета.

Парашютные ракеты служат для освещения местности при ночных полетах для бомбометания или для выбора посадочной площадки. Ракеты ставят в хвостовой части самолета в двух кассетах 1 (фиг. 195). Заслонки 2, на которые опираются ракеты, связывают тросами 3 с отдельными рукоятками, помещенными в кабине летчика. Ракета при сбрасывании открывает люк 4 в нижней обшивке фюзеляжа. Люк закрывается пружиной 5.



Фиг. 195. Установка парашютных ракет.

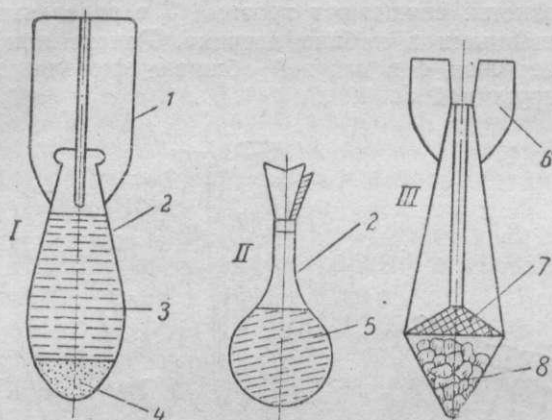
1—кассеты; 2—заслонки; 3—тросы управления заслонками; 4—люки;  
5—пружины.

Навигационные бомбы (фиг. 196) сбрасывают через люк или открывающееся окно.

Пневмопочта (фиг. 197) служит дополнением к другим видам переговорных устройств и устанавливается в кабинах штурмана и радиста. При помощи пневмопочты возможна передача распоряжений или сообщений в письменном виде. Записку вкладывают в специальный патрон, который по трубке перемещается от одного члена экипажа к другому. Патрон перемещается по воздухопроводу посредством мехов или от скоростного напора. Уловитель воздуха 1 на станции отправления нажатием поршня выдвигают за борт. Возврат поршня происходит под действием пружины. Перед посылкой патрона отправитель нажимает кнопку, и в обоих пунктах зажимаются сигнальные лампочки. Получатель таким же образом сигнализирует о приеме сигнала. После этого отправляют патрон, который, прибыв на место назначения, замыкает кон-

такт, и в обоих пунктах загораются лампочки, продолжающие гореть до тех пор, пока патрон не будет вынут.

Внутренняя трехцветная сигнализация применяется для переговоров по заранее установленному коду в

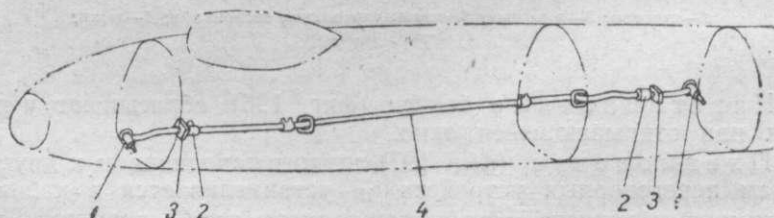


Фиг. 196. Навигационные бомбы.

I—II—дневные бомбы: 1—фанерный стабилизатор; 2—стеклянная оболочка; 3—масло с флуоресцином; 4—дробь; 5—порошок алюминиевой бронзы.  
III—ночная бомба: 6—стабилизатор (жестяной); 7—сетка; 8—карбид.

случае отказа СПУ. Арматуру трехцветной сигнализации устанавливают в кабинах всех членов экипажа. Для ламп каждого цвета ставят специальные кнопки.

Водонепроницаемые отсеки делают у сухопутных самолетов, предназначенных для эксплуатации на колесах



Фиг. 197. Пневмопочта между кабинами штурмана и стрелка-радиста на самолете Бр-2.

1—уловитель воздуха; 2—приемник патронов; 3—фунтляры для патронов; 4—проводка из труб  $d=20$  мм.

над большими водными пространствами, а также у самолетов, взлетающих с авианосцев и катапульт. Непроницаемые отсеки располагают в концах крыльев и в хвостовой части самолета.

Спасательные надувные лодки обычно помещают в верхней части фюзеляжа, реже — в углублении верхней поверхности центроплана. В сложенном виде лодки зани-

мают незначительный объем, например, многоместная лодка длиной 3,7 м и шириной 1,7 м в сложенном виде укладывается в ящик размером 0,45×0,91 м.

В нижней части фюзеляжа ставят водочувствительный клапан, управляющий двумя баллонами с углекислотой. При соприкосновении клапана с водой вентили обоих баллонов открываются. Давление газа из одного баллона открывает дверцы отсека, в котором находится лодка. Второй баллон надувает лодку. Имеются лодки с ручным управлением для надувания и выбрасывания из отсека.

Бортовая сумка с инструментом содержит самый необходимый инструмент и крепится в кабине или в легко доступном месте. Для одноместного истребителя сумка содержит, примерно, следующий инструмент: шприц для заливки бензина в цилиндры мотора, слесарный молоток, ключ для свечей мотора, ручка для торцевого ключа, напильник, ручка для напильника, раздвижной ключ, отвертка малая, комбинированные плоскогубцы, бортовая отвертка, рулон изоляционной ленты и т. п.

Аптечка. Для оказания медицинской самопомощи в кабинах всех членов экипажа устанавливают легкоъемные алюминиевые ящики для хранения набора медикаментов и перевязочного материала.

Термометр наружного воздуха устанавливают в кабине штурмана. Чувствительную часть термометра выводят наружу так, чтобы она обдувалась потоком воздуха и была изолирована от обшивки фюзеляжа. Термометр не должен обдуваться струей от винта и попадать в поток выхлопных газов.

Заземление самолета должно быть обеспечено как при стоянке, так и при рулежке. Заземление делают в виде гибкого металлического прутка или противовеса, соединенных с массой самолета и касающихся земли. Заземление обычно устанавливают на хвостовом колесе или обтекателе.

## § 10. ВЫВОДЫ

На большинстве самолетов, включая и истребители, устанавливают приборы слепого полета: указатель поворотов, авиаторизонт и гироскопический компас. Бомбардировщики и транспортные самолеты обычно имеют автоматы трех стабилизаций и радиоконпасы, реже только автоматы курса и радиополукомпасы.

Пилотажное оборудование истребителей, вследствие увеличения радиуса действия, приближается к оборудованию средних бомбардировщиков.

В развитии приборов, контролирующих работу винтомоторной группы, наметился переход на электроприборы, обладающие, по сравнению с механическими и гидравлическими, преимуществами, заключающимися в дистанционной передаче показаний, большей надежности, легкости монтажа и взаимоза-

меняемости. Управление винтомоторной группой упрощается и автоматизируется.

Несмотря на стремление к упрощению, общее количество приборов, рукояток и штурвалов неуклонно растет, так как каждая новая установка, кроме управления, требует приборов, контролирующих ее работу. В поле зрения пилота одноместного истребителя находится до 30 приборов и 40 рукояток, ручек, кнопок и штурвалов.

Стандартизация размещения приборов весьма затруднительна и возможна только по типам самолетов. В результате большого количества приборов и отсутствия стандарта их размещения переход летчика с одного самолета на другой, одноклакового, а в особенности другого назначения, весьма затруднителен. В СССР стандарт размещения приборов разработан для одноместных истребителей и штурмовиков.

Окончательную увязку и выбор места для приборов и агрегатов оборудования при отсутствии стандарта делают на макете самолета.

## Глава V

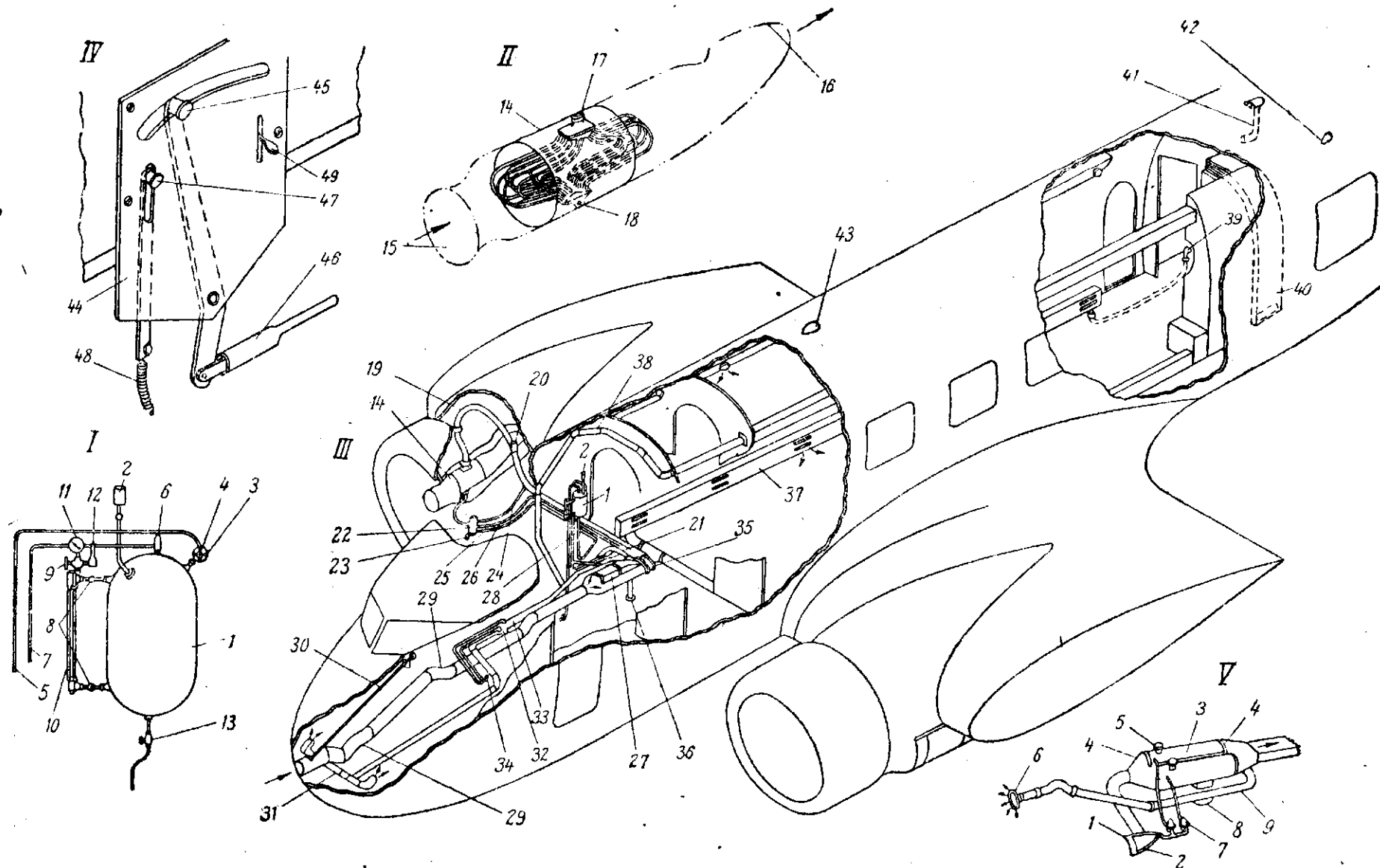
### КОМПОНОВКА РАЗЛИЧНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

#### § 1. ОТОПЛЕНИЕ

В многоместных боевых самолетах применяют электрообогрев комбинезонов, стелек и перчаток. На одноместных самолетах иногда обогревают кабину теплым воздухом, прошедшим через радиатор. Помимо обогрева экипажа, необходим обогрев ряда приборов и механизмов: часов, прицелов, трубки Пито, трубок Вентури, пулеметов, сбрасывателей, фотоаппаратов и т. д. Для мелких предметов оборудования и вооружения применяют электрообогрев; пулеметы и прочие механизмы иногда обогревают воздухом, подогретым выхлопными газами или специальными подогревателями.

В пассажирских самолетах необходимо обогревать кабины, пассажиров и экипаж не только в полете, но и на стоянках. Применение электрообогрева в этом случае неэкономично и приходится прибегать к водяному, паровому или смешанному отоплению, используя тепло выхлопных газов, или же применять специальные обогреватели с питанием от общей бензосистемы.

Водяное и паровое отопление нерациональны из-за своего большого веса, сложности проводки и высокой температуры нагревательных приборов (в особенности при паровом отоплении). В смешанном паро-воздушном отоплении пар используют для нагрева отопительного радиатора, подогревающего воздух, поступающий затем в кабину через вентиляционную систему.



Фиг. 198. Схема отопления и вентиляции самолета DC-3.

I—запасной водяной бачок с арматурой: 1—бачок; 2—заливная горловина; 3—редукционный клапан 0,91—1,05 ат; 4—кран; 5—паропровод из радиатора; 6—редукционный клапан 1,75 ат; 7—дренаж; 8—двухходовой кран; 9—кран; 10—водомерное стекло; 11—манометр; 12—клапан для воздуха; 13—двухходовой кран.

II—паровой котел: 14—подвод выхлопных газов; 16—выход выхлопных газов; 17—горловина подачи пара к радиатору; 18—горловина подачи воды из конденсатора.

III—компоновка отопления: 19—паропровод; 20—предохранительный клапан 2,7 ат; 21—22—кран спуска конденсата; 24—отвод конденсата из паропровода; 25—подача воды в котел; 26—дренаж радиатора; 27—радиатор; 28—кран-указатель уровня воды; 29—трубопровод холодного воздуха; 30—управление заслонкой холодного воздуха; 31—вентиляция и отопление кабины пилота; 32—заслонка подачи холодного воздуха в кабину пилота; 33—то же, теплого воздуха; 34—педаль управления

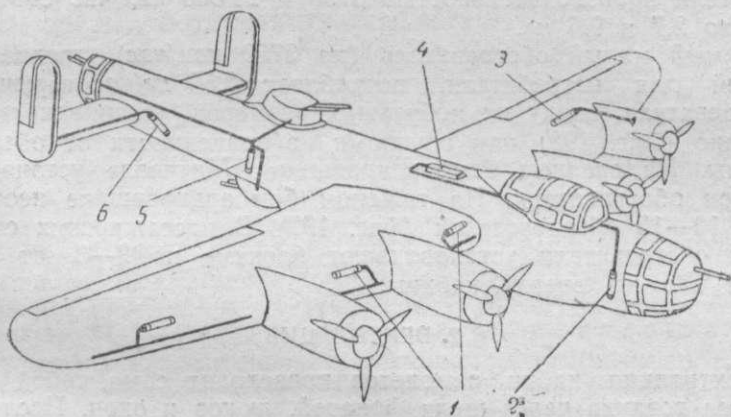
отоплением; 35—заслонка управления отоплением в пассажирской кабине; 36—питривок для отопления при стоянке; 37—трубопровод теплого воздуха; 38—то же, холодного; 39—трубопровод подачи теплого воздуха в туалетную; 40—вентиляционный канал при стоянке; 41—вентиляция туалетной; 42—вентиляция багажника; 43—вентиляция пассажирской кабины.

IV—панель управления отоплением пассажирской кабины: 44—щиток; 45—рукоятка управления; 46—тяга управления; 47—рукоятка управления краном, перекрывающим пар; 48—пружина; 49—рукоятка управления замком, запирающим рукоятку 45.

V—двухбурный кабинный обогреватель „Дженитроль“ фирмы Surface Combustion Co: 1—приемник кабинного воздуха; 2—приемник воздуха для горения; 3—обогреватели; 4—стыковые хомуты; 5—выхлопные патрубки обогревателей; 6—выход теплого воздуха в кабину летчика; 7—регуляторы воздуха для горения; 8—выход теплого воздуха; 9—воздухопроводы для теплого воздуха.

В этом случае одновременно осуществляются отопление и вентиляция. Для обогрева кабин при стоянках систему отопления присоединяют к наземной установке.

Система отопления самолета DC-3 (фиг. 198) состоит из следующих агрегатов. Котел 14, имеющий 18 трубок (фиг. 198-II), установлен в выхлопном коллекторе правого мотора. Вода, поступающая в трубки котла из запасного бака 1 (фиг. 198-I, III), превращается в пар, который по трубе 19 переходит в радиатор 27. Вода подается в котел только тогда,



Фиг. 199. Схема установки обогревателей „Дженитроль“ на многомоторном самолете.

1—обогреватели передней кромки крыла; 2—обогреватели фонарей; 3—подогрев мотора; 4—обогрев кабины; 5—обогрев оружия и кабины стрелков; 6—обогрев передней кромки оперения.

когда требуется отопление кабин. Радиатор нагревает воздух, поступающий в него через воздухозаборную трубу 29 и выходящий в кабины по трубопроводам 37, уложенным на полу по бортам. Пар, превращенный радиатором в воду, через конденсатор 22 снова поступает в котел. При стоянках для отопления необходимо соединить патрубок 36 с наземной установкой.

Для отопления кабины пилота от радиатора проведен воздухопровод 31 с заслонкой 33, управляемой педалью 34. Вес системы отопления и вентиляции составляет около 10% G, или 5 кг на человека.

Специальные кабинные обогреватели работают независимо от моторов самолета, имеют свою проводку горючего из общей бензосистемы и отдельный провод от аккумулятора или генератора. Горючее сжигается в форсунке внутри корпуса в особой камере. Продукты горения нагревают стенки корпуса, по которому прогоняется воздух. Форсунка имеет отдельную подачу воздуха для горения, а выхлопной патрубок выводится за борт самолета.

Обогреваемый воздух берут извне или же из кабины. В первом случае подача воздуха производится скоростным напором, а во втором — применяют вентилятор, работающий от электромотора. Отопление, обогрев стекол, прогрев мотора и оборудования возможны и при стоянке с неработающими моторами.

Кабинные обогреватели «Дженитроль» (фиг. 198-V) работают от скоростного напора, но имеются и вентиляторные. Обогреватели выпускаются четырех размеров с теплопроизводительностью 3750, 12 000, 25 000 и 31 000 *кал/час*. Вес обогревателя производительностью 3750 и 25 000 *кал/час* соответственно 2,7 и 9,5 кг.

Самый малый обогреватель (на 3750 *кал/час*), предназначенный для истребителя, потребляет 0,55 *кг/час* горючего. Обогреватели, ввиду их небольших размеров, устанавливаются попарно (фиг. 198) или группами в зависимости от объема кабины. На среднем бомбардировщике «Митчелл» установлены три обогревателя. На тяжелом бомбардировщике необходимо 10—15 обогревателей (фиг. 199). В пассажирских самолетах обогреватели устанавливают блоками по 2—3 шт. под полом или же вверху кабины.

## § 2. ВЕНТИЛЯЦИЯ

Вентиляция кабин самолетов происходит сама собой при прососе воздуха через щели фонарей, люков и окон. Исследования самолетов в натуре показали, что для уменьшения сопротивления и повышения максимальной скорости необходимо добиваться полной герметизации кабин.

Количество воздуха, которое необходимо подавать в кабину, составляет около 20  $\text{м}^3$  в час на человека. При удельном объеме кабины в пределах  $0,6 \div 1,7 \text{ м}^3$  (на человека) требуется 33÷12-кратная замена воздуха в час. Скорость воздуха в кабине должна быть минимальной при обеспечении необходимого обмена и не рекомендуется выше 1 *м/сек*.

Воздух, поступающий в кабину, должен быть предварительно очищен от пыли и подогрет, а попадание выхлопных газов или паров бензина должно быть полностью исключено. Каждый из членов экипажа, помимо общей вентиляции, должен иметь индивидуальную с непосредственным управлением.

Выбор пунктов приема и отсасывания воздуха образуют с распределением давления и разрежения воздуха по поверхности фюзеляжа и крыла. Подача и отсос воздуха должны быть обеспечены на всех режимах полета. Обычно для подачи воздуха используют скоростной напор. Желательно регулирование влажности воздуха. Холодный воздух для вентиляции подают в верхнюю часть кабины.

В одномоторных самолетах заборник воздуха помещают внизу передней части фонаря, в боковых стенках фюзеляжа или во входном участке туннеля радиатора. От заборника воздух через коленчатые трубопроводы поступает в вентиляцион-

ные трубы с отверстиями в стенках  $d \approx 5$  мм, расположенными на расстоянии  $l \approx 10$  мм. Наличие резких поворотов трубопроводов и сопротивление при прохождении через отверстия в вентиляционных трубах гасит скорость воздуха, поступающего в заборник. В заборнике помещают заслонку, управляемую из кабины. Выход воздуха в верхней задней части кабины или в выходном участке туннеля радиатора.

В многоместных многомоторных самолетах с обогревом всей кабины вентиляцию соединяют с системой отопления (фиг. 198-III). Воздух поступает через входное отверстие в носовой части фюзеляжа. Количество воздуха регулируется заслонкой, управляемой из кабины тягой 30 и рукояткой, помещенной около приборной доски. Два трубопровода холодного воздуха 38 проходят выше окон вдоль кабины. Против каждого кресла имеются индивидуальные вентиляторы, регулируемые пассажирами.

Нагретый воздух, идущий через радиатор, и холодный воздух, обтекающий радиатор, проходят через регулировочный клапан 35, при помощи которого теплый и холодный воздух в любых пропорциях поступают в Y-образную трубу для смешивания. Из Y-образной трубы смесь вентиляционного воздуха поступает в трубопровод 37, расположенный около пола, а из него — к индивидуальным отдушинам около каждого кресла. В потолке кабины имеются два регулируемых вентилятора 43 и 42.

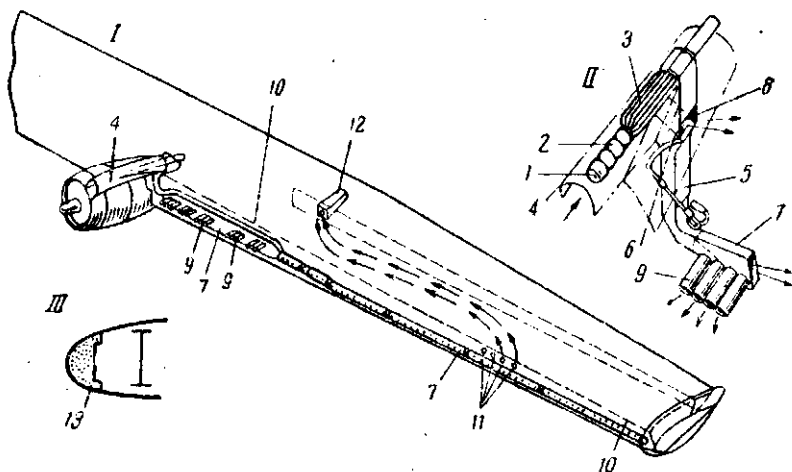
Вентиляторы в кабине экипажа помещены у ног пилотов. Холодный воздух поступает из главного воздухопровода 29 за кабиной, а горячий — из радиатора.

### § 3. АНТИОБЛЕДЕНТЕЛИ

Основная опасность обледенения самолета в полете заключается не в увеличении веса, а в искажении профиля крыла, оперения и винта, вследствие чего резко падают подъемная сила и тяга. Обледенение винта, кроме того, нарушает его балансировку. Не менее серьезные последствия вызывает обледенение карбюратора и фонаря кабины летчика. Обледенение, возможное в любое время года, требует энергичных мер борьбы, так как происходит за короткий промежуток времени.

Из многих способов борьбы с обледенением наиболее рационален обогрев воздухом, подогретым выхлопными газами, в особенности для крыла и оперения, требующих большого количества тепла. Кроме того, при этом способе совершенно отпадает необходимость в очистке от льда крыла и оперения перед полетом, так как таяние начинается сразу же после запуска моторов. Скалывание льда вручную, неизбежное при других типах антиобледенителей, требует продолжительного времени и приводит к порче поверхностей крыла и оперения. Обогрев винтов выхлопными газами весьма сложен и для этой цели лучше химический способ.

Концевая часть выхлопного коллектора 1 (фиг. 200-II) при помощи гибкого шланга 2 соединяется с теплообменником 3, имеющим ряд продольных ребер. Теплообменник заключен во всасывающий патрубок 4, заканчивающийся коленом 5, в котором установлена заслонка 6. При помощи заслонки нагретый воздух может быть направлен в трубопровод 7 или наружу через отверстие 8 в колене. Трубопровод 7 в начале имеет прямоугольное сечение и ряд коротких труб 9, выходящих



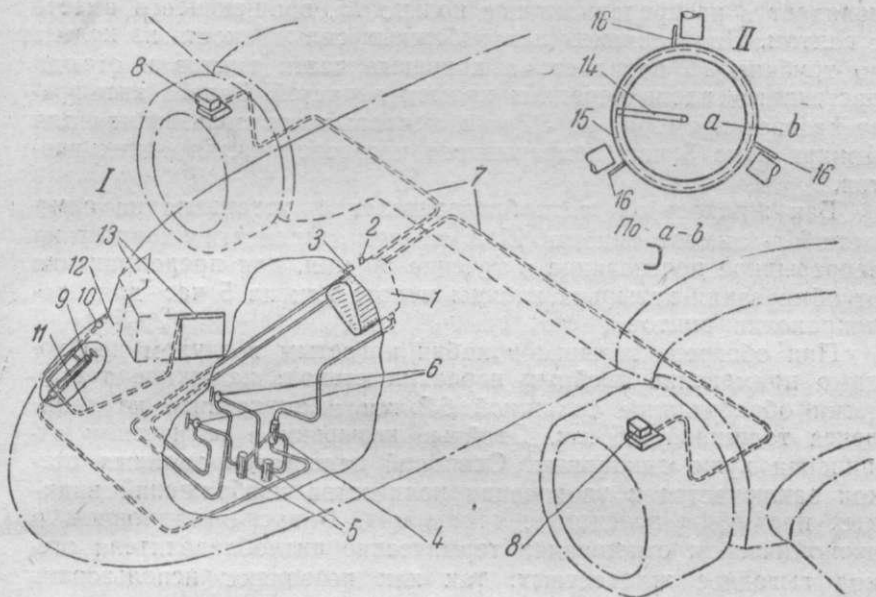
Фиг. 200. Схема термического антиобледенителя.

1—коллектор выхлопных газов; 2—гибкий шланг соединения с коллектором; 3—теплообменник; 4—всасывающий патрубок теплообменника; 5—колено; 6—заслонка; 7—воздухопровод; 8—отверстие в колене; 9—трубки, подводящие горячий воздух к обшивке передней кромки крыла; 10—передний лонжерон; 11—отверстия в стенке переднего лонжерона; 12—выход воздуха через задний лонжерон и обшивку; 13—вспомогательная стенка.

внутрь крыла по направлению к его передней кромке. К концу крыла (фиг. 200-I) сечение трубопровода переходит в круглое и в стенках имеется ряд отверстий для выхода теплого воздуха. В первую очередь теплый воздух обогревает переднюю кромку до переднего лонжерона 10, имеющего отверстия в стенках 11. Через эти отверстия воздух проникает в междулонжеронную часть и обогревает имеющиеся там механизмы и оружие. Воздух выходит из крыла через отверстие 12 в заднем лонжероне и обшивке. В качестве воздухопровода могут быть использованы обшивка передней кромки и дополнительная стенка 13 перед передним лонжероном (фиг. 200-III). Начальная температура подогретого воздуха равна  $175^{\circ}\text{C}$ . Температура передней кромки крыла доходит до  $+15^{\circ}\text{C}$  при температуре наружного воздуха  $-40^{\circ}\text{C}$ .

Для обогрева хвостового оперения на больших самолетах обычно устанавливают бензиновые подогреватели, аналогичные подогревателям кабин (фиг. 199).

Испарение бензина часто настолько снижает температуру воздуха, подводимого в диффузор карбюратора, что возможно образование льда из влаги, всасываемой вместе с воздухом. Обледенение карбюратора закупоривает льдом всасывающую систему и сопровождается падением числа оборотов, обеднением смеси и тряской мотора. Возможны выхлоп в карбюратор и остановка мотора. Подогрев карбюратора в большинстве



Фиг. 201. Схема жидкостного антиобледенителя стекол кабины, карбюраторов и винтов самолета DC-3.

1—бак; 2—дренаж; 3—заливная горловина; 4—крестовина; 5—помпы „Эклипс“; 6—игольчатый кран; 7—проводка к всасывающим патрубкам карбюраторов; 8—карбюраторы; 9—ручной насос; 10—перекрывающий кран; 11—проводка к левой части фонаря; 12—проводка к правой части фонаря; 13—трубки с отверстиями; 14—трубка подачи антифриза к винту; 15—распределительное кольцо; 16—трубки подачи антифриза к лопастям.

случаев производится теплым воздухом, нагретым выхлопными газами.

Образование льда на лопастях винтов, стеклах кабин, а иногда и в карбюраторах предупреждают также посредством смачивания антифризами, представляющими в большинстве случаев смесь денатурированного спирта (85%) и глицерина (15%). Антифризы понижают точку замерзания воды и предохраняют от обледенения, а также растапливают уже образовавшуюся ледяную корку.

Жидкостный антиобледенитель карбюраторов, стекол кабин и винтов на самолете DC-3 состоит из следующих частей (фиг. 201-1). Бак 1 емкостью 15 л со смесью из 15% глицерина и 85% денатурированного спирта находится в кабине пилотов.

Жидкость подают ручным насосом 9 в трубки 13, имеющие отверстия в стенках над передним смотровым окном и скользящими боковыми панелями. Жидкость к карбюраторам и винтам подают помпы 5 «Эклипс». Подача жидкости к карбюраторам включается кранами 6.

Проводка к винтам (не показанная на фигуре) аналогична проводке к карбюраторам. Жидкость из трубки 14 (фиг. 201-11) попадает в распределительное кольцо 15, вращающееся вместе с винтом. Под влиянием центробежных сил жидкость из кольца по трубкам 16 попадает на корневые части винтов и отсюда растекается вдоль передних кромок лопастей. Запаса антифриза хватает примерно на 30 мин. непрерывного пользования для фонаря и на 5 час. непрерывного пользования для одних винтов.

Бак жидкостной антиобледенительной установки на самолете Ил-4 имеет емкость 12 л, причем жидкости хватает на непрерывное пользование в течение 30 мин. для предохранения от обмерзания козырька кабины пилота или на 5 час для предохранения винтов.

При обогреве козырьков кабин нагретым воздухом необходимо применение двойных передних стекол: наружное термически обработанное толщиной 6,5 мм и внутреннее из триплекса толщиной 9,5 мм. Двойные козырьки в оптическом отношении хуже одинарных. Основным недостаток двойных стекол заключается в увеличении количества изображений видимых предметов вследствие отражения. В эксплуатационном и экономическом отношении термические антиобледенители стекол выгоднее жидкостных, так как позволяют использовать имеющуюся систему отопления и вентиляции.

#### § 4. БОРЬБА С ШУМОМ

Шум вызывает преждевременное утомление экипажа, временную глухоту, затрудняет работу радистов и пользование внутренними переговорными устройствами. При стандартных переговорных устройствах и шуме в 120 дб слушатель улавливает только около 50% слов. Разговаривать без напряжения можно при шуме до 65 дб.

Единица громкости децибелл (дб) соответствует звуку, который в состоянии уловить ухо. Громкость в дб для нескольких хорошо знакомых звуков представлена в табл. 14.

Основные источники шума — мотор и винт. Крылья, находящиеся в плоскости, обдуваемой винтом, увеличивают его шум. В кабину самолета шум проникает через щели в фонарях, дверях, вентиляционные каналы, стекла, стенки, пол и потолок. Кроме того, шум создают корпус самолета и его оборудование вследствие вибраций, вызываемых неуравновешенностью мотора и винта. Вибрации заставляют звучать обшивку самолета, стенки шпангоутов, неплотные соединения, плохо закрепленные

Громкость дб	Характерные и хорошо знакомые звуки
10	Тихий шопот. Шелест листьев при слабом ветре
20	Средней силы шопот на расстоянии 1,5 м
35	Разговорная речь
40	Тихая музыка по радио. Салон-вагон при скорости 40 км/час
50	Разговор. Бесшумный автомобиль. Бесшумный поезд
60	Громкий разговор по радио. Автобус. Поезд
65	Громкий разговор
70	Громкая музыкальная передача по радио. Интенсивное уличное движение. Тонкие воздушные винты с малой окружной скоростью. Внутри трамвайного вагона
80	Очень громкое радио. Гудок автомобиля на расстоянии 25 м. Обычный вагон. Заглушенный выхлоп на расстоянии 25 м
90	Пневматическое сверло. Очень шумное подземное метро. Незаглушенный выхлоп на расстоянии 25 м. Стук мотора
104	Выхлоп вблизи самолета
108	Шум винта вблизи самолета

агрегаты вооружения, оборудования и свободно лежащие грузы и багаж.

Громкость шума, создаваемая его основными источниками, представляется в следующем виде (в дб):

шум винта . . . . .	108
выхлоп . . . . .	104
стук двигателя . . . . .	90
шум воздушной струи от винта . . . . .	80

Шум винта уменьшают, понижая его окружную скорость редукторами, дающими снижение шума на 10÷16 дб, или увеличением числа лопастей. При переходе от двухлопастного винта к трехлопастному снижение шума равно 10 дб. Силу звучания выхлопа понижают постепенным выравниванием давления и акустических фильтров, пропускающих только колебания, слабо воспринимаемые ухом.

Глушители первого типа представляют лабиринтные камеры, решетки или воронки, вызывающие постепенное расширение газов. Такие глушители широко применяются в автомобилях, но для авиационных моторов не получили распространения, так как повышение противодавления снижает мощность на 7%. Глушители, основанные на принципе звукофильтра, также увеличивают противодавление, но до меньших величин: 1000÷272 мм вод. ст., и снижают шум на расстоянии

15 м на  $26 \div 20$  дб. Вес подобных глушителей колеблется в пределах  $15 \div 18$  кг.

Для уменьшения шума внутри кабин необходимы эластичное крепление моторов, звукоизоляция вентиляции, стенок пола и потолка, устранение щелей, плотность всех соединений, усиление стенок и перегородок или монтаж их на амортизаторах. Упругая подвеска мотора снижает шум в среднем на  $2-3$  дб.

Проникновение шума вместе с воздухом через вентиляционные отверстия устраняют установкой длинных воздухопроводов, покрытых изнутри войлоком или другим материалом, хорошо поглощающим звук. Кроме того, на входе в вентилятор ставят звукофильтр. Скорость входа воздуха в кабину не должна превышать  $5 \div 6$  м/сек, а выхода  $10 \div 11$  м/сек.

Во всех соединениях, где это возможно, помещают амортизирующие прокладки. Для уничтожения щелей и дребезжания стекла ставят на резиновых прокладках. Двери для плотного прилегания к косякам окантовывают толстыми резиновыми прокладками. Стенки сплошных шпангоутов, воспринимающих нагрузку, повторяют все вибрации остова фюзеляжа и представляют мембраны, производящие значительный шум. Для устранения шума стенки усиливают или же разгружают от усилий эластичными креплениями к продольному набору.

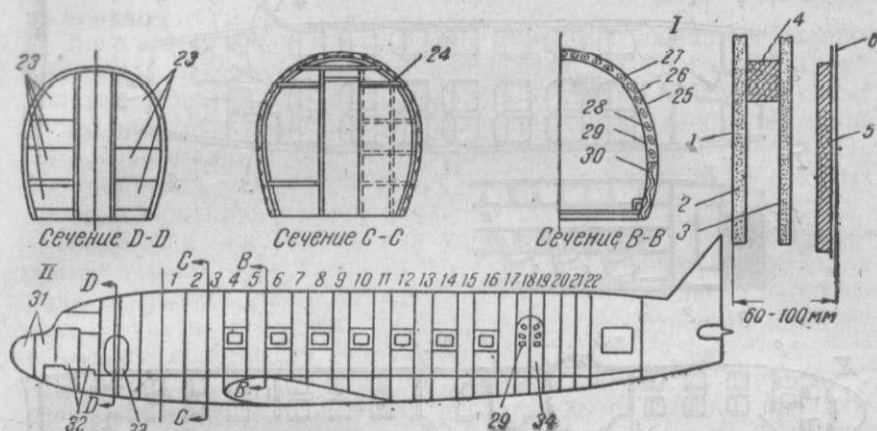
Наиболее сложно устранить шум, проникающий через стенки кабин. Меры борьбы с шумом сводятся к созданию сопротивления прохождению звука и к его поглощению. Плотные звукоизоляционные материалы: фетр, войлок, фибра, кожа, резина, стеклянная ткань и т. п., вследствие того, что их период колебаний отличается от колебаний стенки, снижают амплитуду ее колебаний. Потеря силы звука в этом случае прямо пропорциональна массе изолирующего материала. Кроме того, для этой цели применяют пористые материалы: асбестовое волокно, вату, морскую траву, конский волос, стеклянную вату и т. д. Слабо связанные частицы пористых материалов образуют капиллярные каналы и гасят шум демпфированием. Падение интенсивности звука связано степенной зависимостью с толщиной пористых материалов.

Изоляцию стенок делают из нескольких слоев плотного и пористого материала с воздушными прослойками между ними (фиг. 202-I). Звукоизоляция снижает шум в пассажирской кабине с  $95 \div 97$  до  $65 \div 73$  дб, причем вес ее составляет примерно  $0,9 \div 1,0\%$  от полетного веса, или  $4,5 \div 5,3$  кг на человека.

На самолете DC-3 (фиг. 202-II) применены следующие звукопоглощающие материалы: войлок, «searask», капок, партекс, губчатые резиновые прокладки. Войлочные прокладки имеются на передней стенке кабины и задней стенке туалетной. Отверстия в шпангоутах, через которые проходят стрингеры, закрыты войлочными заглушками. Панели пола установлены на эластичных прокладках, а щели заделаны резиной. Перегород-

ки, отделяющие пассажирскую кабину от остальных помещений, установлены на резиновых амортизаторах. Значительную часть шума поглощает тяжелый ковер.

Шум в cabinaх распределяется неравномерно. Наибольший шум возникает в плоскости вращения винтов, в особенности, если их концы проходят близко от стенок кабины. Простенки



Фиг. 202. Схема звукоизоляции стенок кабины.

1—звукоизоляция Сперри: 1—наружная обшивка фюзеляжа; 2—слой скарп; 3—слой скарп, подвешенный на шнурах; 4—пробка; 5—фетр; 6—полотно; 11—схема звукоизоляции кабины DC-3: 1—22—панели; 23—войлок,  $\delta=12,7$  мм; 24—скарп стеганный, один слой; 25—скарп типа R; 26—скарп стеганный; 27—скарп типа A, прикрепленный к стрингерам; 28—скарп типа GS, приклеенный к обшивке; 29—партекс (обшивки); 30—скарп типа R (приклеен к обшивке); 31—неизолированная часть; 32—скарп с зеленой подкладкой; 33—двухслойный стеганный скарп с зеленой подкладкой; 34—скарп типа R, слой стеганого скарпа типа Q на верхней части двери.

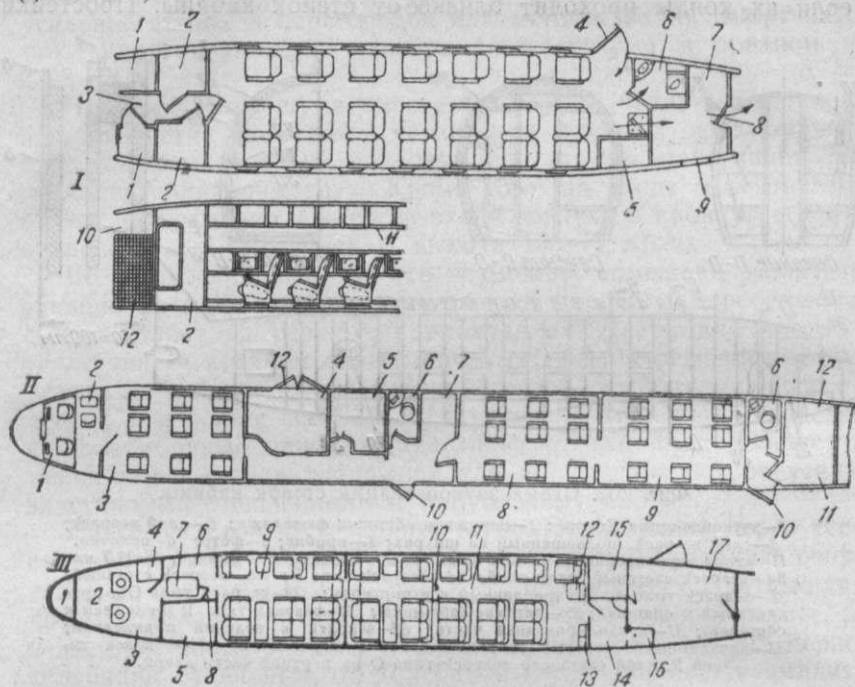
под окнами создают шум, больший на 2÷9 дБ, чем целые стенки. С передней стенки кабины проникает больше шума, чем с задней.

## § 5. БЫТОВОЕ И ПРОЧЕЕ ОБОРУДОВАНИЕ

**Канализация.** На одноместных самолетах, а также на многоместных, в которых перемещение экипажа в полете невозможно, в каждой кабине устанавливают писсуар. В cabinaх штурмана и стрелка он обычно крепится на борту, а у пилота — под сидением. Писсуар состоит из воронки и гибкого шланга, выведенного за борт. На военных самолетах большого тоннажа и на пассажирских, где перемещение внутри фюзеляжа не представляет затруднений, делают туалетную комнату. Умывальник и унитаз устанавливают или по отдельности или же в виде одного агрегата. На самолете DC-3 оборудование туалетной комнаты весит 47,6 кг, что составляет 2,22 кг на пассажира.

Багажные и почтовые отделения для удобства центровки при различном количестве пассажиров размещают в

передней и задней частях фюзеляжа. Переднее багажное или почтовое отделение помещают в плоскости вращения винтов между кабинами экипажа и пассажиров. Через заднее багажное отделение делается проход в хвостовую часть фюзеляжа (фиг. 203).



Фиг. 203. План помещений на пассажирских самолетах.

**I**—самолет DC-3: 1—почтовое отделение; 2—передние багажники; 3—проход в кабину экипажа; 4—главная дверь в кабину пассажиров; 5—буфет; 6—туалетная; 7—задний багажник; 8—дверь в хвостовую часть; 9—открывающаяся вверх дверь в багажное отделение; 10—помещение для радио; 11—поручни; 12—проволочные стенки почтовых отделений.

**II**—самолет „Энсайн“ Армстронг-Уитворт: 1—кабина пилотов; 2—кабина ради-ста; 3—кабина для курящих; 4—багажное отделение; 5—кладовая; 6—туалет-ная; 7—почта; 8 и 9—пассажирские кабины; 10—входная дверь; 11—багажное отделение; 12—дверь в багажное отделение.

**III**—Фокке Вульф FW-200 „Кондор“: 1—носовой обтекатель с рамкой пеленга-тора; 2—кабина пилотов; 3—радиорубка; 4—стол и откидное сиденье ради-ста; 5—багажное отделение; 6—кухня; 7—люк для загрузки багажа; 8—отки-дное сиденье стюарда; 9—кабина пассажиров; 10—лестница между кабинами; 11—основная кабина пассажиров; 12—откидное сиденье; 13—аптечка; 14—ту-алетная; 15—почта; 16—гардероб для спецодежды экипажа; 17—главное багаж-ное отделение.

Наружные двери багажных отделений делают звуко- и водонепроницаемыми. Кроме того, каждое отделение имеет дверь, открывающуюся внутрь. Боковые стенки багажных отделений покрывают гофром, а поверх него — парусиной. К полу и боковым стенкам крепят регулируемые держатели и ремни для привязывания багажа.

Буфет. Пищевой запас в боевых самолетах дальнего дей-ствия помещают в сумках, укрепленных в кабине каждого чле-

на экипажа, а воду — в индивидуальных термосах или одном общем баке. В пассажирских самолетах буфет имеет шкаф для посуды, контейнеры для пищи и термосы для питьевой воды. Иногда буфет снабжают ледником. На самолете DC-3 оборудование буфета составляет 66,6 кг, или 3,17 кг на пассажира. Для обслуживания буфета имеется специальный человек из экипажа.

**Аварийные люки.** Кроме основных люков, служащих для входа и сбрасывания на парашютах, на многоместных самолетах предусматривают аварийные люки, расположенные сбоку или сверху фюзеляжа. Аварийные люки необходимы для выхода экипажа в случае повреждения основных дверей. На пассажирских самолетах аварийные люки делают в боковых стенках, монтируя на них окна.

**Кресла пилотов** для удобства работы, независимо от роста, делают переставными по высоте. Сидения штурмана и радиста должны быть откидными. Сиденья стрелков, работающих в турелях и башнях, должны вращаться относительно вертикальной оси вместе с оружием.

**Кресла пассажиров** в зависимости от продолжительности полета делают или неподвижными или же при длительных перелетах снабжают механизмом, позволяющим менять наклон спинки и сиденья. Все сиденья и кресла снабжают привязными ремнями.

В самолетах, предназначенных для длительных перелетов, кресла на ночь превращают в постели.

**Основные размеры пассажирских кабин** и других помещений. К основным размерам пассажирских кабин относятся: высота 1,4÷2,3 м, ширина кресла 0,41÷0,51 м, ширина прохода между креслами 0,200÷0,750 м, расстояние между спинками кресел 0,84÷1,10 м и объем кабины на одного пассажира 1,00÷2,20 м<sup>3</sup>. Эти размеры зависят от продолжительности полета между остановками и колеблются в широких пределах.

## § 6. ВЫВОДЫ

Для пассажирских самолетов наиболее рационально паровоздушное отопление с использованием тепла выхлопных газов. Эта система, однако, отличается громоздкостью и требует наземных установок для обогрева на стоянках. С другой стороны, паровоздушное отопление позволяет объединить систему отопления с вентиляцией.

На военных самолетах для экипажа, мелких приборов и вооружения рациональнее применять электрообогрев или же бензиновые обогреватели. Обе эти системы работают независимо от мотора.

Необходимо тщательно выбирать пункты приема и отсасывания воздуха, с тем чтобы вентиляция была обеспечена на всех режимах полета. Использовать только просос воздуха

через щели фонарей, люков, окон совершенно недопустимо. На многоместных пассажирских самолетах, кроме общей вентиляции, должна быть предусмотрена индивидуальная для каждого пассажира.

Для борьбы с обледенением карбюраторов, олсрения и крыльев желательно использование тепла выхлопных газов. Для обогрева оперения на больших самолетах более рациональными, вследствие меньшего веса, могут оказаться бензиновые обогреватели. Для мелких аэронавигационных и моторных приборов наиболее рационален электрообогрев.

Жидкостные антиобледенители можно применять лишь в случае значительных трудностей или невозможности использования других методов, как, например, для винтов.

Для устранения утомляемости экипажа и пассажиров, а также облегчения радиоприема и разговора без напряжения необходимо снижение шума примерно до 65 дб. Мероприятия по снижению шума необходимо связывать с основными источниками шума: мотором и винтом. Необходима звукоизоляция вентиляции, стенок, пола и потолка, устранение щелей, монтаж перегородок на амортизаторах. Для снижения шума, а также для устранения возможности ранений при аварии кабины экипажа и пассажиров должны быть вынесены из плоскости вращения винтов.

При проектировании фюзеляжа как для военных, так и для пассажирских самолетов необходимо принимать меры защиты экипажа и пассажиров от аварий при посадке и в воздухе, а также обеспечить максимум комфорта.

## Глава VI

### ПРИМЕРЫ СИЛОВОЙ КОМПОНОВКИ ФЮЗЕЛЯЖЕЙ

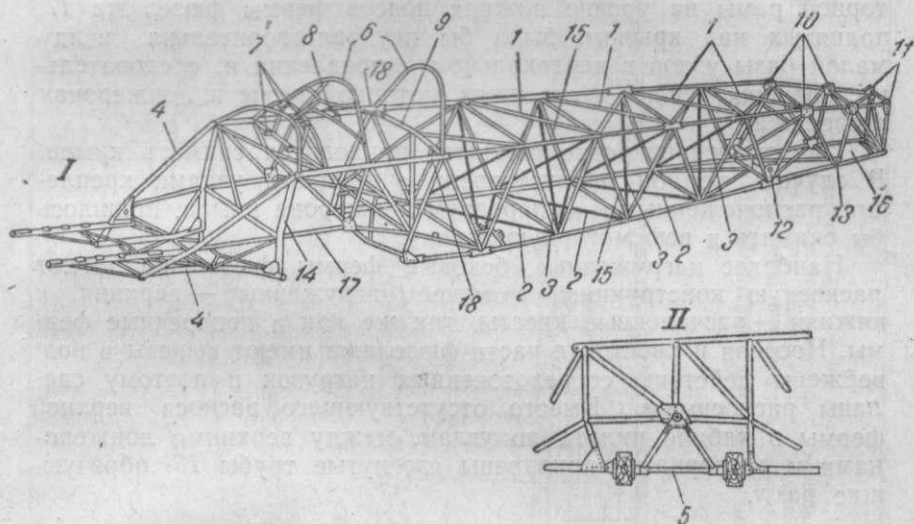
#### § 1. СИЛОВАЯ КОМПОНОВКА ФЕРМЕННОГО ФЮЗЕЛЯЖА

Фюзеляж самолета Як-1 (фиг. 204-I) сварной, изготовлен из хромансильевых труб, термически обработанных до 70—85 кг/мм<sup>2</sup>. Носовая и хвостовая части фюзеляжа, а также боковые фермы по всей длине — раскосной конструкции; верхняя, нижняя и поперечные фермы средней части — расчалочной конструкции. Верхняя ферма имеет двойные ленточные расчалки 1, а нижняя ферма 2 и поперечные панели 3 — одинарные.

Моторная рама 4 составляет одно целое с фюзеляжем. Нижние лонжероны на участке стыка фюзеляжа с крылом прерваны и замыкаются после установки крыла его трубчатыми распорками 5 (фиг. 204-II). К верхним лонжеронам на участке кабины приварен трубчатый каркас фонаря 6 с кронштейнами крепления приборной доски 7 и прицела 8. К жесткой попе-

речной ферме 9 укреплено сиденье и бронеспинка, а к каркасу фонаря — прозрачная броня за головой летчика.

Стабилизатор имеет четыре точки крепления 10. Задний лонжерон килья укреплен на последней поперечной ферме фюзеляжа 11, а передний — на переднем лонжероне стабилизатора. Между раскосами хвостовой части вварена труба 12, через которую пропускают штаггу для подъема хвоста фюзеляжа. Ось вращения костыля проходит через ушки, укрепленные на нижней распорке предпоследней рамы 13.



Фиг. 204. Силовая компоновка ферменного фюзеляжа самолета Як-1.

I—схема фюзеляжа и моторамы; II—схема крепления крыла.

Верхний и нижний обтекатели (гаргроты) хвостовой части фюзеляжа изготовлены из деревянного каркаса, оббитого фанерой. Боковые стенки хвостовой части фюзеляжа за фонарем кабины обтянуты полотном по деревянным стрингерам и ободам, укрепленным к ферме фюзеляжа. Передняя часть фюзеляжа, включая и кабину, с боков и сверху закрыта съемными люками из листового дуралюмина. В хвостовой части с левой стороны фюзеляжа также имеется люк для монтажа и регулировки тросов ножного управления.

К первой поперечной ферме 14 прикреплен противопожарная перегородка. Непосредственно за мотором и перед крылом имеются еще две защитные перегородки для защиты от попадания пыли при рулежке, разбеге и пробеге. Защитные перегородки из прорезиненного репса установлены в плоскости раскосов 15 боковых ферм за туннелем радиатора и в задней панели нижней фермы над костылем 16. Для осмотра хвост-

вой части перегородки имеют разрезы, закрывающиеся замками-молниями и шнуровкой.

Отличительная особенность фюзеляжа заключается в применении несъемной моторной рамы, приваренной к фюзеляжу. Несъемная моторная рама представляет весьма значительное неудобство в эксплуатации и затрудняет ремонт ее при повреждениях. В данном случае это решение является удачным по следующим соображениям. При съемной мотораме ее нижние узлы пришлось бы крепить к нижним полкам переднего лонжерона отъемного неразрезного крыла. Установка нижних узлов моторной рамы на уровне нижних поясов фермы фюзеляжа 17, поднятых над крылом, была бы неудовлетворительна ввиду малой базы узлов в вертикальном направлении и, следовательно, больших усилий в стоежках моторной рамы и лонжеронах фюзеляжа.

При транспортировке самолета приходится снимать крыло. В случае съемной мотоустановки с нижними узлами крепления, расположенными на переднем лонжероне крыла, пришлось бы снимать и всю моторную группу.

Наиболее нагруженные боковые фермы фюзеляжа имеют раскосную конструкцию, а менее нагруженные — верхняя и нижняя — расчалочные кресты, так же как и поперечные фермы. Носовая и хвостовая части фюзеляжа имеют вырезы и подвержены действию сосредоточенных нагрузок и поэтому сделаны раскосными. Вместо отсутствующего раскоса верхней фермы в кабине пилота по углам, между верхними лонжеронами и распорками, приварены изогнутые трубы 18, образующие раму.

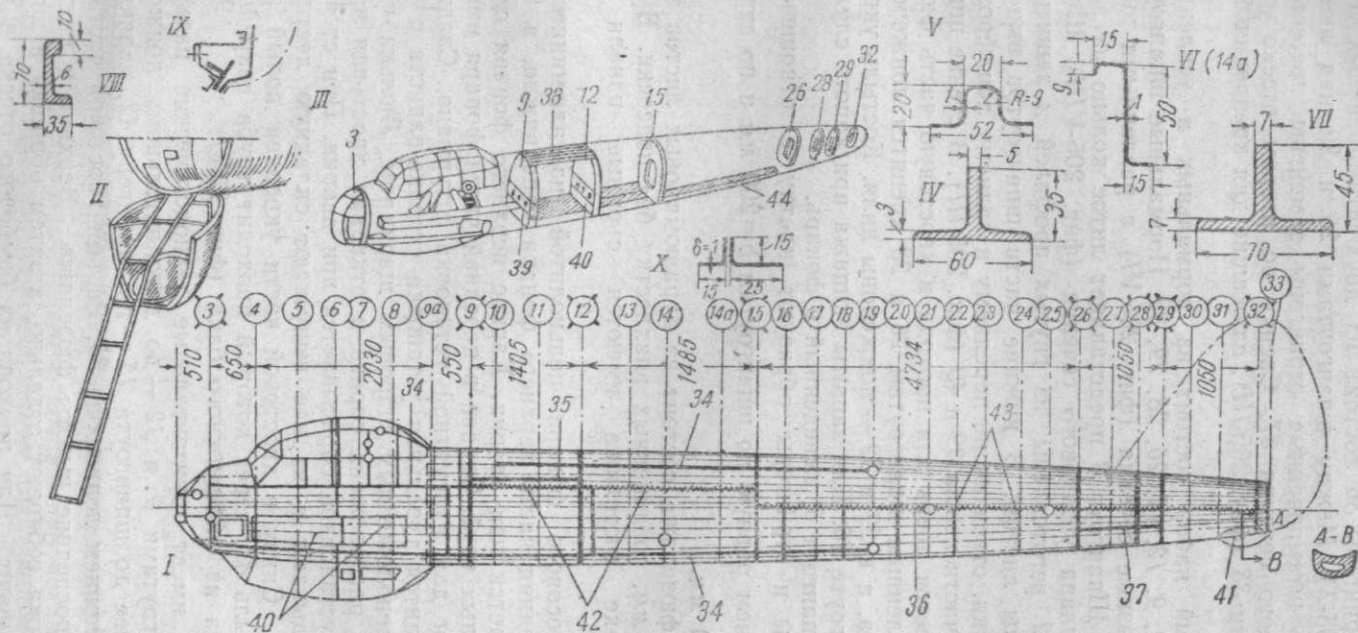
## § 2. СИЛОВАЯ КОМПОНОВКА ФЮЗЕЛЯЖЕЙ ПОЛУМОНОКОК

Фюзеляж самолета Ju-88 (фиг. 205-I, III) разделен сплошными перегородками на три части: носовую (до 9-го шпангоута), среднюю, состоящую из двух отсеков (от 9-го шпангоута до 12-го и от 12-го до 15-го), и хвостовую от 15-го шпангоута до конца.

В носовой части помещается экипаж, в средней — от 9-го до 12-го шпангоутов — бензиновый бак, а между 12-м и 15-м шпангоутами — бомбы.

Продольный набор состоит из четырех прессованных лонжеронов 34 таврового сечения (фиг. 205-IV верхние и VII — нижние). Лонжероны доходят до шпангоута 19 и переходят далее в стрингеры. В баковом отсеке между шпангоутами 9 и 12 установлен дополнительный лонжерон таврового сечения 35. В баковом и бомбовом отсеках нижние лонжероны усилены профилями из листового дуралюмина (фиг. 205-IX). До шпангоута 15 сечения лонжеронов постоянны, а затем уменьшаются.

Фюзеляж имеет 40 стрингеров, причем большинство из них после склепки с обшивкой образуют закрытые сечения



Фиг. 205. Фюзеляж двухмоторного бомбардировщика Ju-88.

I—схема силового набора фюзеляжа; II—складная лестница; III—технологические разъемы и усиленные шпангоуты; IV—сечение верхних лонжеронов; V—сечение стрингеров;

VI—сечение нормальных шпангоутов; VII—сечение нижних лонжеронов; VIII—сечение шпангоута № 3; IX—усиление нижних лонжеронов в бомбовом отсеке; X—сечения средних стрингеров 36 хвостовой части.

(фиг. 205-V). Посредине высоты фюзеляжа, начиная со шпангоута 15, стрингеры 36 состоят из двух штампованных уголков (фиг. 205-X). Между шпангоутами 26 и 29 над люком для костыля штампованные стрингеры заменены прессованными таврового сечения 37. Сверху во втором отсеке установлены балки 38 (фиг. 205-III), служащие для крепления бензобака.

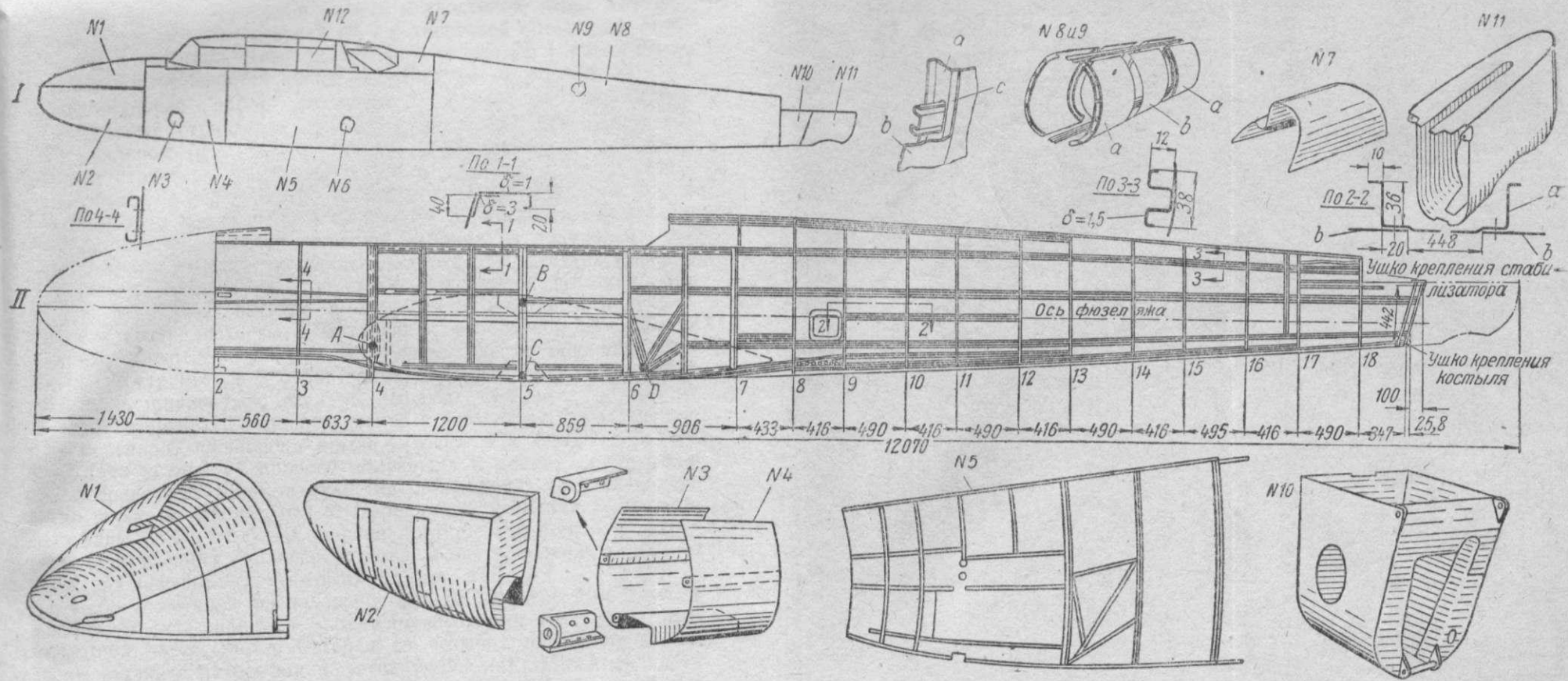
Поперечный набор состоит из нормальных и усиленных шпангоутов 3, 9, 12, 15, 26, 28, 29, 32. Нормальные шпангоуты имеют Z-образные сечения (фиг. 205-VI) с различными высотами стенки. Шпангоут 3 представляет литое кольцо из алюминиевого сплава уголкового сечения (фиг. 205-VIII). Шпангоуты 9 и 12 изготовлены из гнутых профилей и защиты с одной стороны листом. В нижние части шпангоутов вмонтированы участки, отвечающие переднему и заднему лонжеронам центральной части крыла 39 и 40 (фиг. 205-III). В стенке шпангоута 15 имеется дверь для прохода в хвостовую часть фюзеляжа. К усиленным шпангоутам 26 и 28 крепятся лонжероны стабилизатора, а к 29 и 32 — лонжероны киля. Костыль укреплен на шпангоуте 26. Для защиты экипажа при капоте служит усиленный шпангоут 6, выведенный в фонарь.

Шпангоуты и стрингеры образуют клетку с отношением  $\frac{a}{b}=2$ , в среднем равную по шпангоутам  $b=200$  мм и по стрингерам  $a=400$  мм.

Обшивка фюзеляжа состоит из дуралюминовых листов толщиной  $\delta=1$  мм, соединенных внахлестку без подсечки. В переднем отсеке фюзеляжа имеются съемные панели 40 (фиг. 205-I).

Каркас носового фонаря цельнолитой из алюминиевого сплава. Передняя часть верхнего фонаря неподвижна, а задняя сбрасывается при аварии. Каркас верхнего фонаря сварной из стальных труб. Справа в передней части фонаря имеется кронштейн для пулеметной установки штурмана. Сзади в фонаре находится турельная установка стрелка-радиста с эксцентрично расположенным шаровым шарниром. Люлька нижнего стрелка расположена справа и откидная хвостовая часть с турельной установкой сбрасывается при аварии. При стоянке люльку откидывают и из нее выпускают складную лестницу (фиг. 205-II). Снизу в хвостовой части укреплен полый аварийный костыль 41, через который проходит труба аварийного слива бензина из фюзеляжного бака (фиг. 205-I).

Фюзеляж имеет горизонтальные технологические разъемы между шпангоутами 9 и 12 — по дополнительному лонжерону 35, а далее до шпангоута 15 — по стрингеру 42, являющемуся продолжением лонжерона 35. Разъем хвостовой части 43 расположен посредине высоты фюзеляжа. Верхние и нижние части фюзеляжа собирают отдельно, а затем обшивку и шпангоуты склепывают. Для прохода из бомбового отсека в хво-



Фиг. 206. Фюзеляж двухмоторного двухместного многоцелевого самолета Me-110.

I—технологические разрезы; II—схема продольного и поперечного набора.

стовую часть фюзеляжа установлен пол 44 из гсфра (фиг. 205-III).

В конструктивном и технологическом отношении фюзеляж разработан хорошо. Принятый тип сечения стрингеров, требующий два ряда заклепок, нельзя признать рациональным, особенно учитывая, что количество стрингеров доходит до 40.

Фюзеляж двухмоторного двухместного многоцелевого самолета Ме-110 состоит из 12 частей, изготовленных отдельно (фиг. 206-I, № 1—11). Разъемных стыков два, один в носовой и второй в хвостовой части. Носовой отсек с пулеметной батареей № 2 и хвостовой обтекатель № 11 сделаны съемными. Крышка носового отсека № 1 крепится на замках и откидывается вверх для осмотра пулеметов.

Продольный набор фюзеляжа состоит из коробчатых I-образных стрингеров, приклепанных к обшивке одним рядом заклепок (фиг. 206-II, сечение 3—3). В месте установки фонаря стрингеры заменены мощным уголком и горизонтальным ободом с отбортовкой (сечение 1—1). Участки № 8 и 9 представляют две половины со стыком в плоскости симметрии. В свою очередь каждая половина набрана из полуколец двух типов, чередующихся по длине фюзеляжа. У жестких колец *a* шпангоуты сделаны за одно целое с обшивкой (участки № 8 и 9 и фиг. 206-II сечение 2—2). Между жесткими полукольцами *a* стоят листовые *b* без всяких отборонок. В жестких кольцах имеются годсечки на толщину листа обшивки. Для пропуска стрингеров в отбортовках жестких полуколец, играющих роль шпангоутов, сделаны вырезы.

Крыло крепится непосредственно к фюзеляжу. Узлы крепления основного лонжерона крыла — точки *B* и *C* (фиг. 206-II). Передача усилий от правого полукрыла к левому осуществлена посредством мощного участка лонжерона, составляющего одно целое со шпангоутом 5. Передний *A* и задний *D* шарнирные узлы служат для восприятия крутящего момента и нагрузок, действующих в плоскости хорд. Узлы крепления показаны на компоновочной схеме крыла на фиг. 119.

Кабина летчика расположена между шпангоутами 2—4, а кабина стрелка-радиста — между шпангоутами 4—7. В носовой отъемной части, кроме батареи из четырех пулеметов, помещены ящики с патронами и фотокинопулемет. В нижней части носового и следующих двух кабинных отсеков расположены две 20-миллиметровые пушки с магазинным питанием. Дополнительные магазины и радиооборудование находятся в передней части кабины стрелка-радиста между шпангоутами 4 и 5. В кабине стрелка для защиты задней полусферы установлен один пулемет мелкого калибра с магазинным питанием. Неразрезной стабилизатор укреплен на отсеке № 10.

Довоенный вариант самолета совершенно не имел брони. В дальнейшем была установлена броня для защиты летчика и стрелка.

Фюзеляж хорошо разработан в технологическом отношении. Наличие в большей части толстой обшивки  $\delta=1$  мм и применение потайной клепки обеспечило плавную поверхность фюзеляжа. Принятый способ крепления стрингеров несколько ухудшает их работу на сжатие, но в то же время уменьшает вдвое количество заклепок по сравнению с наиболее распространенным способом соединения сечений подобного типа. Фюзеляж имеет большое удлинение  $\lambda=11,0$ .

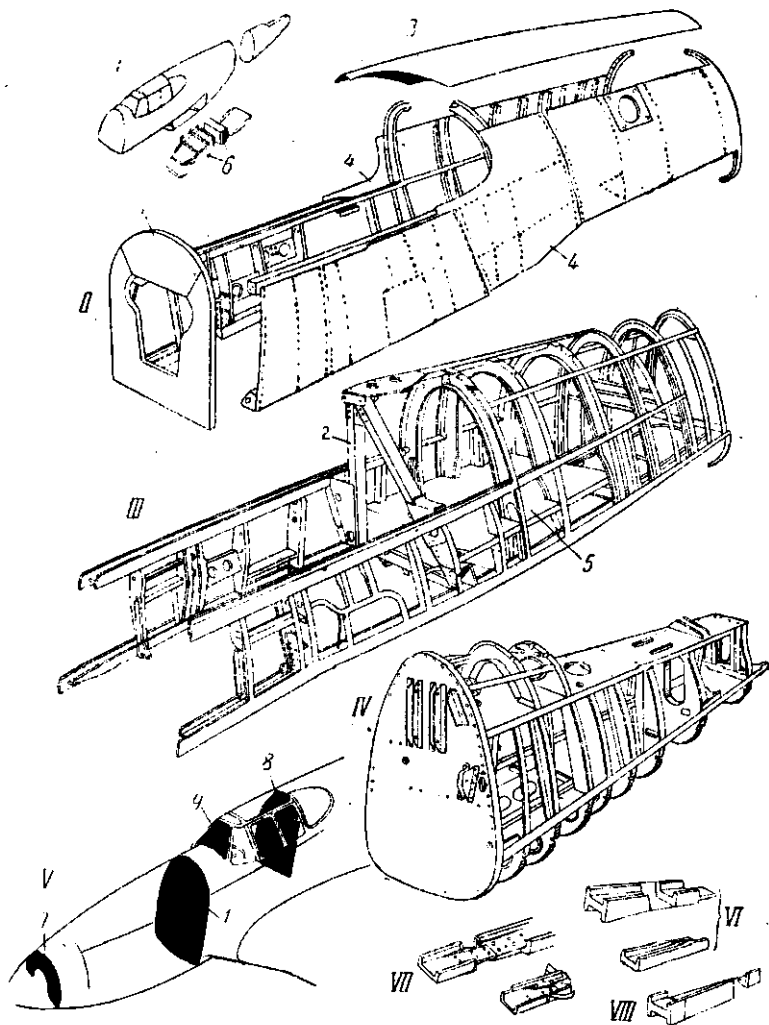
Фюзеляж одноместного истребителя «Мустанг» для удобства перевозки имеет отъемную хвостовую часть (фиг. 207-I). Переднюю часть собирают из восьми технологических отсеков (фиг. 207-I, II, III), противопожарной перегородки 1, прстивокапотажного пилона 2, верхней части обшивки 3 вместе со шпангоутами, боковых панелей 4, полки для радиоустановки 5 и нижних секций 6, образующих туннель радиаторов.

Продольный набор передней части фюзеляжа состоит из мощных лонжеронов, имеющих двутавровое сечение по горизонтали. Верхние лонжероны в конце передней части переходят в тавры (фиг. 207-VIII), а нижние — в швеллеры (фиг. 207-VI), стык которых осуществлен посредством ступенчатого среза полок (фиг. 207-VII). Стрингеры имеются только в верхней части фюзеляжа. Вырез нижней обшивки компенсируется горизонтальным листом 5, расположенным несколько выше нижних лонжеронов. Лист вместе с верхней и боковыми стенками фюзеляжа образует замкнутое сечение, воспринимающее кручение.

Поперечный набор в пределах выреза для кабины состоит из ряда мощных стоек, соединяющих лонжероны, а в хвостовой части — из часто расставленных полушпангоутов, достигающих до нижних лонжеронов. Для защиты летчика при полном капоте служит мощный пилон 2, образованный из двух профилей, связанных косынками с лонжеронами.

Продольный набор хвостовой части (фиг. 207-IV) состоит из лонжеронов, горизонтального листа, замыкающего контур фюзеляжа под стабилизатором, и пяти стрингеров. Поперечный набор образуют три целых шпангоута и пять шпангоутов, достигающих только до листа. Особенность фюзеляжа заключается в малом количестве элементов продольного набора и часто поставленных шпангоутах. Усиление фюзеляжа в пределах выреза для фонаря достигается мощными лонжеронами.

Стальные бронеплиты (фиг. 207-V) с поверхностной закалкой установлены за коком винта 7, мотором 1 и сиденьем 8. Плита 1, находящаяся за мотором и играющая роль противопожарной перегородки (фиг. 207-II), имеет вырез для масляного бака. Этот вырез закрыт листом нержавеющей стали. Прозрачная броня 9 передней части козырька имеет толщину 38 мм, наклонена к вертикали под углом  $31^\circ$ , дает хороший обзор, защиту и имеет малое сопротивление. По типу конструк-



Фиг. 207. Фюзеляж одноместного одномоторного истребителя „Мустанг“.

I—транспортные разрезы; II—технологические разрезы передней части фюзеляжа; III—продольный и поперечный набор передней части; IV—продольный и поперечный набор хвостовой части; V—бронирование; VI—изменение сечения нижних лонжеронов фюзеляжа по длине; VII—стык нижних лонжеронов; VIII—изменение сечения верхних лонжеронов по длине фюзеляжа.

ции передняя часть может быть отнесена к кессону, а хвостовая является типичным моноблоком.

Высокий фонарь обеспечивает хороший обзор в стороны, но в пределах кабины ослабляет фюзеляж и требует тяжелых лонжеронов. Большинство узлов фюзеляжа представляет отливки из легких сплавов. Фюзеляж прост и удобен в производстве.

Фюзеляж самолета ЛАГГ-3 является деревянным полумонококом (фиг. 208-I). Поперечный набор образуют 15 шпангоутов 1—15. Между нижними лонжеронами имеется ряд ободов 3а, 4а, 5а, 6б, 7а. Усиленный шпангоут 1 установлен наклонно, и к нему крепится металлическая пространственная ферма (фиг. 208-II), служащая лафетом для пулеметов. К этой же ферме укреплены верхние концы подкосов моторамы. Усиленный шпангоут 5 доведен доверху и предназначен для восприятия ударов при полном капоте. По бокам верхней части шпангоута имеются вырезы для обзора задней полусферы. Усиленные шпангоуты 12 и 14 служат для крепления стабилизатора и имеют брусья 17 из дельта-древесины, являющиеся центральной частью лонжеронов стабилизатора (фиг. 208-III). Последний шпангоут 15 также относится к усиленным и одновременно является задним лонжероном кила. Толщина усиленных шпангоутов  $25 \div 30$  мм, а нормальных  $15 \div 22$  мм.

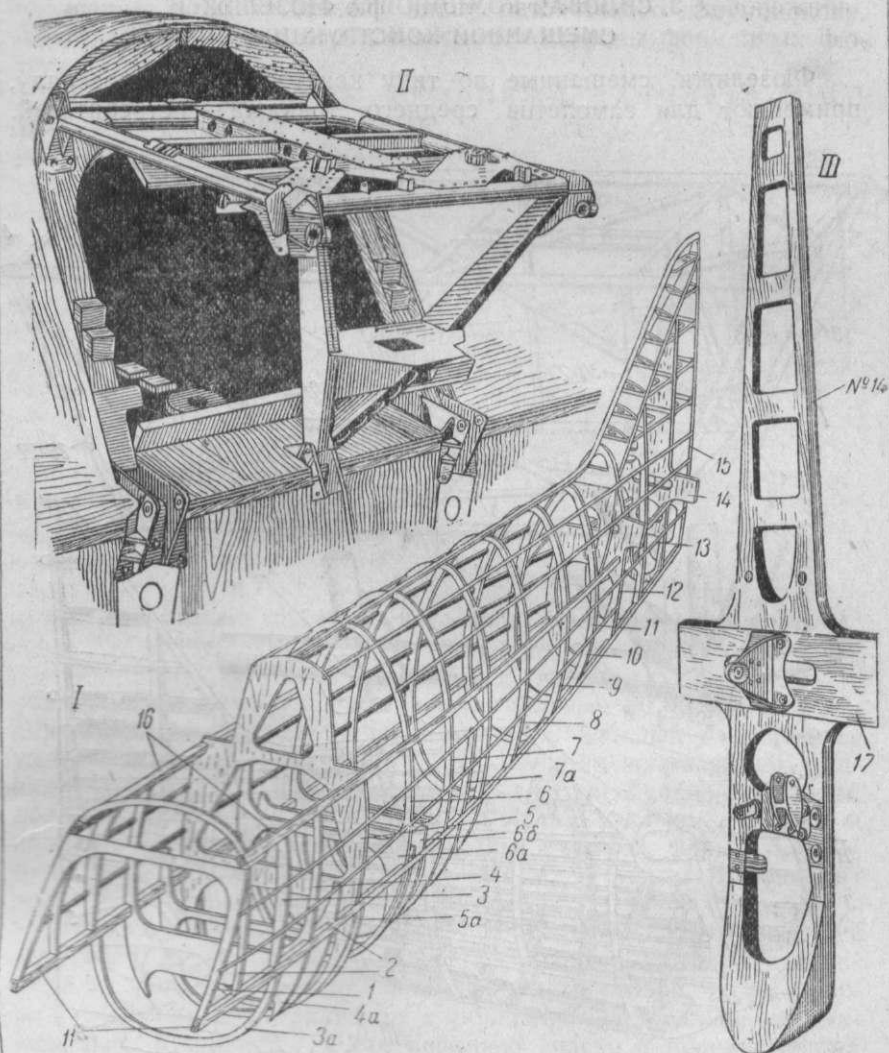
Продольный набор состоит из четырех сосновых лонжеронов и 12 стрингеров переменного сечения по длине фюзеляжа. Верхние лонжероны 16 в передней части фюзеляжа имеют сечение  $50 \times 38$  мм, а в хвостовой части —  $22 \times 16$  мм. Размеры сечения нижних лонжеронов в передней части  $56 \times 40$  мм и в хвостовой —  $22 \times 16$  мм. Стрингеры трапецевидного сечения  $22 \times 22 \times 11$  мм в начале и  $15 \times 15 \times 7,5$  мм в конце фюзеляжа.

Скорлупа выклеена из березового шпона толщиной 0,5 мм, причем соседние слои составляют между собою угол в  $90^\circ$  и наклонены к оси фюзеляжа под углом  $45^\circ$ . Толщина скорлупы переменна по длине фюзеляжа; в передней части 11 слоев, а в хвостовой 4 слоя. Снаружи фюзеляж оклеен маркизетовой тканью. Стык двух половин скорлупы сделан в вертикальной плоскости.

Скорлупа и все деревянные детали фюзеляжа склеены смоляным клеем без применения гвоздей и шурупов. Все узлы во избежание коррозии, а также загнивания дерева, поставлены на сурике.

Поверхность фюзеляжа тщательно шпаклюют, зачищают шкуркой, протирают спиртом и покрывают алюминиевым и, наконец, цветным аэролаком при помощи пульверизатора.

Вследствие значительной толщины обшивки и тщательной обработки фюзеляж имеет исключительно гладкую поверхность и в аэродинамическом отношении значительно лучше металлических полумонококов. Установка пулеметов и мотора на ме-



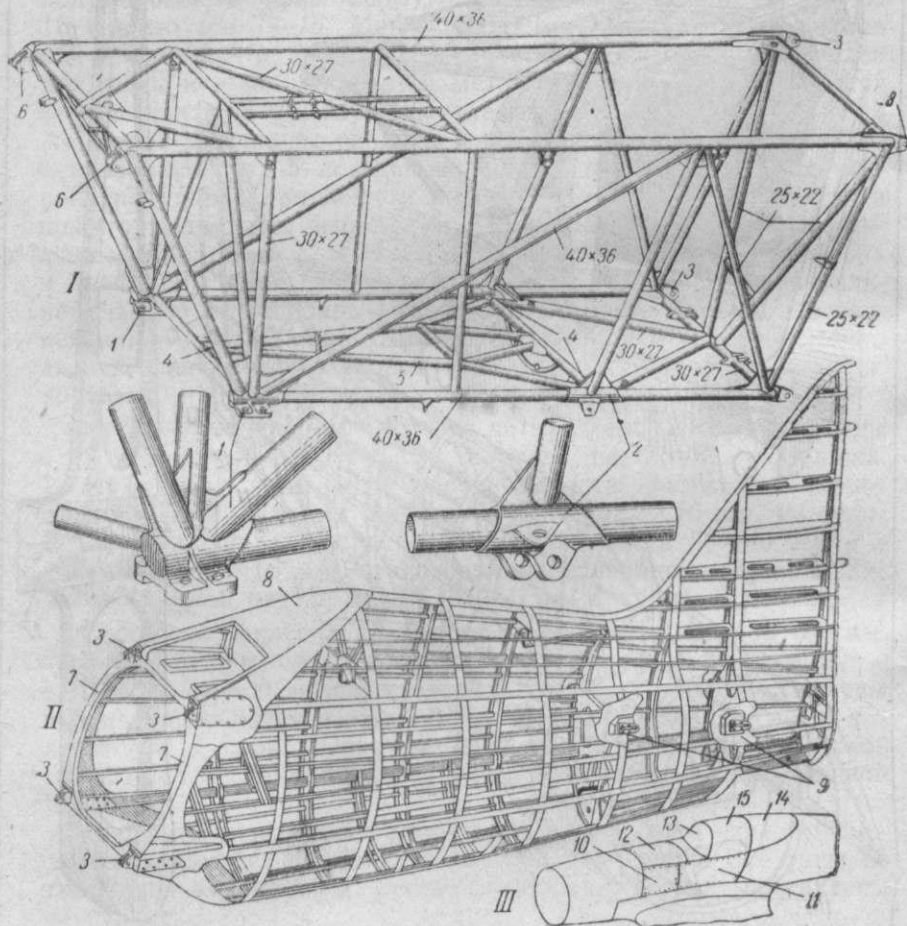
Фиг. 208. Силовая компоновка деревянного фюзеляжа одноместного одномоторного истребителя ЛАГГ-3.

I—схема продольного и поперечного набора; II—лафет пулеметов и ферма крепления подкосов моторами; III—усиленный шпангоут и крепление заднего лонжерона стабилизатора.

таллической ферме удобна в эксплуатации и для производства и исключает ослабления обшивки неизбежными смотровыми люками.

### § 3. СИЛОВАЯ КОМПОНОВКА ФЮЗЕЛЯЖЕЙ СМЕШАННОЙ КОНСТРУКЦИИ

Фюзеляжи, смешанные по типу конструкции и материалу, применяют для самолетов среднего тоннажа — истребителей.



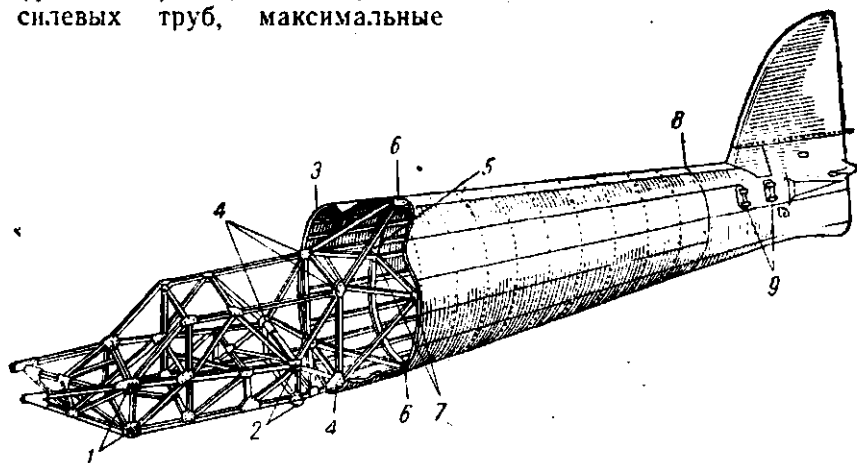
Фиг. 209. Силовая компоновка смешанного деревянно-стального фюзеляжа одноместного одномоторного истребителя МИГ-1.

I—передняя стальная часть; II—хвостовая деревянная часть; III—съемные панели металлической обшивки передней части фюзеляжа.

Изготовление фюзеляжа из двух частей позволяет расширить фронт работ и наилучшим образом использовать достоинства различных типов конструкции и материалов.

Переднюю часть фюзеляжа делают ферменной из труб, что значительно облегчает изготовление, сборку вооружения, оборудования, а также упрощает эксплуатацию, ремонт и осмотр. Хвостовую часть, не имеющую вырезов и оборудования, изготовляют в виде деревянного или металлического полумонокока. Таким образом используют наилучшие стороны ферменных фюзеляжей и полумонококов.

Передняя часть фюзеляжа самолета МИГ-1 (фиг. 209-I) сварена из хромансильевых труб, максимальные



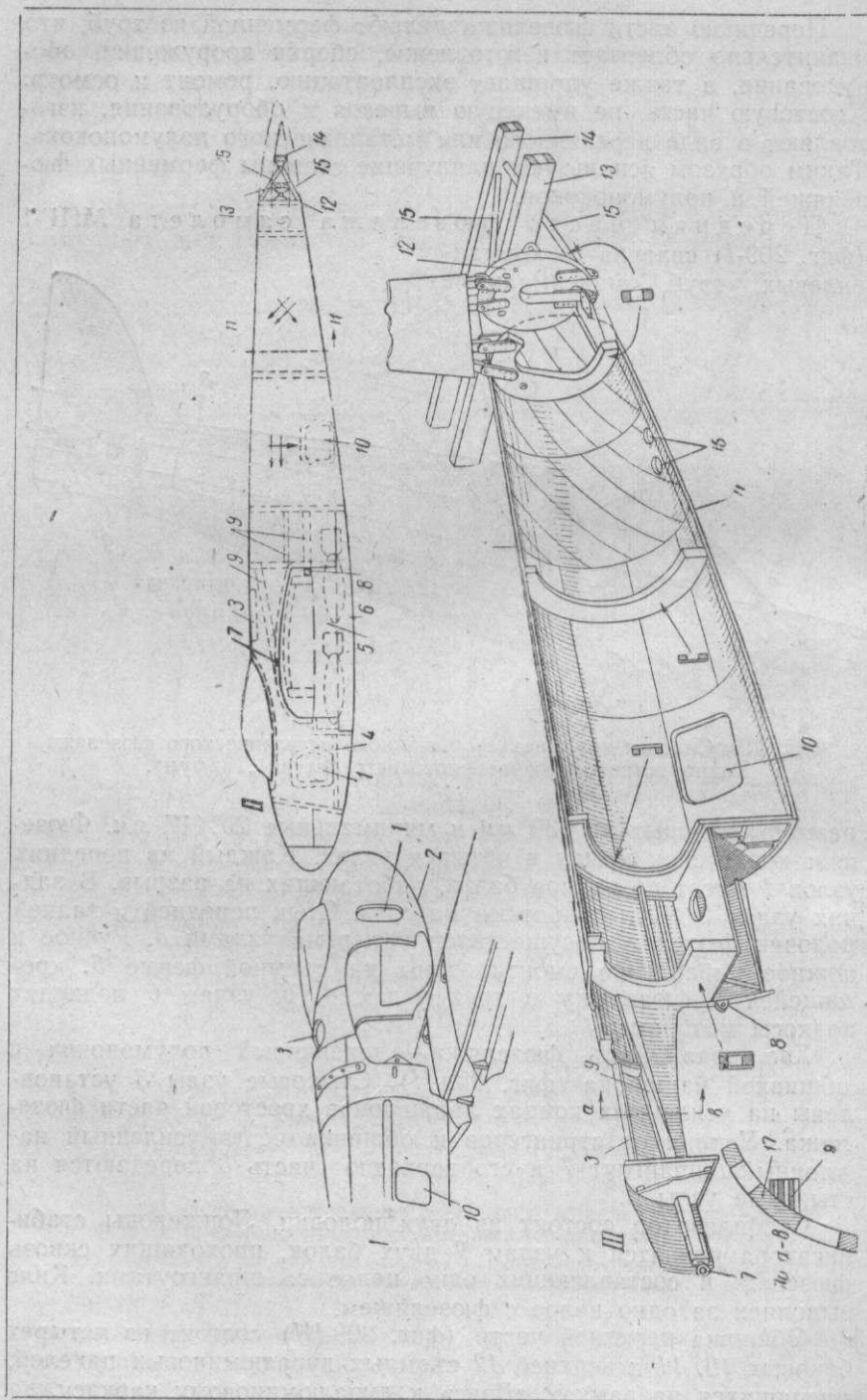
Фиг. 210. Силовая компоновка смешанного металлического фюзеляжа одноместного одномоторного истребителя „Тайфун“.

размеры которых  $40 \times 36$  мм и минимальные  $20 \times 17$  мм. Фюзеляж крепится к крылу в четырех узлах. Каждый из передних узлов 1 имеет по четыре болта, работающих на разрыв. В задних узлах 2 болты работают на срез. Стык передней и задней половин фюзеляжа осуществлен четырьмя узлами 3. Ручное и ножное управление смонтированы на съемной ферме 5, крепящейся к фюзеляжу в трех узлах 4. К узлам 6 подходят подкосы моторамы.

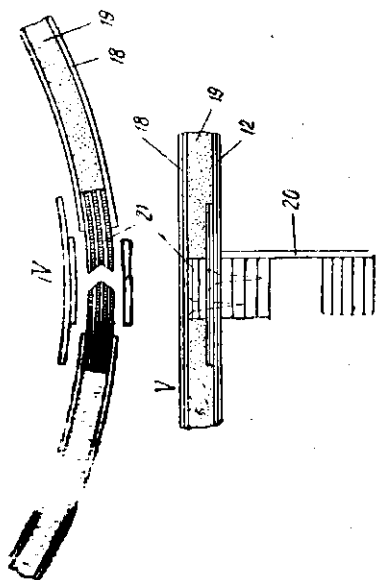
Хвостовая часть фюзеляжа — деревянный полумонокок с обшивкой из шпона (фиг. 209-II). Стыковые узлы 3 установлены на усиленных концах лонжеронов хвостовой части фюзеляжа. Усилия от стрингеров и обшивки через усиленный наклонный шпангоут 7 и его верхнюю часть 8 передаются на стыковые узлы 3.

Стабилизатор состоит из двух половин. Лонжероны стабилизатора крепятся к узлам 9 двух балок, проходящих сквозь фюзеляж и составляющих одно целое со шпангоутами. Киль выполнен за одно целое с фюзеляжем.

Обшивка передней части (фиг. 209-III) состоит из четырех боковых 10, 11 и верхней 12 съемных дуралюминовых пагелей, крепящихся на замках «Дзус» к дуралюминовому каркасу.



Фиг. 211. Силовая компоновка дерзвинного фюзеляжа монокока самолета «Москито».



самолета «Москито».

- I—1—боковой вход у истребителя; 2—то же, нижний у бомбардировщика.  
 3—вырез для наддувной лодки.  
 II—4—пол кабины; 5—боковая съемная панель фюзеляжа; 6—стырки бомбового люка; 7—передний стыковой узел крыла и фюзеляжа; 8—то же, задний; 9—продольные подкрепления оболочки фюзеляжа; 10—лок; 11—сечение, в котором колонна обшивки изменяют направление; 12—задний целый шпангоут фюзеляжа; 13—передний лонжерон стабилизатора; 14—то же, задний; 15—подкосы кронштейнов крепления заднего лонжерона стабилизатора.  
 III—16—отверстия для опознавательных огней; 17—прокладка из спруса.  
 IV—18—внешняя и внутренняя фанерные оболочки; 19—заполнитель из балласти.  
 V—20—шпангоут двутаврового сечения; 21—заполнение из спусовой перекладки.

Фонарь состоит из двух неподвижных частей 13, 14 и средней 15, сдвигающейся назад.

Передняя часть фюзеляжа одноместного истребителя «Тайфун» (фиг. 210) представляет собою ферму из стальных и дуралюминовых труб круглого и квадратного сечения. В узлах трубы крепятся косынками на болтах. Моторная установка изготовлена за одно целое с фюзеляжем. Стыки переднего 1 и заднего 2 лонжеронов крыла сделаны у бортов фюзеляжа.

Сосредоточенные усилия, идущие от ферменной части к металлическому монококу, разнесены на два усиленных шпангоута. Первый шпангоут 3 имеет четыре стыковых узла 4, соответственно лонжеронам фюзеляжа. На второй шпангоут 5 посредством труб-раскосов усилия передаются через верхнюю и нижнюю точки 6 и две средних точки 7. Для удобства производства монокок по длине разделен на две части со стыком 8 перед стабилизатором. Стабилизатор состоит из двух взаимозаменяемых частей. Стыковые узлы стабилизатора вынесены из фюзеляжа наружу. Киль составляет одно целое с фюзеляжем.

#### § 4. СИЛОВАЯ КОМПОНОВКА ФЮЗЕЛЯЖЕЙ МОНОКОК

На самолете «Москито» (фиг. 211-I, II) крыло крепится к фюзеляжу посередине, что позволяет внутреннюю подвеску четырех бомб по 230 кг.

Основная работающая часть фюзеляжа — оболочка (фиг. 211-IV, V) состоит из наружного и внутреннего слоев фанеры 18 с заполнением между ними из

бальзы 19, имеющей удельный вес  $0,13 \div 0,16$ . В хвостовой части фюзеляжа, начиная с сечения 11 (фиг. 211-II, III), наружные волокна для лучшей работы на кручение расположены под  $45^\circ$  к оси фюзеляжа. Края вырезов обшивки для крыла окантованы спусовыми брусками, вставленными между наружным и внутренним слоями фанеры. Такие же прокладки 17 имеются в местах установки продольных подкрепляющих элементов 9 (фиг. 211-III). В вырезах для люков, местах крепления шпангоутов (фиг. 211-V) и продольных стыках двух половин обшивки (фиг. 211-IV) заполнение состоит из спусовой переклейки 21. Оболочка, так же как и все шпангоуты, за исключением хвостового, стыкуется в плоскости симметрии самолета.

Вырез оболочки для пропуска крыла совпадает с вырезами для фонаря, надувной лодки 3 и бомбового люка 6. Таким образом от оболочки фюзеляжа остаются две незначительные по высоте стенки над крылом — сечение *ab* (фиг. 211-III). Для усиления этих стенок служат наклонные брусья 9, к которым крепятся передние стыковые узлы 7. Кроме того, вместо бальзы, между наружной и внутренней фанерными оболочками проложены в направлении оси наклонных брусьев широкие спусовые прокладки 17 (сечение *ab*, фиг. 211-III). После установки крыла оболочка замыкается работающими съемными панелями 5 (фиг. 211-II). Оболочка и съемные панели крепятся к усиленным нервюрам крыла. Таким образом через усиленные нервюры верхние части скорлупы соединяются со съемными панелями и общая высота боковых стенок увеличивается примерно в три раза.

Для устранения ослабления хвостовой части фюзеляжа стабилизатор укреплен к последнему целому шпангоуту 12 (фиг. 211-III) и закрыт несилowym обтекателем (фиг. 211-II).

Передний лонжерон стабилизатора 13 укреплен непосредственно на последнем шпангоуте, а задний 14 крепится к нему посредством двух кронштейнов из труб 15 (фиг. 211-II и III). Для хвостового колеса оболочка имеет вырез только снизу. Толщина фанерной обшивки изменяется в пределах  $1,5 \div 3,0$  мм, а толщина заполнителя из бальзы равна 11 мм.

Поперечный набор фюзеляжа состоит из семи шпангоутов, имеющих двутавровые или коробчатые сечения (фиг. 211-III). Все шпангоуты, за исключением хвостового 12, собирают из двух половин вместе с соответствующими половинами оболочки. Стыки шпангоутов, так же как и скорлупы, расположены в плоскости симметрии самолета. Для упрощения сборки соединение половин фюзеляжа производят после установки оборудования.

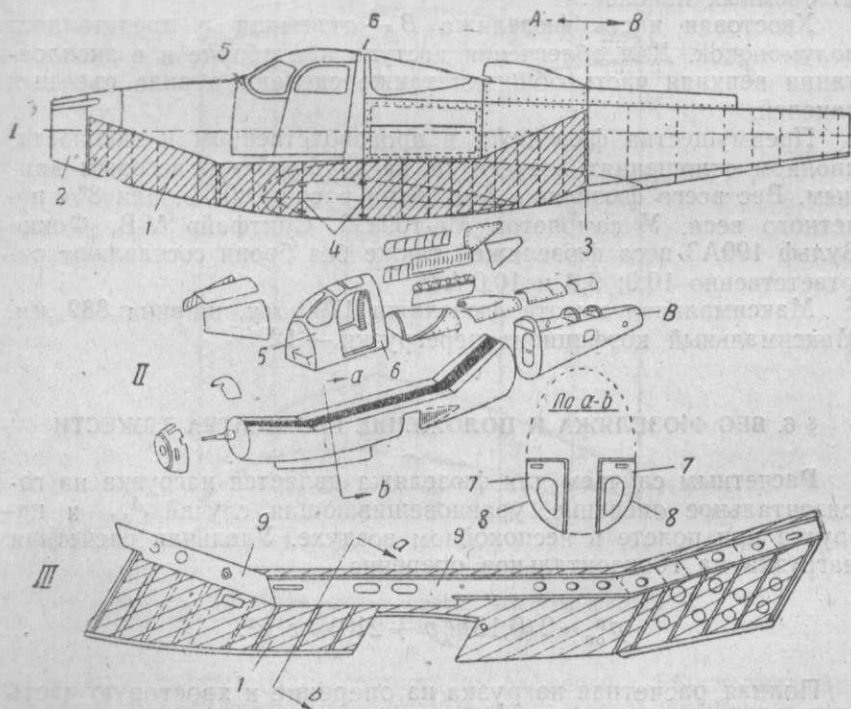
В самолете применено семь сортов древесины: спрус, пихта, орех, белый ясень, бальза, березовая фанера, спусовая фанера.

Этот фюзеляж появился в результате многолетней работы фирмы Де-Хэвилленд над деревянными конструкциями и может служить образцом удачного использования особенностей дерева и создания для него наивыгоднейшего типа конструкции.

Основные преимущества деревянного монокока с заполнителем перед полумонококом: меньшая суммарная толщина работающих оболочек при большей их устойчивости, сокращение количества элементов поперечного набора, почти полное устранение продольного набора, простота компенсации вырезов, упрощение сборки самого фюзеляжа и крепления оборудования, ввиду того, что соединение половин оболочки возможно после установки оборудования. Примеры постройки металлических монококов имеются, но их нельзя отнести к удачным по ряду соображений, указанных ранее.

### § 5. СИЛОВАЯ КОМПОНОВКА БАЛОЧНОГО ФЮЗЕЛЯЖА

Передняя балочная часть фюзеляжа самолета «Эракобра» представляет исключительный интерес (фиг. 212-I). В этой



Фиг. 212. Силловая компоновка балочного фюзеляжа самолета Белл „Эракобра“.

I—вид фюзеляжа сбоку: 1—продольные балки; 2—передний шпангоут; 3—задний шпангоут; 4—лонжероны центроплана; 5—кабина; 6—противопожарный шпангоут.  
II—схема разъемов фюзеляжа: 7—кронштейны балок; 8—наружная обшивка нижней части фюзеляжа; 9—горизонтальная внутренняя обшивка.  
III—левая балка фюзеляжа.

схеме упрощаются производство, эксплуатация, сборка вооружения, оборудования и установка мотора, расположенного в средней части фюзеляжа.

Продольный набор передней части состоит из двух балок 1 (фиг. 212-*I, III*), воспринимающих изгибающий и крутящий моменты. Вырез в стенках балок между лонжеронами центроплана 4 компенсируется нервюрами, установленными в плоскости стенок.

Поперечный набор, связывающий балки, состоит из ряда трубчатых распорок, переднего 2 и заднего 3 шпангоутов, лонжеронов центроплана 4 и пилотской кабины 5 с противопожарным шпангоутом 6 (фиг. 212-*I*). К каждой балке с наружной стороны укреплен ряд кронштейнов 7, к которым крепятся несъемная обшивка передней части фюзеляжа 8 и горизонтальные листы 9 (сечение *ab*) (фиг. 212-*II, III*). Стенки балок, обшивка и горизонтальные листы образуют замкнутые сечения, хорошо работающие на изгиб и особенно на кручение. Вся верхняя часть обшивки, расположенная над балками, состоит из съемных панелей.

Хвостовая часть фюзеляжа *B* — отъемная и представляет полумонокок. Для облегчения доступа при сборке и в эксплуатации верхняя часть обшивки также сделана в виде съемных панелей.

Преимущества фюзеляжа в производственном и эксплуатационном отношении достигнуты не в ущерб его весовым данным. Вес всего фюзеляжа без брони равен 280 кг, или 8% полетного веса. У самолетов Me-109 G2, Спитфайр IV-B, Фокке Вульф 190A3 веса фюзеляжей также без брони составляют соответственно 10,0; 9,8 и 10,0% G.

Максимальная высота фюзеляжа 1790 мм, ширина 882 мм. Максимальный коэффициент перегрузки — 12.

## § 6. ВЕС ФЮЗЕЛЯЖА И ПОЛОЖЕНИЕ ЕГО ЦЕНТРА ТЯЖЕСТИ

Расчетным случаем для фюзеляжа является нагрузка на горизонтальное оперение, уравнивающая случай  $A_k$ , и нагрузка при полете в неспокойном воздухе. Удельная расчетная нагрузка на горизонтальное оперение

$$p_{\text{оп}}^p = 2(0,13n_A^2 p + 210) \text{ кг/м}^2.$$

Полная расчетная нагрузка на оперение и хвостовую часть фюзеляжа

$$P_{\text{оп}}^p = p_{\text{оп}}^p S.$$

Вес фюзеляжа может быть разделен на две части. Первая часть — минимальный допустимый вес, представляет вес сило-

ных элементов, необходимых из условий прочности и обеспечения крепления крыла, оперения и оборудования:

$$G_{\Phi} = \frac{318\Delta \left[ \delta_{\text{пр}} + 0,15 + 0,12 \left( 1 + \frac{G}{10^5} \right) \right]}{1 + 0,143 \left( \frac{G}{10^5} - 0,1 \right)} \sqrt{\frac{GF}{p\lambda}} [\kappa_2],$$

где

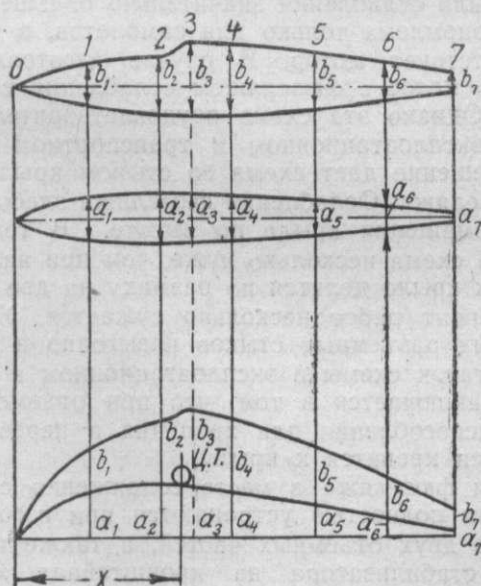
$$\delta_{\text{пр}} = \frac{0,0114 (0,13 n_A p + 210)}{F \sigma_{\text{ср}}} \frac{G}{p} \sqrt{\frac{G}{p\lambda}} [\text{см}];$$

$F$  — мидель фюзеляжа,  $\text{м}^2$ ;

$\sigma_{\text{ср}} = 1000 \div 3000 \text{ кг/см}^2$  — среднее напряжение в расчетном сечении фюзеляжа соответственно для  $G = 10000$  и  $150000 \text{ кг}$ ;

$\Delta$  — коэффициент полноты боковой проекции фюзеляжа.

При  $\delta_{\text{пр}} < 0,15$  в формулу подставляют величину  $\delta_{\text{пр}} = 0,15$ .



Фиг. 213. Определение центра тяжести фюзеляжа по двум проекциям.

Вторую часть веса, состоящую из весов, обусловленных установкой пулеметных башен, высотных кабин, бомбовых люков и специального оборудования, оценивают в каждом отдельном случае.

Приближенное положение центра тяжести фюзеляжа без оборудования, но с деталями его крепления определяют как центр тяжести фигуры, получающийся при сложении ширин  $a$  и высот  $b$  фюзеляжа в различных сечениях по длине (фиг. 213).

## § 7. ВЫВОДЫ

Задачи силовой компоновки фюзеляжа заключаются в минимальном ослаблении его работающих элементов при пересечении с крылом и горизонтальным оперением, в обеспечении удобства сборки каркаса с обшивкой, установки вооружения, оборудования, управления и доступа к ним при ремонте и в эксплуатации.

Ослабление фюзеляжа в месте сопряжения с центропланом крыла при нижнем и верхнем его расположении незначительно. В фюзеляжах с работающей обшивкой в этом случае приходится вырезать только часть обшивки, расположенную над верхними или под нижними лонжеронами. В ферменных фюзеляжах, хотя вырезают неработающую обшивку, ослабления все же наблюдаются, так как приходится понижать высоту боковых ферм.

При среднем расположении съемного центроплана или неразрезного крыла ослабления значительно больше, и подобного рода схема приемлема только для самолетов, в носовой части которых отсутствует мотор. В случае изготовления центроплана за одно целое с фюзеляжем ослабления становятся минимальными. Однако эта схема неудовлетворительна в производственном, эксплуатационном и транспортном отношениях.

Удачное решение дает схема со стыком крыльев непосредственно у фюзеляжа. Ослабления фюзеляжа здесь нет при всех вариантах размещения крыла по высоте. В технологическом отношении эта схема несколько хуже, чем при наличии центроплана, так как крыло делится по размаху на две части, и, следовательно, фронт работ несколько сужается. Устройство же дополнительных разъемных стыков невыгодно в весовом отношении. Недостаток схемы в эксплуатационном и транспортном отношении заключается в том, что при отъеме крыльев необходимы приспособления для хранения и перевозки фюзеляжа, если шасси крепится к крылу.

Ослабления фюзеляжа в месте сопряжения с горизонтальным оперением полностью устраняются при изготовлении стабилизатора из двух отъемных частей, а также при установке неразрезного стабилизатора на кронштейнах за последним шпангоутом. Во всех остальных случаях при неразрезном стабилизаторе неизбежны или ослабления фюзеляжа или же значительные усложнения конструкции для компенсации вырезов. Вертикальное оперение не ослабляет фюзеляжа во всех случаях крепления.

Большинство типов конструкции, за исключением деревянных фюзеляжей полумонокок, позволяет делать технологические разъемы обшивки и набора не только в продольных, но и в поперечных плоскостях.

В деревянных полумонококах шпангоуты делают цельными, а обшивка может иметь только продольные технологические стыки. Для сборки деревянного фюзеляжа полумонокок тех-

1

нологические разъемы шпангоутов не нужны, так как соединения делают на клею, и достаточно обеспечить подход только снаружи фюзеляжа. Однако отсутствие разъемов затрудняет монтаж оборудования, вооружения и управления, в особенности у фюзеляжей самолетов малого тоннажа. Наилучшее решение при отсутствии продольных технологических разъемов не только для деревянных, но и для металлических полумонококов заключается в применении участков ферменной конструкции.

Для самолетов малого тоннажа задача облегчения сборки, монтажа оборудования, вооружения, управления и упрощения эксплуатации наилучшим образом решается при фюзеляжах балочной конструкции, разъемных деревянных монококах и ферменных сварных фюзеляжах.

---

# ТРЕТЬЯ ЧАСТЬ

## ПРОЕКТИРОВАНИЕ ОПЕРЕНИЯ

---

### Глава I

#### АРХИТЕКТУРНЫЕ ФОРМЫ ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ

##### § 1. НАЗНАЧЕНИЕ И РАБОТА ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ

Хвостовое оперение необходимо для обеспечения устойчивости, балансировки, управляемости и маневренности самолета на всех режимах летного полета и планирования.

Устойчивость — способность самолета возвращаться к первоначальному режиму полета при выходе из него под влиянием какой-либо внешней причины. Обычно рассматривают только статическую устойчивость с фиксированной и свободной ручкой и педалями. Самолет, обладающий статической устойчивостью, нагружает рычаги управления усилиями, обеспечивающими ощущение режима, необходимое для безопасности полета.

От работы всего горизонтального хвостового оперения зависит продольная устойчивость. Вертикальное хвостовое оперение в целом предназначается для создания устойчивости пути.

Балансировка — равенство нулю моментов, действующих относительно центра тяжести самолета и возникающих от крыла, оперения, тяги винта и лобового сопротивления. Балансировка достигается отклонением одних рулей и реже — всего оперения.

Управляемость — способность самолета балансироваться на всех летных режимах. Управляемость характеризуется: эффективностью рулей, т. е. величиной момента или угловой скорости, соответствующих отклонению руля на  $1^\circ$ ; приемистостью, зависящей от мощности (эффективности) рулей и величины моментов инерции самолета и определяемой величиной угловых ускорений самолета при отклонении рулей; запасом рулей — превышением конструктивно возможных углов отклонения рулей по сравнению с углами, необходимыми для балансировки.

Маневренность — способность самолета в короткий промежуток времени и на незначительном пространстве выпол-

нять необходимые маневры (вираж, боевой разворот и т. д.). Маневренность зависит от тангенциальных и центростремительных ускорений, которые самолет может получить по воле летчика.

## **§ 2. ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К ХВОСТОВОМУ ОПЕРЕНИЮ**

В аэродинамическом отношении к оперению предъявляют следующие требования:

1. Минимальное лобовое сопротивление.
2. Обеспечение устойчивости, управляемости и балансировки на всех режимах.
3. Малые шарнирные моменты рулей.
4. Отсутствие вибраций типа флаттер и бафтинг, а также вибраций, вызываемых резонансом с винтомоторной установкой.

5. Минимальная интерференция горизонтального оперения с вертикальным и всего хвостового оперения с фюзеляжем и крылом.

6. При выключении моторов самолет должен переходить на планирование.

Требования прочности, жесткости и веса можно формулировать следующим образом:

1. Минимальный вес оперения и его крепления к фюзеляжу при требуемой прочности и жесткости.

2. Минимальный момент, закручивающий хвостовую часть фюзеляжа силами, приложенными к вертикальному и горизонтальному оперению.

3. Минимальная конструктивная интерференция горизонтального оперения с фюзеляжем (минимальное нарушение прочности фюзеляжа и горизонтального оперения в месте их соединения).

4. Минимальный груз для весовой балансировки рулей.

Тактические требования к оперению следующие:

1. Минимальное затенение обстрела и обзора задней полусферы.

2. Максимальная живучесть.

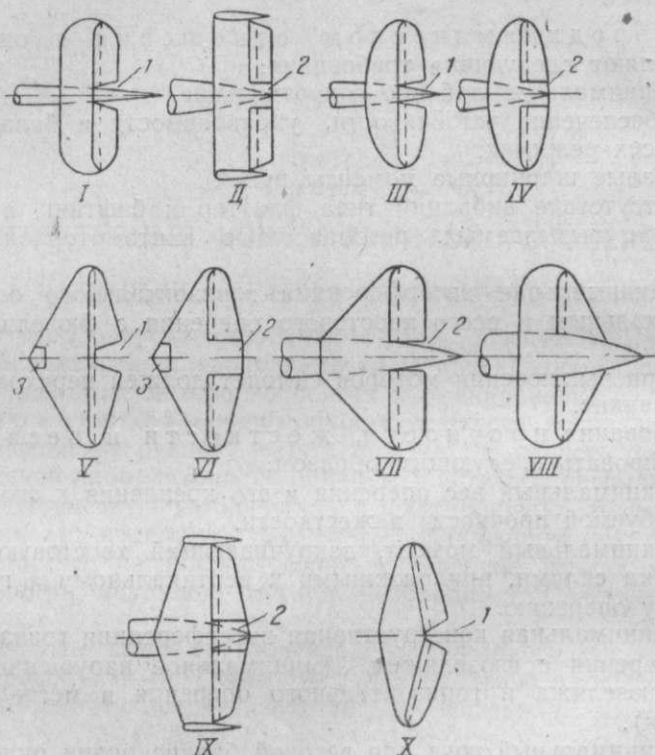
Производственные, экономические, эксплуатационные и конструктивные требования к хвостовому оперению аналогичны требованиям к крылу.

## **§ 3. ФОРМА ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ В ПЛАНЕ**

Архитектурные формы хвостового оперения, так же как и крыла, определяются формой в плане, видом спереди, профилем и способом его модификации по размаху и, кроме того, еще дополнительно видом сбоку.

Форму оперения в плане обычно делают аналогичной форме крыла.

Прямоугольное горизонтальное оперение с концевыми закруглениями (фиг. 214-I) применяют при бипланных, подкосных или расчалочных схемах. Относительная толщина такого оперения на прямоугольном участке постоянна. Прямоугольное свободное несущее горизонтальное оперение с переменной относительной толщиной по размаху



Фиг. 214. Формы горизонтального оперения в плане.

иногда встречается в комбинации с разнесенным вертикальным оперением в виде двух шайб, установленных на концах горизонтального оперения (фиг. 214-II).

В схеме I посередине рулей высоты имеется вырез 1, необходимый для того, чтобы руль направления мог отклоняться в стороны. Вырез 1 увеличивает сопротивление и понижает эффективность горизонтального оперения. В схеме II центральная часть 2, составляющая одно целое с фюзеляжем, неподвижна.

Эллиптическое горизонтальное оперение (фиг. 214-III) делают свободное несущим с переменной относительной толщиной, но применяют редко по тем же соображениям, что и эллиптическое крыло: аэродинамические достоинства незначительны, технологические трудности существенны.

При одинаковых очертаниях основного контура оперение может иметь вырез (фиг. 214-III) или же неподвижную центральную часть (фиг. 214-IV). Отказ от выреза (фиг. 214-IV, VI, VII, VIII, IX) возможен при расположении центрального вертикального оперения над или под фюзеляжем.

Трапецевидное свободнонесущее горизонтальное оперение с переменной относительной толщиной является наиболее распространенным и рациональным во всех отношениях. Так же как у крыла, его концы закругляют (фиг. 214-V, VI, VII, VIII, X).

На работу горизонтального оперения влияет ряд размерных параметров: удлинение, горизонтальное сужение, стреловидность, сужение рулей высоты и положение их оси вращения, отношение площади руля высоты к общей площади горизонтального оперения.

Удлинение горизонтального оперения меньше, чем у крыла, и обычно колеблется в пределах  $\lambda_{г.о} = 3,0 \div 6,0$ . В среднем  $\lambda_{г.о} = 4,0$ . Меньшие, чем у крыла, удлинения горизонтального оперения выгодны для увеличения жесткости самого оперения и его крепления к фюзеляжу, а также в весовом отношении. В аэродинамическом отношении малое удлинение горизонтального оперения имеет весьма существенное преимущество: при уменьшении удлинения критический угол атаки, соответствующий началу срыва потока, увеличивается и, следовательно, при  $\lambda_{г.о} < \lambda_{кр}$  оперение сохраняет эффективность на углах атаки, больших критического угла атаки крыла.

Сужение горизонтального оперения колеблется в пределах  $\eta = 1,0 \div 2,5$ . Сужение горизонтального оперения должно быть возможно меньше для затягивания срыва потока. Наименьшие сужения применяют у свободнонесущих оперений с концевыми шайбами, для которых необходимо обеспечить достаточную базу крепления.

Сужение руля высоты должно быть равным сужению всего горизонтального оперения. Трапецевидные рули высоты (фиг. 214-V, IX, X) выгоднее прямоугольных (фиг. 214-II, VII), так как позволяют увеличивать размеры сечений лонжеронов и жесткость руля на кручение по мере увеличения крутящего момента к корню, где установлен рычаг управления.

Стреловидность горизонтального оперения колеблется в пределах  $\chi_n = 0^\circ$  до  $\chi_s = 0^\circ$  (фиг. 214-VII, VIII). Величина стреловидности передней кромки горизонтального оперения, так же как и у крыла, влияет на срыв потока с концов. Обычно передняя кромка имеет положительную стреловидность, и величина ее определяется из условия перпендикулярности оси лонжеронов рулей высоты к плоскости симметрии самолета. Это условие связано с требованием повышения жесткости рулей и устранения вибраций, для чего необходимо жесткое соединение лонжеронов правой и левой половин руля высоты. При наличии поперечного V горизонтального оперения полу-

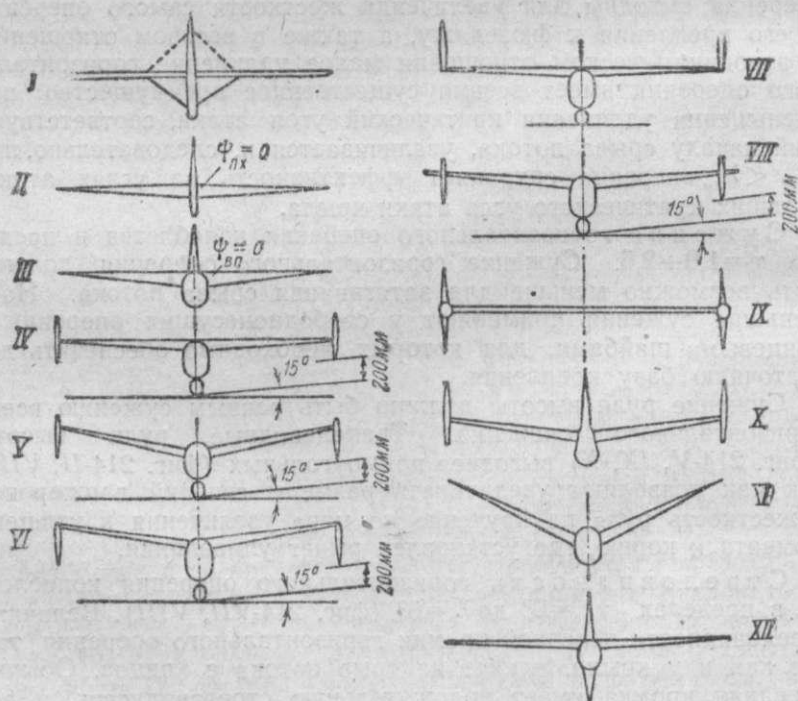
чается излом лонжеронов в вертикальной плоскости даже при прямолинейности их осей в плане. В этом случае, так же как и при изломе оси лонжеронов рулей только в плане (фиг. 214-X), необходимо лонжероны правого и левого рулей соединять карданом.

Увеличивая положительную стреловидность передней кромки горизонтального оперения, можно сместить назад его среднюю хорду —  $b_{ср.г.о}$  и тем самым несколько увеличить плечо горизонтального оперения  $L_{г.о.}$  относительно ЦТ самолета.

Передняя кромка стабилизатора имеет вырез 3 (фиг. 214-V, VI) до переднего лонжерона по хорде и, соответственно ширине фюзеляжа, по размаху. Эти вырезы и щели закрываются обтекателями и поэтому на эффективность оперения не влияют.

#### § 4. ФОРМА ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ В ВИДЕ СПЕРЕДИ

Форма хвостового оперения в виде спереди характеризуется углом поперечного  $\psi$  — углом  $\psi_{г.о.}$ , положением



Фиг. 215. Формы хвостового оперения в виде спереди.

ПХ—плоскость хорд; ВО—верхний обвод.

вертикального оперения по размаху горизонтального оперения, положением вертикального оперения относительно горизонтального по вертикали, изменением относительной толщины по раз-

...ху горизонтального и вертикального оперений, наличием или отсутствием внешних подкосов или расчалок.

Угол поперечного  $V$  прямоугольного оперения с подкосами и расчалками равен нулю (фиг. 215-I).

У трапецевидных оперений поперечное  $V$  часто осуществляют наклоном нижней поверхности при горизонтальной плоскости хорд (фиг. 215-II) или же изломом плоскости хорд при прямолинейной верхней образующей (фиг. 215-III). При отсутствии излома плоскости хорд шарниры правой и левой половины рулей размещают по прямой, что упрощает соединения лонжеронов рулей.

Для разнесенного вертикального оперения величину  $\psi$  выбирают из условия достаточного расстояния между нижними концами шайб и поверхностью земли при стоянке на двухколесном шасси или при посадке на главные колеса и хвостовую опору трехколесного шасси. Расстояние от нижней части шайбы до прямой, проходящей через точку касания хвостового колеса под углом  $15^\circ$  к горизонту, должно быть не менее 200 мм (фиг. 215-IV, V, VI, VIII).

При двухбалочных фюзеляжах шайбы размещают по обе стороны от плоскости хорд горизонтального оперения, не имеющего поперечного  $V$ , и нижние части используют в качестве дополнительных опор трехколесного шасси (фиг. 215-IX).

Максимальной величины  $\psi \approx 45^\circ$  угол поперечного  $V$  достигает в оперении Рудницкого, не имеющем вертикального оперения (фиг. 215-XI).

### Положение вертикального оперения по размаху горизонтального оперения

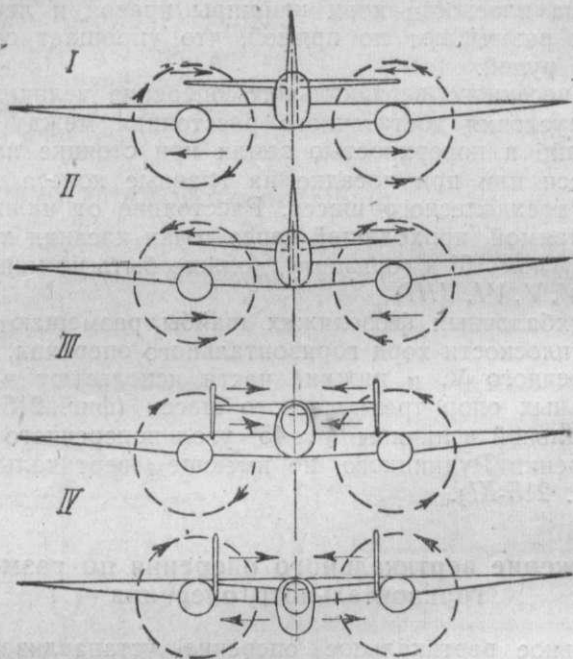
Центральное вертикальное оперение устанавливают непосредственно на фюзеляже, сверху и снизу от плоскости хорд горизонтального оперения и за фюзеляжем (фиг. 215-I, II), над горизонтальным оперением и фюзеляжем (фиг. 215-III) и, наконец, над и под фюзеляжем (фиг. 215-XII). Последний тип — крестообразное оперение — встречается у самолетов с поплавковым или трехколесным шасси. Такое оперение было установлено на рекордном скоростном самолете Me-109R.

Достоинства центрального вертикального оперения — простота и жесткость крепления к фюзеляжу, а также возможность (в целях экономии веса и улучшения формы, хотя и в ущерб простоте производства и эксплуатации) изготовления киля за одно целое с фюзеляжем. Недостатки: затенение обзора, обстрела и закручивание фюзеляжа при несимметричном расположении вертикального оперения относительно оси жесткости фюзеляжа.

У одномоторных самолетов центральное вертикальное оперение находится в струе винта и, несмотря на присутствие фюзеляжа, в большей своей части обдувается струей, имеющей

скорость больше скорости полета. Однако вследствие закручивания струи на вертикальное оперение действует составляющая воздушной нагрузки, перпендикулярная плоскости симметрии.

У двухмоторных самолетов с винтами разного вращения при движении сверху вниз лопастей, ближайших к фюзеляжу (фиг. 216-I), центральное оперение находится в зоне повышен-



Фиг. 216. Влияние направления вращения винтов двухмоторных самолетов на работу вертикального оперения.

ной скорости. Струи от винтов делятся крылом на две части, причем верхние имеют составляющие скорости, направленные по размаху крыла к плоскости симметрии. За крылом обе верхние струи соединяются и увеличивают скоростной напор у центрального оперения. Если направление вращения винтов будет обратным (фиг. 216-II), то струи с повышенной скоростью не будут попадать на центральное вертикальное оперение.

При моторах одного вращения центральное вертикальное оперение двухмоторных самолетов может обдуваться струей лишь от одного винта, наклонной к плоскости симметрии и создающей заворачивающий момент. Направление заворачивающего момента зависит от направления вращения винтов.

## Разнесенное вертикальное оперение

При выборе места расположения шайб необходимо прежде всего учитывать, что затенение распространяется в виде цилиндра, ось которого совпадает с осью спутной струи винта, а диаметр примерно равен максимальному диаметру мотогондолы.

При нижнем расположении крыла и направлении движения лопастей, ближайших к фюзеляжу, сверху вниз (фиг. 216-III) вертикальное оперение выгоднее смещать от плоскостей симметрии моторных гондол внутрь к плоскости симметрии самолета. При обратном направлении вращения винтов и прочих равных условиях шайбы необходимо смещать наружу от плоскости симметрии мотогондол.

При среднем и, особенно, верхнем расположении крыла и совпадении плоскости крыла и горизонтального оперения дополнительная скорость от обдувки над горизонтальным оперением может оказаться направленной к плоскости симметрии самолета, а под оперением — наружу к концам оперения (фиг. 216-IV). В этом случае необходимо располагать шайбы несимметрично относительно плоскости хорд горизонтального оперения и смещать их от плоскости симметрии мотогондол внутрь (к фюзеляжу) или наружу, в зависимости от того, где находится большая часть площади шайб.

При винтах одинакового вращения эффективность шайб и величина создаваемого ими заворачивающего момента не зависят от направления смещения. Смещение шайб наружу от плоскости симметрии мотогондол невыгодно вследствие увеличения удлинения и веса горизонтального оперения.

Разнесенное оперение устраняет затенение обзора и обстрела в плоскости симметрии, наиболее удобной для подхода противника. Тени, создаваемые шайбами, менее удобны противнику для атаки. Зону затенения верхней части задней полусферы можно значительно уменьшить расположением шайб под горизонтальным оперением (фиг. 215-VI). Максимальное затенение соответствует установке шайб над горизонтальным оперением (фиг. 215-VII).

Установка шайб равноценна увеличению эффективного удлинения горизонтального оперения  $\lambda_{эф}$  или эффективного размаха  $l_{эф}$ :

$$\lambda_{эф} = \lambda \left( 1 + 1,66 \frac{h}{l_{г.о}} \right),$$

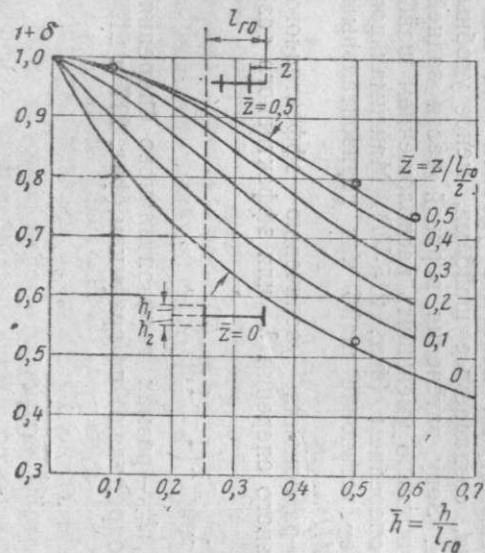
где  $h$  — высота шайбы,  $l_{г.о}$  — размах горизонтального оперения;

Величину  $\lambda_{эф}$  и  $c_i$  определяют по графикам (фиг. 217 и 218) и формулам:

$$\lambda_{эф} = \frac{\lambda}{(1 + \delta)};$$

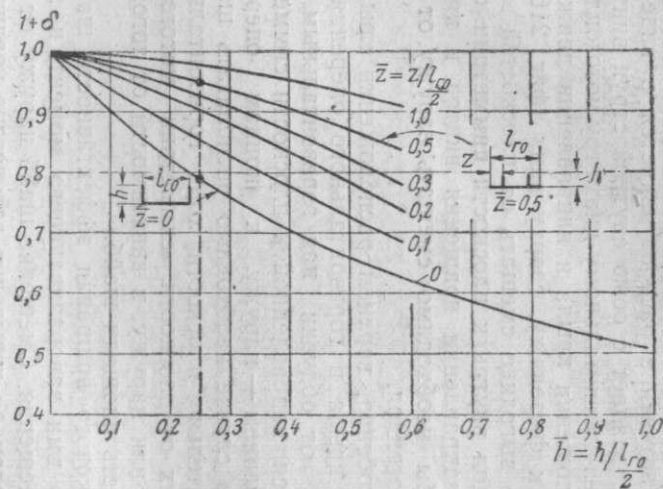
$$c_i = \frac{c_y^2}{\pi \lambda} (1 + \delta),$$

где  $(1 + \delta)$  всегда меньше единицы.



Фиг. 217. Влияние положения по полуразмаху ( $\bar{z} = \frac{z}{l/2}$ ) и относительной высоты ( $\bar{h} = \frac{h}{l}$ ) симметричных шайб ( $K = \frac{h_1}{h_2} = 1$ ) на коэффициент индуктивного сопротивления ( $1 + \delta$ ) в формуле

$$c_i = \frac{c_y}{\pi \lambda} (1 + \delta).$$



Фиг. 218. Влияние положения по полуразмаху ( $\bar{z} = \frac{z}{l/2}$ ) и относительной высоты ( $\bar{h} = \frac{h}{l/2}$ ) шайб, расположенных сверху от горизонтального оперения ( $h_1 = h$ ;  $h_2 = 0$ ), на коэффициент индуктивного сопротивления ( $1 + \delta$ ) в формуле

$$c_i = \frac{c_y}{\pi \lambda} (1 + \delta).$$

**Симметричные шайбы** (при  $K = \frac{h_1}{h_2} = 1$ , фиг. 217) имеют наименьшее сопротивление при установке их на концах горизонтального оперения. Например у шайб с относительной высотой  $\bar{h} = \frac{h}{l_{г.о}} = 0,25$  при  $\bar{z} = \frac{z}{l_{г.о}} = 0$ , т. е. при размещении на концах

горизонтального оперения,  $(1 + \delta) = 0,675$ , а при  $\bar{z} = -\frac{z}{l_{г.о}} = 0,5$ ,

при размещении на четверти размаха  $(1 + \delta) = 0,92$ .

Шайбы с той же относительной высотой  $\bar{h} = \frac{h}{l_{г.о}} = 0,25$ , но расположенные сверху от горизонтального оперения, т. е. при  $h_1 = h$  и  $h_2 = 0$  (фиг. 218), имеют следующие значения  $(1 + \delta)$ : при  $\bar{z} = \frac{z}{l_{г.о}} = 0$  (шайбы размещены на концах горизонтального оперения) величина  $(1 + \delta) = 0,785 > 0,675$ ; при  $\bar{z} = \frac{z}{l_{г.о}} = 0,5$

(шайбы размещены на четверти размаха горизонтального оперения) значение  $(1 + \delta) = 0,95 > 0,92$ .

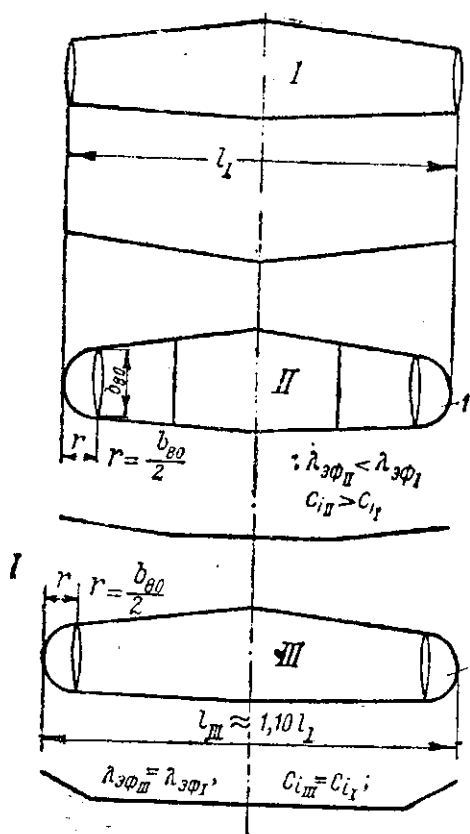
Таким образом  $c_d$  горизонтального оперения с шайбами, установленными только сверху и на расстоянии от его концов на  $0,25 l_{г.о}$  или при  $\bar{z} = \frac{z}{l_{г.о}} = 0,50$ , близко к сопротивлению оперения без шайб, у которого  $(1 + \delta) = 1,0$ .

В некоторых случаях у разнесенных оперений (фиг. 219-IV) делают обтекатели 1 для размещения в них управления. При обтекателях в форме окружности (в плане) с радиусом  $r = \frac{b_{н.о}}{2}$ , т. е. равным половине хорды шайбы,  $\lambda_{эф}$  уменьшается и для получения того же  $c_d$  и  $\lambda_{эф}$ , как у оперения с шайбами, расположенными на концах (фиг. 219-I), при одинаковой площади  $S_{г.о}$  необходимо размах оперения с обтекателями на концах увеличить примерно на 10% (фиг. 219-III).

На тяжелых военных и пассажирских самолетах для уменьшения абсолютных величин шайб и центрального вертикального оперения применяют их комбинацию (фиг. 215-X).

Положение вертикального оперения относительно оси фюзеляжа и плоскости хорд горизонтального оперения. Симметричное расположение центрального вертикального оперения относительно оси фюзеляжа, а равно и шайб относительно плоскости хорд горизонтального оперения создает минимальные крутящий момент фюзеляжа и изгибающий момент в узлах крепления

шайб. Кроме того, симметричное положение вертикального оперения относительно плоскости хорд горизонтального оперения выгодно в аэродинамическом отношении при разнесенном (фиг. 217—218), а также, повидимому, и при центральном вертикальном оперении.



Фиг. 219. Изменение размаха горизонтального оперения при установке обтекателей на концах горизонтального оперения при  $S_{c. o} = \text{const}$  для получения равенства индуктивного сопротивления  $C_{iI} = C_{iIII}$

Относительная толщина оперения. Относительная толщина подкосных и расчалочных оперений колеблется в пределах  $\bar{c} = 6 \div 8\%$ . Свободнонесущие оперения имеют переменную относительную толщину по размаху. Средняя относительная толщина горизонтального оперения без осевой компенсации колеблется в пределах  $c_{cp} = 8 \div 9\%$ . При осевой компенсации в пределах  $0,22 \div 0,25 S_{\text{гор.}}$  относительную толщину следует выбирать из таких соображений, чтобы при необходимых углах отклонения рулей их передняя кромка не выходила за габариты профиля оперения. Хорда компенсатора  $b_k$  во всех сечениях по размаху оперения должна быть не более  $1,3 c_{ст}$ , где  $c_{ст}$  — строительная высота стабилизатора по задней кромке (или лонжерону).

Уменьшать относительную толщину горизонтального оперения не рекомендуется, так как это невыгодно в отношении флаттера и не дает значительного выигрыша в скорости. Например, при переходе от средней относительной толщины 7 к 10% потеря ма-

ксимальной скорости не превышает  $1 \div 1,5 \text{ км/час}$ . Уменьшение относительной толщины затрудняет устройство осевой компенсации необходимых размеров и сохранение эффективности рулей при больших отклонениях. Наконец, уменьшение строительной высоты понижает жесткость оперения и увеличивает его вес.

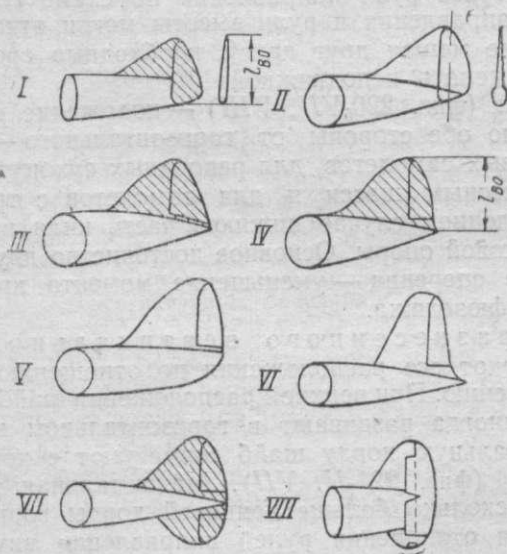
Относительную толщину вертикальных оперений как центрального, так и разнесенного, делают меньше, чем горизон-

такого, а именно  $\bar{c}_{x_0} = 6 \div 8\%$ , так как рули направления имеют меньшую осевую компенсацию, а кили — меньший размах, чем стабилизаторы.

Профили горизонтального и центрального вертикального оперения, как правило, делают симметричными. Несимметричный профиль на горизонтальном оперении иногда применяют вместо отрицательного угла заклинивания стабилизатора, представляющего на земле. Шайбы могут иметь и симметричный, и крыльевой профили. Крыльевой профиль шайб с вогнутостью, направленной к плоскости симметрии, так же как и смещение передней кромки шайб симметричного профиля внутрь к плоскости симметрии самолета, применяют для погашения момента тяги при полете на одном моторе.

## § 5. ФОРМА ВЕРТИКАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ

Форма центрального вертикального оперения в виде сбоку обычно бывает близка к форме половины горизонтального опе-



Фиг. 220. Основные формы центрального вертикального оперения.

рения в плане. Передняя и, в особенности, задняя кромка вертикального оперения часто имеет криволинейные очертания.

Форма вертикального оперения зависит, главным образом, от его положения относительно фюзеляжа и горизонтального оперения. В этом отношении имеется три основных типа (фиг. 220): 1) руль направления находится за фюзеляжем, представляя его продолжение, и по обе стороны от горизонтального оперения по вертикали (фиг. 220-I, II); 2) руль направления

и все вертикальное оперение расположены над фюзеляжем и горизонтальным оперением (фиг. 220-III, IV, V, VI). 3) киль и руль направления находятся по обе стороны от фюзеляжа и горизонтального оперения (фиг. 220-VII, VIII).

Первый тип оперения применяют чаще для одномоторных самолетов с моторами жидкостного охлаждения, вписывающимися в сечении эллиптической формы. Для плавного перехода от фюзеляжа к рулю направления в плане и во избежание входящих углов хвостовую часть фюзеляжа и нижнюю часть руля направления делают более толстыми, чем это требуется по соображениям прочности. При радиальных моторах воздушного охлаждения и круглых сечениях фюзеляжа нижнюю часть руля направления утолщают по форме сечения хвостовой части фюзеляжа (фиг. 220-II).

Во втором типе оперения нижний обрез руля направления делают по форме фюзеляжа (фиг. 220-III) или, чаще, горизонтальным (фиг. 220-IV, V, VI), поднимая его вверх для того, чтобы рули направления не мешали рулям высоты отклоняться вверх. При обрезе руля направления по схеме III, для того, чтобы руль направления и руль высоты могли отклоняться одновременно, не мешая друг другу, необходимо среднюю часть руля высоты делать неподвижной.

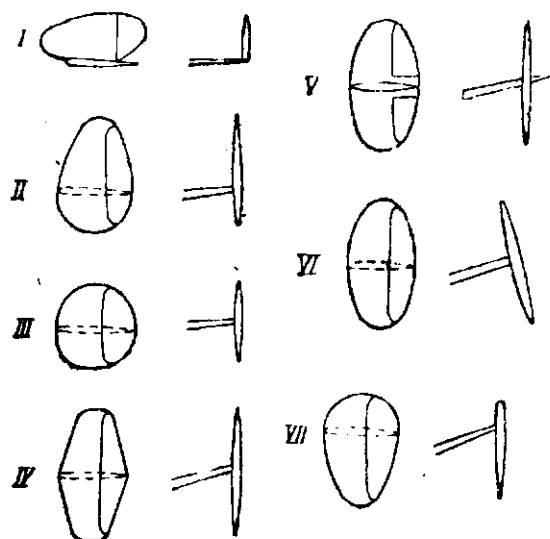
Третий тип (фиг. 220-VII, VIII) — положение вертикального оперения по обе стороны от горизонтального — применяют для поплавковых самолетов, для рекордных сухопутных самолетов с двухколесным шасси и для самолетов с трехколесным шасси. В последнем случае нижнюю часть киля используют в качестве хвостовой опоры. Основное достоинство двухстороннего вертикального оперения — уменьшение момента кручения хвостовой части фюзеляжа.

Форма разнесенного вертикального оперения зависит от его расположения по отношению к горизонтальному оперению. При верхнем расположении шайб (фиг. 221-I) их площадь иногда развивают в горизонтальном направлении. Чаще максимальную хорду шайб совмещают с хордой концов стабилизатора (фиг. 221-II, VII). Максимальная хорда шайб равна или несколько больше концевой хорды горизонтального оперения. Для отклонения рулей направления внутрь обычно делают срез концов руля высоты. Реже концы рулей доводят до шайб, в которых центральную часть по всей хорде делают неподвижной (фиг. 221-V). При большом поперечном V горизонтального оперения для уменьшения интерференции рекомендуется ставить шайбы не вертикально (фиг. 21-IV, V, VII), а нормально к плоскости хорд горизонтального оперения (фиг. 221-VI). Установка обтекателей, которая иногда практикуется, с наружной стороны от шайб для размещения управления, нежелательна (фиг. 221-V).

Удлинение центрального вертикального оперения принимают в пределах  $\lambda_{в. в} = 1,2 \div 1,4$ . При определении удлинения

площадь боковой проекции фюзеляжа не учитывают. На фиг. 220 штриховкой указана площадь, принимаемая при определении  $L_{в.о.}$ , а также и  $L_{в.о.}$ . Удлинение шайб колеблется от 1 до 2.

Сужение центрального вертикального оперения определяют как отношение максимальной хорды киля вместе с рулем к фиктивной концевой хорде и берут в пределах 2÷2,3, так же



Фиг. 221. Основные формы разнесенного вертикального оперения.

как для разнесенного. Большое сужение уменьшает вес, но понижает эффективность оперения.

Среднюю относительную толщину вертикального оперения принимают в пределах 6÷8%.

Большинство соображений по выбору формы горизонтального оперения относится и к вертикальному.

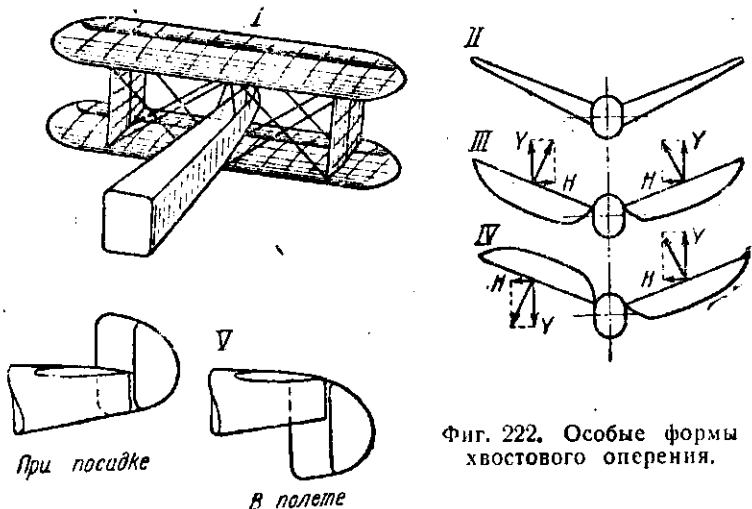
## § 6. ОСОБЫЕ ФОРМЫ ХВОСТОВОГО ОПЕРЕЕНИЯ

При бипланных схемах крыльев тяжелых самолетов горизонтальное хвостовое оперение делали бипланным, а вертикальное оперение — разнесенным (фиг. 222-1). Этот тип оперения иногда применялся и при свободонесущих крыльях, но в настоящее время, несмотря на выгоду в весовом отношении, заменяется монопланом по соображениям сопротивления, затемнения обзора и обстрела задней полусферы и уязвимости.

Основной недостаток хвостового оперения — затемнение обзора в плоскости симметрии — в значительной мере уменьшается при разнесенном вертикальном оперении.

Еще лучшие результаты в этом отношении дает V-образное оперение Рудницкого (фиг. 222-II): При отклонении обоих рулей высоты в одну сторону, например, вниз, возникает дополнительная подъемная сила, дающая вертикальную  $Y$  и горизонтальную  $H$  составляющие (фиг. 222-III). Эффект вертикальных составляющих аналогичен эффекту обычных рулей высоты. Горизонтальные составляющие взаимно уравниваются и никакого влияния на продольный момент не оказывают.

Если один из рулей отклонен вниз, а другой — вверх (фиг. 222-IV), то горизонтальные составляющие  $H$  действуют уже в одну сторону, причем эффект их аналогичен отклонению



Фиг. 222. Особые формы хвостового оперения.

руля направления. Вертикальные составляющие в данном случае направлены уже в разные стороны и вызывают закручивание фюзеляжа. Возникновение больших скручивающих моментов и является основным недостатком V-образного оперения, препятствующим его распространению.

Улучшение обзора и обстрела назад возможно посредством опускания в полете и подъема в нормальное положение при посадке всего вертикального оперения (фиг. 222-V).

Были случаи применения оперения неразрезного по хорде без разделения на две части (стабилизатор и руль высоты или киль и руль направления). Для создания моментов относительно центра тяжести это оперение поворачивают, изменяя угол установки относительно фюзеляжа. В настоящее время такие оперения не применяют.

## § 7. ВЫВОДЫ

Форма хвостового оперения имеет меньшее значение, чем его площадь и основные параметры:  $\eta$ ,  $\lambda$ ,  $\epsilon$ , отношения площадей рулей к общей площади. Обычно очертания оперения

увязывают с очертаниями крыла и каждое конструкторское бюро вырабатывает определенные контуры оперения, применяемые на всех самолетах данного конструкторского бюро.

Основной недостаток хвостового оперения — затенение обзора в обстреле задней полусферы — имеет наиболее существенные значения для бомбардировщиков. Этот недостаток устраняют применением разнесенного вертикального оперения или соответствующим размещением огневых точек.

При выборе типа вертикального оперения многомоторных самолетов и расположения шайб по размаху горизонтального оперения необходимо учитывать направление вращения винтов.

## Глава II

### ВЫБОР РАЗМЕРОВ И МЕСТА РАСПОЛОЖЕНИЯ ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ

#### § 1. ВЫБОР РАЗМЕРОВ И ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ

Горизонтальное оперение. Для определения площади горизонтального оперения в первом приближении пользуются выражением коэффициента статического момента  $K_{г.о} = \frac{S_{г.о} L_{г.о}}{S b_{са}}$ . Величина  $K_{г.о}$  колеблется в пределах  $0,40 \div 0,65$ .

Менее 0,40 брать не рекомендуется во избежание недостаточной управляемости при разбеге и выходе из штопора. Значение  $K_{г.о}$  более 0,65 также не рекомендуется во избежание большой площади, а следовательно, лобового сопротивления и веса. При компоновке самолета необходимо учитывать возможность дальнейших модификаций, заключающихся обычно в повышении мощности мотора и усилении вооружения, приводящих к увеличению диапазона центровок. Учитывая это, площадь горизонтального оперения берут с некоторым запасом.

Уточнение выбора площади горизонтального оперения относится к расчету устойчивости. Для расчета должны быть известны или выбраны следующие величины:

1. Расстояние от задней кромки крыла в центроплане до шарниров руля высоты должно быть не менее  $1,5 b_k$ ; можно задаться по статистике величиной  $L_{г.о}$  — расстояния от центра тяжести до центра давления горизонтального оперения  $L = (2,75 \div 3,50) b_{са}$ .

2. Удлинение оперения  $\lambda_{г.о} = 4 \div 4,5$ .

3. Относительная площадь руля высоты  $\frac{S_v}{S_{г.о}}$ . Увеличение  $\frac{S_v}{S_{г.о}}$  связано с необходимостью увеличения осевой компенсации, что приводит к понижению эффективности рулей высоты.

Кроме того, при увеличении  $\frac{S_B}{S_{г.о}}$  ухудшается устойчивость со свободным рулем. Рекомендуется брать  $\frac{S_B}{S_{г.о}} = 0,35 \div 0,40$ .

4. Максимальный угол отклонения руля высоты вверх  $\delta_{\max}$ . Величина  $\delta_{\max}$  связана с эффективностью рулей высоты на малых скоростях и зависит от типа компенсации. Для  $\frac{S_B}{S_{г.о}} = 0,36 \div 0,38$  при рулях без осевой компенсации и минимальной щели между рулем и стабилизатором угол  $\delta_{\max} \approx 35^\circ$ , а при рулях с осевой компенсацией  $\delta_{\max} = 30^\circ$ . При  $\frac{S_B}{S_{г.о}} \approx 0,45$  и при наличии осевой компенсации угол  $\delta_{\max}$  должен быть не более  $25^\circ$ .

Чем больше относительная величина площади руля высоты, тем больше хорда руля и компенсатора. При данной толщине стабилизатора по задней кромке с увеличением хорды осевого компенсатора уменьшается предельный угол отклонения руля высоты, при котором носок руля выходит за пределы контура профиля горизонтального оперения. При этом образуется щель, ухудшается обтекание и понижается эффективность всего оперения, почему и приходится ограничивать максимальные углы отклонения рулей высоты вверх. Максимальный угол отклонения рулей высоты вниз меньше, чем вверх, так как соответствует большим скоростям, на которых оперение эффективнее. Общий диапазон отклонения рулей высоты обычно равен  $50^\circ$ .

Уменьшение  $K_{г.о} = \frac{S_{г.о} L_{г.о}}{S b_{с.а}}$  возможно, если будут приняты следующие меры:

- 1) уменьшение диапазона эксплуатационных центровок;
- 2) установка регулируемого в полете стабилизатора с диапазоном углов перестановки не менее  $6 \div 8^\circ$ ;
- 3) уменьшение размаха механизации задней кромки крыла;
- 4) уменьшение  $\alpha_{\text{нос.}}$ .

Минимальная степень устойчивости при наборе высоты и диапазоне центровок, превышающем  $(4 \div 6\%) b_{с.а}$ ,

$$m_y^c = m_z^a \cdot \frac{da}{dc_y} = (-0,02) \div (-0,04).$$

Степень устойчивости со свободным рулем на расчетном режиме по абсолютной величине должна быть не менее

$$(m_y^c)_{с.р. \min} = (-0,02) \div (-0,03).$$

Вертикальное оперение. Площадь вертикального оперения определяют по величине коэффициента статического момента однотипных самолетов

$$K_{в.о} = \frac{S_{в.о} L_{в.о}}{S l}.$$

Проверку площади вертикального оперения  $S_{в.о.}$ , выбранной по статистике, необходимо делать совместно с проверкой величины угла  $\phi$  поперечного  $N$  (ч. I, гл. I, § 6). Для двухмоторных самолетов необходима, кроме того, проверка на случай полета с одним мотором.

Для ориентировочного выбора основных соотношений вертикального оперения может служить табл. 15, составленная в результате обработки исследований современных самолетов в натурной трубе ЦАГИ.

Таблица 15

Тип самолета	$p = \frac{G}{S} = 150 \div 230 \text{ кг/м}^2$			$\frac{S_n}{S_{в.о.}}$
	$\frac{S_{в.о.}}{S}$	$K_{в.о.} = \frac{S_{в.о.} L_{в.о.}}{Sl}$	$K_K = \frac{S_K L_{в.о.}}{Sl}$	
Одномоторные истребители	0,080÷0,105	0,040÷0,050	0,018÷0,028	0,40÷0,55
Двухмоторные однокилевые бомбардировщики	0,080÷0,110	0,040÷0,050	0,022÷0,032	0,40÷0,55
Двухмоторные двухкилевые бомбардировщики	0,090÷0,120	0,040÷0,055	0,025÷0,035	0,35÷0,50

Здесь  $K_{в.о.}$  и  $K_K$  — коэффициенты статического момента всего вертикального оперения и одного киля. Рекомендуется пользоваться нижними пределами отношения  $\frac{S_n}{S_{в.о.}}$ , так как излишняя площадь руля направления уменьшает устойчивость полета с брошенными педалями.

Для двухмоторных самолетов минимальный угол отклонения руля направления и создаваемого им момента определяют из условия полета на одном моторе без скольжения и из условия управляемости при рулежке.

При отсутствии осевой компенсации максимальный угол отклонения руля  $\delta_n = \pm 35^\circ$ , а при наличии осевой компенсации свыше 15% рекомендуется  $\delta_n = 30^\circ$ . Для балансировки двухмоторного самолета относительно вертикальной оси и возможности полета на одном моторе необходимо соблюдение неравенства:

$$\frac{S_{в.о.}}{S} > \frac{1}{\delta_{n \max}} \left[ \left( 20000 \frac{Ncy}{GV} + 1 \right) \frac{d}{l} + 0,3 \right],$$

где  $\delta_{n \max}$  — максимальный угол отклонения руля, при котором сохраняется его эффективность ( $\sim 25^\circ$ );

$N$  — максимальная мощность мотора, л. с.;

$G$  — вес самолета, кг;

$V$  — скорость полета на взлете при открытых частично щитках, км/час;

$c_y$  — коэффициент подъемной силы при наборе высоты;

$d$  — расстояние от плоскости симметрии самолета до оси винта, м;

$l$  — размах крыла, м.

Относительная величина площади руля направления должна быть больше, чем руля высоты, так как весьма важно иметь большой момент при резкой даче руля. Статическая устойчивость пути при угле скольжения  $\beta = 0^\circ$  характеризуется величиной  $m_y^\beta$ . Степень устойчивости пути считается достаточной, если производная  $m_y^\beta$  находится в пределах  $(-0,0010) \div (-0,0015)$  при  $p = 150 \div 230$  кг/м<sup>2</sup>. Чем меньше  $p$ , тем ближе к нижнему пределу  $(-0,0010)$  может быть производная  $m_y^\beta$ . Со свободным рулем устойчивость пути должна быть не менее  $m_y^\beta = -0,00035$ . Эффективность рулей считается достаточной, если при  $\beta = 0^\circ$  производная  $\frac{\partial m_y}{\partial \delta_n} = (-0,0007) \div (-0,0011)$ .

## § 2. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ И ВЕСОВАЯ КОМПЕНСАЦИИ РУЛЕЙ

Рули высоты. Для рулей высоты рекомендуется осевая компенсация, достоинство которой заключается в том, что при освобождении ручки устойчивость незначительно понижается.

Осевая компенсация свыше 25% нерациональна, так как вызывает понижение эффективности рулей и увеличение усилий на ручке.

Для дальнейшего уменьшения усилий на ручке рекомендуется комбинация сервокомпенсаторов с осевой компенсацией. Чтобы сервокомпенсаторы не теряли эффективности, необходимо отношение их углов отклонения  $\delta_{ск}$  к углу отклонения руля  $\delta_n$  сохранить в пределах  $\frac{\delta_{ск}}{\delta_n} = 0,5 \div 0,7$ . Для серво-триммеров, совмещающих работу сервокомпенсаторов и триммеров, необходимо учитывать, что при сложении углов отклонения отношение суммарного отклонения сервотриммера к  $\delta_n$  должно находиться в тех же пределах.

Наличие только одних сервокомпенсаторов вызывает значительное уменьшение устойчивости при свободном руле.

Роговая компенсация при полете со свободным рулем хуже осевой, но при том же отношении к площади руля более эффективна. Недостатки роговой компенсации заключаются в возможной тряске руля при больших углах отклонения, а также в больших усилиях при скольжении. Размеры осевой ком-

пенсации изменяются в зависимости от назначения самолета и рекомендуются в следующих пределах:

Назначение самолетов	Площадь крыльев $S$ $m^2$	Площадь осевой компенсации в процентах от площади руля высоты
Истребители	15—20	15—20
Бомбардировщики	40—60	Не более 25

В последнем случае для дальнейшего понижения усилий на рукоятке необходимо применять небольшой сервокомпенсатор.

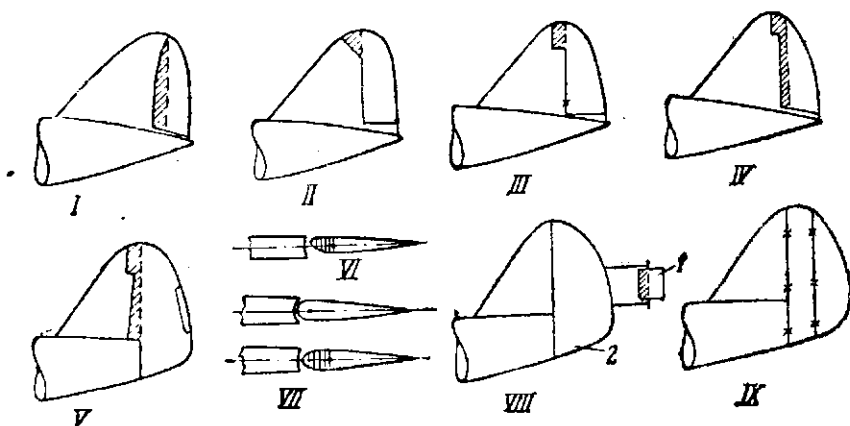
Рули направления. На рулях направления возможна установка как осевой, так и роговой компенсации. Для рулей направления истребителей достаточно роговая компенсация в пределах  $S_{p.k} = 5 \div 6\% S_{p.n}$ . Для бомбардировщиков с двухкилевым оперением рекомендуется осевая компенсация  $S_{o.k} = 15\% S_{p.n}$  или роговая  $S_{p.n} = 8 \div 10\% S_{p.k}$ .

Сервокомпенсаторы, триммеры и сервотриммеры должны иметь удлинение в пределах  $\lambda = 4 \div 5$  и угол отклонения не более  $15^\circ$  при максимальном отклонении рулей. Отношение максимального угла отклонения сервокомпенсаторов, триммеров и сервотриммеров к углу отклонения рулей рекомендуется выбирать в пределах  $\frac{\delta_{тр}}{\delta_p} = 0,5 \div 0,7$ , а площадь — для бомбардировщиков  $\frac{S_{тр}}{S_p} = 4 \div 5\%$ , для истребителей  $\frac{S_{тр}}{S_p} = 2 \div 3\%$ , где  $S_p$  — площадь руля.

Для погашения момента от закручивания струи и моментов от неправильной регулировки на одномоторных самолетах ставят на элероне (или на задней кромке крыла) и на руле направления пластинку или триммер.

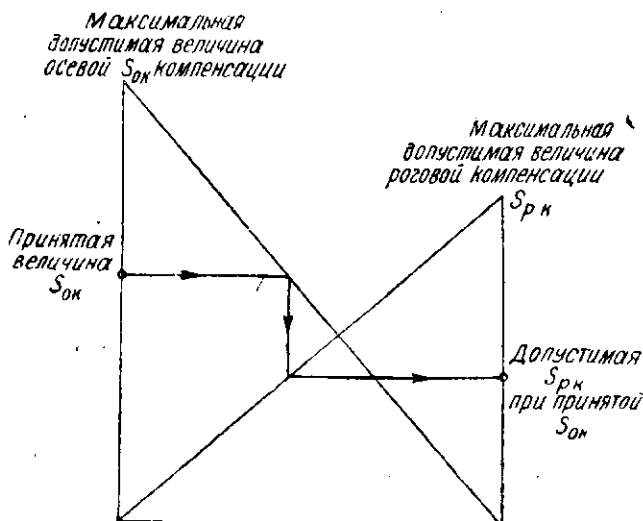
Кроме основных типов компенсации: осевой (фиг. 223-I) и роговой (фиг. 223-II, III), на рулях высоты и направления применяют их комбинацию (фиг. 223-IV) или же совместно все три типа компенсации — осевую, роговую и триммеры (сервокомпенсаторы, фиг. 223-V). Для избежания выхода носка осевого компенсатора из контура профиля при малых углах отклонения рулей хорду осевого компенсатора на конце оперения уменьшают, сводя к нулю (фиг. 223-I). Таким путем можно добиться того, что при всех углах отклонения рулей носок компенсатора по всей его длине не будет выходить из очертаний профиля оперения. На рулях высоты, отклоняющихся вверх и вниз на разные углы, с этой же целью делают профиль несимметричным, смещая носок компенсатора вверх (фиг. 223-VI), а на рулях направления применяют симметричный профиль (фиг. 223-VII).

Попытка установки на больших самолетах сдвинутой *I* (фиг. 223-VIII), управляемых летчиком и отклоняющих основной руль 2, оказались неудачными вследствие запаздывания



Фиг. 223. Типы аэродинамической компенсации рулей.

действия и чрезмерных отклонений основного руля и вибраций. Этот принцип, при несколько измененной схеме (фиг. 223-IX), может оказаться наилучшим для самолетов-



Фиг. 224. Выбор площади осевой и роговой компенсации, установленных совместно.

гигантов, рули которых, несмотря на существующие типы компенсации, требуют для своего отклонения усилий, превосходящих силы летчика.

Действие сервокомпенсатора и осевого (или рогового) компенсатора считают независимым и размеры их выбирают с учетом максимально допустимой величины для каждого типа. При совместной установке осевой и роговой компенсации площади их должны быть согласованы между собой (фиг. 224).

Рули высоты и направления должны иметь весовую компенсацию непосредственно на рулях, как у элеронов (ч. I, гл. II, § 4, фиг. 35, стр. 56), или же объединяться с проводкой управления (ч. V, гл. II, § 4, стр. 569).

### § 3. ВЫБОР МЕСТА РАСПОЛОЖЕНИЯ ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ

Затенение хвостового оперения крылом и дестабилизирующее влияние винта на режимах набора высоты уменьшаются при увеличении длины хвостовой части фюзеляжа. По испытаниям, проведенным в натурной трубе ЦАГИ, отношение  $\frac{x_{г.о}}{b_{\phi}}$  должно быть не менее 1,50 ( $x_{г.о}$  — расстояние от задней кромки центральной части крыла до оси шарниров рулей высоты, а  $b_{\phi}$  — хорда крыла у борта фюзеляжа).

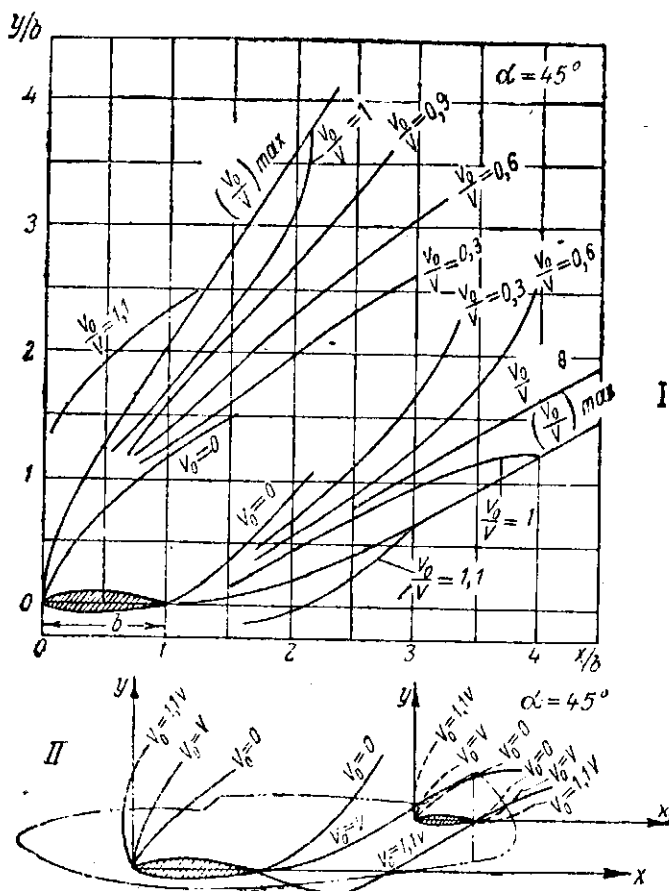
При выборе положения хвостового оперения необходимо стремиться к тому, чтобы оно минимально затенялось крылом на посадке, наборе высоты, при планировании, а струя от винтов, имеющая повышенную скорость, попадала на оперение при малых скоростях полета. Скорости у вертикального оперения имеют весьма существенное значение для вывода самолета из штопора при полете в закритической области.

Наибольшее затенение соответствует полету на больших углах атаки: при штопоре, посадке, планировании с открытым механизированным крылом и наборе высоты.

На выбор размещения оперения относительно крыла по оси X и Y, кроме аэродинамических, существенно влияют и другие соображения. Чем больше плечо горизонтального оперения, тем, очевидно, длиннее фюзеляж, больше его вес и поверхность. Но, с другой стороны, при большом плече площадь оперения может быть меньше и, следовательно, меньше вес оперения при том же аэродинамическом моменте. Таким образом увеличение длины хвостовой части фюзеляжа не вызывает значительных утяжелений и увеличения сопротивления, а кроме того, при уменьшении площади оперения улучшаются обзор и обстрел задней полусферы.

Для обеспечения максимальной жесткости крепления оперения к фюзеляжу необходимо выбирать по возможности большую базу между узлами как в продольном, так и в поперечном направлениях. В аэродинамическом же отношении иногда оказывается выгодным смещать горизонтальное оперение назад относительно вертикального или же поднимать над фюзеляжем, отчего база крепления уменьшается.

Для выбора наиболее выгодного положения оперения относительно крыла удобно пользоваться спектром скоростей, полученным на основании исследования потока за крылом. Спектр представляет линии одинаковых скоростей за крылом  $V_0$  (в



Фиг. 225. Спектры скоростей.

I—спектр скоростей за крылом; II—выбор положения хвостового оперения относительно крыла и положения вертикального оперения относительно горизонтального.

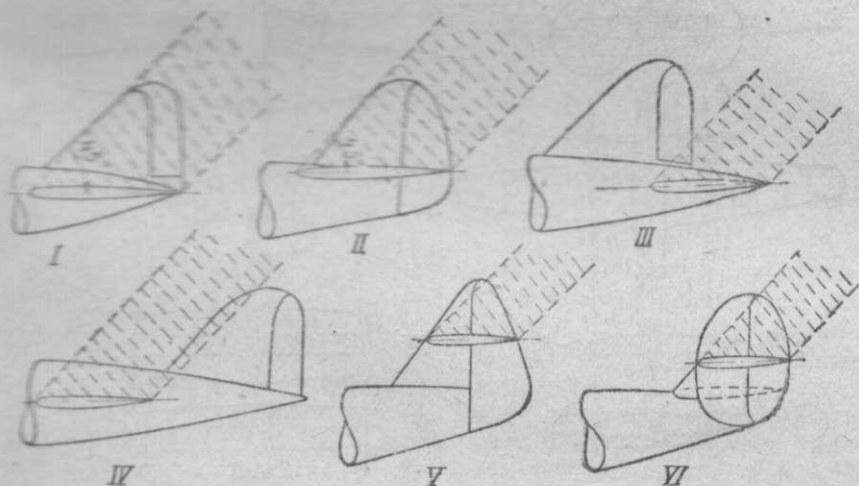
долях скорости полета  $V$ ), построенные в зависимости от координат  $\bar{x} = \frac{x}{b}$  и  $\bar{y} = \frac{y}{b}$  для различных углов атаки (фиг. 225-I).

Здесь для горизонтального оперения  $x$  — абсцисса, а  $y$  — ордината носка стабилизатора относительно носка крыла; для вертикального оперения  $x$  и  $y$  — координаты носка киля относительно носка стабилизатора.

Пользуясь такими диаграммами, можно построить спектры скоростей за крылом и у горизонтального оперения (фиг. 225-II),

определить наивыгоднейшее положение всего оперения относительно крыла и горизонтального оперения относительно вертикального. Зона полного затенения  $\frac{V_0}{V} = 0$  на больших углах атаки ограничивается линиями, проходящими через переднюю и заднюю кромки крыла (или горизонтального оперения) и наклонными к хорде под углами, близкими к  $45^\circ$ .

Затенение центрального вертикального оперения горизонтальным имеет максимальную величину при выносе вперед передней кромки стабилизатора относительно киля, совпадении



Фиг. 226. Схема затенения вертикального оперения горизонтальным.

задних кромок рулей и расположении вертикального оперения над фюзеляжем (фиг. 226-I). При расположении центрального вертикального оперения по обе стороны от горизонтального и одинаковых остальных условиях нижняя часть руля направления находится вне зоны затенения (фиг. 226-II). Для уменьшения затенения при штопоре необходимо сдвиг вертикального оперения относительно горизонтального по оси самолета (фиг. 226-III, IV) или же подъем горизонтального оперения над фюзеляжем (фиг. 226-V).

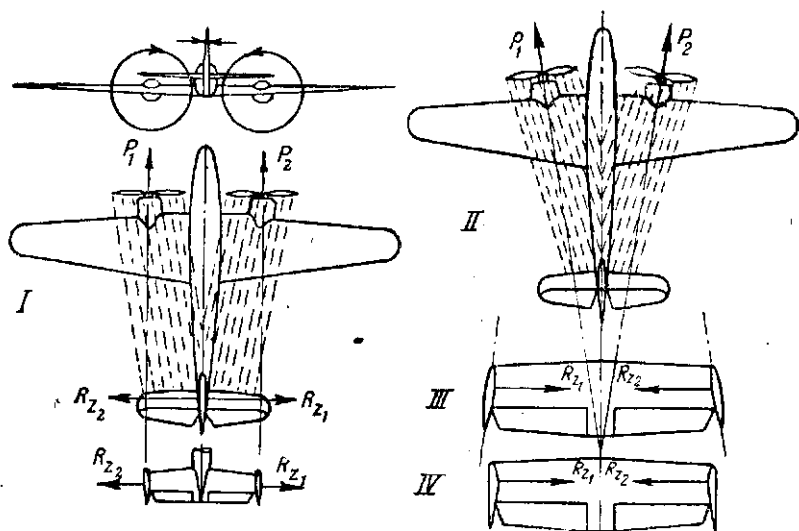
В разнесенном вертикальном оперении горизонтальное оперение затеняют только внутренние поверхности верхних участков шайб (фиг. 226-VI).

#### § 4. МЕРЫ ПРОТИВ ЗАВОРАЧИВАНИЯ МНОГОМОТОРНЫХ САМОЛЕТОВ

Для разгрузки педалей при остановке в полете моторов на одной стороне крыла применяют различные меры.

Если ближайшие к фюзеляжу лопасти винтов движутся сверху вниз, а верхние струи от винтов попадают на централь-

ное или разнесенное вертикальное оперение, то в нормальном полете это не вызывает рыскания (фиг. 227-I). Струи от винтов направлены к плоскости симметрии самолета и боковые составляющие аэродинамических сил  $R_{z1}$  и  $R_{z2}$  взаимно уравниваются. При остановке одного из моторов, например левого, на оперение будет действовать только одна сила  $R_{z2}$ , создающая восстанавливающий момент, противоположный моменту, создаваемому тягой правого работающего мотора  $P_2$ .



Фиг. 227. Способы устранения заворачивающего момента многомоторных самолетов при остановке мотора на одном из крыльев.

Для большей разгрузки педалей часто оси моторов как разного, так, в особенности, одинакового вращения устанавливают под некоторым углом к плоскости симметрии с тем, чтобы еще более склонить струи от винтов к центральному вертикальному оперению (фиг. 227-II). Однако для полной разгрузки педалей необходима установка триммеров, отклоняемых в сторону неработающего мотора.

При моторах одинакового вращения и разнесенном вертикальном оперении с шайбами, имеющими симметричный профиль, применяют поворот шайб на некоторый угол внутрь (фиг. 227-III). Возникающие в нормальном полете горизонтальные силы  $R_{z1}$  и  $R_{z2}$  взаимно уравниваются, друг друга и не создают момента рыскания. При остановке какого-либо из моторов, например, левого, сила  $R_{z2}$ , возникающая на правой шайбе вследствие обдувки ее струей от мотора, будет больше, чем сила  $R_{z1}$  на левой не обдуваемой винтом шайбе. Вследствие этого момент тяги  $P_2$  работающего правого мотора будет уравниваться (полностью или частично) моментом

сил  $R_{22}$  и  $R_{21}$ , действующих в противоположные стороны. Вместо смещенных шайб симметричного профиля можно ставить также шайбы крыльцевого профиля с вогнутостью, направленной к плоскости симметрии самолета (фиг. 227-IV).

При выборе углов установки шайб симметричного и крыльцевого профилей необходимо учитывать горизонтальную составляющую скорости закрученной струи.

## § 5. СПОСОБЫ ПОГАШЕНИЯ МОМЕНТА ВИНТОВ И ЗАВОРАЧИВАЮЩЕГО МОМЕНТА

Момент сил сопротивления вращению винта равен по величине и обратен по знаку моменту на валу двигателя:

$$M = \frac{716,2 N}{n} \text{ кгм,}$$

где  $N$  — мощность мотора, л. с.;

$n$  — соответствующее число оборотов вала мотора в минуту.

Под действием реактивного момента  $M_v$  самолет стремится наклониться в сторону, противоположную направлению вращения винта, причем, чем больше мощность, тем больше кренящий реактивный момент (фиг. 228). Для погашения момента винта существует несколько способов.

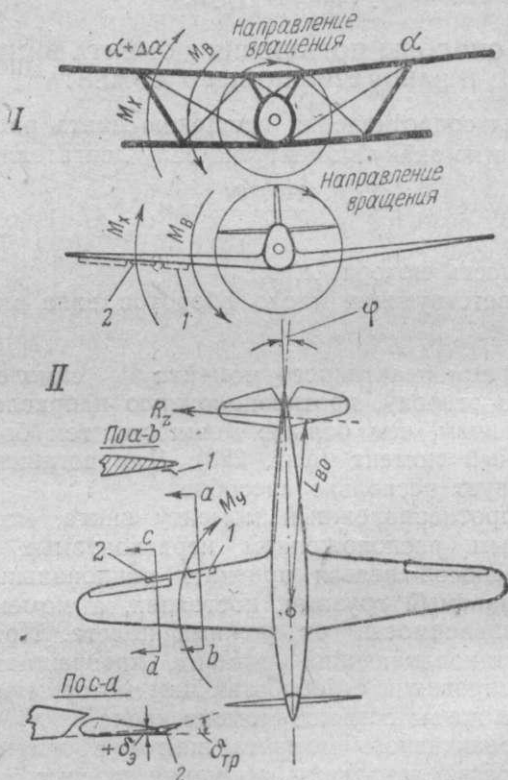
Момент, противоположный моменту винта, можно создать несимметричным расположением нерасходуемых грузов или баков. Этот способ нельзя признать рациональным, так как момент, создаваемый грузами, постоянен, а момент винта изменяется в зависимости от режима полета. При выгорании бензина восстанавливающий момент превращается почти в нуль. На планировании с неработающим мотором момент винта равен нулю, а грузы создают момент крена.

Влияние реактивного момента винтов в одномоторных самолетах полностью устраняют, применяя соосные винты. В двух- и многомоторных самолетах для устранения реактивного момента устанавливают на правом и левом крыльях моторы разного вращения. Как в одномоторных, так и в многомоторных самолетах, имеющих винты одного вращения, момент винта погашают разностью подъемных сил правого и левого крыльев. В схемах с внешним набором — бипланы, подкосные и расчалочные монопланы, разность в подъемных силах легко получить соответствующей регулировкой расчалок или подкосов (фиг. 228-I). Для необходимого восстанавливающего момента  $M_x$  достаточно разность углов атаки в 10–15 минут.

Установка свободнонесущих крыльев с разностью в углах атаки, необходимой для создания восстанавливающего момента, невозможна из-за недостаточной точности сборочных работ и слишком малых углов. Для создания требуемого восстанавливающего момента  $M_x$  достаточно установить на крыле

небольшую пластинку 1 (фиг. 228-II), отогнутую вниз, или же сервокомпенсатор или триммер 2 на элероне, в данном случае отклоненный вверх.

Вследствие изменения углов атаки крыльев, установки пластинки, триммера или сервокомпенсатора, отклоненных на некоторый угол, получают разность в подъемных силах и тре-



Фиг. 228. Способы погашения реактивного момента винта и возникающего при этом заворачивающего момента.

буемый восстанавливающий момент  $M_z$  относительно продольной оси самолета. Однако одновременно нарушается симметрия сопротивления крыльев, и самолет начинает заворачивать в сторону крыла, имеющего больший  $c_y$  и  $c_x$ . Для устранения момента рыскания  $M_y$  относительно оси  $Y$  смещают киль на некоторый угол относительно плоскости симметрии в сторону крыла с большей подъемной силой. Горизонтальная сила  $R_z$ , возникающая на вертикальном оперении на плече  $L_{в.о.}$ , дает требуемый по направлению восстанавливающий момент. Величина угла  $\varphi$  обычно не превосходит  $1-2^\circ$ . Вместо смещения оперения, имеющего симметричный профиль, иногда ставят вер-

...альное оперение несимметричного профиля, а в большинстве случаев устанавливают на руле направления такую же площадь  $I$ , как на крыле, или же соответствующим образом отрегулированный сервокомпенсатор или триммер.

Тяги, сервокомпенсаторы и триммеры удобны в том отношении, что позволяют на основании летных испытаний окончательно установить углы, величины которых можно вычислить лишь приблизительно. Кроме того, регулируемые приспособления удобнее, так как в различных машинах одной и той же серии возможна несимметричность в отношении сопротивления, подъемной силы и веса правого и левого крыльев.

## § 6. ВЫВОДЫ

Тенденции современного самолетостроения заключаются в повышении продольной устойчивости, применении более передних центровок, увеличении плеча горизонтального оперения и его площади. Причины этого — стремление дать самолет менее утомительный в управлении и доступный для летчиков средней квалификации; требование полета с брошенным управлением; неизбежность модификаций, понижающих устойчивость вследствие увеличения диапазона центровок.

Для двух- и многомоторных самолетов обязателен горизонтальный полет с моторами, работающими на одной половине крыла, что требует повышенной устойчивости пути, подбора площади и углов отклонения рулей направления из условия сохранения их эффективности.

Аэродинамическую компенсацию рулей делают чаще всего смешанной, так как при малой строительной высоте одной осевой компенсацией трудно обеспечить требуемые углы отклонения без понижения эффективности оперения. Наилучшим типом компенсации рулей высоты является осевая, минимально понижающая устойчивость при полете с брошенной рукояткой и менее способствующая возникновению вибраций.

Весовая компенсация рулей должна быть обеспечена при возможно меньшем весе груза, смещенного возможно больше вперед для уменьшения момента инерции самолета.

Современное стандартное расположение хвостового оперения за крылом связано с понижением эффективности его работы вследствие попадания в зону, затененную крылом, а кроме того, в свою очередь вызывает затенение обзора и обстрела задней полусферы. Имеется ряд перспективных схем, представляющих возвращение к применявшемуся ранее расположению горизонтального оперения перед крылом, а вертикального — за ним (схема «утки»). Некоторые из этих схем дают вполне творительный обзор вперед и в то же время улучшают обзор назад и работу горизонтального оперения.

Правильное расположение хвостового оперения относительно крыла и вертикального оперения относительно горизонтального

улучшает управляемость при полете на больших углах атаки (штопор, посадка, набор высоты).

Для устранения заворачивания многомоторных самолетов при полете с моторами, работающими на одной стороне крыла, при центральном вертикальном оперении хорошее решение дает установка моторов с винтами противоположного вращения. Разнесенное вертикальное оперение упрощает борьбу с заворачиванием и позволяет применить ряд дополнительных решений (наклон шайб, несимметричный профиль шайб).

На одномоторных самолетах наиболее рационально погашение реактивного момента применением соосных винтов, а на многомоторных — моторов разного вращения.

### Глава III

## ВИБРАЦИИ ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ

### § 1. ФИЗИЧЕСКАЯ КАРТИНА БАФТИНГА И МЕРЫ БОРЬБЫ С НИМ

Бафтинг — тряска оперения под влиянием вихрей, срывающихся с частей самолета, расположенных перед оперением: крыла, мотогондол, сопряжения крыла с фюзеляжем, пулеметных башен, фонарей кабин, элементов систем воздушного и жидкостного охлаждений. Под влиянием удара сорвавшегося вихря оперение деформируется и начинает колебаться, причем колебания имеют тенденцию к затуханию.

Если вихри срываются периодически, то колебания также становятся периодическими. Периодический случай бафтинга объясняется наличием в зоне срыва некоторой пульсационной скорости; при совпадении частоты пульсаций с собственной частотой колебаний оперения возникает резонанс.

Собственная частота колебаний оперения не должна совпадать с частотой пульсаций или же оперение не должно попадать в зону срыва. Бафтинг наблюдается преимущественно на больших углах атаки при планировании, спирали с выключенными моторами и некоторых фигурах высшего пилотажа.

При проектировании обычно не удается предвидеть и устранить возможность появления бафтинга. В случае обнаружения бафтинга в период летных испытаний необходимо прежде всего выявить его причины и найти место срыва потока. Это делают снятием спектра обтекания в полете при помощи лент, укрепленных на различных частях самолета, расположенных перед оперением. Меры борьбы с бафтингом заключаются в устранении срывов и улучшении обтекания (устройство заливов, устранение выступов на верхней поверхности крыла, отсутствие щитков в верхней части капотов моторов воздушного

охлаждения, улучшение формы башен, фонарей, выходной части туннелей радиаторов и т. д.).

Если эти меры не дают положительных результатов, то необходимо отклонять сорванный поток вниз таким образом, чтобы он не попадал на оперение, а проходил ниже. Для отклонения потока применяют специальные закрылки или щитки. В некоторых случаях бафтинг устраняли увеличением жесткости хвостовой части фюзеляжа.

## **§ 2. ФЛАТТЕР ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ И МЕРЫ БОРЬБЫ С НИМ**

Явление флаттера хвостового оперения в общем аналогично флаттеру крыла, но значительно сложнее. Хвостовое оперение обладает большим количеством степеней свободы, чем крыло. Число возможных форм колебаний, а следовательно, и критических скоростей чрезвычайно велико. Один фюзеляж добавляет три новых степени свободы: кручение, изгиб в вертикальной и горизонтальной плоскостях.

При расчете хвостового оперения ограничиваются двумя формами колебаний: 1) изгибно-рулевой флаттер — изгиб фюзеляжа в вертикальной плоскости и отклонение руля высоты; 2) крутильно-рулевой флаттер — кручение фюзеляжа и несимметричное отклонение руля высоты. Во всех известных случаях причиной возникновения флаттера являлась неуравновешенность рулей. Поэтому расчет горизонтального оперения производят только на случай рулевого флаттера, причем стабилизатор считается абсолютно жестким. Расчета вертикального оперения не делают, но вместо этого требуется полная балансировка руля направления.

На изгибно-рулевой флаттер влияют следующие конструктивные параметры: степень весовой балансировки руля, момент инерции руля, аэродинамическая компенсация руля, частота колебаний руля.

Весовая балансировка — наиболее эффективное средство повышения критической скорости изгибно-рулевого флаттера, которую можно всегда подобрать таким образом, что возможность флаттера исключается. В некоторых случаях полная статическая балансировка недостаточна и требуется некоторая перебалансировка. Весовая балансировка особенно эффективна в соединении с аэродинамической компенсацией. Чем больше аэродинамическая компенсация, тем меньшая степень весовой балансировки необходима для уничтожения флаттера. Триммеры и сервокомпенсаторы невыгодны в отношении флаттера.

Если критическая скорость изгибно-рулевого флаттера недостаточна, то ее можно повысить, увеличивая момент инерции присоединением инерционного демпфера (ч. V, гл. II, § 4). На величину критической скорости крутильно-рулевого флаттера наиболее существенное влияние оказывают следующие конструктивные параметры: жесткость кручения рулей высоты

$(GI_{кр})_{пр}$ , степень динамической балансировки рулей высоты, момент инерции рулей высоты относительно их оси вращения  $I_{тр}$ .

Критическая скорость падает до минимума при совпадении частот крутильных колебаний фюзеляжа и рулей высоты, а затем при увеличении жесткости рулей увеличивается. Рекомендуется для повышения критической скорости крутильно-рулевого флаттера увеличивать частоту крутильных колебаний руля, не прибегая к динамической балансировке. При жестких рулях можно ограничиться только статической балансировкой и установить балансир внутри фюзеляжа. Увеличение степени динамической балансировки повышает критическую скорость.

Уменьшение момента инерции рулей высоты относительно их оси вращения при частоте асимметричных колебаний, большей частоты крутильных колебаний фюзеляжа, всегда повышает критическую скорость.

### § 3. ВЫВОДЫ

Бафтинг может возникнуть при срыве вихрей с частей самолета (крыла, мотогондолы) и попадании их на оперение. Для устранения бафтинга необходимо в первую очередь выяснить причину возникновения срыва. Если же это не удастся, то необходимо принять меры к тому, чтобы срывающиеся вихри проходили под оперением. Особой опасности бафтинг, наблюдающийся преимущественно при полете без мотора на больших углах атаки, не представляет.

Кроме уже упомянутых мер устранения флаттера хвостового оперения, необходимо указать следующие. Для устранения несимметричных вибраций горизонтального оперения необходима жесткая связь правой и левой половин руля высоты. Жесткость на кручение киля и стабилизатора должна быть возможно больше, а центр тяжести — возможно ближе к передней кромке.

Большинство выводов по флаттеру крыла полностью относятся и к хвостовому оперению.

## Глава IV

### КОНСТРУКТИВНЫЕ ФОРМЫ ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ

#### § 1. ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ

Конструктивные формы киля и стабилизатора подобны формам крыла. Так же как и у современных крыльев, наиболее распространены свободнонесущие схемы с жесткой обшивкой. В большинстве случаев рули высоты и направления, независимо от типа конструкции и материала стабилизатора и киля, изготовляют из дуралюмина с полотняной обшивкой. Кили, ввиду

незначительной высоты, делают целыми по размаху, а для удобства эксплуатации, ремонта, транспортировки и производства — в большинстве случаев с разъемными узлами крепления к фюзеляжу или делают разъем фюзеляжа в хвостовой части, перед оперением. Ввиду сравнительно небольших размеров и в целях уменьшения веса стабилизатор рациональнее делать неразъемным, если это не связано с ослаблением хвостовой части фюзеляжа.

Основная особенность, затрудняющая производство килей и стабилизатора, заключается в малой строительной высоте, усложняющей постановку заклепок на замыкающей обшивке. Перетяжеление хвостового оперения, несмотря на его незначительный вес по отношению к общему весу, сильно влияет на момент инерции вследствие большого расстояния от центра тяжести самолета.

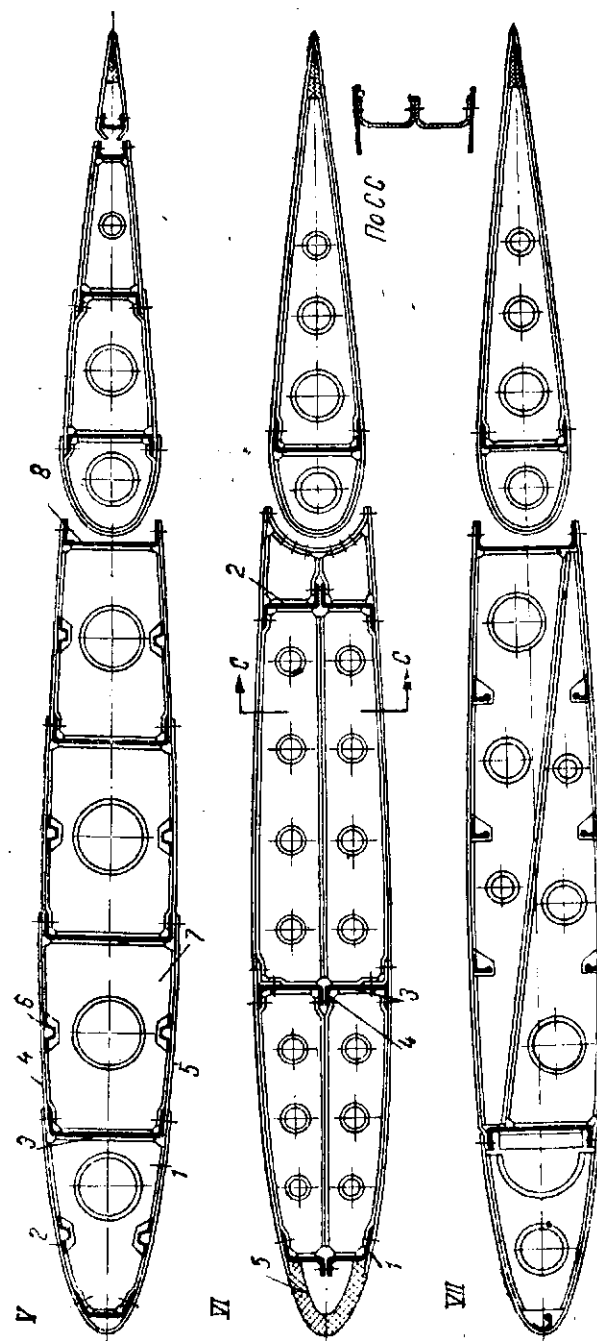
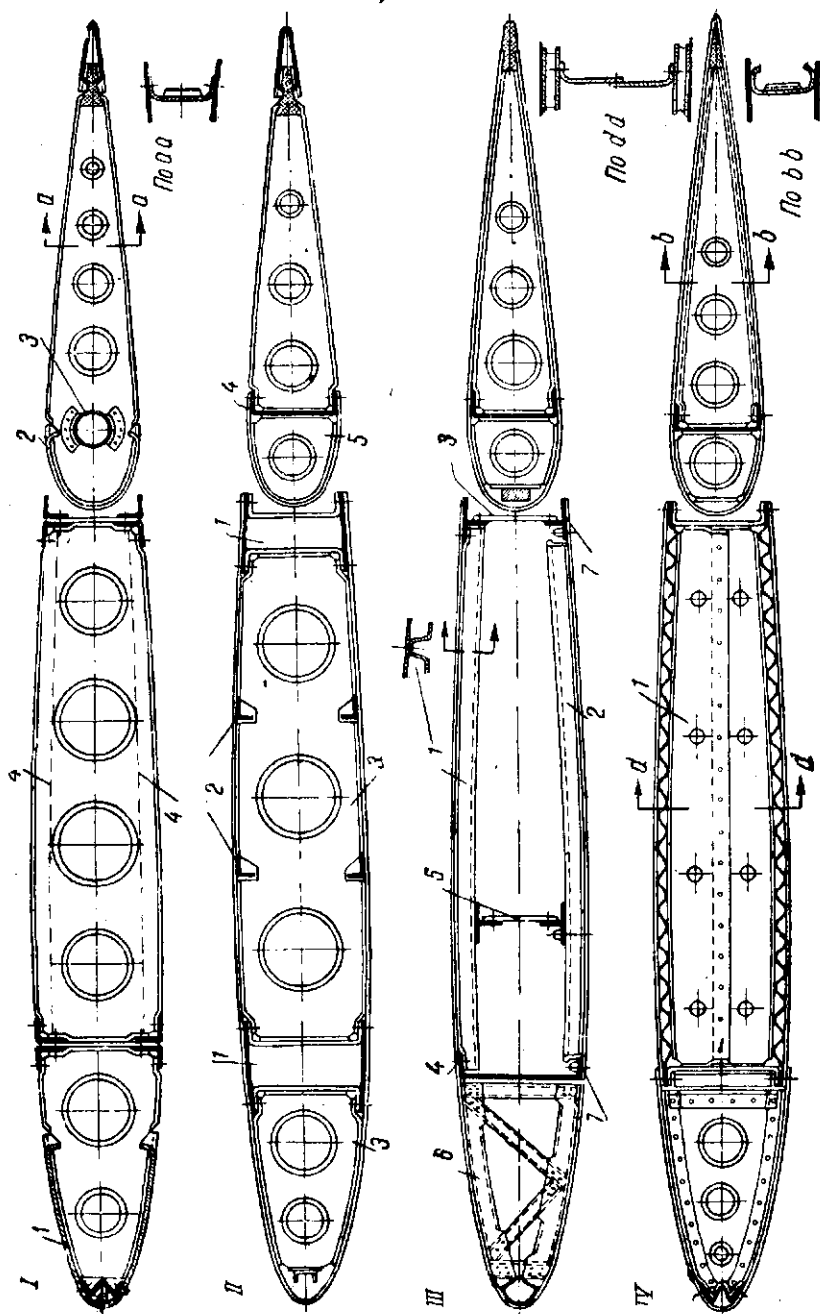
## § 2. ОСНОВНЫЕ ТИПЫ КОНСТРУКЦИИ И МЕТОДЫ УПРОЩЕНИЯ КЛЕПКИ

Двухлонжеронные стабилизаторы с внутренними расчалками и полотняной обшивкой делают при подкосных и расчалочных схемах (фиг. 229-1). Носок стабилизатора 1 и руля 2 для увеличения их плавности покрывают листовым дуралюмином. Продольный набор состоит из лонжеронов двутаврового, швеллерного или коробчатого сечения, изготовленных из листового материала.

В более редких случаях, лишь для тяжелых самолетов, лонжероны стабилизатора представляют собой клепаные балки, состоящие из стенки и полок в виде катаных или прессованных профилей. Стрингера обычно не ставят. Поперечный набор состоит из разрезных штампованных нормальных и усиленных нервюр, и только у тяжелых самолетов встречаются ферменные нервюры. Расчалки 4 воспринимают крутящий момент и лобовые нагрузки.

Лонжероны руля высоты обычно представляют собой дуралюминовую трубу 3, нервюры — штампованные из дуралюмина. Обшивка руля в подавляющем большинстве случаев полотняная. Такое оперение просто для изготовления и ремонта. Внешние подкосы или расчалки обеспечивают достаточную жесткость на кручение.

Кессонный стабилизатор (фиг. 229-11) имеет мощные коробчатые лонжероны 1, обычно из листового дуралюмина, и легкие стрингеры 2. Поперечный набор состоит из штампованных разрезных нервюр 3. Обшивка из листового материала работает при кручении и при изгибе в плоскости хорд. Лонжерон руля высоты — клепаный и состоит из швеллера 4 и работающего носка 5. Руль обшит полотном. Оперение по такой конструкции применяют для свободнонесущих схем. Доступ при клепке замыкающей обшивки стабилизатора весьма затруднителен.



Фиг. 229. Основные типы конструкции стабилизаторов.

При сокращении количества сплошных нервюр, установке вместо них ободов из профилей 1 (фиг. 229-III) и применении съемных панелей 2, состоящих из обшивки, подкрепленной профилями, доступ при клепке совершенно свободен. Съемные панели крепят шурупами 7 по периметру к заднему лонжерону 3, дополнительному лонжерону 5, усиленным нервюрам и к переднему лонжерону 4. Носок стабилизатора собирают из листа, подкрепленного профилями 6, и вместе с дополнительным лонжероном крепят на заклепках.

Моноблочные стабилизаторы (фиг. 229-IV) делают неразрезными. Верхнюю и нижнюю обшивку, подкрепленную гофром, собирают вместе с половинами нервюр 1, которые склепывают после сборки обшивки. После этого вставляют и приклепывают передний и задний лонжероны. Носок, подкрепленный профилями или нервюрами, крепят на шурупах.

Многолонжеронный моноблок (фиг. 229-V) делят на секции вертикальными плоскостями, проходящими по лонжеронам. Носок с нервюрами 1 и стрингерами 2 собирают отдельно, так же как и следующую секцию, состоящую из переднего лонжерона 3, верхней и нижней обшивок 4 и 5, вместе со стрингерами 6 и отсеками нервюр 7. Затем соединяют эти две секции. Продолжая таким же образом сборку, в последнюю очередь ставят задний лонжерон 8. Руль высоты, имеющий жесткую обшивку, собирают таким же способом.

Однолонжеронный стабилизатор с дополнительным задним лонжероном не представляет затруднений при сборке, так как клепку можно вести до установки заднего лонжерона, что делают в последнюю очередь.

Если разрезать продольный и поперечный набор по плоскости хорд, то можно еще более упростить сборку (фиг. 229-VI). Верхнюю и нижнюю обшивки собирают вместе с половинами нервюр и лонжеронов, которые по плоскости разреза имеют отбортовки. Дополнительные лонжероны 1 и 2 при сборке половин стабилизатора склепывают по отбортовкам, а основной лонжерон 3 соединяют болтами 4 через отверстия в обшивке. Эти отверстия после сборки заклеивают кружками из полотна. Носок стабилизатора делают в виде профилированной отливки 5, которую крепят шурупами. Недостаток подобной конструкции заключается в том, что лонжерон имеет продольный разрез стенки и неудобное соединение ее половин, а половины нервюр совершенно не соединяются.

Возможен косой технологический разъем стабилизатора (фиг. 229-VII) с неразрезными лонжеронами. Нервюры в этом случае можно соединить заклепками или шурупами через дыры облегчения в стенках лонжеронов. Носок крепится шурупами в последнюю очередь.

Вертикальное оперение по типам конструкции не отличается от горизонтального.

### § 3. ВЫВОДЫ

Основное внимание при проектировании оперения должно быть обращено на обеспечение простоты сборки.

При наличии разъемных стыков по размаху наиболее рационально горизонтальное оперение кессонного типа. В этом случае ослабления фюзеляжа минимальны.

Моноблочные горизонтальные оперения в весовом отношении выгоднее кессонных, но требуют больших ослаблений фюзеляжа, так как должны быть неразрезными по размаху. Ослабления фюзеляжа при неразрезном горизонтальном оперении можно уменьшить или же полностью устранить только путем усложнения конструкции.

Для отъемных килей наиболее рациональна кессонная конструкция. При моноблочных типах лучше делать кили за одно целое с фюзеляжем.

## Глава V

### КОМПОНОВКА ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ

#### § 1. ПРИМЕРЫ КОМПОНОВКИ ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ

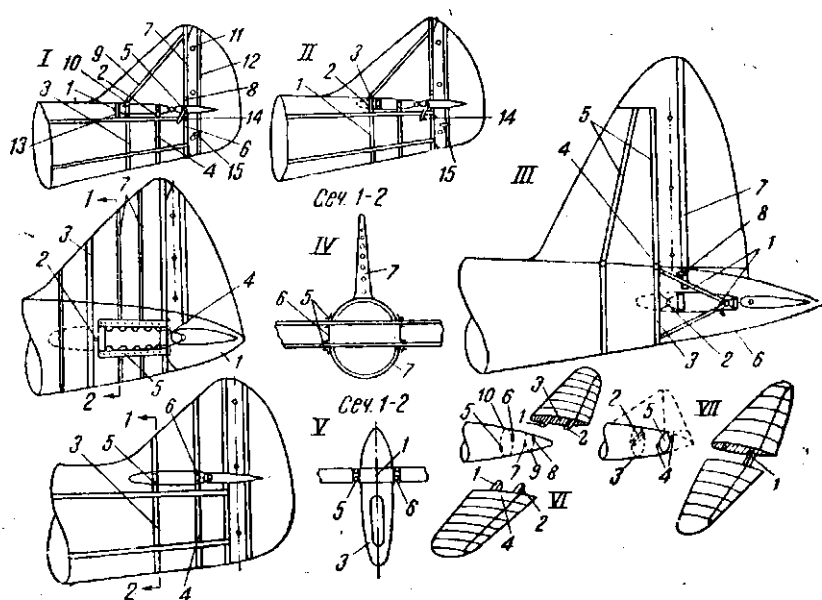
Наибольшее количество вариантов компоновки относится к горизонтальному оперению. Случаи компоновки можно разделить на следующие: неразрезной стабилизатор, разрезной стабилизатор и комбинация из первых двух случаев, при которой две половины стабилизатора соединяют частично, например, одним неразрезным лонжероном при разрезном втором лонжероне. Имеются самолеты, у которых хвостовое оперение изготовлено как одно целое с хвостовой частью фюзеляжа, имеющей разъемный стык перед оперением.

Киль может быть отъемный или же составляет одно целое с фюзеляжем.

Хвостовое оперение с неразрезным стабилизатором позволяет значительно сэкономить вес и является наиболее распространенным. Основное требование компоновки такого оперения заключается в минимальном ослаблении фюзеляжа. Для уменьшения выреза фюзеляжа необходим вырез носовой части стабилизатора, по ширине равный ширине фюзеляжа. По хорде вырез делают до переднего основного или дополнительного лонжерона.

Для уменьшения выреза и ослаблений фюзеляжа стабилизатор располагают выше верхних лонжеронов фюзеляжа (фиг. 230-1) с тем, чтобы между ними и лонжеронами стабилизатора можно было поместить узлы крепления 1 и 2. Узлы необходимо ставить на усиленных шпангоутах или поперечных фермах 3, 4.

Лонжерон руля высоты 5 должен находиться перед последним шпангоутом фюзеляжа 6. Расстояние между лонжероном руля высоты и верхним лонжероном фюзеляжа должно быть достаточным для того, чтобы руль высоты (вместе с его лонжероном) мог отклоняться на заданные углы. Располагать лонжерон руля высоты за шпангоутом 6 не рекомендуется, так как в этом случае необходим вырез в носке руля направления и смещение назад его лонжерона 12.



Фиг. 230. Примеры компоновки хвостового оперения.

Задний лонжерон киля 7 крепят в узле 8 к последнему шпангоуту фюзеляжа. Передний лонжерон киля 9 может быть закреплен в узле 10, установленном на переднем лонжероне стабилизатора. Руль направления обычно имеет три шарнира 11, установленных на его лонжероне 12, заднем лонжероне киля и последнем шпангоуте фюзеляжа. Применение трех шарниров вызывается соображениями безопасности на случай выхода одного шарнира из строя.

Перед передним лонжероном стабилизатора ставят рамку 13, на которой и заканчивается верхняя часть жесткой обшивки фюзеляжа. В плоскости верхних лонжеронов фюзеляжа от рамки 13 до конца фюзеляжа ставят горизонтальный лист, замыкающий хвостовой участок фюзеляжа, что необходимо для увеличения жесткости на кручение.

В качестве варианта существует схема II, в основном аналогичная предыдущей. Разница заключается в том, что перед-

две лонжероны стабилизатора и киль крепят к верхней части целого шпангоута 1 в узлах 2 и 3.

Общий рычаг управления рулями высоты 14 помещают снизу в плоскости симметрии самолета. Сектор или рычаги управления рулем направления 15 помещают около шарнира в наиболее толстой части, с тем чтобы уменьшить выступающие в поток детали управления.

Полное устранение ослабления фюзеляжа и большая сила крепления стабилизатора на самолете «Москито» (фиг. 230-III) достигнуты установкой заднего лонжерона стабилизатора на двух трубчатых кронштейнах 1. Передний лонжерон укреплен в узлах 2, установленных на последнем шпангоуте фюзеляжа 3, к которому в узле 4 крепится задний лонжерон киль 5. Хвостовая часть фюзеляжа сделана в виде съемного несилевого обтекателя 6. Рычаг управления 8 рулем направления установлен внутри обтекателя на нижнем конце лонжерона 7.

При моноблочном стабилизаторе с внутренним подкреплением из гофра делают вырез в заднем шпангоуте и боковых стенках фюзеляжа, при съемном обтекателе 1 (фиг. 230-IV). Крепление стабилизатора осуществляют в двух узлах 2 на усиленном шпангоуте 3 и накладками 4, скрепляющими верхнюю и нижнюю части последнего шпангоута с задним лонжероном.

Для избежания ослабления вследствие выреза боковых стенок фюзеляжа по контуру выреза к обшивке приклепаны уголки 5. К стабилизатору уголки крепятся шурупами. Через нервюры 6 проходит соединение обшивки фюзеляжа, расположенной сверху и снизу от стабилизатора, а также разрезанных промежуточных шпангоутов 7. Киль моноблочной конструкции составляет одно целое с хвостовой частью фюзеляжа.

Разрезной стабилизатор позволяет полностью устранить ослабление фюзеляжа при некотором утяжелении оперения. Имеется несколько вариантов компоновки оперения при разрезном стабилизаторе.

Центральные участки лонжеронов стабилизатора 1, 2 (фиг. 230-V) составляют одно целое со шпангоутами фюзеляжа 3, 4. Стыковые узлы 5, 6, воспринимающие изгибающий момент, вынесены наружу для удобства сборки. Стабилизатор состоит, таким образом, из двух отъемных частей. Киль при подобной схеме делают за одно целое с фюзеляжем.

При втором варианте компоновки (фиг. 230-VI) в каждой половине стабилизатора лонжероны 1, 2 на длину, равную ширине фюзеляжа или ее половине, выпущены из корневых нервюр 3, 4. В боковых стенках фюзеляжа для прохода лонжеронов сделаны отверстия 5, 6, 7, 8.

Лонжероны стабилизатора соединяют внутри фюзеляжа телескопическими или фланцевыми узлами. К фюзеляжу лонжероны стабилизатора крепят четырьмя узлами, которые установлены на двух шпангоутах 2 и 10, находящихся около вырезов обшивки. Киль при подобной схеме может быть отъем-

ным или неотъемным. Вырезы в стенках фюзеляжа окантовывают.

Схему с частичным соединением двух половин применяют редко (фиг. 230-VII). Половины стабилизатора соединены только задним лонжероном 1. Центральная часть переднего лонжерона 2 входит в состав усиленного шпангоута 3 фюзеляжа. Передние стыковые узлы фюзеляжа такие же, как в схеме V. Два стыковых узла 4 заднего лонжерона установлены на последнем шпангоуте фюзеляжа 5.

В этой схеме боковые стенки фюзеляжа не ослаблены, а у стабилизатора стыковые узлы имеются только на переднем лонжероне.

## § 2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЕСА ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ

При определении веса хвостового оперения можно считать, что  $S_{г.о.} = 20\% S$  и  $S_{в.о.} = 10\% S$ . Нагрузка на горизонтальное оперение составляет из уравнивающей нагрузки для случая  $A_k$  и нагрузки при полете в неспокойном воздухе. При  $L_{г.о.} = 2b_k$ , центре давления, находящемся на  $25\% b_{с.г.}$ , предельных центровках  $18-30\% b_{с.а.}$  уравнивающая нагрузка, отнесенная к единице площади оперения, по данным ЦАГИ, равна:

$$p_{оп}^3 = 0,13n_A^3 p [кг/м^2].$$

При  $V_{0 \max} = 500$  км/час удельная расчетная нагрузка на оперение

$$p_{оп}^p = 2(0,13n_A^3 p + 210) [кг/м^2].$$

Полная расчетная нагрузка на оперение

$$P_{оп}^p = p_{оп}^p S_{г.о.}$$

Зная  $P_{оп}^p$ , можно определить по формуле вес оперения, рассматривая его как крыло некоторого условного самолета. Например, для самолета с  $G = 150\,000$  кг,  $p = 300$  кг/м<sup>2</sup> и  $n_A^3 = 3,33$  получим:

$$p_{оп} = 2(0,13 \cdot 3,33 \cdot 300 + 210) = 680 \text{ кг/м}^2.$$

Для данного оперения с параметрами  $\lambda = 5,0$ ;  $\eta = 2,5$ ;  $\bar{c}_k = 0,14$  и  $\bar{c}_{конц} = 0,1$ , приняв вес условного самолета  $G_{усл} = 150\,000$  кг, по формулам, определяющим вес крыла, получаем:

$$G_{оп} = 1650 \text{ кг или } 1,1\% G.$$

Вес 1 м<sup>2</sup> горизонтального оперения  $p_{г.о.} = 16,5$  кг. Вес 1 м<sup>2</sup> вертикального оперения  $p_{в.о.}$  можно принять таким же.

### § 3. ВЫВОДЫ

При неподвижном как неразрезном, так и разрезном стабилизаторе ослабления фюзеляжа могут быть сведены к минимуму или даже полностью исключены. Перестановка стабилизатора на земле и, в особенности, в полете вносит существенные усложнения в конструкцию узлов крепления, а при среднем расположении стабилизатора вызывает, кроме того, ослабление фюзеляжа.

При верхнем расположении стабилизатора относительно фюзеляжа установка подъемников не влечет за собой увеличения ослабления фюзеляжа, но связана, так же как при всех схемах, с постановкой специальных щитков, закрывающих вырезы и щель между горизонтальным оперением, фюзеляжем и вертикальным оперением.

В тех случаях, когда вертикальное оперение является продолжением сплюснутого с боков фюзеляжа, база крепления горизонтального оперения незначительна и жесткость установки может оказаться недостаточной. Необходимо учитывать, что при оперении подобного типа вырез для хвостового колеса находится также в хвостовом отсеке, а компенсировать этот вырез весьма трудно.

При верхнем расположении центрального вертикального оперения и разнесенном вертикальном оперении рекомендуется применение несилового хвостового обтекателя, в котором может быть расположено одно убирающееся хвостовое колесо или же колесо и стабилизатор.

При компоновке хвостового отсека основное затруднение заключается в насыщенности его при малом объеме проводками управления и их рычагами, механизмами уборки хвостового колеса, его амортизацией и механизмом закрывания люка.

---

## ЧЕТВЕРТАЯ ЧАСТЬ

# ПРОЕКТИРОВАНИЕ ШАССИ

---

### Глава I

#### ВЫБОР ТИПА И ОСНОВНЫХ РАЗМЕРОВ ШАССИ

##### § 1. НАЗНАЧЕНИЕ И ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К ШАССИ

Шасси необходимо для посадки, стоянки, разбега, пробега и рулежки.

Попытки использовать в полете на некоторых самолетах шасси для уменьшения скорости пикирования поворотом колес поперек потока нельзя признать рациональными вследствие больших пикирующих моментов и неблагоприятного влияния на работу хвостового оперения.

Из основных требований к шасси можно указать следующие:

1. Поглощение части работы при опускании ЦТ самолета и ударах колес о неровности аэродрома. Работа, воспринимаемая шасси, регламентируется нормами. Часть работы во избежание подпрыгивания после соприкосновения колес с землей во время посадки должна поглощаться безвозвратно и превращаться в тепло.

2. При разбеге, пробеге и рулежке шасси должно обеспечивать устойчивость относительно всех осей.

3. Должно быть обеспечено восприятие сил трения при торможении.

4. Должна быть предусмотрена возможность перемещения самолета, пробы мотора на стоянке и хранения самолета при снятых или сложенных отъемных частях крыла без специальных приспособлений.

5. Колея шасси должна позволять перевозку самолетов малого тоннажа по железной дороге без ограничений в движении по всей сети железных дорог.

6. При сокращении амортизационных стоек основные колеса не должны перемещаться в направлении продольной оси самолета или же эти перемещения должны быть сведены к минимуму.

7. Для избежания срыва покрышек колея шасси не должна изменяться при сокращении амортизационных стоек.

8. Шасси должно иметь приспособления для буксировки и установки домкратов для замены колес.

9. В случае размещения колес под мотогондолами необходима установка щитков, предохраняющих винт от попадания грязи и леска при разбеге, пробеге и рулежке.

10. Шасси не должно мешать подвеске и сбрасыванию бомб.

11. Высота шасси при полном обжатии пневматиков и амортизационных стоек должна обеспечивать посадочный угол атаки и необходимое расстояние от концов лопастей винтов и самой нижней точки хвостовой части до поверхности земли.

12. Ширина колес шасси должна обеспечивать посадку с креном в  $10^\circ$  и стоянку на поверхности, наклонной к горизонту под углом в  $15^\circ$ .

К у б и р а ю щ е м у с я ш а с с и, кроме перечисленных, можно предъявить дополнительно еще следующие требования.

13. Время уборки или выпуска шасси для средних бомбардировщиков может быть принято в пределах  $15 \div 20$  сек. У истребителей уборка и выпуск в отдельности должны быть уменьшены до  $8 \div 12$  сек.

14. Кроме основного механизма управления уборкой и выпуском шасси, необходима установка аварийного ручного выпуска простейшей конструкции.

15. Выпуск и уборка шасси должны как можно менее влиять на перемещение центра тяжести.

16. Уборка шасси не должна увеличивать разнос масс по поперечной и продольной осям.

17. В выпущенном и убранном положениях шасси должно иметь надежные замки и сигнализацию.

18. При уборке шасси в крыло или фюзеляж ослабление этих частей должно быть минимальным.

19. В убранном положении углубления для колес, стоек и подкосов шасси должны быть плотно закрыты щитками.

20. При проектировании убирающегося шасси скоростных самолетов должна быть предусмотрена уборка лыж.

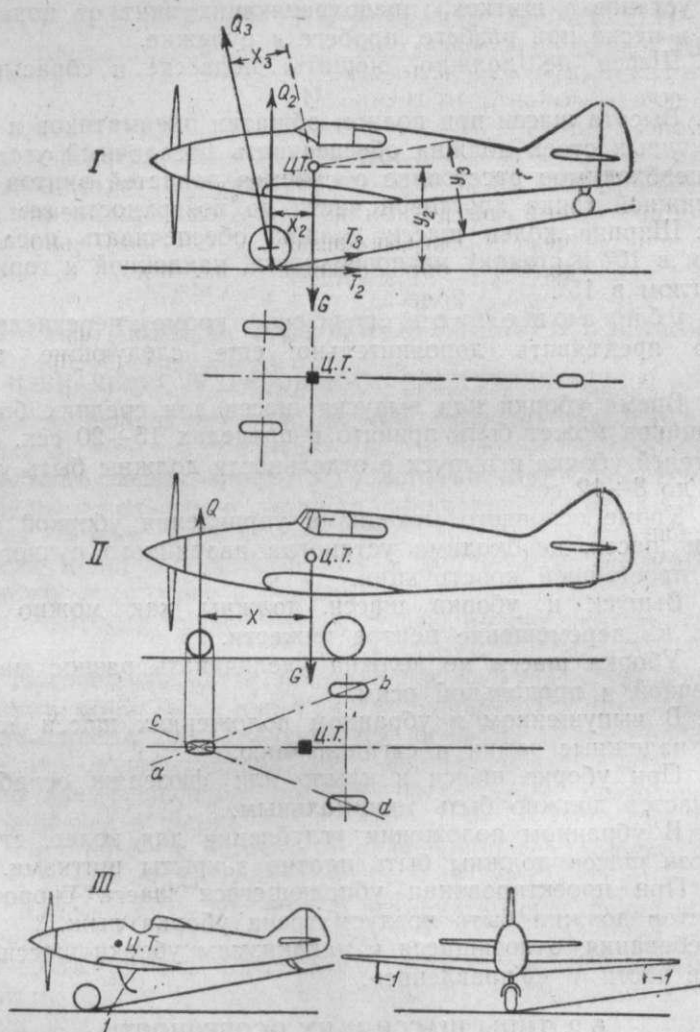
Требования, относящиеся к механизмам уборки шасси, указаны в части V «Управление».

## § 2. ТИПЫ ШАССИ И ИХ ОСОБЕННОСТИ

Основное различие между типами шасси заключается в положении опорных точек относительно ЦТ самолета.

В двухколесном шасси две главные опорные точки (колеса) размещены впереди ЦТ самолета (фиг. 231-1), а третья опорная точка находится на хвосте позади ЦТ. Хвостовая опора, ранее изготовлявшаяся в виде изогнутого стержня — костыля, в настоящее время почти на всех самолетах заменена колесом меньшего диаметра, чем главные колеса. Таким образом под «двухколесным» подразумевают шасси, в котором два

главных колеса находятся впереди, а третье — позади ЦТ самолета. Такое шасси также называется «шасси с хвостовым колесом».



Фиг. 231. Основные типы шасси:  
I—двухколесное; II—трехколесное; III—одноколесное.

В трехколесном шасси (фиг. 231-II) два главных колеса находятся позади, а третье — впереди ЦТ самолета. В этом типе шасси все опорные точки должны иметь колеса. Такое шасси также называется «шасси с носовым колесом».

Кроме указанных основных типов шасси, были попытки применения одноколесного шасси (фиг. 231-III) с глав-

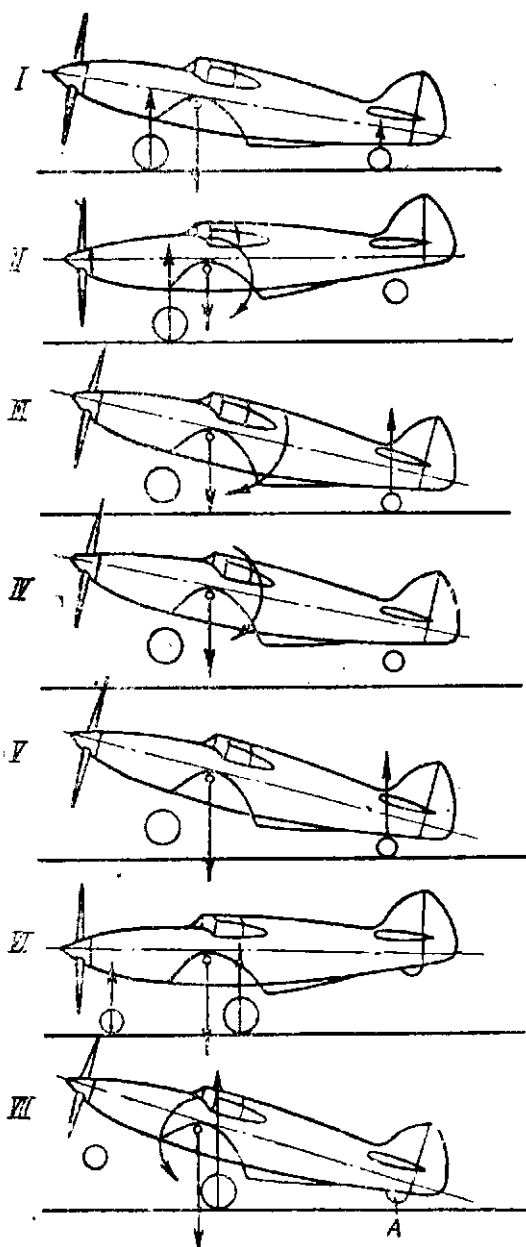
ным колесом в плоскости симметрии впереди ЦТ самолета и тремя костылями 1, два из которых устанавливались под крыльями, а третий — на хвосте позади ЦТ.

При посадке самолета с двухколесным шасси (фиг. 231-I) на два главных колеса вследствие торможения возникает опрокидывающий момент сил трения  $M_{o2} = T_2 y_2$ , приложенных к ободам колес. Восстанавливающий момент  $M_{в2} = Q_2 x_2$ , где  $Q_2$  — реакция колес,  $x_2$  — плечо относительно ЦТ. При посадке на три точки  $M_{o3} = T_3 y_3$  и  $M_{в3} = Q_3 x_3$ . В обоих случаях восстанавливающий момент при резком или сильном торможении может быть меньше, чем опрокидывающий, и, следовательно, возможен капот самолета — опрокидывание на нос или даже на спину через основные колеса.

У самолета с трехколесным шасси (фиг. 231-II) при посадке на две и три точки капот через нос практически невозможен вследствие большого восстанавливающего момента  $M_{в} = Qx$ , создаваемого реакцией переднего колеса. Однако при посадке со сносом или резком развороте во время разбега возможен капот вбок относительно прямых  $ab$  и  $cd$ , соединяющих точки касания носового и главных колес. Подобный, сравнительно редкий случай капота возможен и при двухколесном шасси.

Нормальной для обоих типов шасси является посадка на три точки. Реакция основных колес у трехколесного шасси всегда больше, так как подъемная сила крыла, разгружающая колеса при пробеге, меньше вследствие меньшего угла атаки. Поэтому силы торможения при трехколесном шасси больше, а длина пробега меньше, чем при двухколесном шасси. Ввиду меньшей возможности капота при трехколесном шасси можно тормозить более энергично, еще более сокращая длину пробега.

При двухколесном шасси для посадки на три точки (фиг. 232-I) необходимо, чтобы поступательная (посадочная) скорость соответствовала посадочному углу атаки и  $c_y$ , необходимому для поддержания самолета. Если самолет подходит к земле на большой скорости  $V > V_{\text{пос}}$  (фиг. 232-II), то касание происходит только основными колесами при поднятом хвосте. В следующий момент, под действием вертикальной составляющей силы инерции, приложенной к ЦТ, самолет резко опускает хвост, а крыло увеличивает угол атаки. Вследствие большой поступательной скорости и  $c_y \approx c_{y \text{ max}}$  подъемная сила увеличивается и самолет взлетает (фиг. 232-III), ударяясь хвостом о землю при главных колесах, находящихся уже в воздухе. После удара главными колесами самолет может взлететь и не ударившись костыльным колесом о землю (фиг. 232-IV). В этом случае вследствие вращения относительно поперечной оси и увеличения угла атаки возможен переход на второй режим с последующим проваливанием и ударом о



Фиг. 232. Схемы посадки при двух- и трехколесном шасси.

*I—V*—двухколесное шасси: *I*—классическая посадка на три точки; *II*—скоростная посадка на две точки; *III*—прыжок с ударом о землю хвостовым колесом; *IV*—прыжок без удара хвостовым колесом; *V*—парашютирование после положения *IV* и удар о землю хвостовым колесом с последующим касанием главными колесами.

*VI—VII*—трехколесное шасси: *VI*—скоростная посадка на три точки без выравнивания с планирования; *VII*—посадка с выравниванием на главные колеса с последующим переваливанием на носовое колесо.

землю сначала костью, а затем главными колесами (фиг. 232-V). Такие прыжки характерны для двухколесного шасси при ошибках в расчете посадки.

Посадка при трехколесном шасси проще как на большой, так и на малой скорости. Скоростная посадка производится на три точки при малом угле атаки (фиг. 232-VI). Длину пробега можно сократить энергичным использованием тормозов без опасности капота. При посадке с малой скоростью на большом угле атаки сначала касаются земли основные колеса (фиг. 232-VII). Самолет поворачивается относительно поперечной оси и, уменьшая угол атаки, касается носовым колесом. Прыжка в данном случае не происходит потому, что после соприкосновения главных колес с землей подъемная сила также уменьшается от уменьшения угла атаки и поступательной скорости. Для предохранения оперения при посадке снизу на хвостовой части фюзеляжа делают дополнительную, четвертую, опору А.

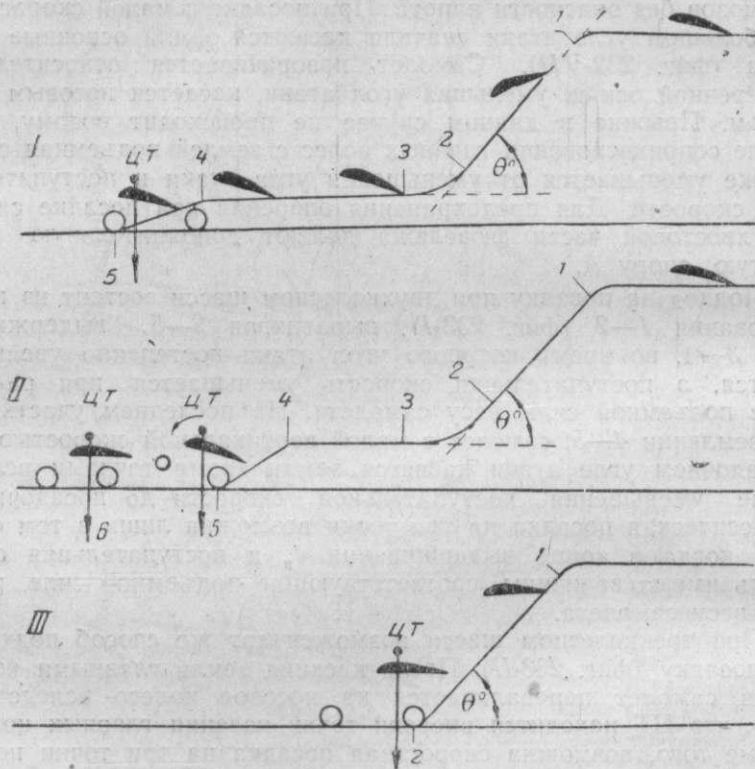
Подход на посадку при двухколесном шасси состоит из планирования 1—2 (фиг. 233-I), выравнивая 2—3, выдерживания 3—4, во время которого угол атаки постепенно увеличивается, а поступательная скорость уменьшается при равенстве подъемной силы весу самолета. На последнем участке — приземлении 4—5, самолет с малой вертикальной скоростью на посадочном угле атаки касается земли тремя точками вследствие уменьшения поступательной скорости до посадочной. Классическая посадка на три точки возможна лишь в том случае, когда в конце выдерживания  $c_y$  и поступательная скорость имеют величины, соответствующие подъемной силе, равной весу самолета.

При трехколесном шасси возможен тот же способ подхода на посадку (фиг. 233-II). После касания земли главными колесами самолет переваливается на носовое колесо вследствие того, что ЦТ находится впереди точки касания главных колес. Кроме того, возможна скоростная посадка на три точки непосредственно с планирования, без выравнивания и выдерживания (фиг. 233-III).

Посадка при трехколесном шасси проще, чем при двухколесном, и значительные ошибки летчика в расчетах не вызывают неприятных последствий. Трехколесное шасси имеет существенные преимущества при слепых ночных посадках.

Разбег самолетов при трех- и двухколесном шасси в отношении длины пути и времени примерно одинаков. В первом случае не требуется времени на подъем хвоста, но, с другой стороны, момент тяги нагружает переднее колесо и несколько замедляет отрыв. При попадании переднего колеса на кочку возможен преждевременный отрыв самолета вследствие увеличения угла атаки. Лучше производить разбег на двух колесах, отрывая переднее колесо от земли в самом начале разбега.

Пробег самолета с трехколесным шасси даже при скоростной посадке меньше, чем при двухколесном, вследствие лучшего использования эффекта торможения без опасности капота. При пробеге и рулежке, в особенности на одномоторных самолетах с тянущими винтами и нижним расположением крыльев, обзор из кабины летчика при трехколесном шасси не затеняется крыльями и носовой частью фюзеляжа.

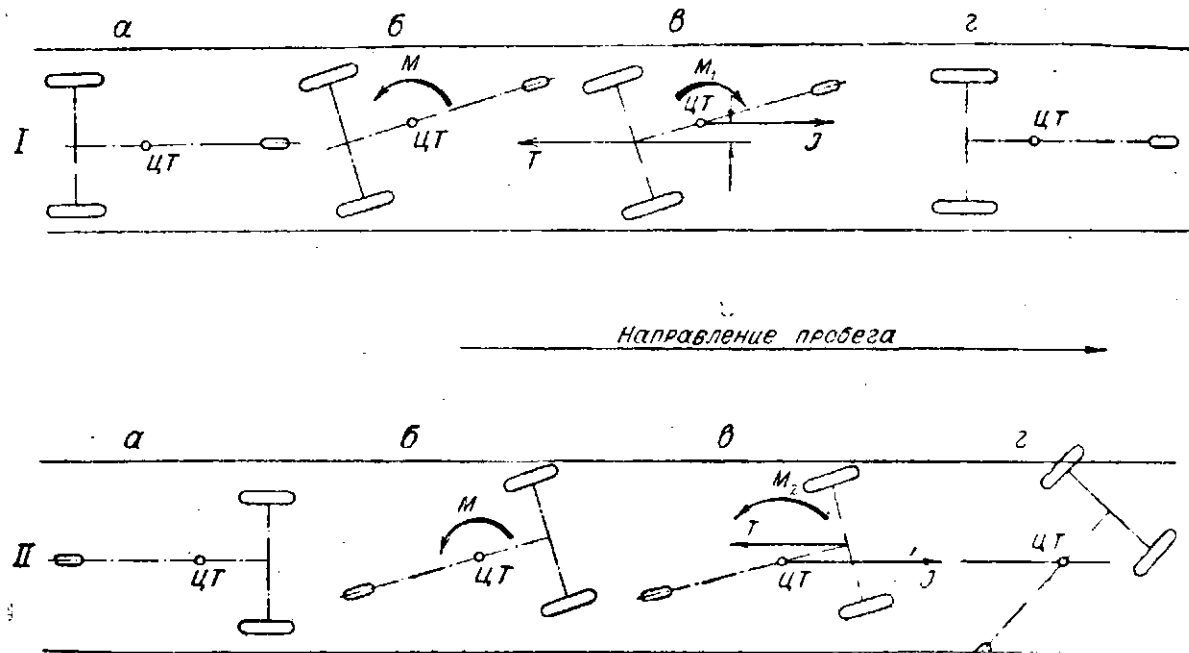


Фиг. 233. Схемы подхода к земле и посадки при двух- и трехколесном шасси.

*I*—посадка на три точки с выравниванием после планирования и выдерживанием при двухколесном шасси; *II*—то же при трехколесном шасси, с последующим переваливанием на носовое колесо; *III*—скоростная посадка на три точки при трехколесном шасси с планирования без выравнивания и выдерживания.

Ряд существенных преимуществ самолетов с трехколесным шасси при разбеге, пробеге и рулежке связан с устойчивостью пути, зависящей от размещения главных колес относительно ЦТ.

Если при пробеге на самолет от какой-либо внешней причины действует заворачивающий момент  $M$ , отклоняющий его от прямолинейного движения, то кроме сил трения колес  $T$  возникнут силы инерции  $J$ , приложенные в ЦТ. В случае трехколесного шасси (фиг. 234-*I*) в горизонтальной плоскости воз-



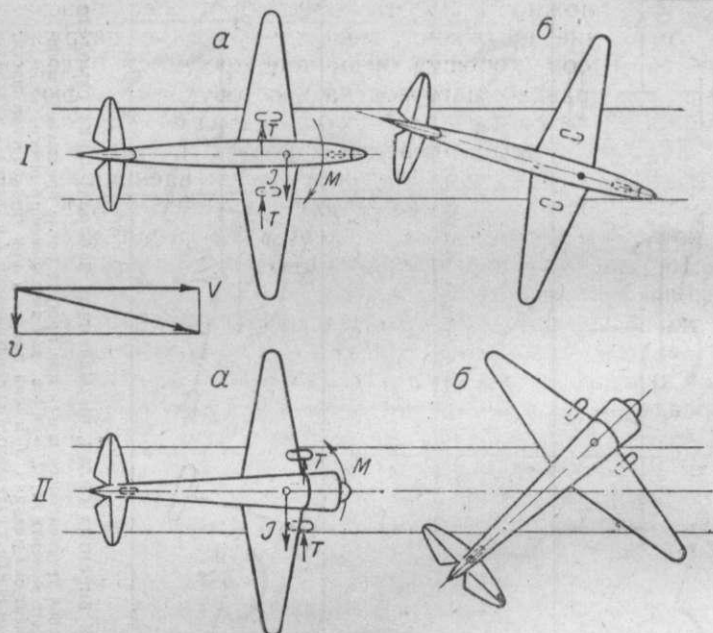
Фиг. 234. Схемы пробега при внешних силах, вызывающих заворачивание самолета.

$I$ —последовательные положения трехколесного шасси при пробегае после приложения внешнего заворачивающего момента  $M$ ;  $II$ —то же для двухколесного шасси;  
 $M_1$ —восстанавливающий момент сил инерции  $J$  и сил трения  $T$  при трехколесном шасси;  
 $M_2$ —момент при двухколесном шасси, создаваемый силами инерции  $J$  и трения  $T$ , отклоняющий самолет от направления движения.

никает восстанавливающий момент  $M_1$ , а при двухколесном шасси (фиг. 234-II) момент  $M_2$ , способствующий дальнейшему отклонению от направления движения.

При разбеге заворачиванию препятствует момент, создаваемый тягой, а кроме того достаточно эффективен руль направления.

Во время пробега заворачивание опасно, так как оно может вызвать капот в сторону и поломку конца крыла.



Фиг. 235. Схема посадки со сносом при боковом ветре.

I—под влиянием сил инерции и трения  $T$  самолет с трехколесным шасси поворачивает в направлении равнодействующей поступательной скорости  $V$  и скорости ветра  $v$ ; II—самолет с двухколесным шасси при тех же условиях стремится повернуться против ветра (боком к движению), причем шасси испытывает большие боковые нагрузки.

Для уменьшения заворачивающего момента при двухколесном шасси единственной мерой является замок на хвостовом колесе, не позволяющий ему отклоняться от плоскости симметрии самолета. Таким образом создают силу трения, препятствующую заносу хвоста.

Уменьшением выноса главных колес перед ЦТ можно уменьшить заворачивающий момент при двухколесном шасси. Однако эта мера не рекомендуется, так как она связана с уменьшением восстанавливающего момента в плоскости симметрии и увеличивает возможность капота при торможении.

Если в силу необходимости посадка совершается при боковом ветре со сносом, то при трехколесном шасси под влиянием сил трения, приложенных к главным колесам, и сил инер-

ции самолет отклоняется в сторону равнодействующей поступательной скорости  $V$  и скорости бокового ветра  $v$  (фиг. 235-*I*). При двухколесном шасси самолет стремится повернуться против ветра (фиг. 235-*II*), вследствие чего шасси испытывает большие боковые нагрузки, а кроме того, возможно опрокидывание на крыло и его полумка.

Основные преимущества трехколесного шасси заключаются в следующем: устойчивость пути при пробеге, невозможность капота, меньший пробег, простота посадки, отсутствие прыжков, меньшие боковые нагрузки при посадке со сносом, хороший обзор при пробеге и рулежке, отсутствие, как правило, нагрузок на хвостовую часть фюзеляжа.

К недостаткам трехколесного шасси относятся: трудность уборки переднего колеса (в особенности на одномоторных самолетах), больший вес, тенденция к заворачиванию при посадке на скользкую поверхность с заторможенными колесами, ослабление и нагрузка носовой части фюзеляжа. Достоинства трёхколесного шасси в общем значительно превосходят его недостатки.

Трехколесное шасси применялось впервые в 1910—1915 гг. В дальнейшем вследствие необходимости увеличения нагрузок на  $1 \text{ м}^2$  крыла для повышения  $V_{\text{max}}$  и одновременного понижения посадочной скорости и длины пробега от трехколесного шасси пришлось отказаться. В то время еще не были известны механизированные крылья, не применялись тормозные колеса и единственная мера для понижения посадочной скорости и длины пробега заключалась в увеличении угла атаки при посадке.

В настоящее время вследствие применения механизации крыла и тормозных колес трехколесное шасси позволяет увеличить нагрузку на  $1 \text{ м}^2$  и  $V_{\text{max}}$ , так как посадка возможна при больших  $V_{\text{пос}}$ , чем с двухколесным шасси, а длина пробега сокращается.

### § 3. ВЫБОР ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ШАССИ

#### Двухколесное шасси

При выборе положения главных колес относительно ЦТ самолета в виде сбоку необходимо стремиться уменьшить возможность капота и вместе с тем принять меры против понижения устойчивости пути и увеличения нагрузки на хвостовое колесо.

При сильном торможении капот самолета происходит не в момент касания земли, а после некоторого пробега и потери поступательной скорости. При уменьшении поступательной скорости подъемная сила крыла падает, а нагрузка на колеса и сила трения увеличиваются. Резкое возрастание силы трения на ободах колес может послужить причиной увеличения опрокидывающего момента по сравнению с восстанавливающим.

При движении самолета после посадки на три точки силы трения, приложенные к ободу колес и равные  $T_3 = Q_3 f$ , создают опрокидывающий момент (фиг. 236)

$$M_0 = T_3 y_3,$$

где  $Q_3$  — часть веса, передающаяся на основные колеса;

$f$  — коэффициент трения покрышек о поверхность аэродрома (для грунта  $f \approx 0,6$  и для бетона от 0,8 до 1,0).

Восстанавливающий момент от реакции главных колес

$$M_B = Q_3 x_3.$$

Капот невозможен при

$$M_B \geq M_0$$

или

$$Q_3 x_3 \geq Q_3 f y_3,$$

откуда

$$\frac{x_3}{y_3} \geq f.$$

Для увеличения восстанавливающего момента необходимо, оставляя неизменным расстояние  $y_3$  от ЦТ до поверхности аэродрома, увеличивать вынос  $x_3$  колес перед центром тяжести или угол выноса колес  $\lambda$ . Угол выноса образуется перпендикуляром, опущенным из ЦТ на поверхность аэродрома, и прямой, проведенной через ЦТ и точку касания колес при стоянке на трех точках.

При увеличении  $x_3$  увеличивается плечо сил трения и инерции при заворачивании самолета в горизонтальной плоскости во время разбега, пробег и рулежки, как уже указывалось ранее (см. фиг. 234). Кроме того, увеличивается нагрузка на хвостовую часть фюзеляжа, на хвостовое колесо, и возрастают путь и время, необходимые для отрыва хвоста при разбеге.

Угол выноса определяют из отношения

$$\frac{x_3}{y_3} \geq f$$

или

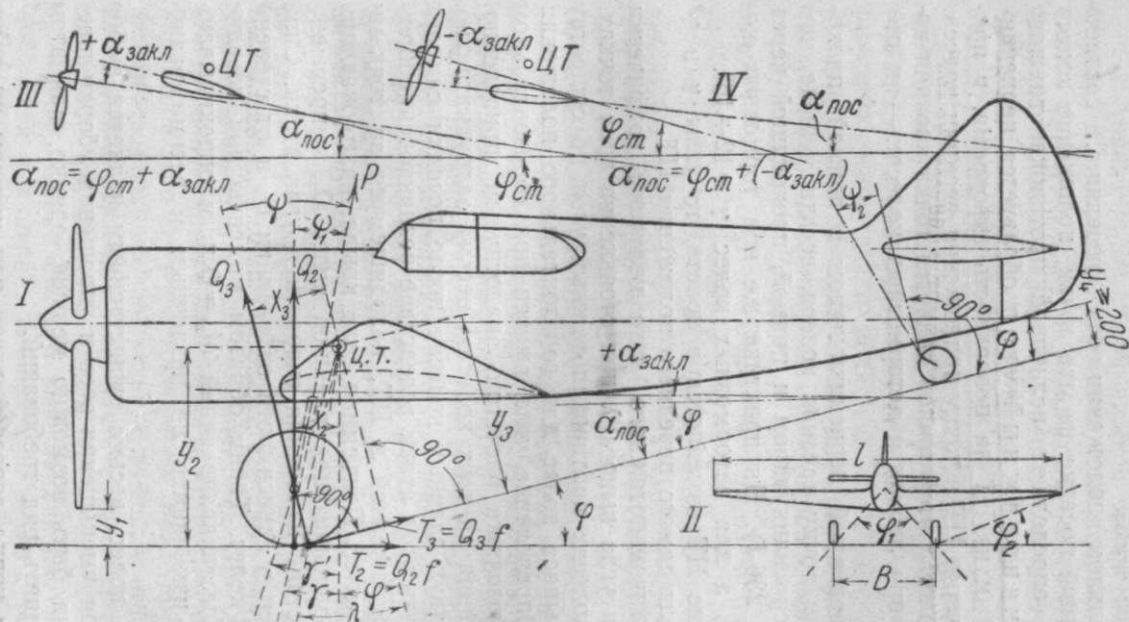
$$\operatorname{tg} \lambda \geq f,$$

приняв соответствующую величину коэффициента трения. При  $f \approx 0,6$  имеем:

$$\lambda = 31^\circ,$$

на практике при тормозных колесах принимают

$$\lambda = 27 \div 31^\circ.$$



Фиг. 236. Схема расположения колес и основные размеры двухколесного шасси.

I—вид сбоку; II—вид спереди; III—связь между  $\alpha_{нос}$  и  $\varphi_{ст}$  при положительном угле заклинивания крыла  $\alpha_{закл}$ ; IV—то же при отрицательном  $\alpha_{закл}$ .

$\gamma = 14 \pm 18^\circ$  (для тормозных колес);  $\gamma = 12 \pm 16^\circ$  (для нетормозных колес);  $\lambda = 27 \pm 31^\circ$ ;  $\varphi_{ст} = 11 \pm 13^\circ$ ;  $\varphi_1 > 30^\circ$ ;  $\varphi_2 > 15^\circ$ ;  $\psi \approx 17^\circ$ ;  $\psi_1 > 4 \pm 6^\circ$ ;  $y_1 > (b_1 + h_1 \cos \psi_1 + 160)$  мм;  $y_2 > (b_2 + h_2 \cos \psi + 160)$  мм;  $B = (18 \pm 30)\% l$ .

$b_1$  и  $h_1$ —обжатие пневматика и ход амортизации под действием силы  $Q_2$ ;

$b_2$  и  $h_2$ —то же под действием силы  $Q_3$ .

Угол  $\phi$  наклона оси амортизаторов при стоянке самолета для улучшения работы стойки и амортизаторов должен быть положительным (вправо от  $Q_2$ ).  $\phi \approx 17^\circ$ . При горизонтальной оси фюзеляжа угол  $\phi_1$  между осью стойки и вертикалью должен быть не менее  $4 \div 6^\circ$ .

При горизонтальном положении оси фюзеляжа, соответствующем скоростной посадке на две точки, положение колеса относительно ЦТ определяют величиной противокапотажного угла. Противокапотажный угол образуется перпендикуляром, опущенным из ЦТ на поверхность аэродрома, и прямой, проходящей через ЦТ и точку приложения реакции колеса. При тормозных колесах этой точкой является точка касания колеса (угол  $\gamma$ ), а при лыжах и нетормозных колесах — их оси (угол  $\gamma'$ ).

Угол  $\gamma$ , образованный перпендикуляром с прямой, проходящей через ЦТ и точку касания колеса, всегда меньше, чем угол  $\gamma'$  между перпендикуляром и прямой, проходящей через ось колеса (фиг. 236-1). На практике же при тормозных колесах  $\gamma = 14 \div 18^\circ$ , а для нетормозных колес  $\gamma' = 12 \div 16^\circ$ .

Если положение ЦТ изменяется в полете, то углы  $\gamma$  и  $\gamma'$  следует строить для самого переднего положения ЦТ.

Величину противокапотажного угла получают графически после определения угла выноса  $\lambda$  при стоянке на трех точках. При тормозных колесах противокапотажный угол по существу является углом выноса колес для горизонтального положения оси фюзеляжа. Определение угла выноса при горизонтальном положении оси фюзеляжа расчетом, аналогичным приведенному выше для качения на трех колесах, весьма затруднительно. При качении на двух главных колесах после посадки самолет стремится увеличить угол атаки вследствие возникновения инерционной силы, приложенной к ЦТ, находящемуся за точками касания главных колес. Подъемная сила крыла, разгружающая вес самолета и уменьшающая реакцию колес  $Q_2$ , непрерывно изменяется вследствие изменения скорости и угла атаки. Сила трения  $T_2$  меняется в зависимости от реакции  $Q_2$  и от степени заторможенности колес. Таким образом моменты при посадке на две точки — восстанавливающий  $M_{B_2} = Q_2 x_2$  и опрокидывающий  $M_{G_2} = T_2 y_2$  — изменяются по различным и весьма разнообразным законам.

Кроме выноса колес, весьма существенным является выбор высоты шасси. Для уменьшения веса и упрощения уборки шасси высота должна быть возможно меньше, однако, при этом необходимо выполнить ряд требований.

Расстояние от конца лопастей винта при нижнем их положении до поверхности земли  $y_1$  при горизонтальном положении оси фюзеляжа и полном ходе амортизационных стоек и обжатии пневматиков должно быть не менее  $250 \div 300$  мм. Это требование вызвано необходимостью наличия зазора между неровностями аэродрома (до 160 мм) и концами лопастей винта

при разбеге. При вычислении  $y_1$ , необходимо учитывать, что в этот размер входит не величина полного хода амортизатора, а его вертикальная проекция при горизонтальном положении оси фюзеляжа.

Расстояние  $y_4$  от самой нижней точки хвостовой части самолета до поверхности земли при полном обжатии пневматиков и амортизаторов главных и хвостовых колес должно быть не менее 200 мм. Это требование предусматривает необходимый зазор между хвостовой частью самолета и поверхностью аэродрома при посадке на три точки.

Высота шасси должна обеспечить расчетный посадочный угол атаки крыла  $\alpha_{\text{пос}}$ , образуемый хордой крыла и поверхностью аэродрома при стоянке на трех точках. Обычно разметку углов атаки полярной диаграммы как плоских, так и закрученных крыльев относят к внутренней хорде сечения, проходящего через плоскость симметрии крыла и самолета.

Посадочный угол атаки:

$$\alpha_{\text{пос}} = \varphi_{\text{ст}} + \alpha_{\text{зак}}$$

где  $\varphi_{\text{ст}}$  — стояночный угол, образуемый осью фюзеляжа с поверхностью земли при стоянке на трех точках;

$\alpha_{\text{зак}}$  — угол заклинения крыла по отношению к оси фюзеляжа.

В формуле необходимо учитывать знак  $\alpha_{\text{зак}}$ . При положительном угле заклинения  $\alpha_{\text{пос}}$  больше  $\varphi_{\text{ст}}$ , а при отрицательном  $\alpha_{\text{зак}}$  угол  $\alpha_{\text{пос}}$  меньше  $\varphi_{\text{ст}}$  (фиг. 236-III, IV).

Для получения необходимого  $\alpha_{\text{пос}}$  при минимальных допустимых значениях  $y_1$  и  $y_4$  без увеличения высоты шасси применяют положительный угол заклинения  $+\alpha_{\text{зак}}$  (фиг. 236-III) или же поднимают хвостовую часть фюзеляжа по отношению к его оси. В первом случае необходимо с целью уменьшения сопротивления фюзеляжа выбирать угол заклинения, согласуясь с полетом на максимальной или крейсерской скорости так, чтобы ось фюзеляжа совпадала с направлением наиболее важного режима полета. Следует, однако, отметить, что минимум  $c_x$  фюзеляжа в зависимости от угла, составляемого его осью с направлением полета, не имеет резко выраженного характера. Во втором случае пределом является параллельность верхнего очертания фюзеляжа его оси, так как сопротивление фюзеляжа возрастает при дальнейшем подъеме хвостовой части.

Кроме положительного угла заклинения и подъема хвостовой части фюзеляжа, уменьшению высоты шасси способствует применение многолопастных и соосных винтов.

При выборе колес шасси В (фиг. 236-II) необходимо стремиться обеспечить поперечную устойчивость самолета, маневренность при рулежке, возможность стоянки на наклонной поверхности, а для самолетов малого тоннажа, кроме того, вписывание в железнодорожные габариты без всяких ограниче-

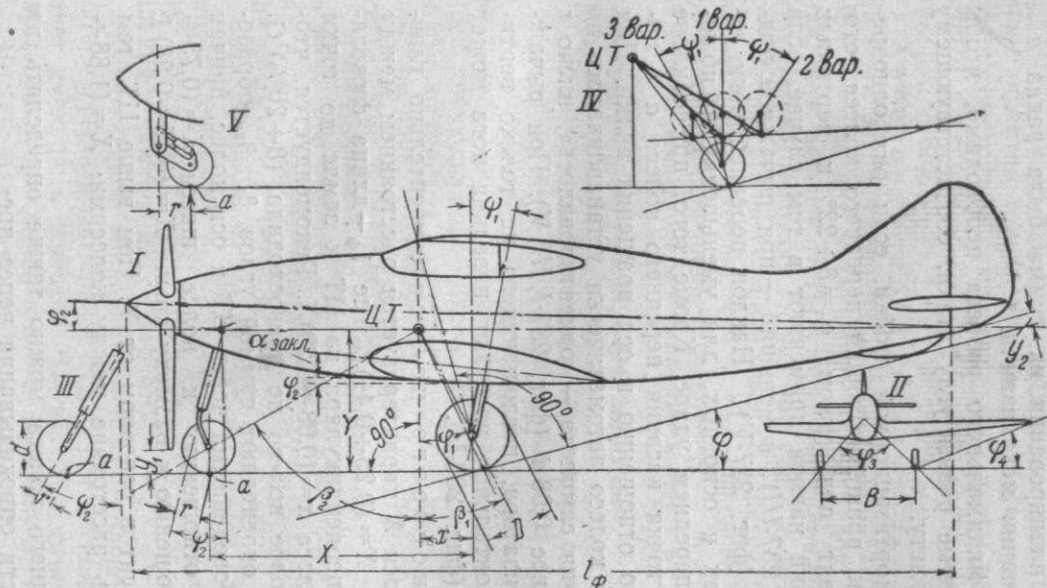
ний. Чем шире колея шасси, тем устойчивее самолет в поперечном направлении и маневреннее при рулежке с применением тормозов, но, с другой стороны, при большой колее разница в торможении колес или их сопротивлении качению создает большой заворачивающий момент, крайне нежелательный для двухколесного шасси. На основании опыта эксплуатации построенных самолетов выбирают ширину колеи  $B = (18 \div 30\%) l$ , причем угол между прямыми, проведенными из ЦТ в точки касания колес,  $\varphi_1 \geq 30^\circ$ . Угол  $\varphi_2$  между горизонтом и прямыми, проведенными из точек касания колес к концам соответствующих крыльев, должен быть не менее  $15^\circ$ .

Максимальное расстояние между плоскостями, параллельными плоскости симметрии и касательными к наружным частям шасси, по железнодорожным габаритам должно быть не более 3250 мм. Ширина железнодорожных платформ колеблется в пределах 2840 ÷ 2870 мм.

### Трехколесное шасси

Колеса трехколесного шасси (фиг. 237-1) устанавливают относительно самого заднего положения ЦТ. Вынос главных колес относительно ЦТ отрицателен и определяется углом  $\varphi_1$  между перпендикуляром, опущенным из ЦТ на поверхность аэродрома при стоянке на трех колесах, и прямой, проведенной из ЦТ в точку касания главных колес при стоянке на главных колесах и дополнительной хвостовой опоре. Для того, чтобы самолет при посадке на главные колеса всегда переваливался на носовое колесо, необходимо, чтобы при стояночном обжатии пневматиков и амортизационных стоек угол  $\varphi_1$  был больше  $\varphi$ . Угол  $\varphi$  образован касательной к главным и носовому колесам и касательной к основным колесам и дополнительной хвостовой опоре. Угол  $\varphi$  при обжатии пневматиков и амортизаторов главных колес уменьшается, а угол  $\varphi_1$  увеличивается.

При большом угле выноса  $\varphi_1$  нагрузка на носовое колесо возрастает. Это ухудшает разбег и взлет и, кроме того, утяжеляет переднюю амортизационную стойку. Обеспечить переваливание на носовое колесо при минимальной величине угла  $\varphi_1$  можно выбором угла наклона  $\varphi_1$  амортизационных стоек главных колес. Если амортизационная стойка главных колес перпендикулярна к поверхности земли при стоянке на трех колесах,  $\varphi_1 = 0$  (1-вар., фиг. 237-IV) или, еще лучше, отклонена назад под углом  $\varphi_1 = 3 \div 5^\circ$  (2-вар., фиг. 237-IV), то при обжатии амортизатора угол выноса  $\varphi_1$  при посадке на главные колеса и дополнительную хвостовую опору быстро увеличивается по мере увеличения хода амортизатора. Если стойка отклонена вперед (3-вар., фиг. 237-IV), то угол  $\varphi_1$  мало изменяется. Наклон основных стоек и вынос колес вперед относительно точки крепления стоек к крылу выгоден также для работы стойки при вертикальной нагрузке с передним ударом.



Фиг. 237. Схема расположения колес и основные размеры трехколесного шасси.

I—вид сбоку; II—вид спереди; III—установка прямой вилки переднего колеса; IV—схема изменения угла  $\varphi_1$  выноса главных колес при обжатии амортизационной стойки в зависимости от угла  $\varphi_1$  ее наклона к вертикали; V—рычажная подвеска амортизатора переднего колеса.

$\varphi_1 > \varphi$ ;  $\varphi_2 = 0 \div 6^\circ$ ;  $\varphi_3 > 90^\circ$ ;  $\varphi_4 > 15^\circ$ ;  $\varphi_1 = 3 \div 5^\circ$ ;  $\varphi_2 = 8 \div 22^\circ$ ;  $\beta_1 + \beta_2 \approx 80 \div 90^\circ$ ;  $\alpha_{закл} = 2 \div 3^\circ$ ;  
 $\alpha_{пос} = \varphi_2 + \varphi + \alpha_{закл}$ ;  $\varphi + \varphi_1 < 18^\circ$ ;  $y_1 > (\delta + h \cos \varphi_2 + 160)$  мм, где  $\delta$ —обжатие пневматика,  $h$ —ход амортизации передней ноги;  $y_2 > 160$  мм;  $X = (1,88 \div 2,16)$ ;  $Y \approx (0,25 \div 0,44)$ ;  $l_\phi = (0,75 \div 1,25)B = (0,15 \div 0,28)l$  (где  $n = 1,64 \div 1,73$ );  $x = (0,08 \div 0,20)X$ ;  $B = (0,22 \div 0,28)l$ ;  $r = (0,08 \div 0,10)d$ ;  
 $d = (0,6 \div 1,0)D$ .

Для увеличения  $c_y$  при скоростной посадке и улучшения взлета ось фюзеляжа и хорду крыла устанавливают под некоторым положительным стояночным углом  $\varphi_2 = 0 \div 6^\circ$ . Кроме того, применяют положительный угол заклинивания крыла относительно оси фюзеляжа  $\alpha_{\text{зак}} \approx 2 \div 3^\circ$ . Углы  $\varphi_2$ ,  $\alpha_{\text{зак}}$ ,  $\varphi$  выбирают таким образом, чтобы при нескоростной посадке с выравниванием после планирования их сумма была равна  $\alpha_{\text{пос}}$  крыла при использовании механизации.

Для получения минимального разбега необходимо, чтобы  $\varphi_2$  и  $\alpha_{\text{зак}}$  были в сумме равны углу атаки, соответствующему наивыгоднейшему взлету.

Ось передней амортизационной стойки, если она одновременно является осью вращения вилки переднего колеса, отогнутой назад, ставят под углом  $\varphi_2 = 8 \div 22^\circ$  к вертикали (фиг. 237-I). Больший наклон применяют в том случае, если вилка прямая (фиг. 237-III), и меньший — при рычажной подвеске амортизатора (фиг. 237-V). Наклон передней ноги не нужен, так же как и основных, для уменьшения изгибающего момента при переднем ударе. Кроме того, при наклоне отодвигается назад точка касания переднего колеса  $a$  с поверхностью земли по отношению к оси вращения вилки. Для того чтобы переднее колесо автоматически устанавливалось по направлению движения самолета — «ориентировалось», плечо  $r$  должно быть не менее  $0,08 d$  (фиг. 237-I, III, V). При рычажной подвеске амортизатора, поглощающего не только вертикальные, но и горизонтальные нагрузки, передняя нога может быть вертикальной (фиг. 237-V).

Положение носового колеса относительно главных в направлении оси  $X$  характеризуется расстоянием между точками их касания  $X = (0,25 \div 0,44) l_{\text{ф}}$ , где  $l_{\text{ф}}$  — длина фюзеляжа. Расстояние от перпендикуляра из ЦТ к земле до точки касания главного колеса  $x = (0,08 \div 0,20) X$ . Рекомендуется, чтобы нагрузка на носовое колесо не превосходила  $(8 \div 20\%) G$ . Иногда базу шасси определяют суммой углов  $\beta_1 + \beta_2$ , образованных прямыми, проведенными через ЦТ и оси колес, причем  $\beta_1 + \beta_2 \approx 80 \div 90^\circ$ ; по отношению к колее шасси  $X = (0,75 \div 1,25) B$  или по отношению к размаху крыла  $X = (0,15 \div 0,28) l$ .

Величина  $X$  зависит в основном от  $Y$ . Чем выше ЦТ, тем больше должно быть расстояние между колесами:  $X = (1,88 \div 2,16) Y$ .

Положение переднего колеса можно также определять из условия невозможности опрокидывания через нос:

$$nGY \leq G(X - x),$$

откуда

$$X = nY + x,$$

где

$$n = 1,64 \div 1,73.$$

Входящее в это выражение расстояние  $x$  от точки касания главного колеса до перпендикуляра из ЦТ определяют из условия  $\varphi_1 > \varphi$ , т. е. обязательного переваливания на переднее колесо.

Расстояние от конца лопастей винта до земли  $u_1$  должно быть не меньше 160 мм при полном обжатии амортизаторов и пневматиков. В одномоторных самолетах (фиг. 237-Л) учитывают обжатие только колеса и амортизатора передней стойки. В многомоторных самолетах, когда винты находятся между носовым и главными колесами, учитывают обжатие всех пневматиков и стоек.

Хвостовая предохранительная опора должна быть расположена под самой низкой точкой хвостовой части при  $\alpha = \alpha_{\text{нос}}$  для уменьшения ее размеров, веса и сопротивления. Чем дальше от ЦТ самолетов помещена хвостовая опора, тем меньше нагрузка на нее при ударе о землю.

Ширина колеи трехколесного шасси  $B = (0,22 \div 0,28) l$  и  $\varphi_2 > 90^\circ$ , т. е. больше, чем у двухколесного. Увеличение колеи повышает поперечную устойчивость и понижает возможность бокового каота через переднее и одно из главных колес.

#### § 4. ВЫВОДЫ

Трехколесное шасси по сравнению с двухколесным более совершенно, хотя несколько тяжелее и сложнее в производстве. Конструкция, установка и уборка передней ноги трехколесного шасси сложнее и ответственнее, чем хвостового колеса двухколесного шасси. В случае поломки или неисправности механизма выпуска носового колеса неизбежна авария при посадке, а неисправность хвостового колеса не грозит серьезными неприятностями.

При проектировании трехколесного шасси необходимо иметь в виду, что его колея без нарушения устойчивости пути должна иметь ширину, устраняющую возможность капотирования из крыла через носовое и одно из главных колес.

Проектирование трехколесного шасси сложнее ввиду большего количества параметров, существенно влияющих на работу шасси, и больших диапазонов изменения основных соотношений у построенных самолетов.

Современное убирающееся шасси сильно стесняет полезный объем крыла и фюзеляжа, ослабляет их конструкцию, не позволяет уменьшать строительную высоту и относительную толщину крыльев у самолетов малого тоннажа и, наконец, составляет  $5 \div 10\% G$ . В полете шасси не только не нужно, но увеличивает сопротивление вследствие щелей и неизбежных неровностей в местах щитков, закрывающих стойки и колеса.

Очередная задача конструкторов заключается в усовершенствовании шасси или замене его менее громоздким и более легким приспособлением для посадки. Взлет возможен на сбрасываемом шасси, с катапульты и т. д. Очевидно, что отказ

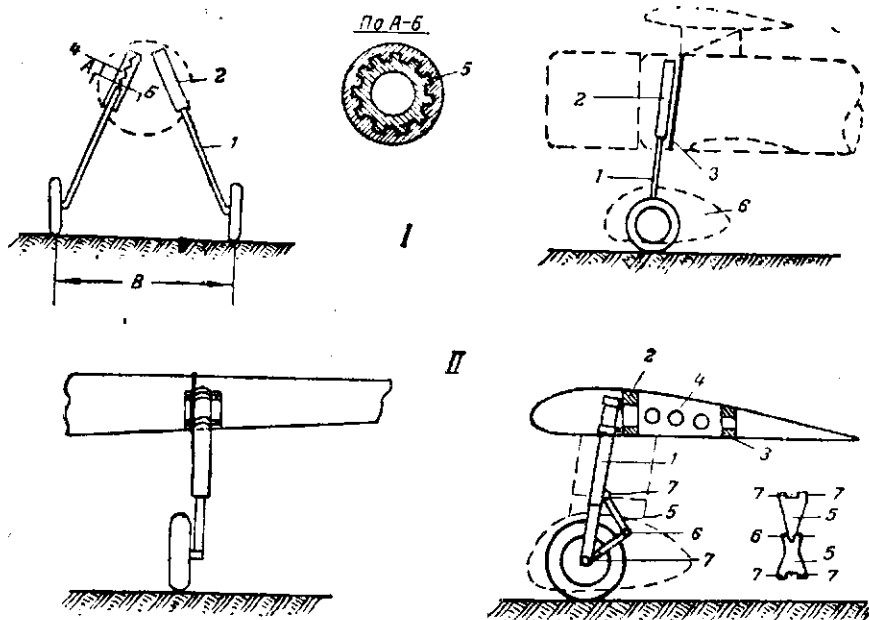
от современного шасси, а также механизация крыла и применение наземных приспособлений, позволяющих производить посадку без специальных устройств на каждом отдельном самолете, должны существенно увеличить скороподъемность,  $V_{\max}$  и весовую отдачу. Эта задача представляет интерес в применении в первую очередь к рекордным и транспортным самолетам.

## Глава II

### ПРИНЦИПИАЛЬНЫЕ СХЕМЫ СОВРЕМЕННЫХ ШАССИ

#### § 1. НЕУБИРАЮЩЕЕСЯ ШАССИ

Неубирающееся шасси в настоящее время встречается на самолетах старых конструкций, еще находящихся в экспло-



Фиг. 238. Основные типы современных неубирающихся шасси и способы передачи крутящего момента от колеса к цилиндру.

I—одностоечное шасси со шлицами; II—одностоечное шасси со шлиц-шарнирами, укрепленное на свободнонесущем крыле.

тации. На новых самолетах неубирающееся шасси рационально в редких случаях для нескоростных и маломощных самолетов и при эксплоатации самолета исключительно на лыжах.

Для уменьшения сопротивления неубирающееся шасси делают в виде двух стоек, укрепленных в фюзеляже или в кры-

ле и работающих как на продольный, так и на поперечный изгиб. Ноги шасси 1 (фиг. 238-1) входят в трубы 2, укрепленные на шпангоуте фюзеляжа 3. Внутри труб помещены амортизаторы 4. Для передачи кручения от ног на трубы служат шлицы 5.

Основной недостаток указанной схемы — уменьшение колеи при обжатии амортизаторов и, как следствие, боковой срыв покрышек. Этот недостаток полностью устраняют, применяя колеса с внутренними амортизаторами, значительно упрощающими конструкцию ног и их креплений. Для уменьшения сопротивления колеса помещают в обтекатели 6.

В моноплане с низкорасположенным свободнонесущим крылом неубирающиеся амортизирующие стойки 1 (фиг. 238-11) закреплены на переднем лонжероне крыла 2, связанном в месте крепления ноги с задним лонжероном 3 специальной усиленной первьюрой 4. Для передачи крутящих моментов от колеса и поршня к цилиндру вместо шлиц, трудных в изготовлении и создающих большое трение, применяют шлиц-шарниры, состоящие из двух кронштейнов 5, соединенных шарниром 6. С осью колеса и цилиндром амортизационной стойки кронштейны связаны цилиндрическими шарнирами в виде двух ушков 7 на каждом.

При обжатии амортизатора основания кронштейнов сближаются, а соединительный шарнир 6 удаляется от оси стойки. Каждый из кронштейнов работает только при передаче крутящего момента от колеса к цилиндру. Шлиц-шарнир не воспринимает осевых нагрузок, действующих на амортизационную стойку. Колесо и амортизационную стойку закрывают обтекателями.

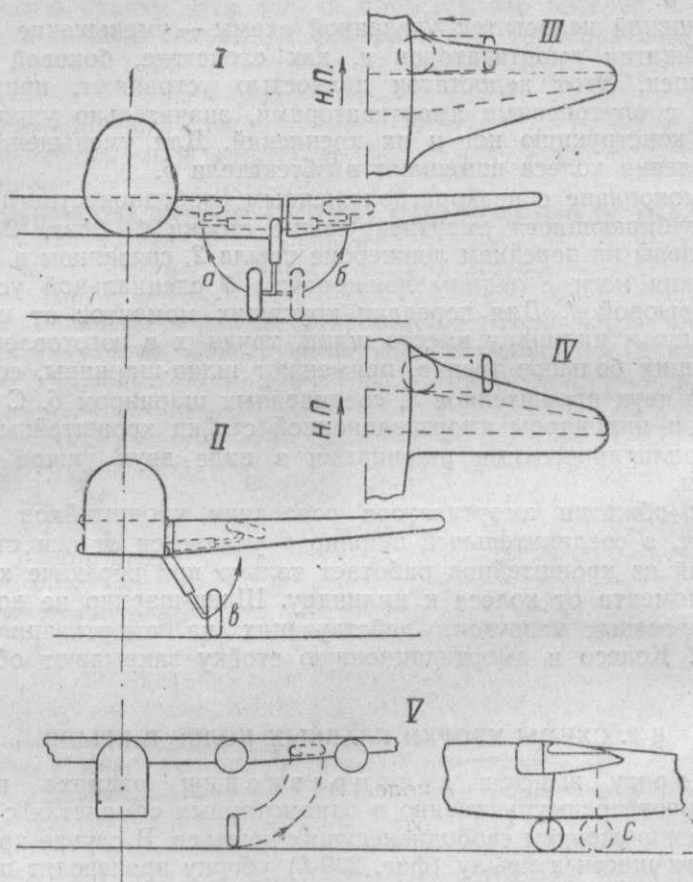
## § 2. СХЕМЫ УБОРКИ ГЛАВНЫХ КОЛЕС В КРЫЛО

Уборку шасси в направлении размаха крыла применяют преимущественно в одномоторных самолетах с нижним расположением свободнонесущих крыльев. В случае крепления ноги шасси к крылу (фиг. 239-1) уборку производят по направлению к фюзеляжу а или по направлению к концам крыла б. Уборка колес по направлению к фюзеляжу а легко осуществляется благодаря достаточно большой толщине крыла у корня и расстоянию между лонжеронами при двухлонжеронных крыльях. Колеса и стойки при уборке шасси приближаются к ЦТ самолета и разнос масс в полете уменьшается. Недостаток этого способа уборки заключается в том, что колеса занимают корневую часть крыла, удобную для размещения бензобаков и стрелкового оружия. Над стойками шасси с трудом удается разместить синхронизированное оружие.

В случае б уборка сложнее, так как крыло тоньше, и расстояние между лонжеронами меньше, а разнос масс в полете увеличивается. Также затрудняется установка пулеметов и пушек, стреляющих вне плоскости, ометаемой винтом. Положи-

тельная особенность этого способа уборки — освобождение корневой части крыла для размещения баков.

В схеме *а* (фиг. 239-*II*) узлы крепления ног шасси и стыковые узлы крыльев находятся непосредственно на фюзеляже.



Фиг. 239. Основные способы уборки колес в направлении размаха свободонесущих крыльев.

*I*—уборка при креплении шасси к центроплану; *II*—уборка при креплении шасси к фюзеляжу; *III* и *IV*—уборка в переднюю кромку корневой части крыла; *V*—уборка по размаху при верхнем расположении свободонесущего крыла многомоторного самолета.

В этой схеме колеса при уборке занимают положение, промежуточное между *а* и *б* (фиг. 239-*I*). Над стойками шасси возможно размещение бака и разнос масс будет меньше, чем в схеме *б*, но больше, чем в схеме *а*. Недостаток этой схемы заключается в большом наклоне ног не только в продольной, но и в поперечной плоскости, вследствие чего амортизационные стойки испытывают значительный поперечный изгиб.

Наиболее рациональна уборка по схеме *а*. Чтобы освободить место для баков, колеса двухколесного шасси убирают в носовую часть перед передним лонжероном кессонного или моноблочного крыла и основным лонжероном однолонжеронного крыла. Если в корне носовая часть крыла недостаточна для уборки колеса, то делают передний зализ (фиг. 239-III) или же применяют большую стреловидность передней кромки крыла при одновременном сдвиге назад переднего лонжерона (фиг. 239-IV).

При трехколесном шасси колеса в выпущенном положении сдвинуты назад и убирать их приходится примерно по середине ширины крыла, т. е. между лонжеронами двухлонжеронных крыльев или за основным лонжероном однолонжеронных крыльев. Но это создает затруднения при размещении крыльевых баков.

На многомоторных самолетах уборку шасси по размаху применяют в схемах с верхним расположением крыльев (фиг. 239-V), когда вследствие значительной высоты ног их уборка в мотогондолы без дополнительных изломов невозможна, например, при трехколесном шасси (фиг. 239-V, *с*). Дополнительные шарниры, необходимые для уборки ног и колес в мотогондолы по направлению хорды крыла, сильно усложняют конструкцию.

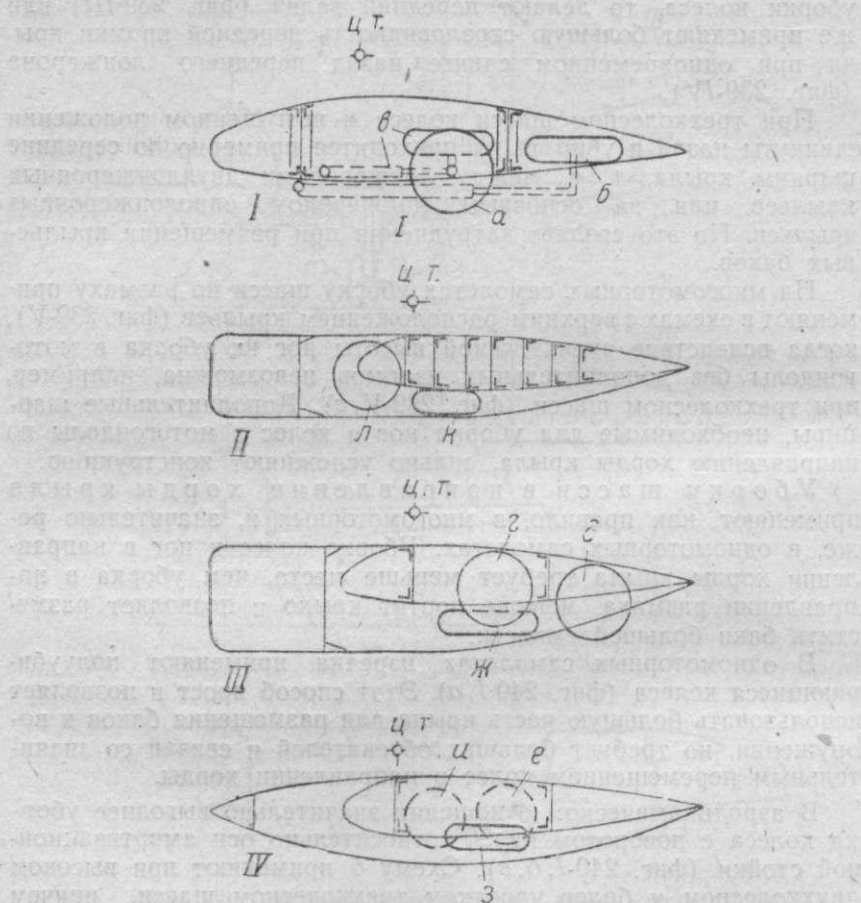
Уборку шасси в направлении хорды крыла применяют, как правило, в многомоторных и, значительно реже, в одномоторных самолетах. Уборка колес и ног в направлении хорды крыла требует меньше места, чем уборка в направлении размаха, меньше портит крыло и позволяет разместить баки большей емкости.

В одномоторных самолетах изредка применяют полубирающиеся колеса (фиг. 240-I, *а*). Этот способ прост и позволяет использовать большую часть крыла для размещения баков и вооружения, но требует больших обтекателей и связан со значительным перемещением колес в направлении хорды.

В аэродинамическом отношении значительно выгоднее уборка колеса с поворотом на  $90^\circ$  относительно оси амортизационной стойки (фиг. 240-I, *б, в*). Схему *б* применяют при высоком двухколесном и более коротком трехколесном шасси, причем амортизационная стойка остается снаружи крыла и закрывается небольшим обтекателем. Схема *в* пригодна только для двухколесного шасси при большом расстоянии между лонжеронами и сравнительно невысоком шасси. В этом случае колеса и амортизационные стойки полностью убираются в крыло.

Для уборки колес в двух- и многомоторных самолетах используют мотогондолы, ближайшие к фюзеляжу. В большинстве случаев колеса при уборке остаются в вертикальной плоскости (фиг. 240-II, *а, III, г, д, IV, е, и*). При многолонжеронных крыльях уборка возможна только в носок крыла при значительном выносе моторов вперед (фиг. 240-II, *а*). Схему полубирающихся колес (фиг. 240-III, *д*) применяют при среднем и

верхнем расположении крыльев и высоком шасси. Для устранения вырезов в нижней обшивке у моноблочных крыльев, а также в многолонжеронных крыльях колеса при уборке необходимо поворачивать на  $90^\circ$  относительно оси амортизационной стойки (фиг. 240-II, к, III, ж). Если габариты мотогондолы



Фиг. 240. Основные способы уборки колес в направлении хорды крыла.

I—уборка в крыло одномоторного самолета; II, III, IV—уборка колес на многомоторных самолетах.

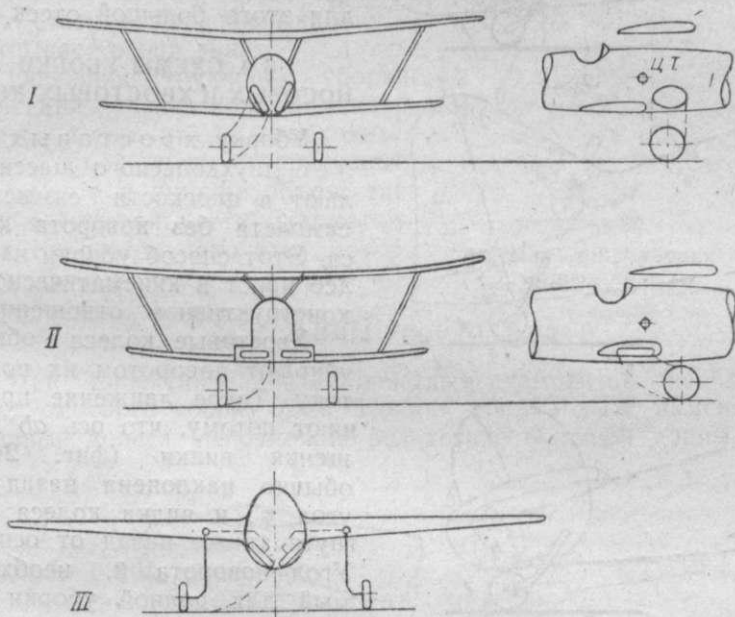
недостаточны для уборки одинарных колес в вертикальной плоскости, то применяют или спаренные колеса меньшего диаметра (фиг. 240-IV, е) или же разворот на  $90^\circ$  одинарного колеса большого диаметра (фиг. 240-IV, з).

При двухколесных шасси колеса убирают часто в направлении по потоку и ближе к задней кромке крыла (фиг. 240-III, г, д, 240-IV, е). При трехколесном шасси колесо

в выпущенном положении располагается примерно на перпендикуляре, проходящем через половину хорды моторного сечения. В этом случае удобнее уборка против потока ближе к передней кромке крыла (фиг. 240-II, л, 240-IV, и) или же по размаху крыла (фиг. 239-V).

### § 3. СХЕМЫ УБОРКИ ГЛАВНЫХ КОЛЕС В ФЮЗЕЛЯЖ

При уборке главных колес двух- и трехколесного шасси в фюзеляж приходится занимать объем, наиболее удобный для размещения расходуемых в полете грузов. В одномоторных са-



Фиг. 241. Схемы уборки колес в фюзеляж.

молетах уборка в фюзеляж усложняется еще более, так как колеса в убранном положении приходится помещать около кабины пилота. Вследствие этого кабину приходится сдвигать назад от ЦТ самолета.

Уборку шасси в фюзеляж применяют в тех случаях, когда габариты крыла недостаточны для размещения колес (нижние крылья биплана), или же при среднем и, в особенности, верхнем расположении свободнонесущих крыльев, когда уборка в крыло связана с еще большими затруднениями. В полупланах колеса убирают чаще всего по бокам фюзеляжа (фиг. 241-I).

В местах перехода от покрышек к боковой поверхности фюзеляжа всегда получают кольцевые углубления, нарушающие плавность поверхности фюзеляжа.

Более удачна уборка колес с поворотом на  $90^\circ$  в корневую часть нижнего крыла и нижнюю часть фюзеляжа, примененная на самолете И-153 конструкции Н. Н. Поликарпова (фиг. 241-II).

При среднем расположении свободнонесущего крыла колеса убирают в фюзеляж, а ноги шасси — в крыло (фиг. 241-III и 253).

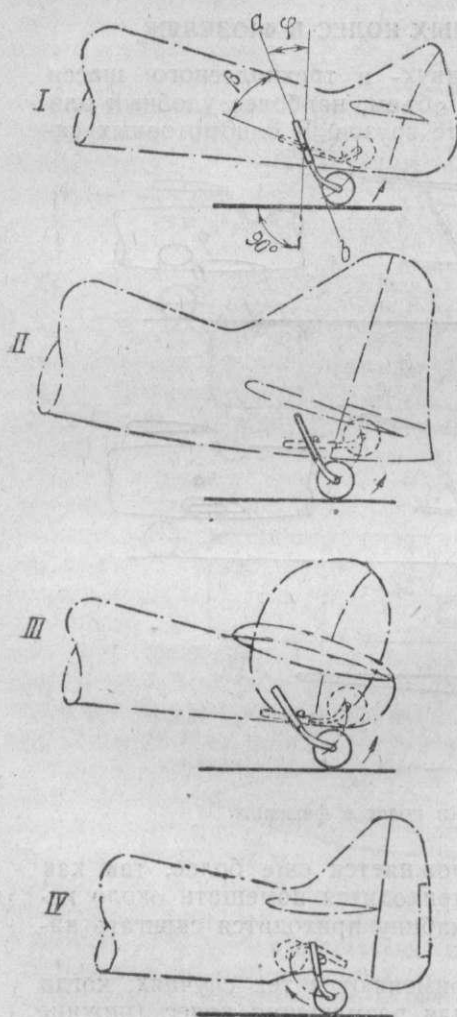
В этом случае фюзеляж стеснен меньше, чем в бипланных схемах, где не только колеса, но и ноги шасси и механизм уборки приходится располагать в фюзеляже, занимая для этого большой отсек.

#### § 4. СХЕМЫ УБОРКИ НОСОВЫХ И ХВОСТОВЫХ КОЛЕС

Уборку хвостовых колес двухколесного шасси делают в плоскости симметрии самолета без поворота колеса. Этот способ уборки наиболее прост в кинематическом и конструктивном отношениях.

Хвостовые колеса обычно убирают поворотом их по потоку. Такое движение применяют потому, что ось  $ab$  вращения вилки (фиг. 242-I) обычно наклонена назад на угол  $\varphi$ , и вилка колеса отогнута также назад от оси  $ab$ . Угол поворота  $\beta$ , необходимый для полной уборки колеса назад, меньше, чем потребовалось бы при уборке его в направлении полета.

В самолетах с центральным вертикальным оперением, расположенным над фюзеляжем (фиг. 242-II), а также при разнесенном вертикальном оперении (фиг. 242-III), колеса выгоднее убирать не в фюзеляж, а в хвостовой обтекатель. При уборке колеса



Фиг. 242. Схемы уборки хвостовых колес.

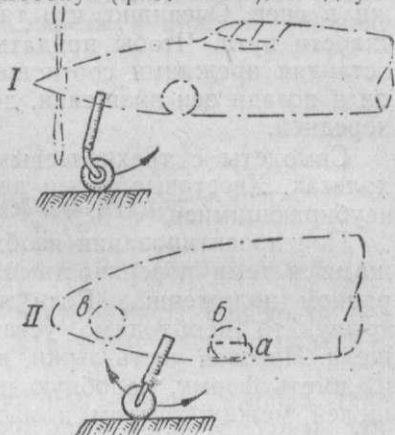
обтекатель уменьшаются вырезы в хвостовой части фюзеляжа, упрощаются сборка и осмотр, затруднительные при уборке непосредственно в фюзеляж.

Уборку хвостового колеса вперед в направлении полета (фиг. 242-IV) делают значительно реже, преимущественно в

тех случаях, когда ширина хвостовой части фюзеляжа за колесом недостаточна.

Носовые колеса в одномоторных самолетах можно убирать только в направлении по потоку (фиг. 243-I). В двухмоторных самолетах (фиг. 243-II) обычно носовые колеса убирают также движением по потоку с разворотом  $\alpha$  или без разворота колеса  $\beta$ . Уборка в направлении полета к носу двухмоторных самолетов  $\beta$  неудобна, так как колесо стесняет переднюю кабину и закрывает обзор вниз.

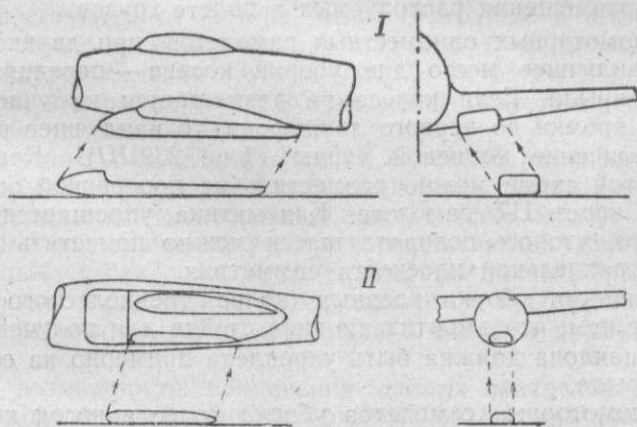
Основная трудность уборки передней ноги и колеса заключается в том, что их необходимо поместить в очень ограниченный по высоте и ширине объем, так как в носовой части одномоторных самолетов находится мотор, а у двухмоторных — экипаж.



Фиг. 243. Схемы уборки носовых колес.

## § 5. СХЕМЫ УБОРКИ ЛЫЖ

При проектировании скоростных самолетов необходимо предусмотреть уборку лыж. Полная уборка лыж, заменяющих главные колеса, невозможна вследствие большой длины и не-



Фиг. 244. Схемы уборки лыж.

удобной формы лыж (фиг. 244). Лыжи прижимают к нижней поверхности крыла I или мотогондол II.

При трехколесном шасси случаи применения и уборки лыж пока еще неизвестны. Чтобы передняя лыжа могла ориентиро-

ваться так же, как колесо, необходимо изменить ее форму. У обычных лыж огорную поверхность, находящуюся перед осью вращения, делают больше половины всей опорной поверхности лыжи, чтобы исключить возможность зарывания лыжи в снег. Очевидно, что такая лыжа не обеспечивает устойчивости пути. Чтобы придать лыже устойчивость, необходимо, оставляя прежними соотношения опорных поверхностей впереди и позади оси вращения, делать заднюю часть лыжи длиннее передней.

Самолеты с трехколесным шасси зимой эксплуатируют на колесах. Хвостовые лыжи двухколесных шасси обычно делают неубирающимися.

При проектировании необходимо устранять щели между лыжами и теми поверхностями, к которым они прилегают в уборанном положении. Если лыжу нельзя плотно подтянуть к крылу, то необходимо установить обтекатели, закрывающие щели. Носовая часть лыжи, выступающая перед крылом, должна иметь форму, подобную профилю крыла. Потеря  $V_{\max}$  из-за щелей между крылом и лыжей достигает 4÷5%. Неубирающаяся хвостовая лыжа снижает  $V_{\max}$  примерно на 1,5%.

## § 6. ВЫВОДЫ

При выборе принципиальной схемы убирающегося шасси основная задача конструктора заключается в минимальном ослаблении крыла и фюзеляжа, упрощении схемы уборки, использовании для уборки участков, непригодных или ненужных для размещения расходуемых в полете грузов.

У одномоторных одноместных самолетов при двухколесном шасси наилучшее место для уборки колеса — передняя часть в корне крыла. Если колесо не размещается на участке от передней кромки до первого лонжерона, то наилучшее решение дает увеличение корневой хорды (фиг. 239-III). Крыльевые баки в этой схеме можно разместить на поперечной оси, проходящей через ЦТ самолета. Кинематика упрощается вследствие того, что ось поворота шасси можно поместить в плоскости, параллельной плоскости симметрии.

Особенность уборки главных колес трехколесного шасси связана с тем, что амортизационная стойка для получения требуемого наклона должна быть укреплена примерно на середине хорды крыла.

У одномоторных самолетов уборка колес в носок корневой части возможна только при крыле типа  $0+1+1/2$ . В двухлонжеронном крыле колесо приходится убирать между лонжеронами или за задним лонжероном.

Для двухколесного шасси в случае достаточного расстояния между лонжеронами, позволяющего поместить в крыле не только колеса, но и стойки, уборка шасси одномоторных самолетов в направлении хорды дает хорошее решение.

У двух- и многомоторных самолетов наилучшее решение заключается в уборке шасси по направлению хорды в мотогондолу с разворотом одинарных колес на  $90^\circ$  или без разворота при одинарных или двойных колесах. Оба эти способа позволяют устранить или уменьшить вырезы в нижней обшивке крыла.

### Глава III

## КИНЕМАТИКА УБОРКИ КОЛЕС

### § 1. КИНЕМАТИКА УБОРКИ КОЛЕС В НАПРАВЛЕНИИ ХОРДЫ

Уборка колес перемещением в вертикальной плоскости без разворота колеса наиболее проста и поэтому распространена в многомоторных самолетах.

К началу построения кинематики или, вернее, выбора длин основных элементов шасси, известны следующие исходные данные: очертания и сечения моторной гондолы, намеченные из условия капотирования мотора, габариты задней части которого должны быть намечены на чертеже, размеры колеса и его положение в выпущенном положении. Необходимо нанести сечение крыла и лонжеронов в плоскости уборки колеса, а также в виде спереди в пределах ширины моторной гондолы (фиг. 245-1).

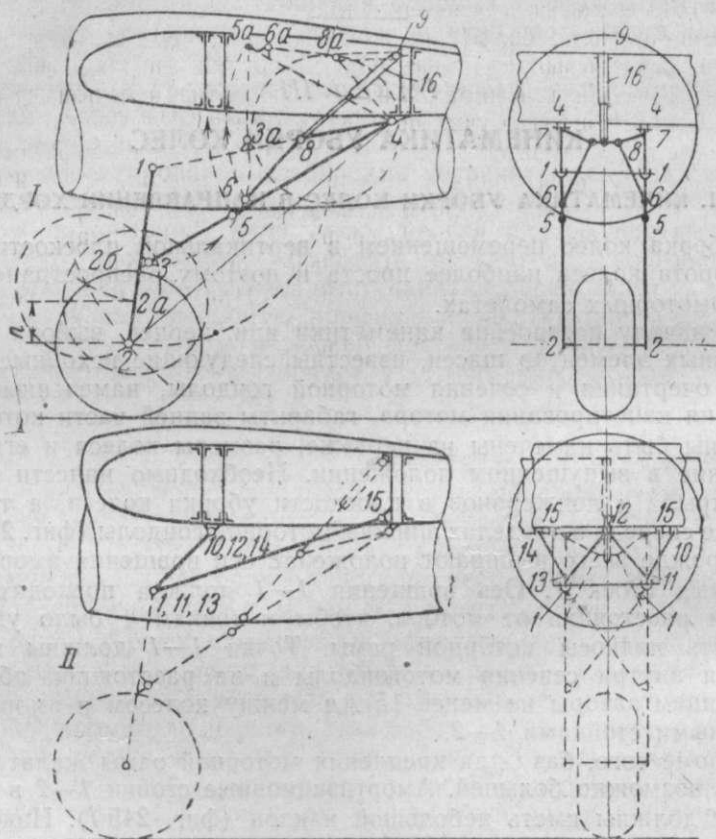
Прежде всего выбирают положение оси вращения амортизационных стоек 1. Ось вращения 1—1 должна проходить на таком расстоянии от мотора, чтобы к точкам 1 было удобно крепить подкосы моторной рамы. Точки 1—1 должны находиться внутри сечения мотогондолы и на расстоянии, обеспечивающем зазоры не менее 15 мм между колесом и амортизационными стойками 1—2.

Кроме того, базу для крепления моторной рамы желательно иметь возможно большей. Амортизационные стойки 1—2 в виде сбоку должны иметь небольшой наклон (фиг. 245-1). Наконец, положение оси вращения 1—1 и соответствующая длина амортизационных стоек должны быть выбраны таким образом, чтобы в убранном положении между колесом и задним лонжероном был необходимый зазор  $(1 \div 2)\% D$ , где  $D$  — диаметр пневматика.

Для возможности применения одного центрального подъемника колесо в убранном положении не должно доходить до верхней обшивки крыла и подкрепляющих ее стрингеров. Если колесо полностью не убирается в намеченные габариты моторной гондолы, то ее можно несколько увеличить. Значительное увеличение габаритов гондолы, намеченных из условия капотирования мотора, нерационально; вместо этого лучше применить спаренные колеса. Можно также осуществить разворот одинарного колеса на  $90^\circ$  или же, в крайнем случае, частичную убор-

ку колес. Между наружным очертанием моторной гондолы снизу и нижней точкой убранного колеса необходим зазор для размещения стрингеров, усиливающих створки гондолы, прикрывающие убранное колесо.

Затем переходят к определению длины, точек крепления и положения шарнира 5 ломающихся подкосов 3—4. Верхний



Фиг. 245. Выбор длин стержней двухстоечного шасси и его кинематика:

I—подвижные стержни шасси; II—неподвижные стержни крепления шасси к крылу.

шарнир 4 лучше укрепить на нижней полке заднего лонжерона, но возможно крепление на усиленных нервюрах или нижней полке соединяющей их балочки, установленной в направлении размаха крыла.

Нижний шарнир можно поставить на оси 2 колеса. В этом случае амортизационные стойки разгружаются от поперечного изгиба при переднем ударе и торможении. Однако чаще нижнюю точку крепления подкосов 3 переносят вверх на цилиндры

амортизаторов, так как, кроме уменьшения длины подкосов, таким образом устраняется почти полностью перемещение колес по оси  $X$  при обжатии амортизационных стоек. Перемещение колес, а следовательно, и изменение угла выноса при постановке шарнира 3 на цилиндре равно горизонтальной проекции хода амортизаторов, т. е. ничтожно (фиг. 245-1, положение 2а). В случае же крепления подкоса к оси 2 перемещение колеса значительно больше (положение 2б), что, кроме усложнения шасси, вызывает увеличение нагрузки на хвостовое колесо. Расстояние шарнира 3 от оси амортизационной стойки необходимо выбирать, учитывая ее диаметр.

Положение шарнира 5 излома подкоса 3—4 выбирают таким образом, чтобы точка 5 при повороте подкоса относительно верхнего шарнира 4 проходила с некоторым зазором мимо нижней полки переднего лонжерона. Положение шарнира 5а при убранном шасси определяют пересечением окружностей с радиусами 3—5 и 5—4 и центрами в точках 3а и 4. Между точкой 5а и верхней обшивкой крыла необходим зазор для размещения стрингеров, подкрепляющих обшивку.

Для получения намеченного положения убранного колеса приходится делать несколько построений, меняя положение шарниров 3, 4 и 5. Желательно расположение точки 3 на нижнем конце цилиндра амортизационной стойки, а шарнира 4 — без эксцентриситета с нижней полкой заднего лонжерона.

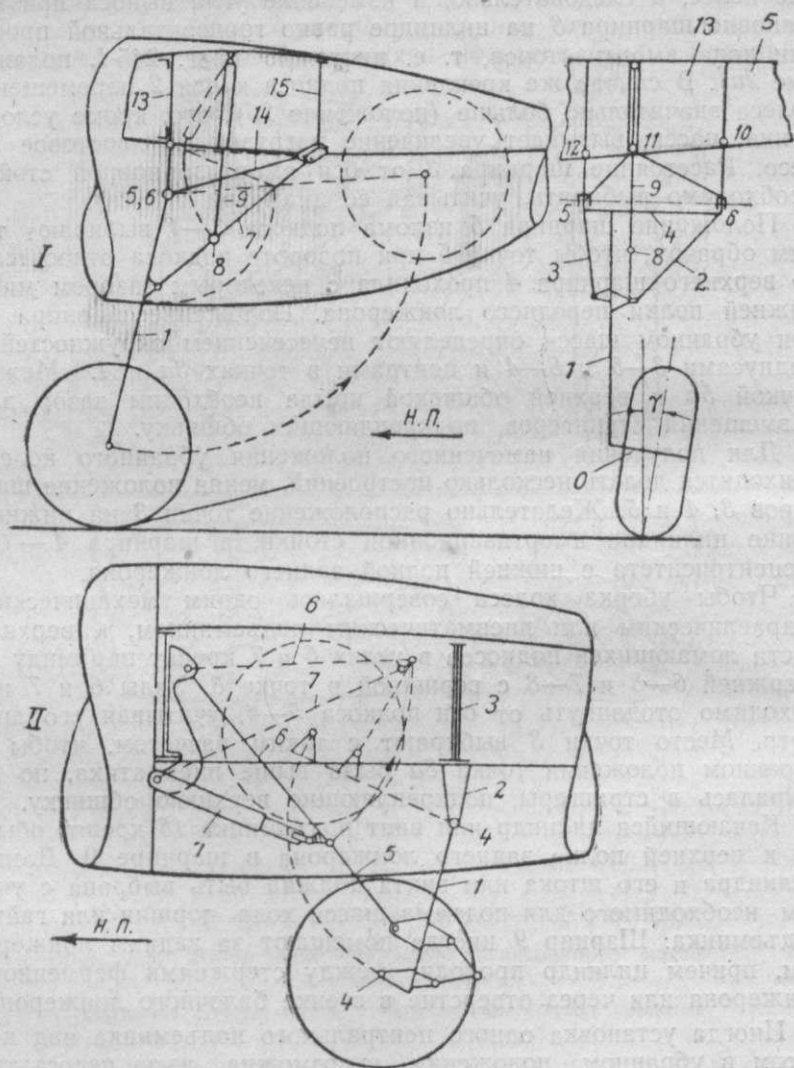
Чтобы уборка колеса совершалась одним механическим, гидравлическим или пневматическим подъемником, к верхней части ломающихся подкосов в узлах 6 и 7 крепят пирамиду из стержней 6—8 и 7—8 с вершиной в точке 8. Узлы 6 и 7 необходимо отодвинуть от оси подкоса 5—4, учитывая его диаметр. Место точки 8 выбирают с таким расчетом, чтобы в убранном положении точка 8а была выше пневматика, но не упиралась в стрингеры, подкрепляющие верхнюю обшивку.

Качающийся цилиндр или винт подъемника 16 крепят обычно к верхней полке заднего лонжерона в шарнире 9. Длина цилиндра и его штока или винта должна быть выбрана с учетом необходимого для подъема шасси хода поршня или гайки подъемника. Шарнир 9 иногда помещают за задним лонжероном, причем цилиндр проходит между стержнями ферменного лонжерона или через отверстие в стенке балочного лонжерона.

Иногда установка одного центрального подъемника над колесом в убранном положении невозможна из-за недостатка места. Тогда устанавливают один подъемник только с одной стороны или два — в плоскостях обоих ломающихся подкосов.

После того, как определены размеры всех элементов убранного шасси, намечают стержни или рамы крепления оси 1—1 к крылу. Крепление обычно имеет вид пространственной фермы (фиг. 245-11), состоящей из плоской поперечной фермы, образованной стержнями 10—11, 11—12, 12—13, 13—14 и установленной на переднем лонжероне. К заднему лонжерону

идут два подкоса 1—15. Задние узлы 15 для уменьшения длины подкосов часто крепят к усиленным нервюрам, не доводя до заднего лонжерона.



Фиг. 246. Выбор длин стержней одностоечного шасси двухмоторных самолетов.

I—двухколесное шасси с одинарным колесом; II—трехколесное шасси со спаренными колесами.

Конструкция и кинематика одностоечного шасси (фиг. 246-I) значительно проще, чем двухстоечного. Амортизационная стойка 1 в поперечном направлении подкреплена двумя подкосами

2 и 3, создающими вместе с поперечиной 4 достаточную базу для крепления подкосов моторной рамы в узлах 5 и 6. Передние удары воспринимает ломающийся одинарный подкос 7, в шарнире 8 которого крепится шток подъемника 9. Само шасси укреплено к крылу плоской фермой 10—6—11—5—12, установленной на балочке 13, находящейся между двумя усиленными нервюрами. Вместе с двумя подкосами 14, идущими к основному лонжерону крыла 15, плоская ферма образует пространственную. Для уменьшения изгибающего момента оси 0 и стойки 1 колесо поставлено под углом  $\gamma$  к поверхности земли.

При трехколесном шасси у многомоторных самолетов вследствие расположения главных колес позади ЦТ их выгодно убирать в мотогондолы движением вперед. У самолетов со средним и нижним расположением крыла ноги шасси имеют незначительную длину, упрощающую конструкцию и кинематику. Схема еще более упрощается при одностоечном шасси установкой спаренных колес (фиг. 246-II и фиг. 292). Амортизационная стойка 1 крепится к кронштейну 2 на нижней полке заднего лонжерона 3. Ось колеса 4 вынесена вперед для получения необходимого угла выноса и для избежания чрезмерного наклона амортизационной стойки. Нижняя часть ломающегося подкоса 5 состоит из одного, а верхняя 6 — из двух расходящихся вверх стержней, помещающихся при убранном шасси между колесами. Подъем шасси производится электромоторами, оси которых установлены по направлению верхней оси вращения подъемника 7. Вращательное движение моторов передается коническими шестернями на винт и гайку, установленные в кожухе подъемника.

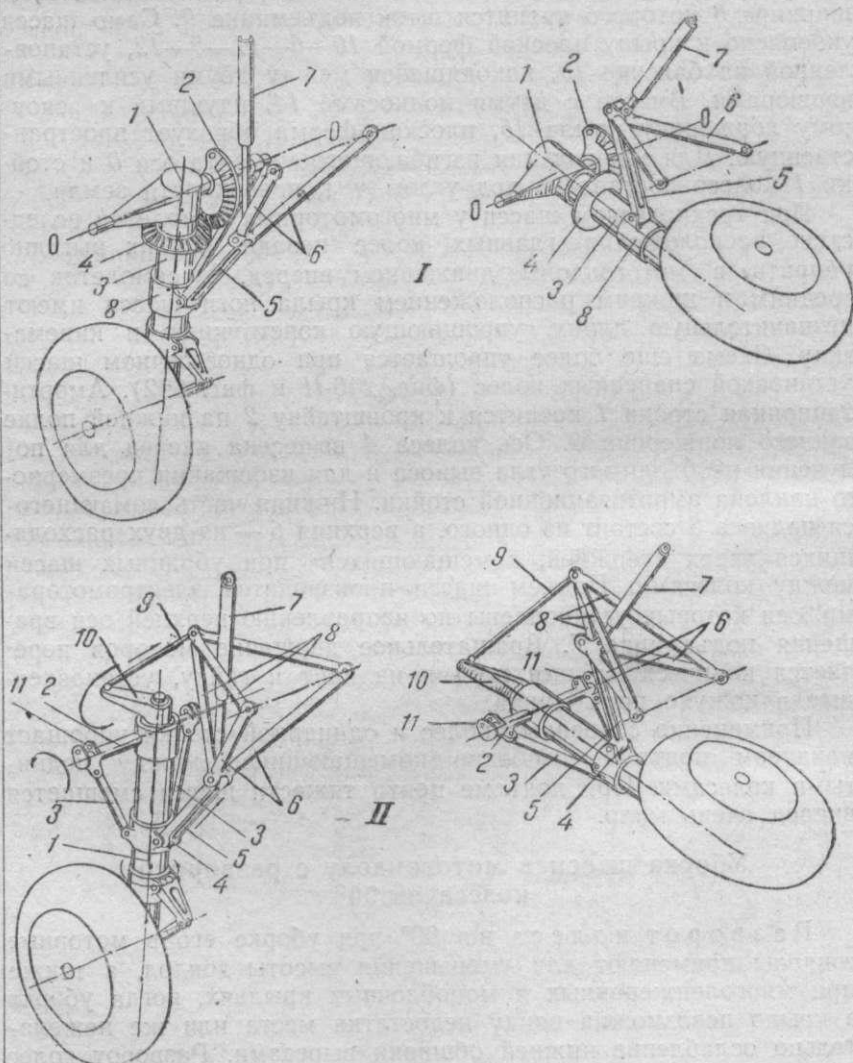
Применение спаренных колес и одинарной стойки упрощает механизм подъема, свободно помещающийся между поднятыми колесами. При подъеме центр тяжести шасси смещается вперед очень мало.

### Уборка шасси в мотогондолу с разворотом колеса на $90^\circ$

Разворот колеса на  $90^\circ$  при уборке его в моторные гондолы применяют для уменьшения высоты гондол, а также при многолонжеронных и моноблочных крыльях, когда уборка в крыло невозможна ввиду недостатка места или же нежелательно ослабление нижней обшивки вырезами. Разворот колес возможен только при одностоечной схеме шасси.

Существуют два способа уборки: 1) при помощи конических шестерен или секторов и 2) рычажный.

При конической передаче (фиг. 247-I) на верхнюю часть стойки шасси надет стакан 1, через который пропущена неподвижная траверса 0—0, служащая осью вращения всей стойки в вертикальной плоскости. На траверсу насажена неподвижная вертикальная коническая шестерня 2. Ниже, на стойку, надета муфта 3 с горизонтальной конической шестер-



Фиг. 247. Кинематическая схема уборки колес в мотогондолы с разворотом на  $90^\circ$ .

I—схема поворота колеса коническими шестернями; II—рычажная схема поворота колеса.

ней 4. Нижняя часть ломающегося подкоса состоит из одного стержня 5, а верхняя — из двух расходящихся вверх стержней 6. В шарнире ломающегося подкоса крепится шток подъемника 7. Подкос крепится к муфте 8, могущей свободно поворачиваться вокруг оси цилиндра амортизационной стойки.

При сокращении подъемника вся стойка поворачивается в вертикальной плоскости относительно траверсы в подшипнике, находящемся в стакане 1. Горизонтальная шестерня 4 катится по неподвижной вертикальной 2. Стойка, скрепленная через муфту 3 с шестерней 4, начинает поворачиваться относительно своей оси вместе с поршнем и колесом, причем подшипниками являются стакан 1 и муфта 8. К концу перемещения стойки в вертикальной плоскости колесо поворачивается на 90° относительно первоначального положения.

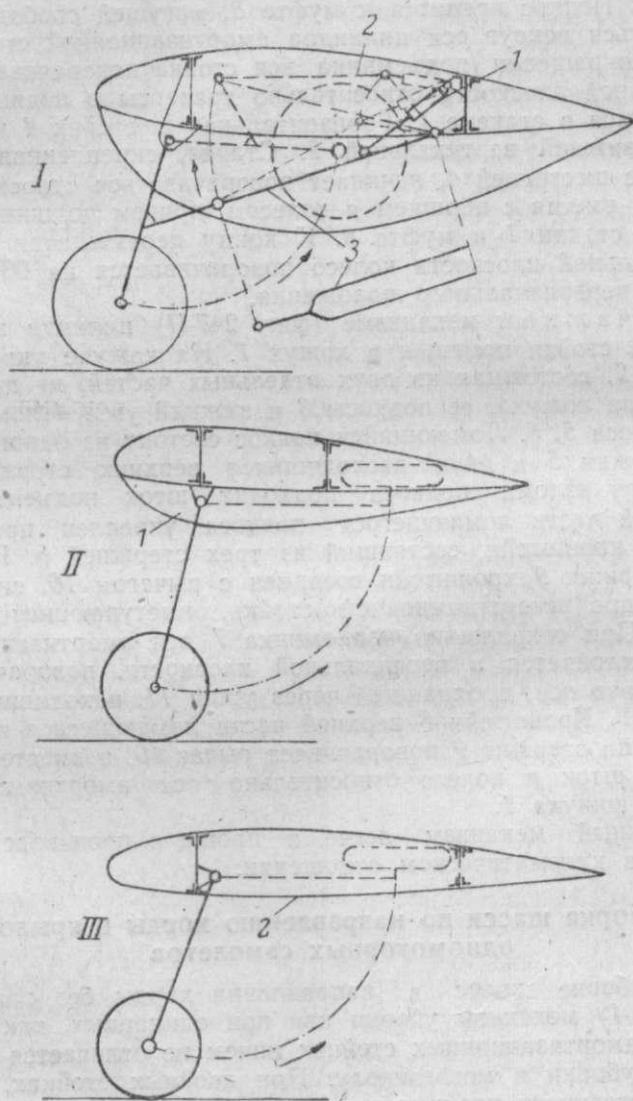
В рычажном механизме (фиг. 247-II) цилиндр амортизационной стойки помещен в кожух 1. На кожухе укреплены траверса 2, состоящая из двух отдельных частей, не проходящих внутри кожуха, ее подкосы 3 и нижний узел 4 ломающегося подкоса 5, 6. Ломающийся подкос состоит из одного нижнего стержня 5 и двух расходящихся верхних стержней 6. К шарниру излома подкоса подходит шток подъемника 7. К верхней части ломающегося подкоса укреплен пространственный кронштейн, состоящий из трех стержней 8. Посредством стержня 9 кронштейн соединен с рычагом 10, сидящим на цилиндре амортизационной стойки, выступающим из кожуха 1. При сокращении подъемника 7 вся амортизационная стойка отклоняется в вертикальной плоскости, поворачиваясь относительно оси, проходящей через ушки 11, находящиеся на траверсе 2. Кронштейн 8 верхней части ломающегося подкоса при помощи стержня 9 поворачивает рычаг 10, а вместе с ним цилиндр, шток и колесо относительно оси амортизационной стойки и кожуха 1.

Рычажный механизм легче и проще в производстве, но сложнее в кинематическом отношении.

### **Уборка шасси по направлению хорды в крыло одномоторных самолетов**

При уборке колес в направлении хорды без разворота (фиг. 248-I) механизм уборки как при одинарных, так и при двойных амортизационных стойках ничем не отличается от механизма уборки в мотогондолу. При двойных стойках, кроме пространственного кронштейна 2 с центральным подъемником, возможна установка несимметричного подъемника 1. При одностоечном шасси верхнюю часть ломающегося подкоса 3 можно сделать в виде вилки и поставить подъемник только на одну сторону. Колесо и стойки в убранном положении закрыты обтекателем.

При уборке колес по хорде крыла с разворотом за задний лонжерон (фиг. 248-II) также необходима установка обтека-



Фиг. 248. Схемы уборки колес одномоторных самолетов в направлении хорды крыла.

теля 1 для закрытия амортизационной стойки. Если нога и колесо помещаются между лонжеронами (фиг. 248-III), то ставят лишь щитки 2, закрывающие вырезы. Разворот колеса возможен, так же как в случае уборки в моторную гондолу, коническими шестернями или рычагом (см. фиг. 247).

## § 2. КИНЕМАТИКА УБОРКИ КОЛЕС ПО РАЗМАХУ КРЫЛА

Первые шасси, убиравшиеся по размаху, имели по два подкоса, подкреплявших амортизационную стойку в направлении переднего и бокового ударов. Уборка такого шасси представляла значительные производственные и конструктивные трудности. Крыло было занято колесом, стойкой и подкосами, для размещения которых перерезали поперечный набор крыла и нижнюю обшивку на значительной части размаха

### Кинематика уборки шасси с подкосами

Задний ломающийся подкос в схеме I (фиг. 249) состоит из нижнего стержня 1 и кронштейна 2 с осью вращения  $ab$ . При повороте кронштейна амортизационная стойка и колесо отклоняются назад подъемником 3. Второй подъемник 4 поворачивает все шасси относительно оси  $cd$ , проходящей через точки крепления бокового подкоса 5 и амортизационной стойки 6. Поворотом относительно этой оси колесо окончательно отводится назад и, кроме того, поворачивается в плоскость хорд крыла. Недостаток схемы, кроме уже указанных, заключается в необходимости установки двух подъемников.

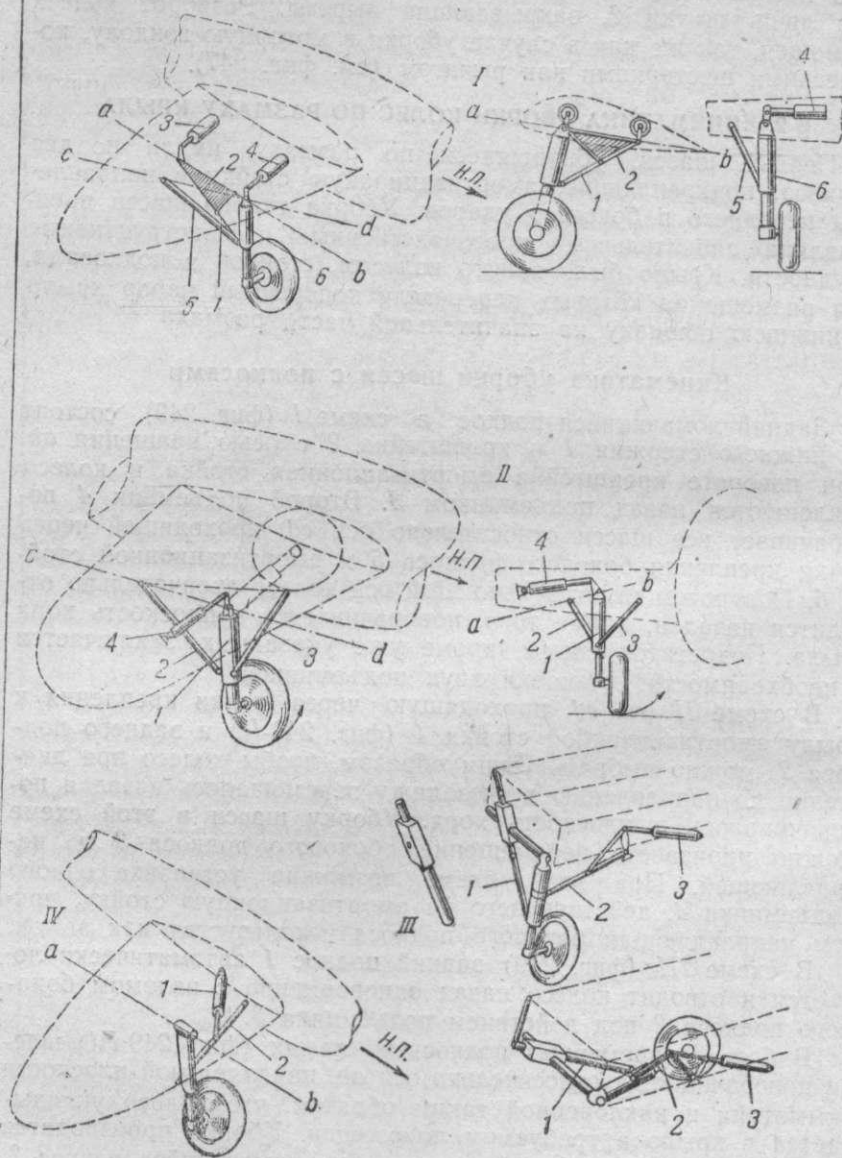
В схеме II ось  $cd$ , проходящую через точки крепления к крылу амортизационной стойки 1 (фиг. 249-II) и заднего подкоса 2, можно выбрать таким образом, чтобы колесо при движении по направлению к фюзеляжу перемещалось назад и поворачивалось в плоскость хорд. Уборку шасси в этой схеме можно произвести перемещением бокового подкоса 3 по направляющей. При этой схеме возможна установка одного подъемника 4, действующего на амортизационную стойку, причем направляющая бокового подкоса используется как замок.

В схеме III (фиг. 249) задний подкос 1 автоматически ломается и отводит колесо назад одновременно с изломом бокового подкоса 2 под действием подъемника 3.

В более современных подкосных схемах (фиг. 249-IV) шасси поворачивается относительно оси  $ab$ , параллельной плоскости симметрии и наклоненной таким образом, что колесо укладывается в крыло в требуемом положении. Уборка производится одним подъемником 1, действующим на ломающийся подкос 2.

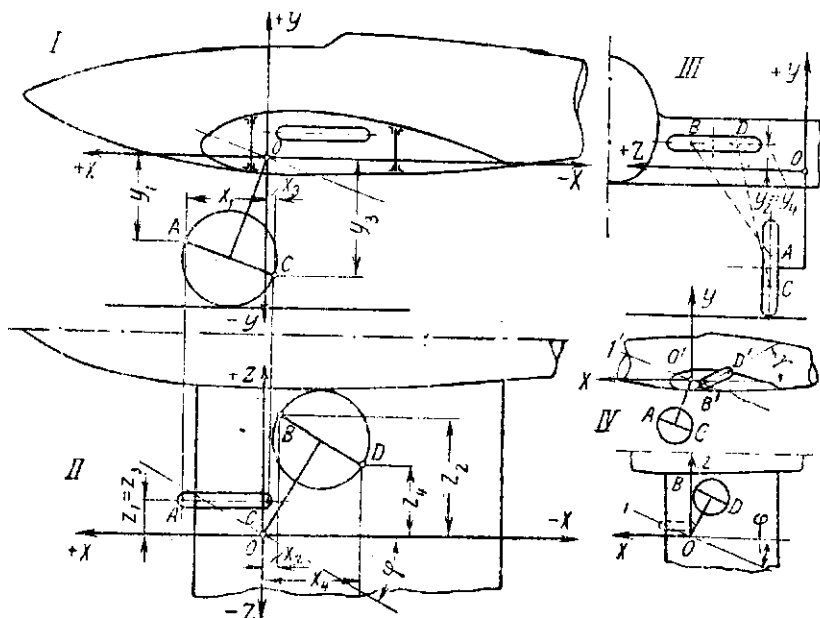
### Кинематика уборки одностоечного шасси

Современное шасси часто состоит из консольных (свободно-несущих) амортизационных стоек. Благодаря наклону оси вращения стойки к горизонту и плоскости симметрии самолета при уборке в направлении размаха колесо одновременно пере-



Фиг. 249. Схемы уборки подкосных шасси в крыло по направлению размаха.

мещается назад или вперед, если нужно убрать шасси между лонжеронами крыла. Плоскость симметрии колеса становится параллельной плоскости хорд крыла или же наклонной к ней под некоторым углом в зависимости от места уборки. Подобный поворот колеса необходим для того, чтобы его можно было поместить с минимальными зазорами в современных тонких крыльях самолетов.



Фиг. 250. Определение наклона пространственной оси вращения при уборке свободнонесущей стойки в направлении размаха крыла (аналитический способ).

В последних типах шасси для упрощения кинематики и освобождения наиболее высокой части профиля для бензобаков колеса при уборке не сдвигают назад, а только поворачивают относительно оси, параллельной плоскости симметрии самолета. В этом случае колеса убирают в носок крыла или в специальный зализ, сделанный у передней кромки.

Положим, что главные колеса двухколесного шасси, вынесенные перед ЦТ самолета (положение  $AC$ , фиг. 250-I, IV) необходимо убрать между лонжеронами крыла (положение  $BD$ ). Пространственная ось вращения, проходящая через точку  $O$ , очевидно, должна быть повернута в горизонтальной плоскости на угол  $\varphi$  по часовой стрелке относительно оси  $X$ . Однако, если сделать поворот оси вращения амортизационной стойки только в горизонтальной плоскости, то колесо ляжет не в плоскости хорд или параллельно ей, а под некоторым углом, и точка  $D'$  будет выше точки  $B'$  (плоскость  $XO'Y$ ,

фиг. 250-IV). Для того чтобы колесо заняло требуемое положение, необходимо наклонить ось вращения в вертикальной плоскости на угол, близкий к углу  $\gamma$ . Таким образом проекции оси вращения на горизонтальную и вертикальную плоскости будут  $O-I$  и  $O'-I'$ .

Аналитически определяют углы наклона пространственной оси следующим образом. Плоскость  $XOY$  совмещают с осью амортизационной стойки. Горизонтальная плоскость  $XOZ$  проходит через точку  $O$ , выбранную на основании следующих соображений.

Точка  $O$  при двухлонжеронном крыле и уборке колеса между лонжеронами должна находиться за передним лонжероном на таком расстоянии, чтобы амортизационная стойка свободно проходила и имела зазор с нижней полкой лонжерона. Расстояние от точки  $O$  до стенки лонжерона должно быть достаточным для установки кронштейна оси вращения стойки, крепящегося на переднем лонжероне. Расстояние от точки  $O$  до нижнего очертания профиля должно обеспечивать уборку стойки в крыло без чрезмерного перерезания нервюр. Кронштейны крепления щитков, прикрывающих убранный стойку, должны иметь минимальную длину.

Положение выпущенного колеса определяется необходимым углом выноса. Расстояние от плоскости симметрии пневматиков до оси стойки должно быть минимальным. Оно зависит от длины втулки колеса и диаметра амортизационной стойки.

Положение убранного колеса определяется длиной обжатой амортизационной ноги и размещением лонжеронов. Если расстояние между лонжеронами значительно больше диаметра колеса, то для уменьшения перемещения ЦТ самолета колесо необходимо убирать возможно ближе к переднему лонжерону. При выборе положения убранного колеса необходимо учитывать, что амортизационная стойка не имеет обжатия. Зазор между лонжеронами и колесом необходимо выбирать с учетом постановки купола для колеса. Диаметр купола должен быть несколько большим, с учетом разнапливания пневматиков, равного  $1 \div 2\%$   $D_k$ .

Положение выпущенного колеса определяют две точки  $A(x_1; y_1; z_1)$  и  $C(x_3; y_3; z_3)$  (фиг. 250-I, II), лежащие в плоскости симметрии пневматиков на концах диаметра, перпендикулярного оси стойки. Убранное колесо фиксируется назначенными точками  $B(x_2; y_2; z_2)$  и  $D(x_4; y_4; z_4)$  (фиг. 250-II, III).

При уборке точки  $A$  и  $C$  описывают дуги  $AB$  и  $CD$ . Уравнение хорды  $AB$

$$\frac{x-x_1}{x_1-x_2} = \frac{y-y_1}{y_1-y_2} = \frac{z-z_1}{z_1-z_2}, \quad (1)$$

а хорды  $CD$

$$\frac{x-x_3}{x_3-x_4} = \frac{y-y_3}{y_3-y_4} = \frac{z-z_3}{z_3-z_4}. \quad (2)$$

Ось вращения представляет линию пересечения плоскостей, перпендикулярных хордам  $AB$  и  $CD$  и проходящих через их середины. Кроме того, плоскости, очевидно, должны пройти через точку  $O$ .

Плоскость, перпендикулярную прямой  $AB$  и проходящую через начало координат  $O$ , выразим уравнением:

$$Ax + Bz + Cy = 0.$$

Условия перпендикулярности прямой (1) и плоскости

$$\frac{x_1 - x_2}{A} = \frac{z_1 - z_2}{B} = \frac{y_1 - y_2}{C}.$$

Окончательный вид уравнения плоскости, перпендикулярной  $AB$ :

$$x + \frac{y_1 - y_2}{x_1 - x_2} y + \frac{z_1 - z_2}{x_1 - x_2} z = 0. \quad (3)$$

Уравнение плоскости, перпендикулярной  $CD$  и проходящей через середину хорды  $CD$  и начало координат:

$$x + \frac{y_3 - y_4}{x_3 - x_4} y + \frac{z_3 - z_4}{x_3 - x_4} z = 0. \quad (4)$$

Уравнения (3) и (4) являются уравнениями оси вращения. Для удобства построения эти уравнения можно представить в следующем виде:

$$x = \frac{(y_3 - y_4)(z_1 - z_2) - (y_1 - y_2)(z_3 - z_4)}{(x_1 - x_2)(z_3 - z_4) - (x_3 - x_4)(z_1 - z_2)} y; \quad (5)$$

$$z = \frac{(y_3 - y_4)(x_1 - x_2) - (y_1 - y_2)(x_3 - x_4)}{(z_1 - z_2)(x_3 - x_4) - (z_3 - z_4)(x_1 - x_2)} y. \quad (6)$$

Для графического построения оси вращения находят следы плоскостей  $P$  и  $Q$  (фиг. 251), перпендикулярных к хордам  $AB$  и  $CD$  и проходящих через их середины и начало координат  $O$ . В вертикальной плоскости это будут прямые  $P'O \perp A'B'$  и  $Q'O \perp C'D'$ , а в горизонтальной плоскости — прямые  $PO \perp AB$  и  $QO \perp CD$ . Точка  $O$ , начало координат, является общей для плоскостей  $P$  и  $Q$ .

Параллельно вертикальной плоскости проводят на произвольном расстоянии от начала координат вспомогательную плоскость  $R$ , след которой на горизонтальной плоскости  $XOZ$  будет параллелен оси  $X$ . Горизонтальные проекции линий пересечения плоскости  $R$  с плоскостями  $P$  и  $Q$  параллельны оси  $X$  и находятся на ее следе  $RR$ . Точки  $m$  и  $n$  пересечения следов плоскости  $R$  со следами  $OP$  и  $OQ$  переносят на плоскость  $XOY$  и получают точки  $m'$  и  $n'$ . Эти точки лежат на проекциях линий пересечения плоскости  $R$  с плоскостями  $P$  и  $Q$ .

Линии пересечения плоскости  $R$  с плоскостями  $P$  и  $Q$  изображаются проекциями  $ms$ ,  $m's'$  и  $nt$ ,  $n't'$ . Точка пересечения вертикальных следов  $n't'$  и  $m's'$  дает вторую точку  $K$ , являющуюся, как и точка  $O$ , общей для плоскостей  $P$  и  $Q$ .

426

В аналитическом и графическом методах построения пространственной оси для упрощения принято, что стойка и колесо проектируются в натуральную величину на вертикальную и горизонтальную плоскости проекций.

На практике встречаются случаи, когда ось стойки не параллельна плоскости симметрии пневматиков колеса, а угол поворота стойки при уборке больше или меньше  $90^\circ$  вследствие поперечного V крыла и т. д. Ввиду того, что изменение угла поворота по сравнению с  $90^\circ$  незначительно, во всех подобных случаях наклон оси следует выбирать в предположении, что стойка и колесо поворачиваются на  $90^\circ$ . Действительное положение колеса при любом угле его поворота можно построить, зная проекции оси вращения и разницу действительных углов по сравнению с принятыми при построении.

### § 3. КИНЕМАТИКА УБОРКИ КОЛЕС В ФЮЗЕЛЯЖ

Для пирамидального шасси (фиг. 252), состоящего из полуоси  $A_1B_1F_1L_1$  и двух подкосов  $F_1C$  и  $F_1C_1$  с шарнирами в точках  $F_1$ ,  $C$  и  $C_1$ , уборку колес в фюзеляж применяют в би-планнх схемах, монопланах с подкосами и при верхнем расположении свободнонесущих крыльев.

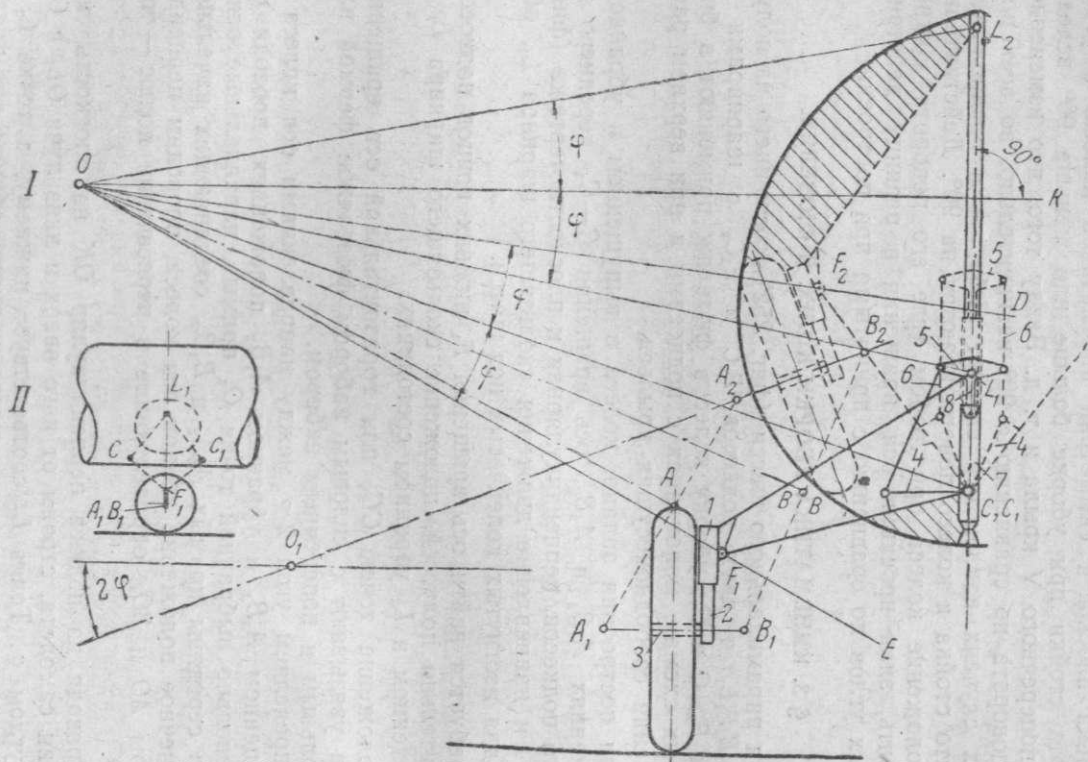
При построении задано: колеса в выпущенном и убранном положениях  $A_1B_1$  и  $A_2B_2$ , ось вращения  $C-C_1$  переднего и заднего подкосов, перпендикулярная к плоскости чертежа (фиг. 252-1), и направление движения скользящего шарнира  $L_1$ , общего для изогнутых коленчатых ног шасси.

Требуется найти ось вращения  $F_1$  нижних концов подкосов относительно полуосей, положение скользящего шарнира  $L_1$  в выпущенном и  $L_2$  убранном состояниях.

Положение точек  $CC_1$  или горизонтальной оси вращения шасси увязывают с силовым набором фюзеляжа: фермой или продольным и поперечным набором.

Определяем угол  $2\varphi$  между направлениями оси колеса в выпущенном  $A_1B_1$  и убранном  $A_2B_2$  положениях, проводя от произвольно выбранной точки  $O_1$  прямые, параллельные осям. Через середины прямых  $A_1A_2$  и  $B_1B_2$ , соединяющих начальное и конечное положение концов оси колеса, проводим перпендикуляры  $AO$  и  $BO$ , определяющие в пересечении полюс — точку  $O$ .

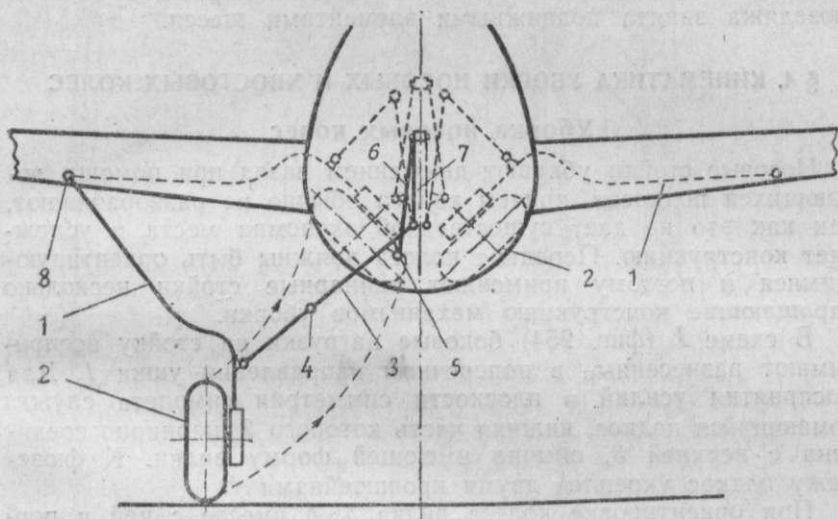
Проводя из полюса перпендикуляр  $OK$  на плоскость симметрии самолета, строим от него вверх и вниз лучи  $OL_1$  и  $OL_2$  под углом  $\varphi$ . Точка  $L_1$  соответствует нижнему, а точка  $L_2$  — верхнему положению скользящего шарнира, общего для правой и левой ног шасси. Соединяем  $O$  с  $C$  и проводим из полюса под углами  $\varphi$  прямые  $OD$  и  $OE$ . На прямых  $OD$  и  $OE$  находится нижняя ось вращения подкосов при выпущенном  $F_1$  и убранном шасси  $F_2$ . Положение точки  $F_1$  выбирают из конструктивных соображений: тип амортизатора, его положение



Чиг. 252. Кинематика уборки колес в боковые стенки фюзеляжа.

в ноге или в колесе, толщина амортизационной стойки, ход амортизатора.

В рассматриваемой схеме предположена постановка масляно-воздушного амортизатора, цилиндр 1 которого скреплен жестко с верхней частью ноги  $F_1L_1$ , а на штоке поршня 2 укреплен ось колеса 3. Ушки  $F_1$ , служащие осью нижних концов подкосов, помещаются на цилиндре. Для правильности построения необходимо, чтобы  $OF_1=OF_2$  и  $CF_1=CF_2$ .



Фиг. 253. Кинематика уборки шасси в крыло и фюзеляж при среднем расположении крыла.

Подъем шасси осуществляют гайкой с направляющими на участке  $L_1L_2$  и винта, приводимого во вращение электромотором или гидравлическими (или пневматическими) подъемниками 7, соединенных с кронштейнами 4 полуосей. На шток 8 поршня 7 устанавливают поперечину 5, от которой идут тяги 6 к кронштейнам 4.

Пропуск продольных элементов фюзеляжа через сечения, в которых помещается убранное шасси, и установка оборудования возможны только на заштрихованных участках, составляющих менее 50% от всего сечения, что является одним из основных недостатков рассматриваемой схемы уборки шасси в фюзеляж.

При среднем расположении крыла (фиг. 253) ногу 1 убирают в крыло, а колеса 2 — в фюзеляж. Уборку производят посредством ломающегося подкоса 3 с шарниром в точке 4. Верхнюю часть подкоса поднимают за рычаг 5, к которому подходит тяга 6, укрепленная к штоку поршня гидравлического или пневматического подъемника 7. Положе-

ние подъемника, ноги и подкосов при убранном колесе показано пунктиром.

Так же как и при уборке в направлении хорды, выбираем основные элементы шасси, задавшись выпущенным и убраным положением колеса. Затем выбираем положение оси вращения ноги — 1. Передний удар должен воспринимать шарнир 8 крепления ноги к крылу. Уборка колес возможна перед или между лонжеронами крыла. Так же как при уборке по схеме фиг. 252, большая часть площади поперечного сечения фюзеляжа занята подвижными элементами шасси.

#### § 4. КИНЕМАТИКА УБОРКИ НОСОВЫХ И ХВОСТОВЫХ КОЛЕС

##### Уборка носовых колес

Носовые стойки убирают движением назад при помощи ломающихся подкосов, причем колеса обычно не разворачивают, так как это не дает существенной экономии места и усложняет конструкцию. Передние колеса должны быть ориентируемыми и поэтому применяют одинарные стойки несколько упрощающие конструкцию механизмов уборки.

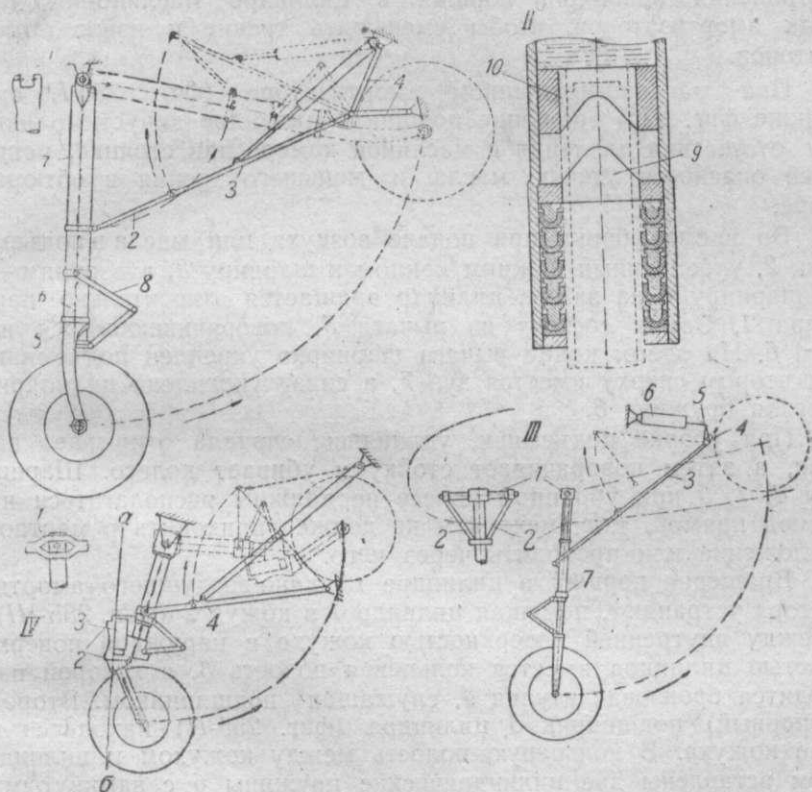
В схеме I (фиг. 254) боковые нагрузки на стойку воспринимают разнесенные в поперечном направлении ушки 1. Для восприятия усилий в плоскости симметрии самолета служит ломающийся подкос, нижняя часть которого 2 шарнирно соединена с верхней 3, обычно имеющей форму вилки. К фюзеляжу подкос укреплен двумя кронштейнами 4.

При ориентировке колеса вилка 5, а вместе с ней и поршень 6 поворачиваются в цилиндре 7. Шлиц-шарнир 8 соединяет цилиндр с демпфером шимми, помещенным внутри штока поршня в его нижней части. Возвращение колеса в плоскость симметрии после взлета самолета производится центрирующими упорами, находящимися в кольцевом пространстве между поршнем и цилиндром. После взлета, в конце обратного хода амортизатора, выступы, имеющиеся на верхнем торце нижнего цилиндрического упора 9 (фиг. 254-II), начинают скользить по выемкам в нижнем торце верхнего цилиндрического упора 10. Верхний упор, скрепленный с поршнем, поворачивает его, а вместе с ним и колесо, относительно нижнего упора, скрепленного с цилиндром. Трение, возникающее в уплотнении амортизатора, до некоторой степени препятствует возникновению шимми. Однако вращение поршня в цилиндре вызывает износ уплотнения и может послужить причиной течи жидкости из амортизационной стойки.

Часто стойку крепят траверсой 1 (фиг. 254-III) с двумя подкосами 2, воспринимающими боковые нагрузки на стойку. Лломающийся подкос двойной; верхние стержни 3 расходятся кверху и крепятся к поперечной трубе 4. Сбоку на трубе жестко насажен рычаг 5, с которым соединен шток качающегося подъемника 6. При ориентировке колеса, так же как и в пре-

дыдущей схеме, происходит поворот поршня в цилиндре. Демпфер шимми в виде двух сообщающихся цилиндров 7 укреплен на цилиндре амортизатора и соединяется шлиц-шарниром с вилкой.

Крепление ноги иногда осуществляют мощной траверсой 1 (фиг. 254-IV) без поперечных подкосов. Ломающийся подкос 4



Фиг. 254. Носовые стойки, их кинематика и особенности крепления к фюзеляжу и ориентировки колес.

имеет Y-образную форму. Особенность схемы заключается в применении спаренных колес, ориентирующихся относительно оси  $ab$  в специальном подшипнике 2, рядом с которым установлен гидравлический демпфер 3. В подшипнике имеется приспособление, возвращающее колеса в плоскость симметрии после взлета. Преимущество схемы заключается в устранении вращения поршня в цилиндре. Двойные колеса, помимо экономии места в фюзеляже по высоте, способствуют уменьшению шимми вследствие двухточечного касания с поверхностью аэродрома

## Уборка хвостовых колес

Большое количество схем убирающихся хвостовых колес может быть сведено к двум основным типам: в первом типе ось вращения вилки совпадает, а во втором — не совпадает с осью амортизатора.

Установки первого типа более компактны, но требуют устранения вращения поршня в цилиндре масляно-воздушных амортизаторов, чтобы уменьшить трение и износ обтюраторов.

При масляно-пружинном амортизаторе (фиг. 255-I, см. также фиг. 276) вращение поршня в цилиндре допустимо ввиду отсутствия давления в масляной камере при стоянке, меньшей опасности утечки масла и меньшего трения в обтюраторе.

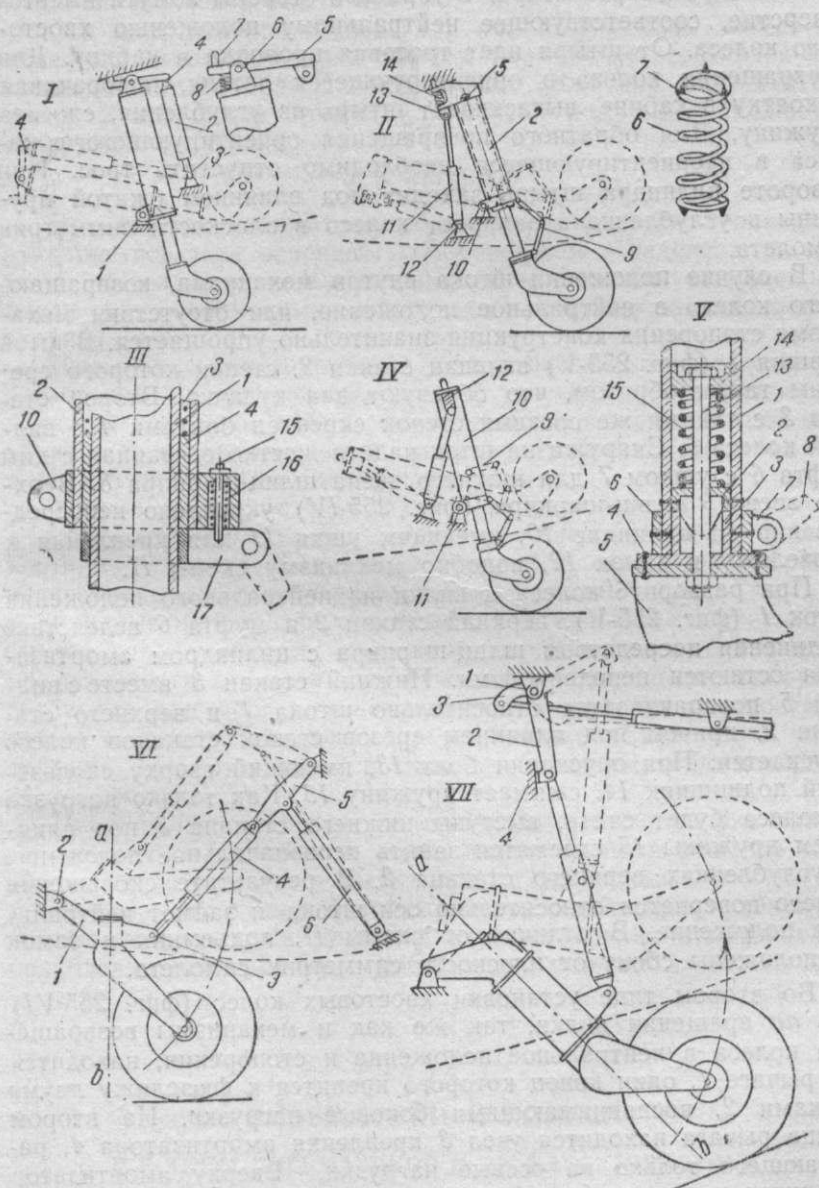
Во время уборки при подаче воздуха или масла в подъемник 2, укрепленный нижним концом к шарниру 3, а верхним — к шарниру 4 на замке, цилиндр вращается относительно шарнира 1. Замок состоит из рычага 5, поворачивающегося на оси 6. На одном конце рычага шарнирно укреплен подъемник, на втором сверху имеется зуб 7, а снизу укреплена цилиндрическая пружина 8.

При уборке подъемник, удлиняясь, сначала открывает замок, а затем поворачивает стойку и убирает колесо. Шарниры 4, 1, 3 при убранном колесе не должны располагаться на одной прямой, т. е. механизм не должен приходить в мертвое положение или проходить через него.

Вращение поршня в цилиндре масляно-воздушного амортизатора устраняют, помещая цилиндр 1 в кожух 2 (фиг. 255-III). Между внутренней поверхностью кожуха и наружной поверхностью цилиндра имеется кольцевая полость 3, в которой находится бронзовая втулка 4, служащая подшипником. Второй (упорный) подшипник 5 цилиндра (фиг. 255-II) находится в дне кожуха. В кольцевую полость между кожухом и цилиндром вставлены две цилиндрические пружины 6 с замкнутыми крайними витками, имеющими торцевые выступы 7. При повороте цилиндра в кожухе одна пружина раскручивается, вторая закручивается. После взлета пружины возвращают колесо в нейтральное положение. Цилиндр и поршень связаны шлицевым шарниром 9, который при повороте колеса поворачивается вместе с поршнем и цилиндром.

При уборке кожух поворачивается около ушков 10 (фиг. 255-II). Цилиндр подъемника 11 нижним концом укреплен к шарниру 12. Верхний конец штока скреплен с ушком штока 13, служащего замком установки при выпущенном колесе. В начале хода шток сжимает пружину 14 и открывает замок, а затем поворачивает кожух и стойку.

Стопорный механизм, превращающий ориентирующееся колесо в неориентирующееся, состоит из штока 15 (фиг. 255-III).



Фиг. 255. Кинематика и ориентировка хвостовых колес.

укрепленного на хомуте кожуха. Штырь прижимается пружиной 16 к хомуту 17, служащему для крепления шлиц-шарнира на цилиндре амортизатора. С торцевой стороны хомута имеется отверстие, соответствующее нейтральному положению хвостового колеса. От штыря идет тросовая проводка в кабину. Для превращения колеса в ориентирующееся летчик, поворачивая рукоятку в кабине, вытаскивает штырь из углубления, сжимая пружину. Для обратного превращения ориентирующегося колеса в неориентирующееся необходимо отпустить трос. При повороте цилиндра штырь заходит под влиянием сжатой пружины в углубление и запирает колесо в плоскости симметрии самолета.

В случае положения штока внутри механизма, возвращающего колесо в нейтральное положение, или отсутствия механизма стопорения конструкция значительно упрощается. В шток поршня 1 (фиг. 255-V) вклепан стакан 2, стенки которого срезаны таким образом, что образуют два кулачка. Второй стакан 3 с такими же срезами стенок скреплен болтами 4 с вилкой колеса 5. Снаружи на шток надета жестко связанная с ним муфта 6 с ушком 7 для нижнего звена шлиц-шарнира 8. Верхнее звено 9 шлиц-шарнира (фиг. 255-IV) укреплено непосредственно на цилиндре 10, имеющем ушки 11 для крепления к фюзеляжу и замок 12, подобно механизму схемы II.

При развороте колеса и вилки из нейтрального положения шток 1 (фиг. 255-V), верхний стакан 2 и муфта 6 вследствие соединения посредством шлиц-шарнира с цилиндром амортизатора остаются неподвижными. Нижний стакан 3 вместе с вилкой 5 поворачивается относительно штока 1 и верхнего стакана 2, причем под влиянием срезов стенок стаканов колесо опускается. При опускании болт 13, имеющий сверху скользящий подшипник 14, сжимает пружину 15. Как только нагрузка с колеса будет снята, выступы нижнего стакана 3 под влиянием пружины 15 стремятся занять первоначальное положение в углублениях верхнего стакана 2. В результате скольжения колесо повернется относительно оси штока и займет нейтральное положение. В отличие от схемы II, подъемник и замок расположены сбоку от плоскости симметрии самолета.

Во втором типе установки хвостовых колес (фиг. 255-VI) ось *ab* вращения вилки, так же как и механизмы возвращения колеса в нейтральное положение и стопорения, находится на рычаге 1, один конец которого крепится к фюзеляжу двумя ушками 2, воспринимающими боковые нагрузки. На втором конце рычага находится узел 3 крепления амортизатора 4, работающего только на осевые нагрузки. Вверху амортизатор крепится к рычагу 5, удерживаемому подъемником 6. При выпущенном колесе ось амортизатора составляет незначительный угол (зависящий от величины хода) с осью рычага 5 и на подъемник передается лишь незначительное усилие. При убранном колесе шток подъемника выпущен.

Вся установка компактнее при наклоне оси вращения *ab* вперед (фиг. 255-VII) и применении трубы 1 с двумя насаженными на ней рычагами 2 и 3.

Оси амортизатора и рычага 2 при выпущенном колесе составляют небольшой угол, причем нормальную составляющую воспринимает упор 4. При различных обжатиях амортизатора рычаг 2 все время прижат к упору, и подъемник полностью разгружен от усилий.

## § 5. ВЫВОДЫ

При выборе кинематики убирающегося шасси необходимо руководствоваться основным соображением — надежностью работы. Посадка с невыпущенным или частично выпущенным шасси на современных скоростях неизбежно заканчивается аварией.

Чем проще конструктивная схема шасси, тем надежнее работает оно при одинаковых прочих условиях. Уменьшение количества элементов шасси упрощает его крепления и механизм уборки. В последнее время даже на тяжелых самолетах намечается переход на одинарные стойки.

Уборка шасси по размаху крыла значительно упрощается в случае применения оси вращения, расположенной в плоскости, параллельной плоскости симметрии самолета. Уборка в мотогондолы проще без разворота колес на 90°.

Главные ноги шасси тем лучше, чем меньше габариты требуются для размещения стоек колес и чем больше грузов можно разместить в крыле или фюзеляже. Наименьшие габариты требуются при уборке в направлении хорды без разворота, а также с разворотом колес при их уборке в хвостовую часть профиля одномоторных и в моторные гондолы многомоторных самолетов.

Наибольшее пространство необходимо при уборке шасси по размаху со смещением колес назад. Лучшее решение дает уборка колес в носовую часть крыла у фюзеляжа.

Схемы, выгодные в отношении минимальных габаритов, обычно являются наилучшими с точки зрения минимальных ослаблений конструкций с работающей обшивкой.

## Глава IV

### ПНЕВМАТИКИ И КОЛЕСА

#### § 1. ТИПЫ ПНЕВМАТИКОВ И ИХ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Пневматики входят в амортизационную систему и воспринимают часть нормированной работы при посадке, разбеге и пробеге. Работа, воспринятая пневматиком при обжатии, меньше нормированной и мгновенно почти полностью возвращается после снятия нагрузки. Для поглощения всей работы,

регламентируемой нормами, превращения части работы в тепло (создание гистерезиса) и устранения прыжков в системе шасси применяют амортизаторы.

В зависимости от начального внутреннего давления пневматики делятся на три типа:

- 1) высокого давления,  $p_0 = 3,0 \div 5,0$  ат;
- 2) среднего давления (полубаллоны),  $p_0 = 1,5 \div 3,5$  ат;
- 3) низкого давления (баллоны),  $p_0 = 1,1 \div 3$  ат.

При неубирающемся шасси выгодны пневматики высокого давления, имеющие малые мидель и лобовое сопротивление. В случае уборки колеса с поворотом в плоскость хорд для крыла, имеющего большую толщину, применяют полубаллоны с меньшим диаметром, чем пневматики высокого давления. Однако при очень тонких крыльях может оказаться возможной уборка колес только с пневматиками высокого давления. Полубаллонные пневматики необходимы при твердой, но неровной поверхности аэродромов.

Баллоны на главных колесах применяют для увеличения проходимости на аэродромах со слабым грунтом и для хвостовых колес двухколесного шасси во всех случаях.

В процессе эксплуатации пневматики изнашиваются как по ширине — диаметру пневматика  $d$ , так и по диаметру снаряженного колеса  $D$ . Увеличение диаметра пневматика  $d$  при изнашивании равно  $2 \div 3\%$ , а увеличение диаметра снаряженного колеса вместе с пневматиком составляет  $1 \div 2\%$ . Изнашивание пневматиков необходимо учитывать при установлении размеров куполов для уборки колес, ширины вилок, расстояния между двойными стойками и т. п.

Характеристикой пневматика служит диаграмма обжатия (фиг. 256), дающая связь между радиальной нагрузкой на колесо  $Q$  кг и обжатием пневматика  $\delta$  мм при различных начальных внутренних давлениях  $p_0$  ат.

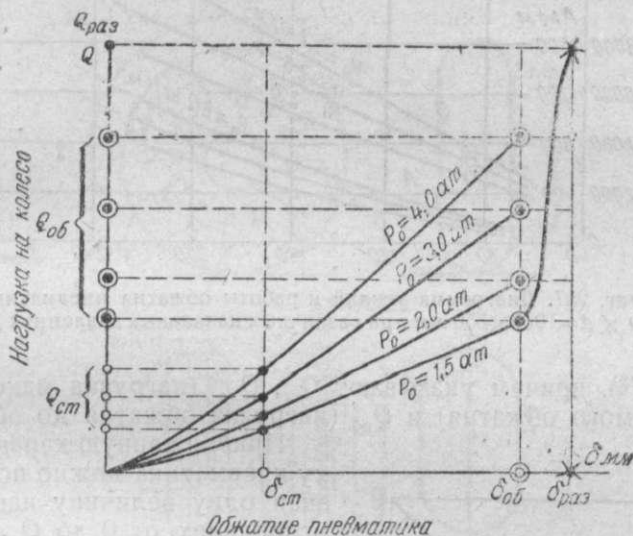
Первая характерная точка диаграммы обжатия — стояночное обжатие  $\delta_{ст}$  общее для колеса данного диаметра  $D$  при всех начальных давлениях. Чем выше начальное давление  $p_0$ , тем более стояночное усилие  $Q_{ст}$  кг, соответствующее одному и тому же стояночному обжатию  $\delta_{ст}$ .

У пневматиков высокого давления относительное стояночное обжатие  $\lambda_{ст} = \frac{\delta_{ст}}{d}$  изменяется в пределах  $\lambda_{ст} = 0,15 \div 0,20$  у баллонов и полубаллонов  $\lambda_{ст} \geq 0,3 \div 0,35$ . Увеличение  $\delta_{ст}$  у баллонов и полубаллонов повышает мягкость амортизации и, вследствие большего диаметра этих пневматиков, исключает возможность обжатия их до обода при попадании на неровности аэродрома.

Малые стояночные обжатия необходимы у пневматиков высокого давления для предохранения ободов колес и самих пнев-

матиков при набегании на неровности аэродрома. При разбеге пневматики высокого давления вследствие малого обжатия имеют меньшее сопротивление качения.

Вторая характерная точка диаграммы обжатия — обжатие до обода  $\delta_{об}$ . Для пневматиков данного размера величины  $\delta_{об}$  одинаковы при всех начальных давлениях  $p_0$ , а радиальные усилия  $Q_{об}$  увеличиваются с увеличением  $p_0$  (фиг. 256). Наилучшее соотношение между работой пневматика и амортиза-



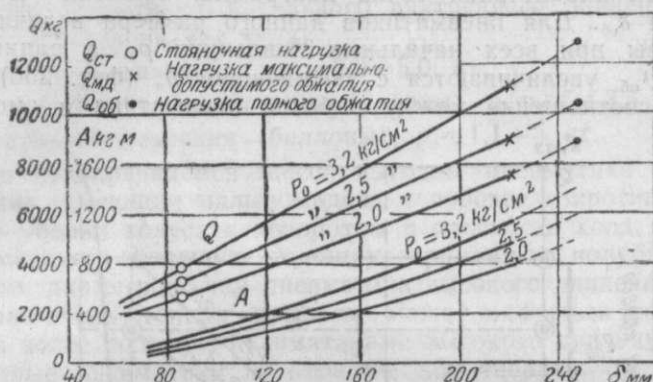
Фиг. 256. Типовая диаграмма обжатия пневматика при различных начальных внутренних давлениях  $p_0$ .

ционной стойки соответствует относительному обжатию пневматика в пределах  $\lambda_{об} = \frac{\delta_{об}}{d} = 0,7 \div 0,83$ . Для увеличения срока службы пневматиков необходимо, чтобы обжатие  $\delta^э$  при эксплуатационной перегрузке  $n^э$  было несколько менее обжатия до обода и  $Q^э < Q_{об}$  (см. фиг. 257). Однако большая разница в величинах  $\delta^э$  и  $\delta_{об}$  также нерациональна, так как в этих случаях работа пневматиков не используется в должной мере.

В пределах от  $Q=0$  до  $Q_{об}$  закон изменения радиальных усилий в зависимости от обжатия близок к линейному и соответствует упругим деформациям пневматиков и колес. При дальнейшем обжатии нагрузка на обод из распределенной превращается в сосредоточенную, и наступает местное разрушение пневматика и обода. Участок диаграммы от  $\delta_{об}$  до  $\delta_{раз}$  характеризуется резким возрастанием радиальных нагрузок от  $Q_{об}$  до  $Q_{раз}$  (фиг. 256).

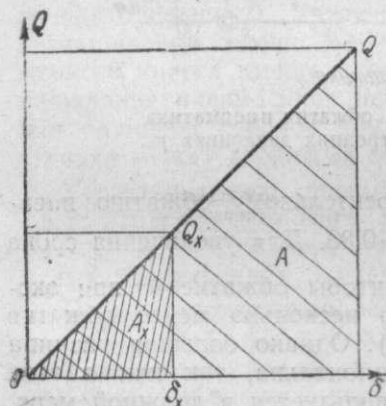
Третья характерная точка диаграммы обжатия  $\delta_{раз}$  и  $Q_{раз}$  (фиг. 256) показана только для начального давления  $p_0 = 1,5$  ат. При увеличении  $p_0$  увеличиваются  $Q_{раз}$ ,  $Q_{ст}$  и  $Q_{об}$ .

Площадь, ограниченная кривой обжатия и координатами  $Q$  и  $\delta$ , представляет работу пневматика  $A_{\text{пн}}$  при обжатии. В характеристике пневматика (фиг. 257) дают две кривые  $Q = f(\delta)$



Фиг. 257. Диаграмма усилий и работы обжатия пневматика.  
 $D \times d = 1000 \times 350$  мм при различных начальных давлениях  $p_0$ .

и  $A = f(\delta)$ , причем указывают  $Q_{\text{ст}}$ ,  $Q_{\text{мд}}$  (нагрузка максимально допустимого обжатия) и  $Q_{\text{об}}$  (нагрузка обжатия до обода).



Фиг. 258. Приближенное построение характеристики пневматика по известным  $\delta$  и  $Q$ . Для заданного  $Q_x$  обжатие  $\delta_x = Q_x \cdot \frac{\delta}{Q}$ ;

$$A_x = A \cdot \frac{Q_x^2}{Q^2}.$$

Приближенную характеристику пневматика можно построить, зная одну величину нагрузки  $Q$  в пределах от 0 до  $Q_{\text{об}}$  и соответствующее обжатие  $\delta$  (фиг. 258). При расчетах приходится находить величину радиальной силы  $Q_x$  и работы  $A_x$  при заданном обжатии  $\delta_x$  или, наоборот, по заданному  $Q_x$  или  $A_x$  определяют обжатие  $\delta_x$ :

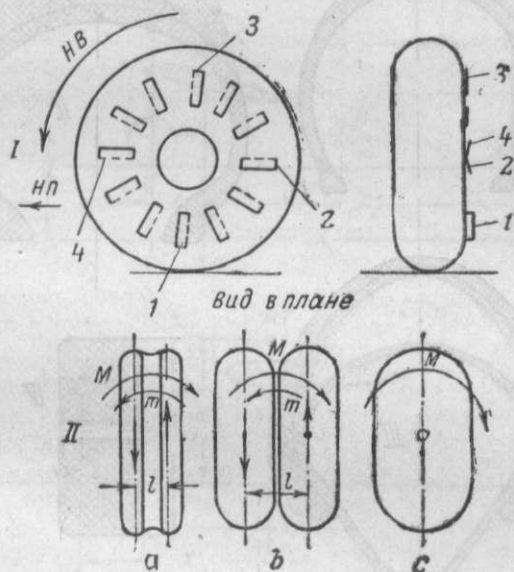
$$Q_x = \delta_x \cdot \frac{Q}{\delta};$$

$$\delta_x = Q_x \cdot \frac{\delta}{Q};$$

$$A_x = A \cdot \frac{Q_x^2}{Q^2} = \frac{\delta_x^2}{\delta^2}.$$

Колеса, выпущенные перед посадкой, начинают вращаться только после соприкосновения с землей. Для малых колес время полной раскрутки при посадке на бетонированную дорожку составляет примерно 0,05 сек., а для больших 0,1 сек. Трение,

возникающее в момент соприкосновения с землей вследствие инерции колеса, вызывает неравномерный износ покрышек. Для устранения этого недостатка фирма Гудрич выпустила новый тип покрышек, имеющих боковые карманы с осями вращения, направленными по радиусу колеса (фиг. 259-1). Набегающий поток, полностью открыв карман 1, находящийся в нижней точке колеса, начинает открывать карманы, занимающие положение 4, и закрывает карманы, начиная с положения 2, на всей



Фиг. 259. Формы покрышек.

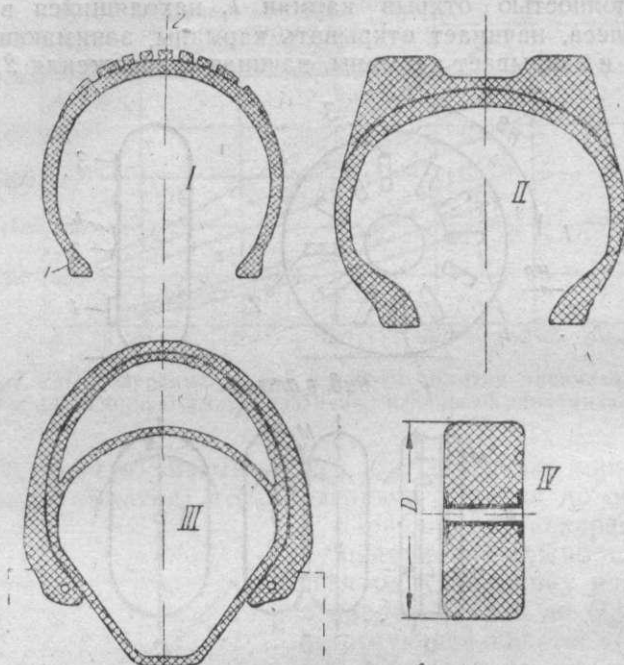
1—покрышки с карманами для раскрутки колеса перед посадкой; II—а—покрышки с двухточечным соприкосновением; б—спаренные колеса; в—одинарные покрышки.

покрышке. Колеса после их выпуска еще в воздухе начинают вращаться в нужном направлении.

Для устранения шимми хвостовых и носовых колес желательно двухточечное соприкосновение их с поверхностью аэродрома. На самолетах малого и среднего тоннажа применяют покрышки с двумя ребрами (фиг. 259-II, а), а на тяжелых — спаренные хвостовые и носовые колеса (фиг. 259-II, б). Устойчивость при качении в обоих последних случаях а и б больше, чем при одинарном колесе (фиг. 259-II, в), вследствие возникновения восстанавливающего момента сил трения  $m = \frac{Q}{2} l$ , препятствующего колебаниям колеса относительно вертикальной оси.

Покрышки тормозных колес имеют наибольшую толщину в местах прилегания к ребрам обода 1 (фиг. 260-1) и соприкосновения с поверхностью аэродрома 2. В хвостовом нетормоз-

ном колесе (фиг. 260-II) утолщения подошвы покрышки сделаны для получения двухточечного соприкосновения с землей. Подошву покрышек носовых и хвостовых колес, не имеющих тормозов, делают гладкой или с бороздками, расположенными по окружности колеса без поперечных углублений (фиг. 260-I).



Фиг. 260. Формы сечений покрышек.

I—тормозные колеса; II—хвостовое колесо с двухточечным соприкосновением; III—покрышка и камера носового колеса; IV—грузошина.

На случай возможных повреждений камеру носового колеса у самолетов с большой посадочной скоростью желательно делать двойной (фиг. 260-III). Зарядку обеих камер делают одновременно через специальный вентиль, причем по окончании зарядки камеры разобщают. Хвостовые колеса малых размеров часто снабжают грузошинами вместо пневматиков (фиг. 260-IV).

## § 2. ВЫБОР РАЗМЕРОВ ПНЕВМАТИКОВ

По схеме положения колес относительно ЦТ определяют нагрузки на них при стоянке (фиг. 261).

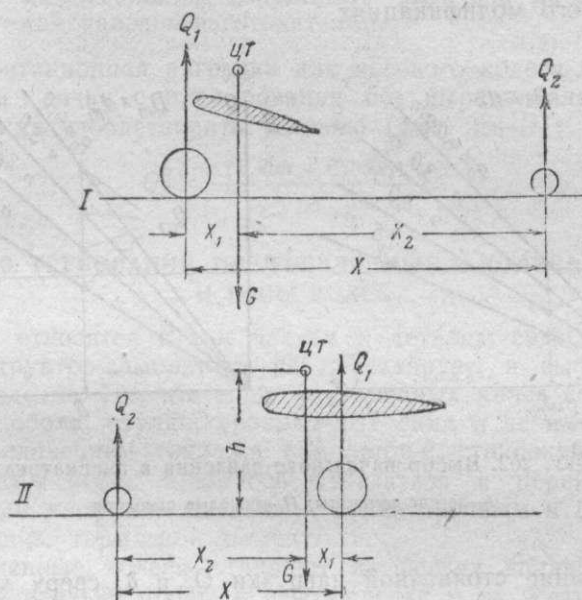
$$Q_1 = \frac{Gx_2}{2x};$$

$$Q_2 = \frac{Gx_1}{x},$$

где  $Q_1$  — нагрузка на каждое из главных колес;  
 $Q_2$  — нагрузка на хвостовое или носовое колесо.

В случае спаренных колес необходимо полученные нагрузки уменьшить вдвое.

Полученная величина стояночной нагрузки  $Q_1$  или  $Q_2$  должна находиться в диапазоне стояночных нагрузок  $Q_{ст}$  на пнев-



Фиг. 261. Определение нагрузок на пневматики.

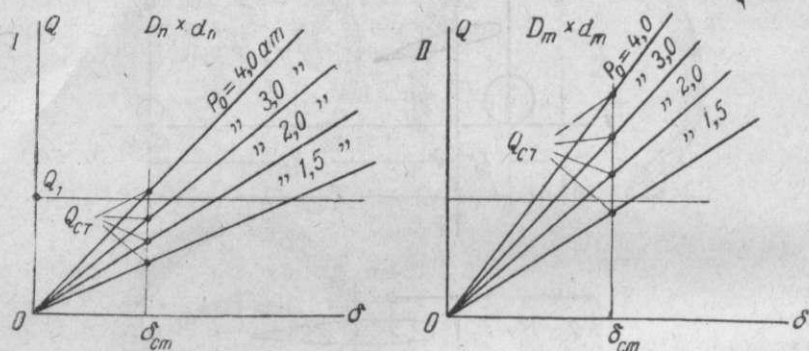
I — двухколесное шасси; II — трехколесное шасси.

матик, соответствующих различным начальным давлениям  $p_0$  (фиг. 262). Руководствуясь этим соображением, находят по каталогу пневматик и колесо требуемых размеров. Может случиться, что требуемая величина  $Q_1$ , находясь в диапазоне стояночных нагрузок двух различных пневматиков  $D_n \times d_n$  и  $D_m \times d_m$  в одном случае близка к верхнему (фиг. 262-I), а в другом — к нижнему пределу допустимых величин  $Q_{ст}$  (фиг. 262-II).

Для легких самолетов с незначительным количеством расходуемого в полете груза и не допускающих перегрузочных вариантов необходимо придерживаться верхнего предела диапазона стояночных нагрузок и давлений (фиг. 262-I). Если взять колесо, у которого требуемая величина  $Q_1$  совпадает с нижним пределом давлений (фиг. 262-II), то такое колесо будет тяжелым и его данные при максимальных допустимых давлениях не будут использованы.

Для тяжелых самолетов, у которых расходуемый в полете груз составляет значительную часть полетного веса, а кроме

того, возможны перегрузочные варианты, пневматики необходимо выбирать по одному из нижних значений стояночных нагрузок и давлений (фиг. 262-1/1). При перегрузочных вариантах таким путем избегают перенапряжений, а следовательно, и быстрого изнашивания пневматиков. В обоих случаях необходимо предусматривать некоторый запас грузоподъемности на неизбежное в эксплуатации увеличение полетного веса самолета при его модификациях.



Фиг. 262. Выбор начального давления в пневматиках.

I—легкие самолеты; II—тяжелые самолеты.

Увеличение стояночной нагрузки  $Q_{ст}$  и  $\delta_{ст}$  сверх максимальной величины, соответствующей  $\max p_0$ , указанной в характеристике пневматика, недопустимо, так как при этом эксплуатационная нагрузка  $Q^3 = Q_{ст} n^3$  может превысить  $Q_{06}$ . Колесо может разрушиться от местных нагрузок на обод, а пневматик — от чрезмерных обжатий при посадке и ударах. При нормальных условиях эксплуатации пневматик выдерживает до 300 посадок.

Для главных колес двухколесного шасси эксплуатационную перегрузку при посадке на три точки определяют по формуле:

$$n_E^3 = 2,6 + \frac{4500}{G + 2500} > 3,5.$$

Эксплуатационная нагрузка для хвостового колеса

$$Q^3 = (n_E^3 + 1) Q_{ст},$$

где  $n_E^3$  — эксплуатационная перегрузка, определяемая так же, как и для главных колес;

$Q_{ст}$  — нагрузка на хвостовое колесо при стоянке (фиг. 261-1).

При трехколесном шасси максимальное значение  $n_E^3$  для главных колес (при посадке с планирования без выравнивания) и для носового колеса (во всех случаях) равно:

$$n_E^3 = \frac{Q_{мд}}{Q_{ст}},$$

где  $Q_{мд}$  — максимальная допустимая нагрузка на пневматик, гарантируемая заводом-изготовителем.

Эксплуатационная нагрузка для носового колеса при посадке на три точки с планирования без выравнивания, кроме того, должна удовлетворять условию (фиг. 261-И):

$$Q_2^3 \geq \frac{(1,23h + 0,86x_1)}{X} G.$$

### § 3. ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К КОЛЕСАМ, И ТИПЫ КОЛЕС

Колеса относятся к тем частям и деталям самолета, которые конструктор-самолетчик не проектирует, а выбирает как готовое изделие. Первые типы авиационных колес состояли из стального обода, втулки, проволочных спиц и не имели тормозов. С увеличением тоннажа самолетов и установкой тормозов от спицевых колес пришлось отказаться и перейти к дuralюминовым клепаным дисковым, более прочным и лучше воспринимающим тормозной момент.

Современные колеса отливают из легких сплавов. Такие колеса значительно проще в изготовлении и их жесткость увеличивается без перетяжеления по сравнению с клепаными колесами. Вместо бронзовых грундбукс применяют роликовые или игольчатые подшипники, уменьшающие длину разбега вследствие меньшего трения. Пробег не увеличивается, так как обязательна установка тормозов.

К колесам предъявляют ряд специальных требований:

1. Отсутствие деформаций корпуса для избежания заклинивания тормозов.

2. Корпус и тормозной барабан должны быть строго концентричны с осью для устранения биения, дерганья тормоза и расшатывания узлов крепления.

3. Корпус и барабан должны поглощать тепло, развиваемое при торможении, и рассеивать его возможно быстрее.

4. Борты покрышек должны плотно прилегать к ободу для устранения скольжения, вызывающего расслаивание резины и корда.

5. Для устранения опасности вырывания вентиля и разрыва камеры при торможении должно быть полностью исключено скольжение пневматика по ободу.

Конструкция главных колес изменяется в зависимости от количества тормозов и типа подшипников.

Однотормозное колесо с роликовыми подшипниками состоит из барабана 1 (фиг. 263-I), отлитого вместе с ободом 2, одной ребордой 3, ступицей 4 и спицами 14. Вторая реборда 5 для удобства постановки покрышки сделана съемной. На барабане, со стороны съемной реборды, имеется кольцевая выточка 6 под контрящее кольцо. Проворачиванию реборды 5 препятствуют четыре шпонки 7. В барабан запрессована стальная рубашка 8, к которой непосредственно прилегают тормозные колодки. В выточки ступицы запрессованы роликоподшипники 9. Подшипники закрыты сальниками, состоящими из фетрового кольца 10, заключенного между двумя дуралюминовыми кольцами, укрепленными к ступице винтами 11. Со стороны, противоположной барабану, колесо закрыто дуралюминовым диском 12, в котором имеется отверстие для вентилия, закрывающееся колпачком 13. Спицы 14 расположены в два ряда и имеют тавровые сечения. Подшипники надеты на стальную втулку 15.

Иногда вместо роликовых применяют игольчатые подшипники, воспринимающие только радиальные нагрузки (фиг. 263-II). В цельнометаллический корпус 1 впрессована стальная тормозная рубашка 2. В ступицу колеса впрессован стальной стакан 3, служащий внешним кольцом игольчатого подшипника 4. Смазка подшипника осуществляется через масленку 5.

Боковые нагрузки воспринимают бронзовые шайбы, являющиеся обтюраторами, так как игольчатые подшипники требуют смазки, подобно грунбуксам.

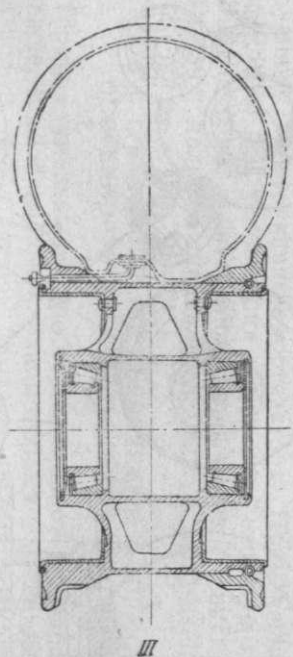
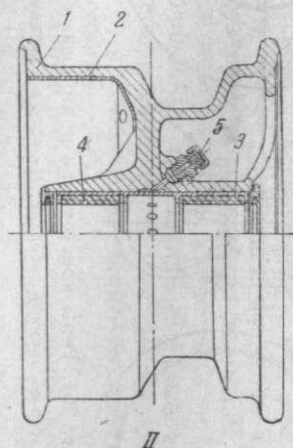
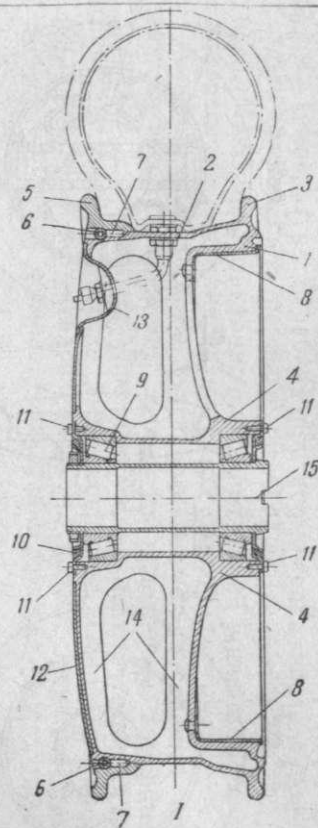
Для игольчатых подшипников требуются меньшие габариты в направлении радиуса колеса. В направлении оси они передают нагрузку на большую площадь, чем роликовые подшипники, и позволяют установку одного ряда спиц или одного диска. Недостаток игольчатых подшипников заключается в возможности радиальных люфтов.

Для увеличения тормозного момента применяют двухтормозные колеса (фиг. 263-III). При баллонах и полубаллонах двойные тормоза дают требуемый тормозной момент, несмотря на уменьшение диаметра барабанов.

Для упрощения конструкции носовые и, в особенности, хвостовые колеса малых размеров обычно делают нетормозными. Для упрощения снаряжения делают съемную реборду 1 (фиг. 264-I) или разъемную втулку 3 (фиг. 264-II).

Колеса с внутренней амортизацией обычно применяли для уменьшения сопротивления неубирающегося шасси или для устранения бокового срыва покрышек вследствие изменения ширины колеи шасси с большим наклоном амортизационных стоек в поперечной плоскости.

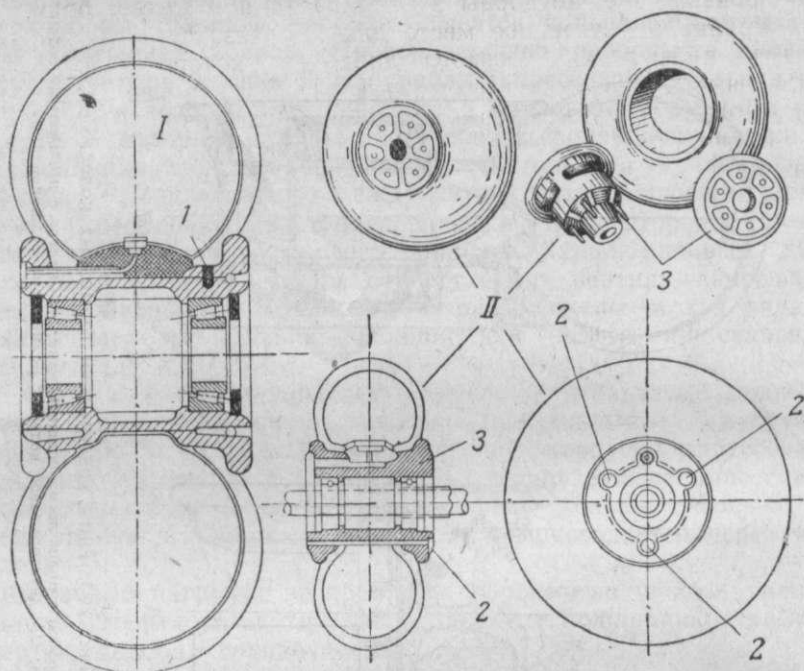
Стойка шасси заканчивается втулкой 1 (фиг. 265-I, II), скользящей в вертикальной прорези барабана 2, служащего осью вращения колеса. Втулка 1 укреплена к цилиндру 3 ма-



Фиг. 263. Типы конструкции тормозных колес.

*I*—однотормозное колесо с роликовыми подшипниками; *II*—колесо с игольчатыми подшипниками; *III*—двухтормозное колесо с роликовыми подшипниками.

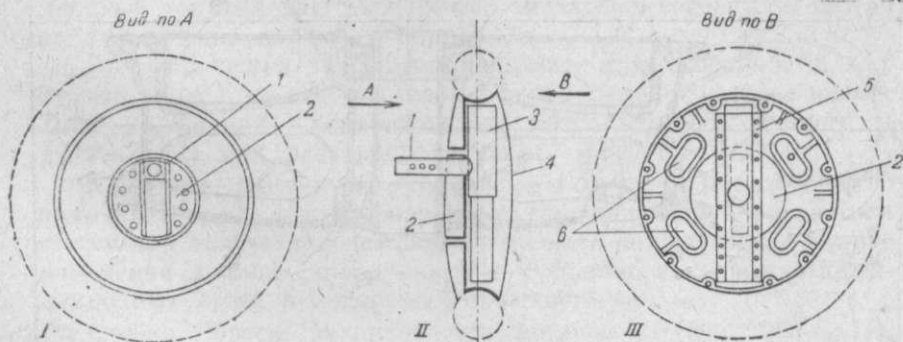
слюно-воздушного амортизатора. Со стороны, противоположной барабану, колесо закрыто диском 4, укрепленным к ободу и имеющим дыры облегчения 6. Внутри колеса на барабане



Фиг. 264. Типы конструкции нетормозных колес.

I—колесо со съёмной ребордой; II—колесо с разъемной втулкой.

укреплена направляющая муфта цилиндра 5, состоящая из двух половин, соединенных болтами. В направляющей муфте, обращенной к барабану, имеется вертикальный вырез для втулки 1. При вращении колеса барабан 2, втулка 1, поршень и



Фиг. 265. Схема колеса с внутренней масляно-воздушной амортизацией.

цилиндр 3 не вращаются. Имеются колеса с внутренней резиновой шнуровой и пластинчатой амортизацией.

Колеса с внутренней амортизацией сложны конструктивно и в производстве, неудобны в эксплуатации и имеют большой вес. Крайне ограниченное место для амортизаторов заставляет ставить пневматику высокого давления, которые еще более затрудняют конструкцию амортизатора. Применение тормозов невозможно без усложнения и без той сложной конструкции.

Замена колес с внутренней амортизацией лыжами возможна только при наличии специальных лыж с амортизацией.

#### § 4. ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К ТОРМОЗАМ, ОСОБЕННОСТИ ИХ РАБОТЫ И ВЫБОР ТОРМОЗА

Тормоза уменьшают пробег, повышают маневренность при рулежке, в особенности у одномоторных самолетов, позволяют производить пробег мотора без специальных подкладок под колеса и сокращают разбег при условии применения колес на роликовых подшипниках. Сокращая пробег на 50—60%, тормоза позволяют увеличивать посадочную скорость (в особенности при трехколесном шасси). Но так как при увеличении посадочной скорости можно уменьшить площадь крыльев (при проектировании самолета), то благодаря тормозам может быть увеличена также и максимальная скорость.

Кроме вполне очевидных требований — малый вес, компактность, удобство эксплуатации, прочность, долговечность, надежность работы и т. д., к самолетным тормозам предъявляют ряд специальных требований:

1. Быстрая и плавная работа (максимальное время полного затормаживания 2 сек., а растормаживания 1,5 сек.).
2. Полная синхронность при одновременной работе правого и левого тормозов.
3. Независимость работы тормозов от перемещения колес при обгати амортизационных стоек.
4. Температура барабана при торможении после одной посадки должна быть не выше 80—120° С.
5. Максимальный тормозной момент при минимальном усилии распора для данного диаметра барабана.

Современные тормоза, устанавливаемые на главных колесах, по своему устройству делятся на колодочные, камерные и дисковые, а по способу управления — на механические, гидравлические, пневматические и электрические. Основной характеристикой тормоза, установленного на колесе, является максимальный рабочий момент торможения колеса  $M_{T \max}$ .

$$M_{T \max} = \mu Q_{\max} R,$$

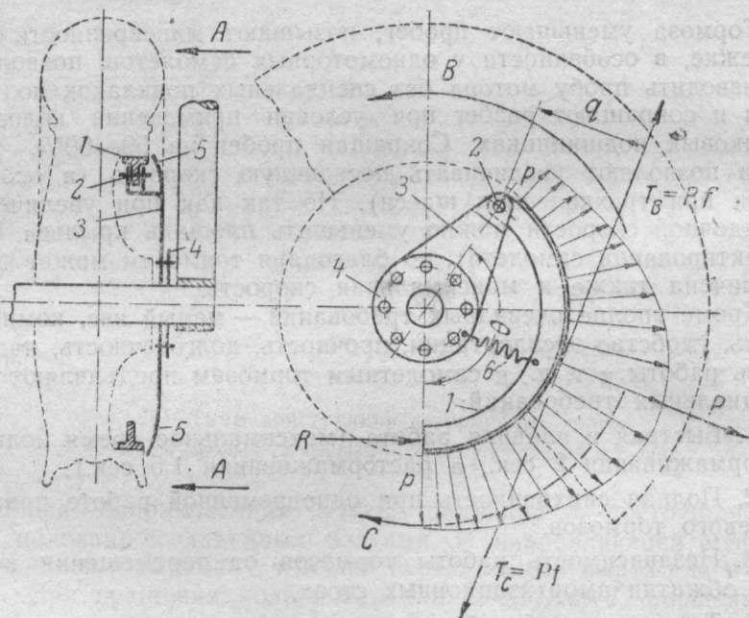
где  $\mu$  — коэффициент трения покрышек о поверхность аэродрома;

$Q_{\max}$  — предельная нагрузка на одно колесо, соответствующая  $\delta_{\max}$ ;  
 $R$  — радиус качения при максимальном обжатии  $\delta_{\max}$ .

Максимальное рабочее давление в системе управления тормозами  $P_{\text{т max}}$ , соответствующее  $M_{\text{т max}}$ , приводится в таблице характеристик колес.

### Колодочные тормоза

Колодочные тормоза различаются по количеству тормозных колодок и принципу их работы. Основной частью колодочного тормоза служит одна или несколько колодок 1 (фиг. 266). Ко-



Фиг. 266. Схема работы колодочного тормоза.

лодки, обычно имеющие тавровое сечение, изготавливают отливкой из легких сплавов. Внешние поверхности колодок, соприкасающиеся с барабаном колеса, облицовывают феродо (ткань из асбеста и медных проволок) или пластмассой.

Часть колодок крепят анкерным болтом 2 к кронштейну 3 (или чашке), который через фланец 4 скреплен с осью колеса. Снаружи тормозной барабан закрывают диском 5. Действием различного рода передач на свободном конце колодки создают при торможении силу  $R$ , называемую распором. После устранения распора колодка оттягивается от колеса пружиной 6. Под влиянием распора колодка 1 прижимается к барабану колеса, причем в разных точках радиальные давления  $p$  ко-

лодки на барабан неодинаковы, так же как и силы трения  $p \cdot f$ . В случае вращения колеса в направлении, указанном стрелкой  $B$ , суммарная сила трения

$$T_n = P \cdot f,$$

где  $P$  — равнодействующая давлений колодки на барабан;  
 $f$  — коэффициент трения.

Момент силы трения относительно оси крепления колодки  $M_n = T_n \cdot q$  прижимает ее к барабану, увеличивая эффект силы распора  $R$ .

В случае вращения колеса в направлении, указанном стрелкой  $C$ , при тех же величине и направлении силы распора момент трения  $M_c = T_c \cdot q$  будет иметь направление, обратное по отношению к предыдущему случаю, но ту же величину. Момент силы трения  $M_c = T_c \cdot q$  уменьшает эффект силы распора  $R$ , отталкивает колодку от барабана колеса и уменьшает тормозной момент.

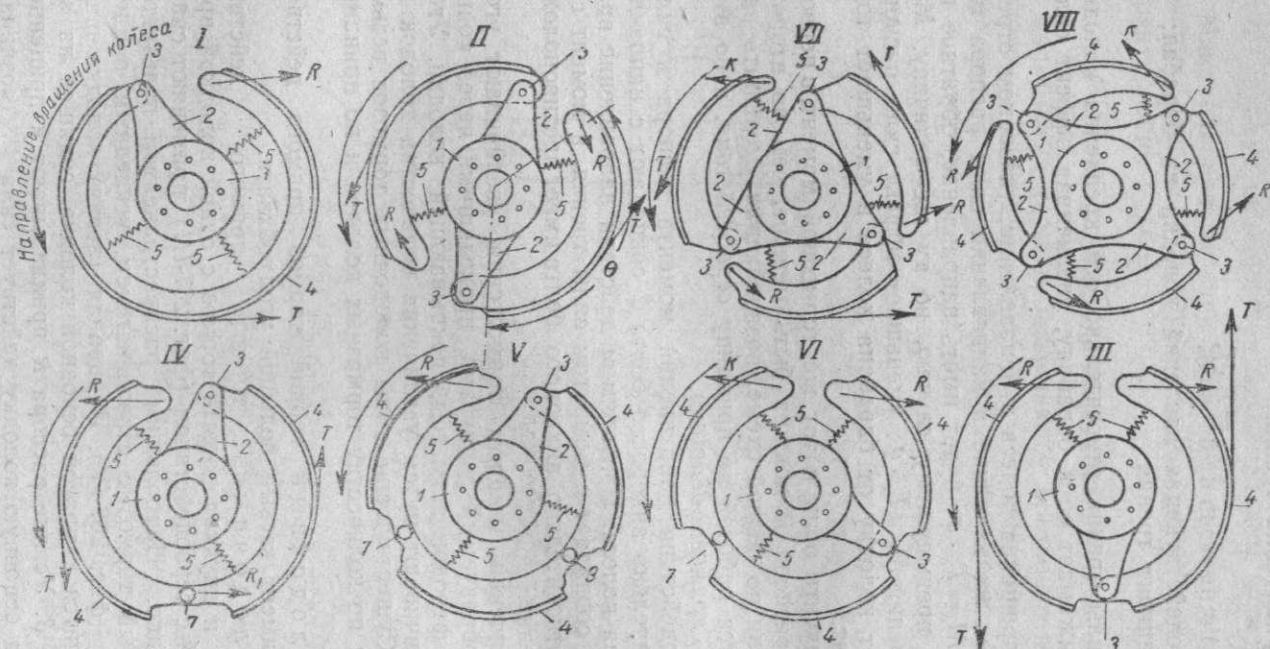
Чтобы получить один и тот же тормозной момент, в первом случае сила распора  $R$  должна быть меньше, чем во втором. Работа колодки по первой схеме, позволяющая уменьшить распор, называется работой по принципу *серводействия*, а во втором случае — *прямого действия*.

При серводействии направления момента распора и силы трения относительно анкерного болта 2 совпадают с направлением вращения колеса. При прямом действии направление вращения колеса совпадает с моментом силы трения, а момент силы распора относительно анкерного болта имеет противоположное направление.

Для увеличения момента торможения увеличивают угол обхвата  $\Theta$ , образуемый радиусами, проходящими через концы феродо или феродопластмассы, покрывающей колодки. Угол обхвата увеличивают путем увеличения количества колодок до 3 — 4 штук. Существующие типы колодочных тормозов весьма разнообразны по количеству тормозных колодок и по принципу их работы.

Одноколодочный гибкий тормоз прямого действия (фиг. 267-I) имеет весьма большой угол обхвата.

Двухколодочный тормоз прямого действия (фиг. 267-II) и двухколодочный тормоз с одной колодкой прямого, а второй с серводействием (фиг. 267-III) применяют сравнительно редко. Наибольшим распространением пользуется двухколодочный тормоз с серводействием, усиленным прицепной колодкой (фиг. 267-IV). Прицепная (левая) колодка шарниром 7 крепится к правой основной колодке, сидящей на анкерном болте 3. Усилие распора  $R$  прикладывают к прицепной колодке, а на основную колодку действует сила  $R_1$  (возникающая вследствие трения прицепной колодки о барабан), значительно превышающая распор  $R$ .



Фиг. 267. Схемы колодочных тормозов с различным количеством колодок и принципом их работы.

I—одноколодочный тормоз прямого действия с гибкой колодкой; II—двухколодочный тормоз прямого действия; III—двухколодочный тормоз с правой колодкой прямого действия и левой—с серводействием; IV—двухколодочный тормоз с прицепной колодкой с серводействием; V—трехколодочный тормоз с двумя прицепными колодками с серводействием; VI—трехколодочный тормоз

с одной колодкой прямого действия и двумя (из которых одна прицепная) с серводействием; VII—трехколодочный тормоз с серводействием; VIII—четырёхколодочный тормоз с серводействием. 1—фланец, связывающий кронштейны 2 с осью колеса; 3—анкерный болт; 4—тормозные колодки; 5—возвратные пружины; 6—колодка; 7, 8, 9—шарниры; R—распор; T—сила трения.

Трехколодочные тормоза с двумя прицепными колодками (фиг. 267-V), соединяющимися между собою шарниром 7, а с основной колодкой — шарниром 9, не нашли применения ввиду значительной разницы в нагрузке и износе колодок, а также больших усилий, передающихся на один анкерный болт. Более рациональна схема (фиг. 267-VI) с основной и прицепной колодками, работающими по принципу серводействия и одной колодкой прямого действия. Трех- и четырехколодочные тормоза с гидравлическим или пневматическим приводом (фиг. 267-VII и VIII) применяют на тяжелых самолетах. Усилия от тормозного момента здесь распределены на три и четыре анкерных болта.

Тормоза с серводействием создают большой тормозной момент при малом распоре, но имеют весьма существенные недостатки, в особенности при прицепных колодках:

1. Отказ в работе при износе феродо.
2. Неравномерность износа феродо на каждой из колодок и больший износ на основной колодке.
3. Для избежания заклинивания необходима полная концентричность оси колодки и барабана.
4. Понижение эффективности и нарушение синхронности при попадании на феродо масла или воды (коэффициент трения уменьшается с 0,35 до 0,20), слишком большая чувствительность и возможность заклинивания.

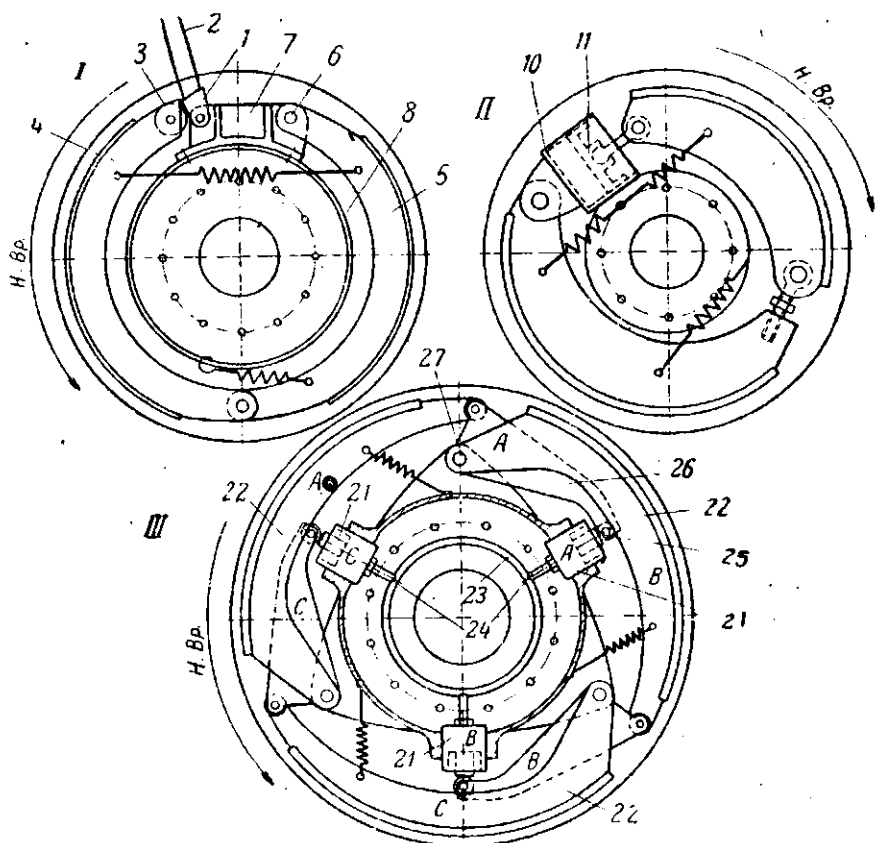
Для улучшения работы тормозов с серводействием заменяют феродо на феродопластмассу, обладающую устойчивым коэффициентом трения (не зависящим от попадания воды и масла) и допускающую высокое удельное давление ( $8-10 \text{ кг/см}^2$ ). Прицепные колодки делают меньших размеров, чем основную. Надежность работы тормозов с серводействием повышается применением комбинированных тормозов с добавлением простых колодок (прямого действия), менее чувствительных к уменьшению коэффициента трения и имеющих меньший износ. Распор колодочных тормозов осуществляют посредством механической, гидравлической, пневматической, а в последнее время — и электрической передачи.

При механической передаче (фиг. 268-I) распор создает кулачок 1, укрепленный на одной оси с рычагом 2. Рычаг соединен тросом в боденовской оболочке с педалью на ножном управлении. Кулачок упирается в ролик 3, укрепленный на прицепной колодке 4. Основная колодка 5 крепится анкерным болтом 6 к кронштейну 7, укрепленному на чашке 8 тормоза. Механическое управление пригодно для тормозов малой мощности, работающих с серводействием.

Гидравлическое управление (фиг. 268-II) состоит из цилиндра 10, поршня 11 и проводки к ним. Гидравлическое управление создает значительный распор при малых размерах цилиндра и пригодно для тормозов различных размеров при простых колодках и колодках с серводействием. Рабочее дав-

ление при гидравлической передаче колеблется в пределах 15—24 ат.

Пневматическое управление (фиг. 268-III) усложняется тем, что рабочее давление нельзя увеличивать более 5—6 ат из-за возможности утечки воздуха через уплотнения. Большие размеры цилиндров непригодны ввиду ограниченности



Фиг. 268. Способы создания распора.

I—механический; II—гидравлический; III—пневматический.

габаритов, и поэтому для создания требуемого распора приходится применять рычажную передачу и отдельные цилиндры 21 для каждой из колодок 22. Воздух поступает в распределительное кольцо 23 и отсюда по трубопроводам 24 в цилиндры 21. Поршень упирается в ролик 25, укрепленный на большом плече рычага 26, поворачивающегося на оси 27. Короткое плечо рычага соединено непосредственно со свободным концом колодки 22, шарнирно закрепленной анкерным болтом 27. На схеме III каждый из трех комплектов — колодка, рычаг и цилиндр — обозначены одинаковыми буквами А, В, С.

## Камерные тормоза

Камерные тормоза работают по одному принципу и отличаются между собой только деталями конструкции. Тормозной диск 1 (фиг. 269-I) крепится к фланцу 2 оси колеса и имеет обод 3 швеллерного сечения. Стенки швеллера по высоте частично срезаны и между оставшимися зубцами 4 по всей ширине обода уложены тормозные колодки 5 (фиг. 269-II) с вырезами, соответствующими зубцам обода. Между ободом 3 и колодками 5 уложена кольцевая резиновая камера 6. С торцов в колодках сделаны канавки 7, в которые вставлены два кольца из цилиндрических пружинок 8 малого диаметра.

При торможении в камеру подают сжатый воздух (или жидкость). Колодки перемещаются в радиальном направлении и по всей окружности прижимаются к тормозному барабану колеса. Пружины при этом растягиваются, а при расхолаживании, после выпуска воздуха из камеры, заставляют колодки двигаться по направлению к центру колеса и отжимают их от барабана. Вместо зубцов в обод тормозного барабана (фиг. 269-IV) делают шлицы или пропилы, в которые входят уши отдельных колодок (фиг. 269-III).

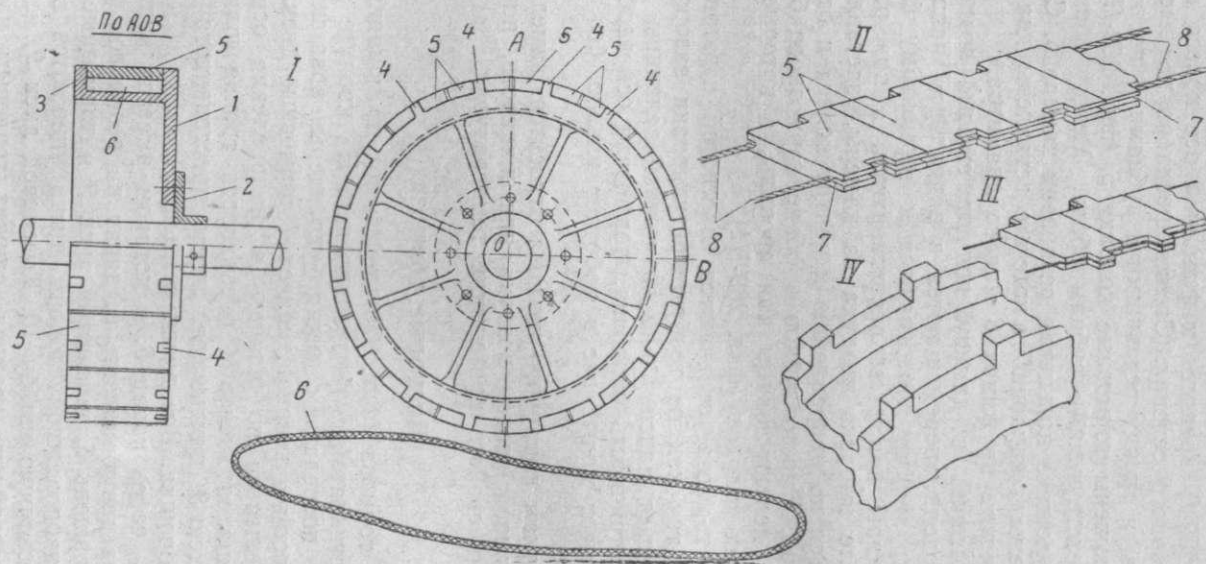
Камерные тормоза отличаются простотой изготовления и эксплуатации, так как не требуют регулировки зазоров. Угол обхвата достигает максимально возможной величины  $\theta = 360^\circ$ . Точная концентричность барабана, тормоза и оси необязательна. Тормоз имеет малый вес и работает плавно, без заклинивания.

К недостаткам камерного тормоза относятся: замедленность действия, большой расход воздуха или жидкости, потеря камерой упругих свойств при низких температурах.

## Дисковые тормоза

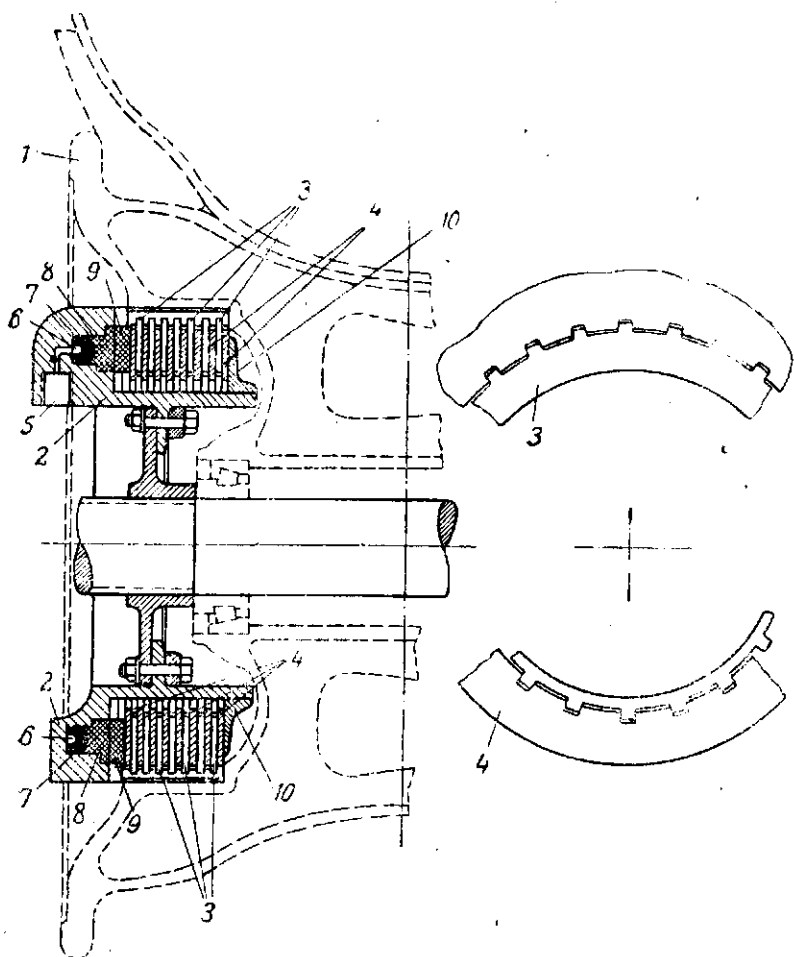
Дисковые тормоза (фиг. 270) действуют по принципу фрикционной пластинчатой муфты сцепления. На корпусе колеса 1 и тормоза 2 посредством шлиц укреплены вращающиеся 3 вместе с колесом и невращающиеся 4 тормозные диски. Диски могут перемещаться по шлицам в направлении оси колеса. У невращающихся дисков 4 поверхности трения шлифуют, а у вращающихся 3 покрывают слоем прессованного графитобронзового порошка. Все диски стальные.

Жидкость через канал 5, в котором имеется ниппель, поступает в кольцевую полость 6, давит на резиновое кольцо 7, кольцевой поршень 8, кольцевой диск 9 и тормозные диски 3 и 4. С противоположной стороны диски упираются в кольцевую регулировочную шайбу 10. Кольцевой диск 9, изготовленный из теплоустойчивого картона, служит тепловым изолятором для уплотнительного резинового кольца 7. По устранении давления поршень возвращается в исходное положение пластинчатыми пружинами.



Фиг. 269. Схема камерного тормоза.

Дисковые тормоза компактны и могут применяться при колесах с баллонными пневматиками, на которых установка тормозов других типов невозможна из-за недостатка места. Тормоза создают большой тормозной момент, работают плавно,



Фиг. 270. Схема дискового тормоза.

исключают возможность заклинивания и не требуют точной concentricности колеса, барабана и оси.

Основной недостаток дисковых тормозов — плохой отвод тепла, вследствие чего при непрерывном торможении возможно спекание соседних дисков и выход тормоза из строя. Тормоз требует непрерывного наблюдения, замены износившихся дисков и выправления покоробившихся. Дисковые тормоза тяжелее колодочных и камерных.

## § 5. ВЫВОДЫ

Наиболее распространены полубаллонные пневматики, поглощающие удары при разбеге, прсбеге и позволяющие уменьшить ход амортизаторов. При дальнейшем уменьшении относительной толщины профиля свободнонесущих крыльев скоростных самолетов от полубаллонных пневматиков, повидимому, придется отказаться за недостатком места и перейти на пневматики высокого давления.

В многомоторных самолетах спаренные колеса дают лучшее решение задачи уборки в моторные гондолы, чем одинарные — больших размеров.

Спаренные хвостовые колеса или специальные покрышки одинарных колес, обеспечивающие двухточечное касание, улучшают устойчивость пути при разбеге и пробеге самолетов с двухколесным шасси.

Для повышения надежности посадки при больших скоростях, в особенности при трехколесном шасси, рекомендуется применять двойные камеры.

В настоящее время в эксплуатации почти одинаково распространены колодочные, камерные и дисковые тормоза.

## Глава V

### ПРИНЦИПИАЛЬНЫЕ СХЕМЫ АМОРТИЗАЦИОННЫХ СТОЕК И ИХ ХАРАКТЕРИСТИКИ

#### § 1. НАЗНАЧЕНИЕ АМОРТИЗАТОРОВ И ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К НИМ ТРЕБОВАНИЯ

Амортизаторы вместе с пневматиками предназначаются для восприятия удара при посадке, разбеге и пробеге. Амортизаторы и пневматики должны воспринимать регламентируемую нормами работу при обжати на прямом ходе. Часть работы, воспринимаемой на прямом ходе, должна поглощаться безвозвратно, переходя в тепло (работа гистерезиса). Если бы амортизаторы не имели гистерезиса, то вся работа, поглощенная на прямом ходе, отдавалась бы обратно на обратном ходе.

Работу, поглощаемую амортизатором при прямом ходе, вычисляют с перегрузкой  $n^*$ , колеблющейся в пределах 3÷3,5. Если бы вся эта работа отдавалась обратно, то было бы неизбежно подпрыгивание самолета после посадки, так как обратный удар в 3—3,5 раза превышал бы полетный вес. Переход всей энергии удара в работу гистерезиса при посадке также недопустим. В этом случае амортизатор после полного хода превращался бы в жесткую стойку, неспособную воспринимать повторные удары, возможные при пробеге после посадки и разбега перед взлетом.

Пневматики почти не обладают гистерезисом. При проектировании амортизации работу, регламентируемую нормами, делят на работу, воспринимаемую пневматиками, и работу, воспринимаемую амортизационными стойками. Гистерезис можно создать только у амортизационных стоек.

Работа, воспринимаемая амортизационными стойками на прямом ходе, в большей своей части должна превращаться в работу гистерезиса. Остальная часть работы, необходимая для приведения амортизационных стоек в исходное положение, обуславливает время обратного хода. Необходимо, чтобы стойки возможно быстрее были готовы для восприятия новых ударов. Общее время прямого и обратного хода регламентируется нормами.

К амортизаторам предъявляют следующие требования:

1. При прямом ходе амортизатор должен воспринимать работу, регламентируемую нормами, за вычетом части работы, воспринимаемой пневматиками.

2. Для обеспечения мягкости рулежки и разбега в начале хода амортизатор должен иметь малое сопротивление, плавно возрастающее к концу хода.

3. Время прямого и обратного хода не должно превышать 0,8 сек.

4. Упругие свойства амортизатора не должны изменяться в зависимости от температуры.

5. Амортизаторы должны иметь минимальные габариты и вес.

6. Амортизатор должен быть надежен в работе.

7. Должна быть обеспечена продолжительность службы без переборки.

8. Простота и дешевизна обслуживания, монтажа, ремонта и изготовления.

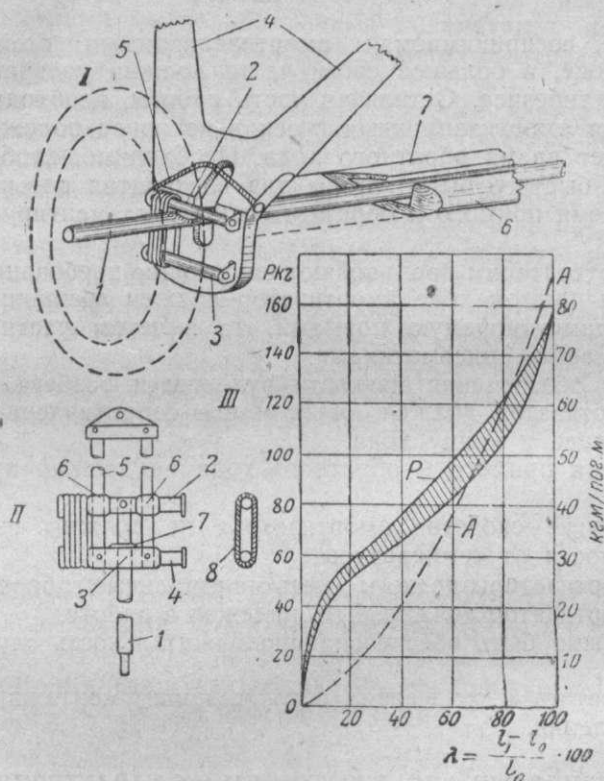
## § 2. РЕЗИНОВЫЕ АМОРТИЗАТОРЫ И ИХ ХАРАКТЕРИСТИКИ.

Резину в амортизаторах используют при работе на растяжение или на сжатие. В первом случае применяют шнур или кольца, состоящие из отдельных волокон резины, заключенных в двойную оплетку из ниток. Во втором случае амортизатор набирают из пластин различной формы и толщины. Оба типа амортизаторов, а в особенности шнуровой, несмотря на простоту в производстве, в настоящее время применяют очень редко ввиду появления более совершенных типов.

Основные недостатки резиновых амортизаторов заключаются в малом гистерезисе, потере упругости при низких температурах, разрушении от попадания бензина, больших габаритах, необходимости постоянного наблюдения, а при шнуровой амортизации, кроме того, и периодической замены.

В шнуровом амортизаторе (фиг. 271-1) шнур намотан справа и слева от оси 1 на поперечные трубы, одна из которых 2 скреплена с осью, а вторая 3 — с ногами шасси 4 (на

схеме не показан задний моток шнура). При соприкосновении колеса с землей ноги шасси, а вместе с ними нижняя труба 3 опускаются, растягивая оба мотка шнура. Ось перемещается в вырезе, сделанном в ногах шасси. Ограничителем перемещения оси вверх служит предохранительный трос 5. Правая и левая



Фиг. 271. Резиновые шнуровые амортизаторы.

I—амортизатор из двух мотков шнура; II—амортизатор из шнуровых колец; III—усилия  $P$  при растяжении шнура диаметром  $d = 18$  мм и работа  $A$  кгм, поглощаемая 1 пог. м шнура в зависимости от относительного удлинения.

ноги шасси, изготовленные из дерева, связаны между собою двумя деревянными брусками 6 и 7, образующими обтекатель оси в полете. Обратный удар воспринимает резина или кожа, укрепленная снизу на оси или на нижней части выреза в стойках (на схеме не показана).

Недостаток шнурового амортизатора заключается в том, что при перетирании оплетки в одном только месте весь шнур приходится заменять новым. Мотки шнура при неубирающемся шасси находятся в потоке и создают дополнительное сопротивление, а кроме того, на них попадают грязь и масло, сокращающие срок службы шнурового амортизатора.

В более совершенных типах (фиг. 271-И) шнурами связывались части стойки, состоящей из труб и поперечин. Нижняя труба 1 скреплена с верхней поперечиной 2, проходя внутри направляющей 3 в нижней поперечине 4. Две верхние трубы 5, скрепленные сверху, укреплены на нижней поперечине 4 и проходят внутри направляющих 6 в верхней поперечине 2. При сокращении стойки поперечины расходятся, и шнур растягивается. Обратный удар при сокращении ноги воспринимает фланец 7, упирающийся в нижнюю поперечину, имеющую кожаную прокладку. Амортизатор закрывается обтекателем для уменьшения лобового сопротивления и предохранения шнура.

Дальнейшее усовершенствование заключалось в замене шнура отдельными кольцами 8, надетыми на поперечины 2 и 4. При перетирании оплетки достаточно заменить отдельные кольца, а не весь шнур, как в предыдущем случае.

Усилие  $P$  шнура при растяжении в зависимости от относительного удлинения

$$\lambda = \frac{l_1 - l_0}{l_0} \cdot 100$$

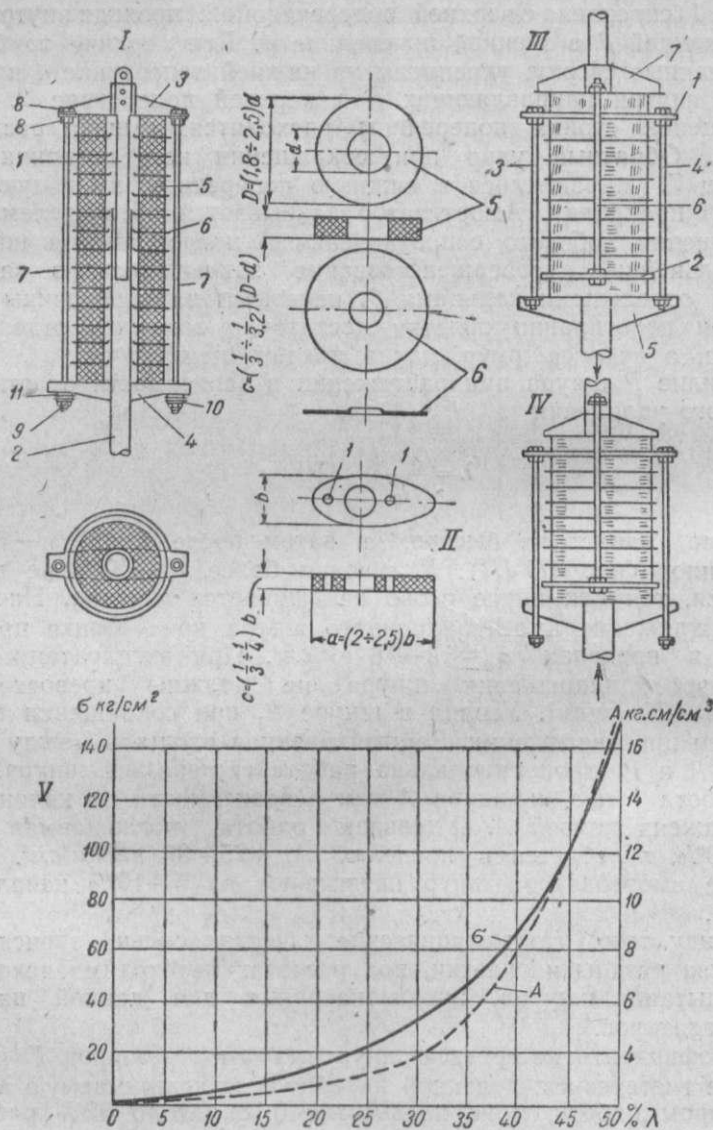
вначале нарастает быстро, а затем после  $\lambda = 10\%$  — более медленно (фиг. 271-ИИ). Удлинения более 40—50% не допускаются, так как иначе скоро изнашивается оплетка. Начальное напряжение амортизационного шнура при стоянке применяют в пределах  $\sigma_0 = 12\text{—}18 \text{ кг/см}^2$ . При эксплуатационной перегрузке напряжения шнура не должны превосходить  $\sigma^* = 60\text{—}70 \text{ кг/см}^2$ . Усилия в шнуре  $P_1$  при сокращении меньше, чем при растяжении. Заштрихованная площадь между кривыми  $P$  и  $P_1$  пропорциональна работе гистерезиса шнура.

Работа 1 пог. м шнура  $A$  кгм в зависимости от удлинения изображена кривой А. Удельная работа, поглощаемая при  $\lambda = 100\%$ , колеблется в пределах  $A_k = 25\text{—}35 \text{ кг см/см}^2$ . При сборке амортизатора шнур натягивают на 5—10% начальной длины.

Ввиду того, что механические качества сильно зависят от качества резины и сплетки, при расчетах необходимо исходить из испытания шнуров, предназначенных для данной партии амортизаторов.

Коэффициент гистерезиса шнуровых амортизаторов  $K$  равен работе гистерезиса, деленной на общую воспринимаемую амортизатором работу, и не превышает 0,18. Около 82% работы, воспринятой амортизатором при прямом ходе, отдается им при обратном ходе и вызывает подпрыгивание самолета после посадки.

Пластинчатый резиновый амортизатор собирают из двух телескопических труб 1 и 2 (фиг. 272-И), к которым приварены буфера 3 и 4. Между буферами устанавливают столб из резиновых пластин 5 с прокладками из дуралюминовых пластин 6. При сборке пластины сжимают между буферами сталь-



Фиг. 272. Резиновые пластинчатые амортизаторы.

I—амортизатор с круглыми пластинами и отдельными пластинами, воспринимающими обратный удар; II—пластины обтекаемой формы; III—амортизатор с пластинами, поглощающими прямой и обратный удары; IV—то же. в сжатом состоянии;  $B$ —напряжения сжатия в [кг/см<sup>2</sup>] и удельная работа  $A$  [кг·см/см<sup>3</sup>] круглых пластин в зависимости от относительного сжатия  $\lambda$ .

ными прутками 7, верхние концы которых двумя гайками 8 закрепляют на верхнем буфере. Нижние концы прутков проходят через отверстия в нижнем буфере и имеют нарезку для гаек 9. Под гайки подложены толстые стальные шайбы 10, опирающиеся на обратную амортизацию, состоящую из трех-четырех резиновых шайб 11 малого диаметра также с металлическими прокладками между ними.

При прямом ходе буферы сближаются и сжимают резиновые кольца 5, которые, деформируясь, раздаются в стороны, скользя по металлическим прокладкам. Вследствие трения резиновых колец о прокладки часть работы, воспринимаемой стойкой при прямом ходе, превращается в тепло. После снятия нагрузки или ее уменьшения стойка начинает удлиняться, причем опять возникает трение между резиной и прокладками. В конце обратного хода стяжные прутки 7 заставляют работать на сжатие резину обратной амортизации 11.

При неубирающемся шасси амортизаторы с круглыми пластинами закрывали обтекателями для уменьшения сопротивления, или же применяли резиновые пластины обтекаемой формы (фиг. 272-II). Стяжные прутки при обтекаемых пластинах устанавливали внутри, для чего делали дополнительные отверстия. 1. Общий недостаток таких амортизаторов заключается в перегрузке обратной амортизации, которая должна воспринимать значительные усилия, аккумулируемые основными амортизационными пластинами. В результате перегрузки резина обратных амортизаторов разрушается и требует частой замены.

Незначительным изменением конструкции можно основные пластины заставить работать при прямом и обратном ходе. Вместо тонких дюралюминовых прокладок между двумя верхними и нижними пластинами поставлены толстые стальные 1 и 2 (фиг. 272-III) и вместо двух — четыре стяжных прутка. Одна пара стяжных прутков 3 и 4 укреплена сверху к верхней прокладке 1 и проходит через отверстие в нижнем буфере 5. Вторая пара прутков 6, находящихся в плоскости, перпендикулярной к плоскости первой пары (и чертежа), закреплена к нижней прокладке 2 и проходит через отверстия в верхнем буфере 7. На свободных концах прутков имеются гайки с кожаными шайбами на внутренней стороне для смягчения удара. При прямом ходе (фиг. 272-IV) работают все пластины, а обратный удар воспринимают пластины, находящиеся между прокладками 1 и 2.

Напряжения сжатия  $\sigma$  кг/см<sup>2</sup> и удельная работа  $A$  кг см/см<sup>3</sup> круглых пластин плавно возрастают с увеличением относительного сжатия  $\lambda$  (фиг. 272-V). Механические данные пластин обтекаемой формы несколько ниже. Механические данные пластин зависят от их формы, вырезов, степени вулканизации и давности изготовления. Поэтому при расчетах необходимо пользоваться результатами испытаний пакета из нескольких пластин, предназначенных для изготовления амортизатора.

При относительном сжатии пластин, превышающем 50%, воспринимаемая работа увеличивается, однако, во избежание быстрого изнашивания рекомендуется использовать пластины при относительных сжатиях, не превышающих 45—50%. Напряжение сжатия при стоянке не должно превышать 12—18 кг/см<sup>2</sup>, а при эксплуатационной перегрузке — 70—80 кг/см<sup>2</sup>. Для уменьшения хода и раскачивания при рулежке предварительную затяжку стойки делают равной 10% от усилия на стоянке. Во избежание искривления и сдвига не рекомендуется применять более 20 пластин в пакете.

Коэффициент гистерезиса резиновых пластинчатых амортизаторов больше, чем у шнуровых, и колеблется в пределах 0,25—0,50 при относительных сжатиях 30—50%. Для тяжелых самолетов пластинчатые амортизаторы, имеющие большие габариты и вес, становятся невыгодными по сравнению с масляно-воздушными, несмотря на чрезвычайную простоту изготовления и дешевизну.

### § 3. СТАЛЬНЫЕ АМОРТИЗАТОРЫ И ИХ ХАРАКТЕРИСТИКИ

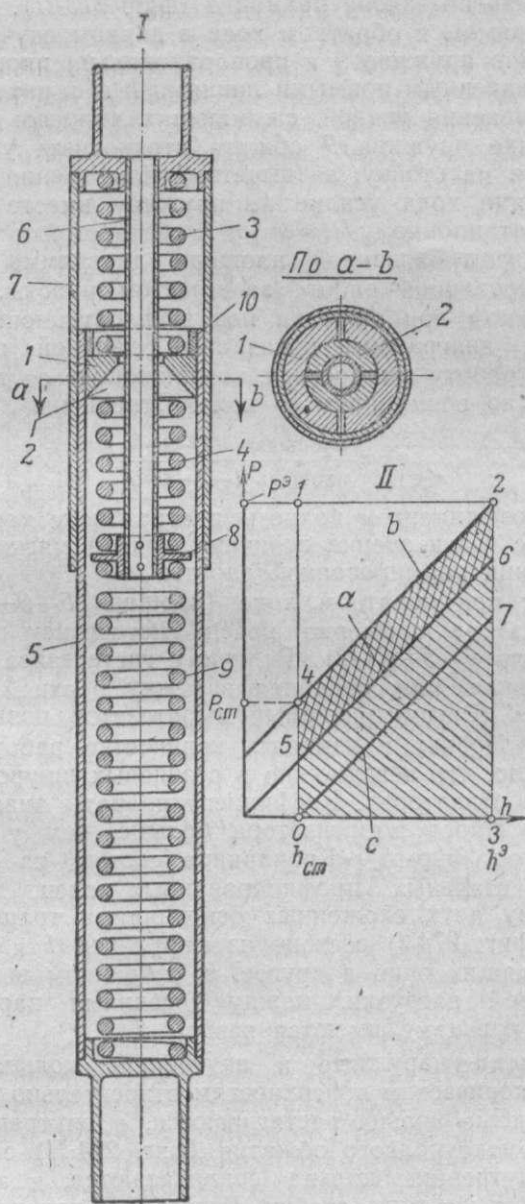
Достоинства стальных амортизаторов заключаются в простоте изготовления и эксплуатации, живучести, отсутствии уплотнения между поршнем и цилиндром, возможности вращения поршня в цилиндре, что важно для носовых и хвостовых колес, и независимость работы от температуры.

Недостатки амортизаторов, состоящих только из одних стальных пружин, препятствующие их распространению, заключаются, кроме ничтожного гистерезиса, в большем весе и большем ходе, чем у наилучших из современных типов.

В чисто стальных амортизаторах (фиг. 273-1) для создания гистерезиса применяют разрезные шайбу 1 и конус 2. Верхняя 3 и средняя 4 пружины прижимают шайбу к конусу. Шайба, скользя по конусу, прижимается к внутренней поверхности поршня 5, а конус — к наружной поверхности трубы 6, ввинченной в дно цилиндра 7. На конце трубы 6 укреплен фланец 8, в который упираются средняя 4 и нижняя 9 пружины.

При прямом ходе пружина 9 сжимается, упираясь во фланец 8 и дно поршня 5. Шайба и конус создают почти постоянное по величине трение, исключающее возможность их заклинивания и не зависящее от осевого усилия, возникающего в пружине 9. Если бы пружина 9 действовала на шайбу и конус, то сила трения увеличивалась бы по мере увеличения осевого усилия по поршню и было бы возможно заклинивание амортизатора.

При обратном ходе пружина 9, разжимаясь, увлекает вниз поршень, а вместе с ним шайбу и конус, так как в верхней части к поршню прикреплен втулка 10, упирающаяся в шайбу. Двигаясь вниз, шайба увлекает за собой конус, который сжимает среднюю пружину 4, воспринимающую обратный удар. Работа трения возникает и во время обратного хода.



Фиг. 273. Стальной пружинный амортизатор с разрезными шайбой и конусом для увеличения трения.

I—конструкция амортизатора; II—диаграмма обжатия.

Усилия, воспринимаемые пружиной 9, изменяются в зависимости от хода по закону прямой  $a$  (фиг. 273-II). Работа сил трения при прямом и обратном ходе в данном случае не зависит от усилий в пружине 9 и пропорциональна площадям диаграммы, ограниченным прямыми линиями  $b$  и  $c$ , параллельными прямой  $a$  изменения усилий, сжимающих нижнюю пружину.

При стоянке пружина 9 обжата стояночным усилием  $P_{ст}$ , приходящимся на стойку, за вычетом силы трения в шайбе и конусе. В конце хода усилие на пружину вместе с трением равно эксплуатационному  $P^э = P_{ст} n^э$ . Работа стойки при прямом ходе равна заштрихованной площади диаграммы и соответствует нормированной работе за вычетом работы, поглощаемой пневматиком при обжатии под эксплуатационной нагрузкой. Участок диаграммы, показанный двойной штриховкой, представляет работу гистерезиса, возникающую от трения шайбы и конуса во время прямого хода. Отношение

$$\eta = \frac{\text{площадь } 4-2-3-0}{\text{площадь } 1-2-3-0}$$

называется коэффициентом полноты диаграммы и характеризует амортизатор с точки зрения величины хода и мягкости работы при поглощении нормированной работы.

Гистерезис при обратном ходе (площадь 5-0-7-6) данного амортизатора примерно равен гистерезису при прямом ходе (площадь 4-5-6-2). Величину гистерезиса можно изменять, усиливая или ослабляя затяжку верхней и средней пружин 3 и 4. Рассматриваемый амортизатор позволяет производить регулировку и изменять количество работы, превращаемой в тепло, что невозможно в резиновых шнуровых и пластинчатых амортизаторах. Коэффициент полноты диаграммы работы у пружинного амортизатора больше, чем у резиновых.

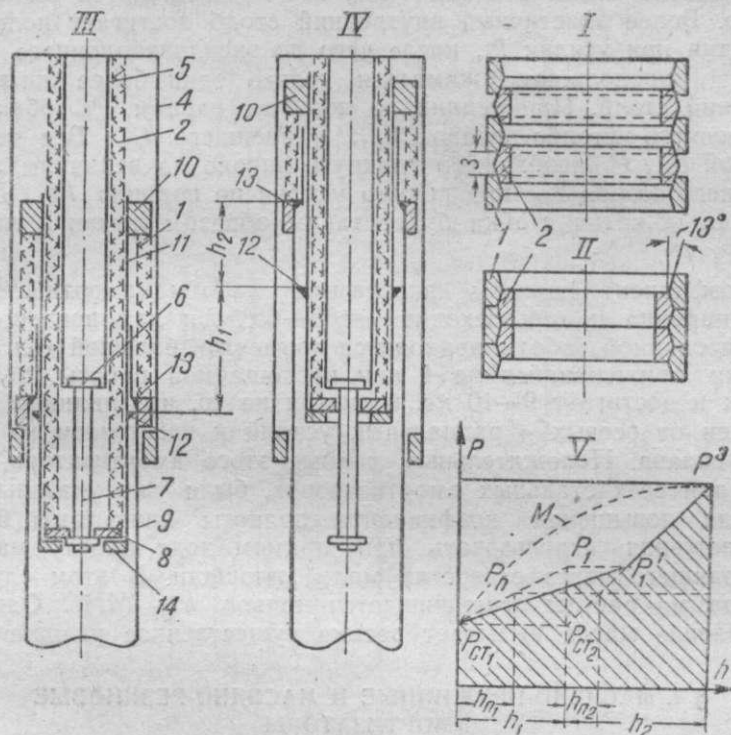
Амортизатор фирмы «Кронпринц» состоит из одного или двух столбов стальных профилированных колец, имеющих в сечении форму двух сложенных основаниями трапеций. Каждый столб (фиг. 274-I) состоит из наружных 1 и внутренних 2 колец, входящих одно в другое. В собранном виде, при отсутствии осевой нагрузки, между соседними наружными и внутренними кольцами имеются зазоры 3.

При обжатии наружные и внутренние кольца начинают скользить по коническим поверхностям относительно друг друга, причем наружные кольца растягиваются, а внутренние — сжимаются. В момент полного обжатия (фиг. 274-II) соседние наружные и внутренние кольца соприкасаются, и амортизатор превращается в жесткую стойку. Гистерезис при прямом ходе происходит от трения по коническим поверхностям соприкосновения наружных и внутренних колец, наклоненным к вертикали под углом  $13^\circ$ .

После снятия осевой нагрузки или ее уменьшения во время обратного хода наружные кольца, сжимаясь, а внутренние,

растягиваясь, выталкивают друг друга, причем часть аккумулярованной работы расходуется на преодоление трения. Материал колец работает в пределах упругих деформаций.

Амортизационная стойка (фиг. 274-III) со стальными кольцами состоит из цилиндра 4, отлитого из легкого сплава. В дне цилиндра закреплена труба 5, внутри которой снизу вклепан стакан 6 с отверстием посередине. Через отверстие проходит



Фиг. 274. Амортизатор фирмы „Кронпринц“ со стальными кольцами.

I—кольца при стояночной нагрузке; II—то же, при полном обжатии; III—амортизатор при стоянке; IV—то же, при обжатии; V—диаграмма обжатия.

стержень 7, имеющий снизу нарезку. Снизу на стержень поверх гайки надета тарелка 8, в которую упирается столб колец 2 малого диаметра. Предварительную затяжку этих колец осуществляют гайкой и подъемом тарелки 8.

Столб из колец 1 большого диаметра внизу опирается на выступ 13 торца поршня 9, а вверху — на муфту 10, укрепленную на резьбе внутренней соединительной трубы 11. Соединительная труба имеет кольцевой выступ 12, упирающийся в выступ поршня 13, а снизу — внутреннюю резьбу, на которую навинчено упорное кольцо 14. Кольцо упирается в тарелку 8 и через трубу 11 и муфту 10 передает осевые усилия сжатия от колец большого диаметра к внутреннему столбу колец ма-

лого диаметра. Предварительная затяжка колец большого диаметра после соприкосновения упоров 12 и 13 осуществляется завинчиванием муфты 10, причем верхняя часть соединительной трубы 11 до упора 12 работает на растяжение.

Полный ход поршня равен сумме обжатия  $h_1$  внутреннего столба и обжатия  $h_2$  наружного столба (фиг. 274-IV).

Обжатие обоих столбов (фиг. 274-V) начинается одновременно. Более эластичный внутренний столб достигает полного обжатия при усилии  $P_1$ , после чего до эксплуатационного усилия  $P^3$  продолжает сжиматься только один более жесткий внешний столб. При усилии по поршню, равном  $P_n$ , обжатие внутреннего столба равно  $h_{n1}$ , а внешнего  $h_{n2}$ . Все точки прямой  $P_{ст1}$   $P_1$  необходимо сдвинуть вправо на величины хода внешнего столба  $h_{n2}$  при данном усилии по поршню  $P_n$ . Диаграмма обжатия стойки будет таким образом ломаная линия  $P_{ст1}$   $P_1$   $P^3$ .

Коэффициент полноты диаграммы работы амортизаторов «Кронпринц» не превосходит  $\eta=55-65\%$ , и для поглощения нормированной работы приходится применять большой ход. Вес стойки, приходящийся на 1 кгм поглощаемой работы, весьма велик и достигает 9—10 кг, несмотря на то, что цилиндр разгружен от осевых и радиальных усилий и изготовлен из легкого сплава. Положительные данные этого амортизатора, общие для всех стальных амортизаторов, были уже указаны.

Для повышения коэффициента полноты диаграммы были предложения использовать при прямом ходе работу масла, проходящего через отверстия малой площади. В этом случае диаграмма работы ограничивается кривой  $P_{ст1}$   $MP^3$ . Однако добавление масла вызывает весьма существенное усложнение.

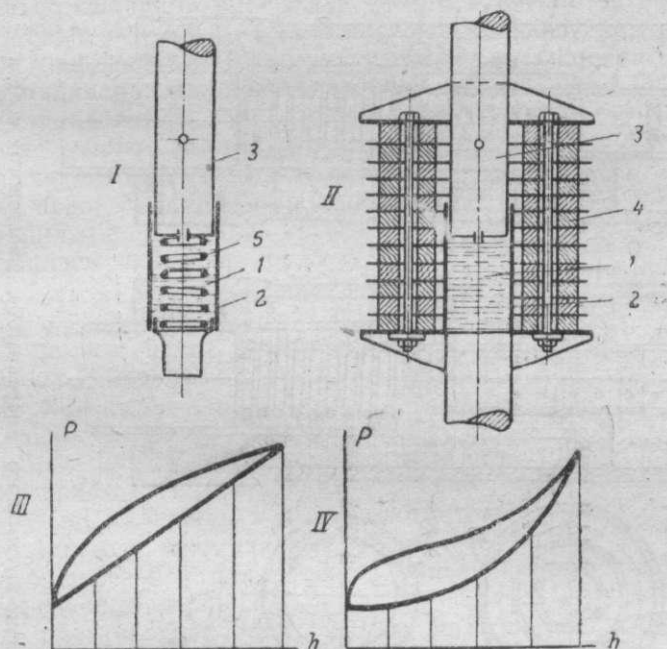
#### § 4. МАСЛЯНО-ПРУЖИННЫЕ И МАСЛЯНО-РЕЗИНОВЫЕ АМОРТИЗАТОРЫ

Масляно-пружинные и масляно-резиновые амортизаторы имели целью повышение гистерезиса вследствие работы масла, так как гистерезиса пружин и резины недостаточно для работы амортизатора. При прохождении масла через узкие отверстия происходит его нагревание и необратимое превращение работы в тепло. Резина или пружины в комбинированных амортизаторах служат для восприятия работы при прямом ходе и возвращения амортизатора в первоначальное положение.

В новейших амортизаторах вместо резины и пружин для той же цели применяют сжатый воздух. Однако в воздушно-масляных амортизаторах воздух и масло находятся под давлением, доходящим до 100 ат. Для осуществления таких амортизаторов потребовались продолжительные изыскания конструкции уплотнения, выдерживающего без утечки воздуха и масла высокое давление при перемещении поршня в цилиндре.

В масляно-пружинных и масляно-резиновых амортизаторах масло находится под атмосферным давлением, и эти амортизаторы применяли до разработки современных типов уплотнения, позволивших перейти на масляно-воздушные амортизаторы.

В обоих типах амортизаторов (фиг. 275-*I*, *II*) масло *1* находится в цилиндре *2* и при прямом ходе переходит в поршень *3* через отверстие в его дне, нагреваясь и создавая ги-



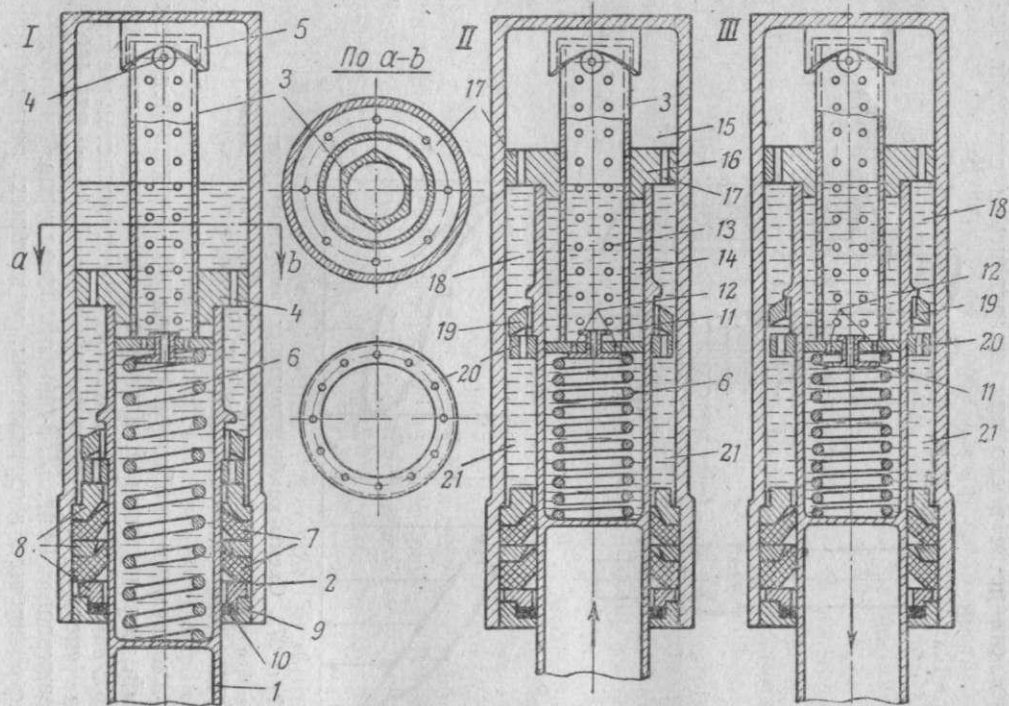
Фиг. 275. Схемы комбинированных амортизаторов:

*I*—масляно-пружинный амортизатор; *II*—диаграмма его обжатия;  
*III*—масляно-резиновый амортизатор; *IV*—диаграмма его обжатия.

стерезис. Одновременно работает резина *4*, находящаяся между буферами, или пружина *5*, которую можно поместить в цилиндр. Заштрихованная часть на диаграммах представляет работу масла (гистерезис) масляно-пружинного (фиг. 275-*III*) и масляно-резинового (фиг. 275-*IV*) амортизаторов.

Масляно-резиновые амортизаторы, у которых резину приходится выносить наружу для предохранения от попадания масла, в настоящее время вследствие громоздкости не применяют. Масляно-пружинные амортизаторы компактны, требуют малых усилий для проворачивания поршня в цилиндре и поэтому часто применяются для хвостовых стоек с ориентирующимися колесами.

Амортизатор хвостового колеса (фиг. 276-*I*) для ориентировки его при рулежке должен допускать вращение поршня *1*



Фиг. 276. Схема масляно-пружинного амортизатора хвостового колеса с механизмом возврата в нейтральное положение:

I—амортизатор на стоянке; II—прямой ход; III—обратный ход.

и укрепленной на нем вилки относительно оси цилиндра 2. После взлета убирающееся хвостовое колесо должно автоматически возвратиться в плоскость симметрии самолета против выреза в фюзеляже. Для возвращения поршня служит плунжер 3, наружная поверхность которого образована шестью гранями (сечение  $a-b$ ). Плунжер может перемещаться относительно поршня по его оси, а в случае поворота поршня относительно цилиндра вращается вместе с поршнем. Сверху на одной общей оси, проходящей через плунжер, надеты два ролика 4, упирающиеся в цилиндрическую пяту 5, укрепленную на дне цилиндра. Нижний торец пяты срезан двумя пересекающимися наклонными плоскостями. На плунжер снизу вверх действует усилие сжатой пружины 6, прижимая ролики к самой верхней точке выреза пяты.

При повороте поршня, а вместе с ним и плунжера относительно цилиндра, ролики, катясь по вырезу пяты, опускаются и еще больше сжимают пружину 6. После устранения вращающего момента ролики опять перемещаются в самое верхнее положение, поворачивая при этом плунжер, поршень и укрепленную на нем вилку хвостового колеса.

Масло, заполняющее верхнюю часть штока поршня, при стоянке находится под атмосферным давлением, которое незначительно увеличивается при полном обжатии амортизатора. Уплотнение поршня состоит только из двух колец прорезиненной материи 7, позволяющих поршню свободно вращаться относительно цилиндра. Кроме уплотнительных колец, в обтюраторе имеются алюминиевые распорные кольца 8, стальное кольцо 9 с резьбой для затяжки уплотнения и прокладка из прорезиненной материи 10.

При прямом ходе (фиг. 276-II) пружина 6 сжимается, и масло, проходя в плунжер 3 через среднее отверстие клапана 11, поднимает клапан и отверстия 12 в дне плунжера перекрываются. Поднимаясь внутри плунжера, масло через отверстия 13 заполняет кольцевое пространство 14 и нижнюю часть кольцевого пространства 15 над головкой поршня 16. Через отверстия 17 в головке поршня масло попадает в кольцевое пространство 18. Отсюда по зазорам между золотником 19, цилиндром и поршнем, а затем через отверстия в кольце 20, укрепленном на поршне, и зазор между кольцом и цилиндром масло заполняет кольцевое пространство 21 над уплотнением. Основная работа масла на прямом ходе совершается при прохождении через малое среднее отверстие в центре клапана 11.

В самом начале обратного хода (фиг. 276-III) масло, заполняющее кольцевое пространство 21 над уплотнением, начиная вращаться через отверстия в кольце 20 и его зазор с цилиндром, поднимает золотниковое кольцо 19. Обратный поток масла в кольцевое пространство 18 становится возможным только через узкий кольцевой зазор между золотником 19 и цилиндром.

Давление в кольцевом объеме 21 вследствие этого повышается. Масло, проходя с большой скоростью через узкое кольцевое отверстие между золотником и цилиндром, нагревается, создавая гистерезис при обратном ходе. Из плунжера масло возвращается в шток поршня не только через центральное отверстие клапана 11, но также и через отверстия 12 в дне плунжера, открывающиеся вследствие уменьшения давления в масляной камере штока.

Таким образом масло в данной схеме работает как при прямом, так и при обратном ходе, создавая гистерезис. Пружина воспринимает часть работы при прямом ходе и возвращает амортизатор в исходное положение.

### § 5. МАСЛЯНО-ВОЗДУШНЫЕ АМОРТИЗАТОРЫ И ИХ ХАРАКТЕРИСТИКИ

При сжатии давление воздуха  $p$  увеличивается по мере уменьшения его начального объема  $\phi_n$ , причем  $p\phi^k = \text{const}$ . Сопротивление воздуха, находящегося в амортизаторе, имеет минимальную величину в начале хода и увеличивается к концу, независимо от скорости поршня. Сопротивление протеканию масла через отверстие данной формы обратно пропорционально площади отверстия  $f$  и прямо пропорционально квадрату скорости  $v$ . Скорость масла  $v$  и скорость поршня  $V$  связаны уравнением неразрывности жидкости.

$$vf = VF,$$

где  $F$  — площадь поршня.

Если площадь отверстия больше 8% площади поршня, то скорость и сопротивление масла незначительны и его работу можно не учитывать. Для того, чтобы при прохождении через отверстие масло имело большую скорость и создавало гистерезис, площадь отверстий не должна превышать 2—5% от площади поршня. Подбором площади проходных отверстий для масла можно заставить его работать при прямом и обратном ходах, только при обратном ходе или только при прямом ходе.

В современных амортизаторах масло заставляет работать и на прямом и на обратном ходе.

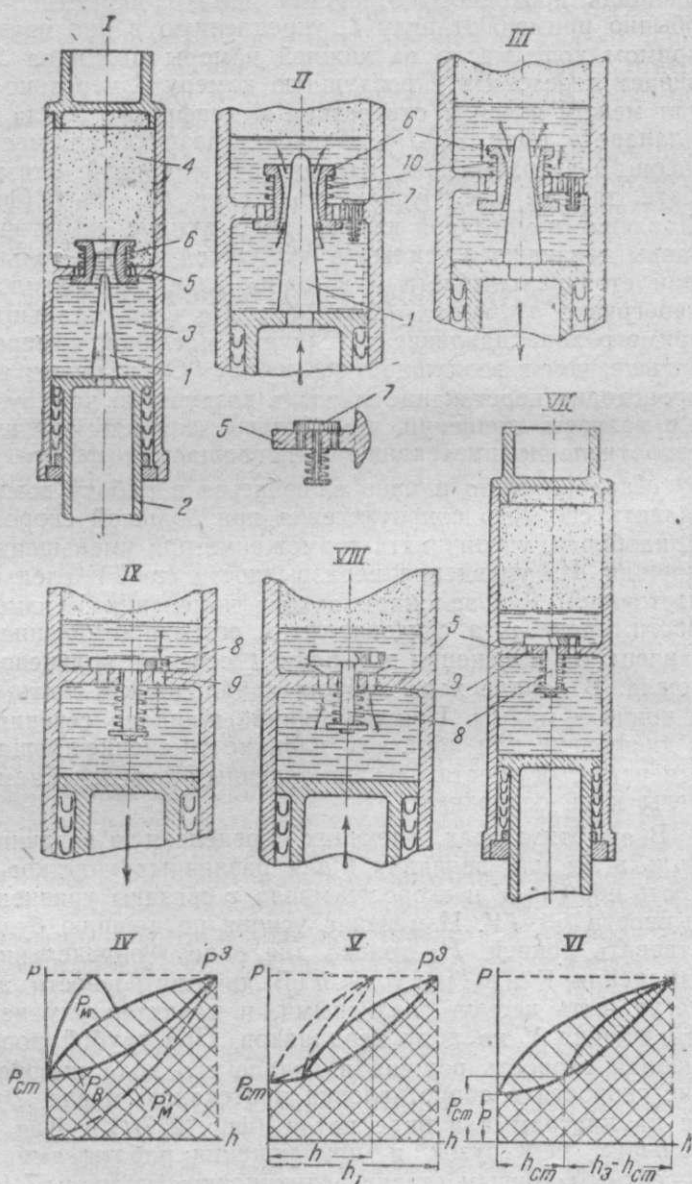
Амортизаторы можно разделить на два типа, отличающиеся работой масла на прямом и обратном ходах. В первом типе амортизаторов большая часть работы гистерезиса относится к прямому ходу — это амортизаторы с торможением на прямом ходе. Во втором типе — на прямом ходе работает в основном воздух, а масло проходит через отверстие большой площади почти без сопротивления. На обратном ходе отверстия перекрываются, и масло большую часть работы, аккумуляемой воздухом во время прямого хода, превращает в тепло. Это амортизаторы с торможением на обратном ходе.

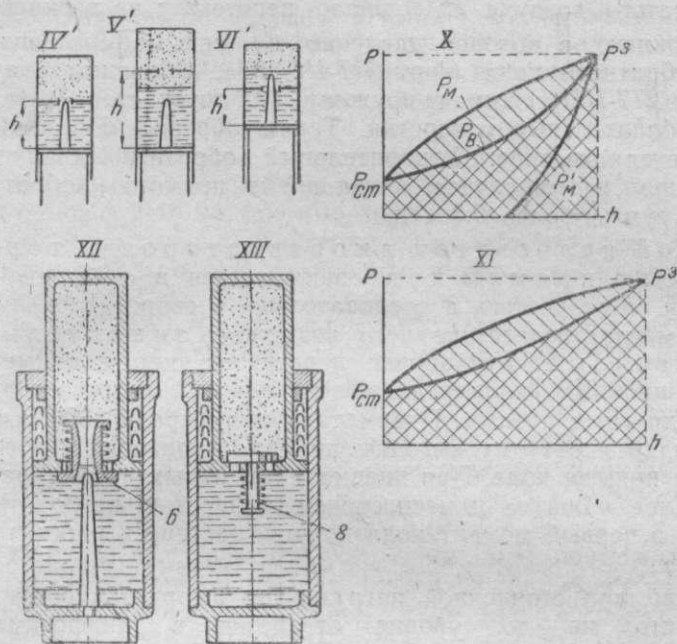
## Торможение на прямом ходе

В амортизаторах с торможением на прямом ходе (фиг. 277-I) площадь проходного отверстия делают переменной, для чего обычно применяют иглу 1, укрепленную в дне поршня 2. При прямом ходе масло из нижней камеры цилиндра 3 сразу начинает переходить в воздушную камеру 4 через кольцевой канал между иглой и отверстием в диафрагме 5 или возвратном клапане 6 (фиг. 277-II). Давление воздуха, сжимаемого протекающим вверх маслом, изменяется по кривой, близкой к адиабате, так же как и усилие по стойке  $P_v = p_v F$  (фиг. 277-IV). Давление в масляной камере  $p_m$  и усилие по стойке  $P_m = p_m F$  равны давлению и усилию в воздушной камере только в начале при стоянке самолета и в конце хода, при эксплуатационной перегрузке  $n^3$ , когда  $P^3 \rightarrow n^3 P_{ст}$ . На всех остальных участках прямого хода давление и усилие в масляной камере  $p_m$  и  $P_m$  больше, чем в воздушной  $p_v$  и  $P_v$ . От разности в давлениях происходит перетекание масла в воздушную камеру. Чем больше разность давлений, тем больше скорость истечения масла, сопротивление протеканию и поглощаемая работа.

Масло должно плавно включаться в работу воздуха, не создавать сильного сопротивления при большой скорости поршня и, наоборот, увеличивать торможение при уменьшении скорости поршня. Из уравнения неразрывности  $fv = FV$  следует, что при постоянном  $F$  и заданном законе изменения  $V$  изменение скорости масла  $v$ , а следовательно, его сопротивления и работы, зависит от изменения площади  $f$  сечения кольцевого протока масла. В начале хода поршня канал должен быть большим, а в конце — малым. При постоянной площади сечения отверстия в диафрагме или обратном клапане изменение площади сечения отверстия осуществляют постепенным увеличением диаметра иглы к ее основанию.

В амортизаторах, имеющих определенную величину  $F$  и профиль иглы или величину  $f$  для различных участков хода, скорость поршня  $V$  и скорость масла  $v$  связаны уравнением неразрывности  $fv = FV$ . Изменение усилия по поршню будет соответствовать кривой  $P_m$  только для одного определенного закона изменения  $V$  и  $v$  по ходу  $h$ . В действительности же посадки могут быть весьма различными, и характер изменения скорости поршня  $V$  по ходу неодинаков. При грубой посадке повышенная скорость поршня в начале его хода вызовет увеличение скорости и сопротивления протеканию масла. Это отразится на диаграмме в виде петли (фиг. 277-IV). Для избежания больших перегрузок и приближения работы амортизатора к проектным кривым ставят редукционные клапаны 7 (фиг. 277-II) с пружиной, подобранной таким образом, чтобы она выдерживала максимальную разность давлений в масляной и воздушной камерах  $p = (p_m - p_v)_{\max}$ . При грубых посадках редукционные клапаны открывают дополнительный проток масла,





Фиг. 277. Принципиальные схемы масляно-воздушных амортизаторов и диаграммы обжатия.

I—амортизатор с торможением на прямом ходе при стоянке; II—то же—прямой ход; III—обратный ход; IV—IV—схема и диаграмма обжатия амортизатора с торможением на прямом ходе при заливке масла до отверстия в диафрагме; V—V—схема и диаграмма обжатия при пониженном уровне масла; VI—VI—схема и диаграмма обжатия амортизатора с начальным давлением, меньшим стояночного; VII—амортизатор с торможением на обратном ходе при стоянке; VIII—то же, прямой ход; IX—то же, обратный ход; X—диаграмма обжатия амортизатора с торможением на обратном ходе при стояночном и эксплуатационном усилиях и ходе, одинаковыми с амортизатором, работающим по принципу торможения на прямом ходе (диаграмма IV); XI—диаграмма обжатия для случая VII (торможение на обратном ходе) при поглощении той же работы, как в случае V (торможение на прямом ходе); XII и XIII—амортизаторы с нижним расположением цилиндров.

устраняя чрезмерное увеличение давления в масляной камере и усилия в стойке.

При обратном ходе, когда внешняя сила, действующая на поршень снизу вверх, отсутствует или становится меньше силы давления сжатого воздуха  $P_n$ , масло перетекает из верхней камеры в нижнюю, в которой давление  $P_m$  меньше, создавая гистерезис обратного хода (фиг. 277-III, IV). Обратный клапан 6 (фиг. 277-III), сжимая пружину 10, опускается и открывает дополнительные отверстия. Таким образом обратный ход совершается быстрее. Ускорительный обратный клапан необходим лишь в том случае, когда время прямого и обратного хода в сумме более 0,8 сек.

Основной недостаток амортизаторов с торможением на прямом ходе заключается в связи скорости поршня со скоростью, а следовательно, и сопротивлением протеканию масла, вследствие чего возможны значительные перегрузки. Устранение перегрузок, кроме применения редукционных клапанов, усложняющих амортизатор, возможно и другими путями. Пневматики диаметра  $d \geq 300$  мм поглощают удар и поэтому выгодны при амортизаторах с торможением на прямом ходе. При пневматиках малых диаметров, имеющих малое обжатие и неспособных полностью поглотить удар, можно в первый момент хода поршня заставить работать только воздух.

Если масло при стояночной нагрузке на амортизационную стойку налито не до уровня отверстия в диафрагме (фиг. 277-IV и IV'), а ниже (фиг. 277-V и V'), то в начале прямого хода будет работать только воздух, причем скорость поршня не влияет на усилия по стойке и перегрузку. Однако работа масла и воздуха в схемах V и V' при том же ходе  $h$  меньше, чем в схемах IV и IV', и для поглощения при прямом ходе нормированной работы необходимо увеличение хода амортизатора до  $h_1$  (схема V).

Для увеличения мягкости амортизатора в начале хода по сравнению со схемой IV—IV' и при меньшем ходе, чем требуется для поглощения нормированной работы по схеме V—V', нужно понизить начальное давление воздуха (фиг. 277-VI, VI'). При стоянке амортизатор в этом случае будет обжат на некоторую величину  $h_{ст}$  и масло, пройдя в воздушную камеру, повысит там давление до величины  $p_{ст}$ , соответствующей стояночной нагрузке на амортизатор  $P_{ст}$ . При разбеге амортизатор работает на участке хода  $h_0 - h_{ст}$ , причем работа масла и работа воздуха меньше нормированной работы. При посадке как воздух, так и масло, начинают работать с начала обжатия амортизатора, и поглощаемая работа разна нормированной. Усилия на большей части хода в данном случае меньше, чем в схемах IV—IV', и, следовательно, амортизатор мягче, но ход больше.

## Торможение на обратном ходе

В амортизаторе с торможением на обратном ходе (фиг. 277-VII) отверстия для прохода масла имеют максимальную величину при прямом и минимальную при обратном ходе. При прямом ходе (фиг. 277-VIII) масло поднимает тарельчатый клапан 8 и проходит в воздушную камеру через большие отверстия 9. Разница в усилиях по стойке от воздуха  $P_v$  и масла  $P_m$  незначительны, так же как и работа масла (фиг. 277-X).

Работа воздуха совершенно одинакова в амортизаторах обоих типов. Коэффициент полноты диаграммы у амортизатора с торможением на прямом ходе (фиг. 277-IV) больше, чем у амортизатора с торможением на обратном ходе (фиг. 277-X) и, следовательно, для поглощения нормированной работы при тех же значениях  $P_{ст}$  и  $P^э$  ход для второго типа амортизаторов должен быть больше (фиг. 277-XI).

В начале обратного хода клапан 8 (фиг. 277-IX) опускается и перекрывает большие отверстия диафрагмы. Проход масла становится возможным только через малые отверстия в тарелке клапана. Сопротивление протеканию и работа масла при обратном ходе значительно больше, чем при прямом, а усилие на поршень  $P_m$  меньше.

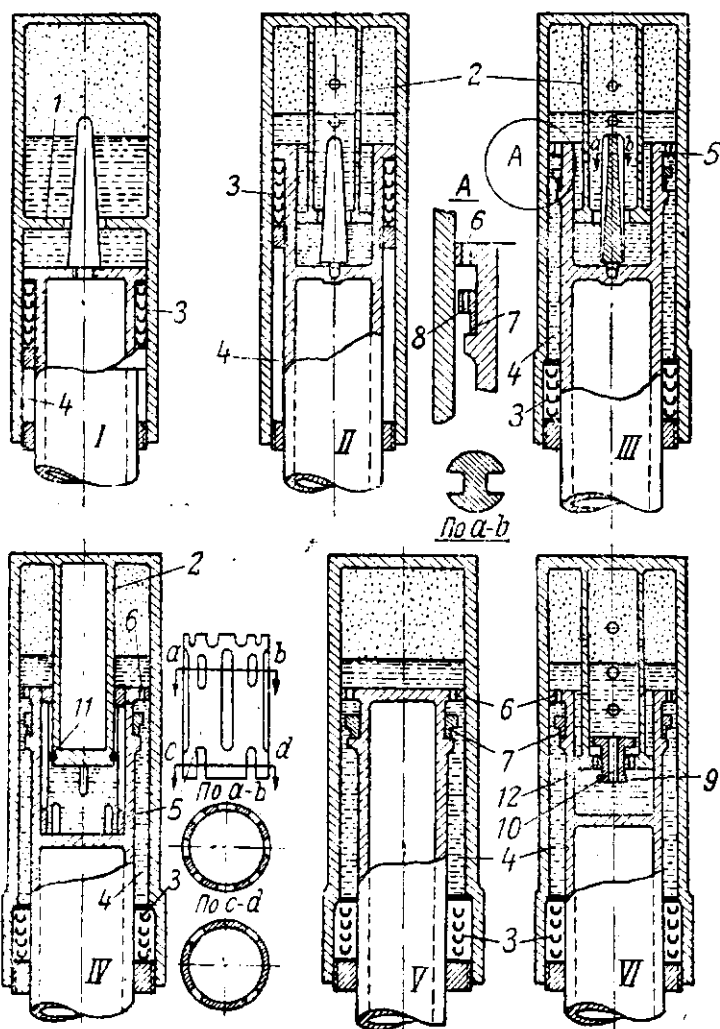
Амортизаторы с торможением на обратном ходе вследствие того, что в них при прямом ходе работает главным образом, воздух, отличаются мягкостью работы и независимостью перегрузок от скорости поршня. Эти амортизаторы для поглощения нормированной работы требуют большого хода и рекомендуются для самолетов с пневматиками малых размеров, неспособных поглотить удар.

## Особенности конструкций амортизаторов

Принципиальная особенность конструкции амортизаторов обоих типов заключается в расположении цилиндра и поршня. При расположении поршня сверху (фиг. 277-XII, XIII) общая длина амортизатора меньше, чем в случае расположения сверху цилиндра. Кроме того, отпадает необходимость в диафрагме 5 (фиг. 277-I и VII) для клапанов 6 и 8, которые устанавливаются в дне поршня при верхнем его расположении.

На практике преимущественно применяют амортизационные стойки с верхним расположением цилиндров (фиг. 277-I и VI). Эта схема обеспечивает больший момент инерции в месте заделки ног шасси. При подкосах, укрепленных к цилиндру, расположенному сверху, устраняется перемещение колес в плоскости подкоса при обжатии амортизатора. В случае крепления подкосов к цилиндру, расположенному снизу от поршня, перемещение колес неизбежно.

При верхнем расположении цилиндров ранее в них устанавливали диафрагмы 1 (фиг. 278-I), усложнявшие их изготовление



Фиг. 278. Принципиальные особенности конструкции амортизаторов. Амортизаторы с торможением (преимущественно) на прямом ходе.

I—уплотнение на поршне, игла закреплена жестко, диафрагма в цилиндре; II—уплотнение на поршне, игла на шаровом шарнире, диафрагма на плунжере; III—уплотнение на шаровом шарнире, игла цилиндрическая с канавками переменной глубины, укрепленная на плунжере, используется кольцевая камера между поршнем и цилиндром для торможения обратного хода—применено золотниковое кольцо; IV—разница с предыдущим типом в замене иглы цилиндром с переменной площадью вырезов.

Амортизаторы с торможением на обратном ходе. V—торможение обратного хода только в золотниках кольцевой полости; VI—торможение обратного хода достигается золотниковым кольцом и клапаном на плунжере.

В современных амортизаторах цилиндр и поршень обычно изготовляют из труб, а клапаны или отверстия делают в дне плунжера 2 (фиг. 278-II, III, VI), прикрепленных к дну цилиндра. Уплотнение 3 состоит из кожаных или матерчатых прорезиненных колец с распорными и затяжными кольцами из легких сплавов и стали. При установке уплотнителей на головке поршня (фиг. 278-I и II) осмотр и затяжка неудобны и, кроме того, не используется кольцевой объем 4 между внутренней поверхностью цилиндра и наружной поверхностью поршня. Эти недостатки исключаются при установке уплотнителей на цилиндрах (фиг. 278-III, IV, V, VI).

При жестком креплении иглы весьма затруднительно совмещение осей отверстия и иглы с осью цилиндра. Кольцевое отверстие при неточной установке иглы имеет различную ширину по окружности и работает неправильно. При креплении иглы посредством шарового шарнира (фиг. 278-II, III) струя масла устанавливает иглу точно по центру отверстия. Вместо иглы часто применяют цилиндр, в котором на противоположных сторонах фрезеруют канавки одинаковой ширины, но различной глубины (фиг. 278-III, сечение *ab*).

Для изменения площади проходного отверстия по ходу поршня также применяют цилиндрическую втулку 5 (фиг. 278-IV) с вырезами различной длины вдоль образующих цилиндра и различной ширины в поперечных сечениях. Верхний торец втулки вырезан зубцами. Втулка впрессована в шток поршня. Плунжер 2 имеет снизу одно уплотнительное кольцо II и плотно входит внутрь втулки. При прямом ходе масло переходит из поршня в цилиндр по вырезам в стенках втулки. В начале хода площадь сечений имеет максимальную величину (сечение *ab*, фиг. 278-IV), а к концу хода — минимальную (сечение *cd*). Изменяя количество, длину и ширину прорезов в стенках втулки, можно получить любой закон изменения площади.

При амортизаторах 3, закрепленных в цилиндрах (фиг. 278-III, IV, V, VI), кольцевое пространство 4, объем которых увеличивается на прямом ходе, заполняются маслом. Масло проходит по отверстиям 6 в головке поршня и далее, мимо золотникового кольца 7, в кольцевое пространство 4. Подбором площади проходных отверстий 6 можно получить требуемый гистерезис. При обратном ходе золотниковое кольцо под давлением масла поднимается вверх и перекрывает часть отверстий 6 в головке поршня. Для масла остается проход только через меньшие по диаметру отверстия 8 в золотниковом кольце 7.

В амортизаторах с торможением на обратном ходе (фиг. 278-VI) в дне плунжера делают ряд отверстий 12, расположенных по окружности, и ставят клапан 9 с центральным отверстием 10. При прямом ходе клапан приподнимается и масло проходит через центральное и боковые отверстия. При обратном ходе открыто только центральное отверстие 10. Значительное упрощение конструкции возможно при отказе от

плунжера, клапана 9 и при установке кольцевых золотников, регулирующих площадь сечения проходных отверстий (фиг. 278-V).

Работа амортизатора сильно изменяется в зависимости от класса точности, принятого при обработке. Это необходимо учитывать при выборе конструкции масляно-воздушных амортизаторов в случае использования узких кольцевых протоков и кольцевых камер между поршнем и цилиндром. Расчетные площади проходных отверстий вообще невелики, и ничтожные изменения их, в зависимости от класса точности, могут совершенно изменить работу амортизатора по сравнению с расчетной.

Рассмотрим на частном примере влияние точности изготовления. Масло при обратном ходе должно проходить из кольцевой камеры через отверстие в золотнике  $f=0,0707 \text{ см}^2$ , а внутренний диаметр цилиндра равен  $d=8,4 \text{ см}$ . Если поршень и цилиндр изготовлены по третьему классу точности, то величина зазора

$$F_3 = \frac{\pi}{4} (8,4^2 - 8,33^2) = 0,92 \text{ см}^2$$

или в  $\frac{0,92}{0,0707} = 13$  раз больше расчетного проходного отверстия.

При изготовлении по второму классу точности зазор

$$F_2 = \frac{\pi}{4} (8,4^2 - 8,377^2) = 0,332 \text{ см}^2$$

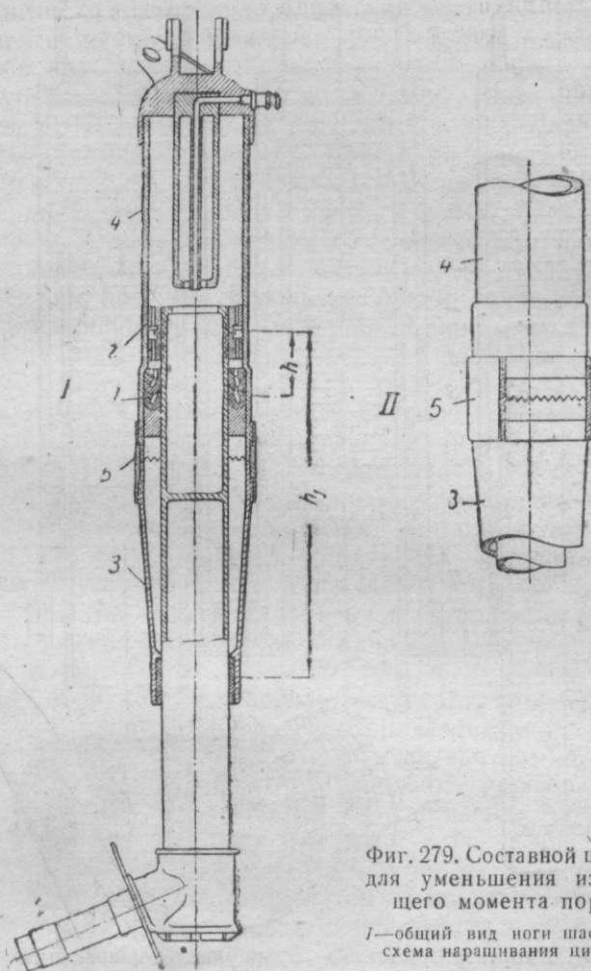
или в  $\frac{0,332}{0,0707} = 4,7$  раза больше расчетного отверстия в золотнике.

Для устранения искажений расчетных данных амортизатора из-за производственных неточностей и упрощения технологии желательно избегать кольцевых протоков большого диаметра. Кроме того, необходимо принимать меры против возможного протекания масла между поршнем и внутренней поверхностью цилиндра в кольцевую камеру и обратно вследствие недостаточной точности изготовления. Для устранения зазоров применяют поршневые кольца, а вместо кольцевых протоков большого диаметра — отдельные продольные канавки, точное изготовление которых проще.

Для устранения проворачивания поршня в цилиндре на всех современных амортизаторах служат шлицы. Отказ от шлицев, помимо сложности изготовления, объясняется понижением упругих свойств амортизаторов от чрезмерно большого трения.

Современные амортизационные стойки нагружаются значительными изгибающими моментами, для восприятия которых желательно увеличение расстояния между нижней и верхней буксами. В некоторых случаях, например, при креплении амортизационных ног к фюзеляжу и большом наклоне их в двух плоскостях необходимо искусственное

увеличение расстояния между буксами. При необжатой стойке расстояние  $h$  между буксами (фиг. 279-I); обтюратором 1 и головкой поршня 2, имеет наименьшую величину, а реакция от изгибающего момента достигают наибольшей величины.



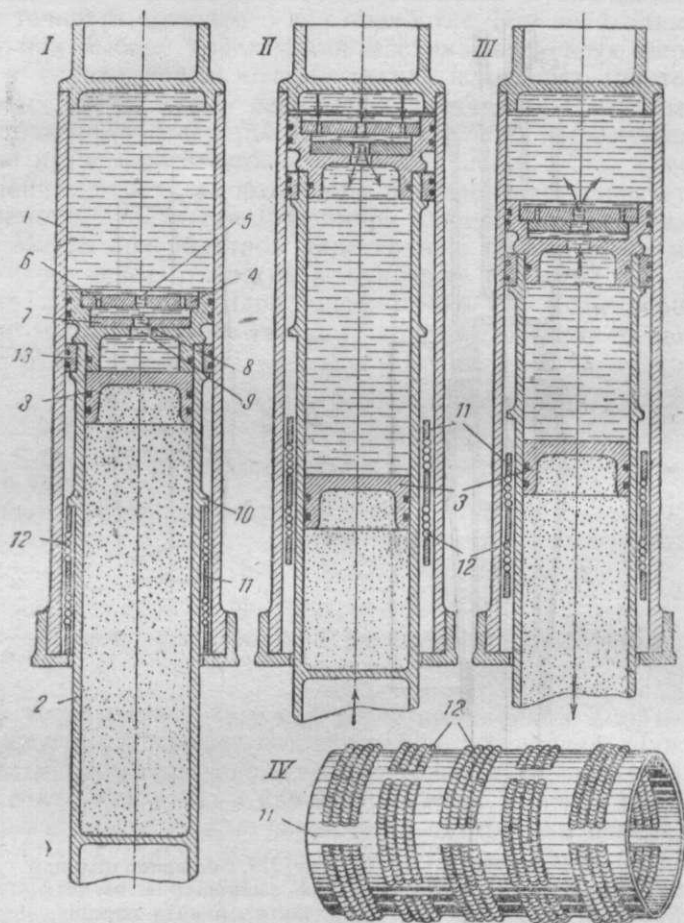
Фиг. 279. Составной цилиндр для уменьшения изгибающего момента поршня.

I—общий вид ноги шасси; II—схема наращивания цилиндра.

Для увеличения плеча  $h_1$ , на котором воспринимается изгибающий момент, цилиндр наращен конической трубой 3. Торцы трубы 3 и цилиндра 4 имеют зубцы, посредством которых через шлиц-шарнир, не показанный на схеме, и трубу 3 кручение передается от поршня к цилиндру 4. Стык перекрывает муфта 5 (фиг. 279-II), на внутренней поверхности которой сверху и снизу имеется резьба.

Во всех рассмотренных типах амортизаторов масло соприкасается непосредственно с воздухом. При работе амортизатора струя масла распыляется и смешивается с воздухом. Во время

повторных, быстро следующих друг за другом обжатий амортизационной стойки работает уже не масло, а смесь его с воздухом, и характер диаграммы обжатия искажается. При убранном шасси масло перетекает в воздушную камеру, обн



Фиг. 280. Амортизатор Локхид „Эрдраулик“ с плавающим поршнем.

I—амортизатор на стойке; II—прямой ход; III—обратный ход; IV—подшипник с пружинными роликами.

уплотнительные кольца, и становится возможной утечка воздуха. При быстром выпуске ног шасси часть масла остается в верхней камере, а часть воздуха — в нижней, вызывая ненормальную работу амортизатора при посадке. Указанные недостатки отсутствуют в амортизаторах с плавающим поршнем.

Амортизатор Локхид «Эрдраулик» (фиг. 280-I) имеет ряд оригинальных особенностей. Масляная камера находится в верх-

ней части цилиндра 1 и штока поршня 2. Воздушная камера, находящаяся в нижней части штока поршня, отделена от масляной плавающим поршнем 3. В головке поршня укреплены пластины 4, имеющие, кроме центрального отверстия 5, ряд отверстий 6, расположенных по окружности. Под пластиной 4 имеется подвижная пластина 7 с одним центральным отверстием 8 большого диаметра. Эта пластина может перемещаться в углублении головки поршня, имеющего одно центральное отверстие 9, большее, чем в пластине 7.

В полностью растянутой стойке поршень кольцевым выступом 10 упирается в цилиндр 11 с рядом вырезов, расположенных в шахматном порядке (фиг. 280-IV). В вырезы цилиндра вставлены пружинные ролики 12 с диаметром, большим толщины цилиндра 11. Такой подшипник имеет значительно меньшее трение, чем обычные бронзовые буксы, и выгоден для стоек с большим наклоном. При движении поршня вверх цилиндр с пружинными роликами двигается также вверх, но с меньшей скоростью, чем поршень.

Плавающий поршень имеет простые кожаные кольца, а головка поршня, кроме того, еще дополнительную обтюрацию 13.

При прямом ходе (фиг. 280-II) масло свободно перетекает через все отверстия в пластине 4, далее — через центральное отверстие в пластине 7 и днище поршня в полость, образующуюся под его головкой. Плавающий поршень при этом несколько опускается вниз под давлением масла, проходящего через отверстия в пластинах 4 и 7 и в поршне. Воздушная камера уменьшается при опускании плавающего поршня. При прямом ходе работает только воздух.

При обратном ходе масло начинает перетекать из штока поршня в цилиндр (фиг. 280-III). Пластина 7 поднимается, прижимается к пластинке 4 и перекрывает ее отверстия 6, расположенные по окружности. Протекание масла становится возможным только через малое центральное отверстие в пластине 4.

Плавающий поршень, разделяющий масло и воздух, исключает возможность образования эмульсии жидкости, неизбежной в обычных амортизаторах и сильно искажающей работу амортизатора.

При горизонтальном положении стойки убранного шасси масло полностью заполняет всю верхнюю часть цилиндра, и поэтому утечка воздуха через уплотнение невозможна.

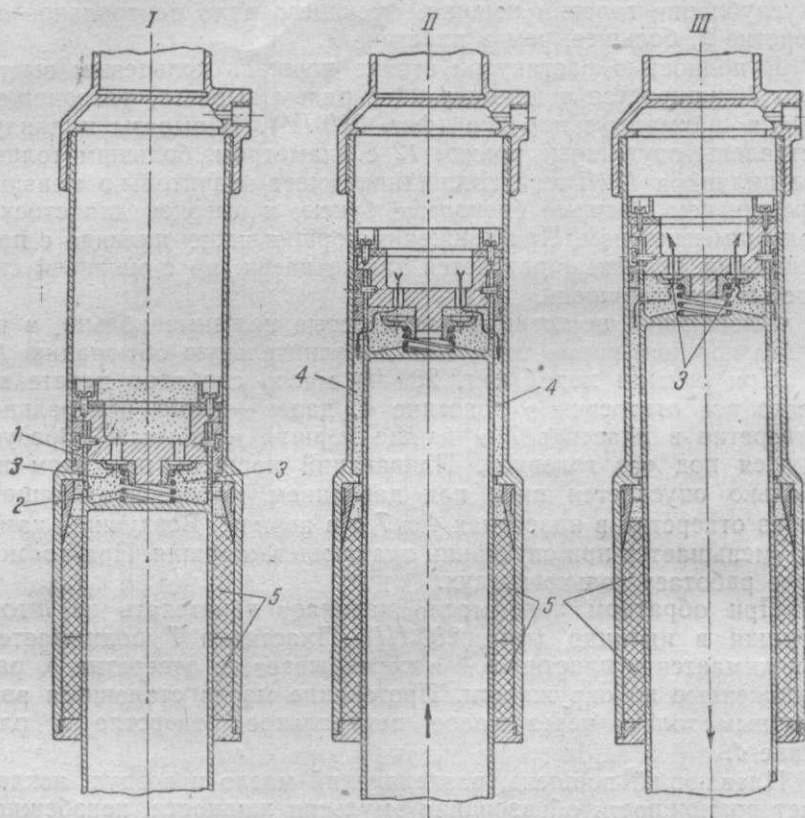
## § 6. ВОЗДУШНЫЕ АМОРТИЗАТОРЫ

Воздушные амортизаторы не получили широкого распространения, главным образом, из-за трудности обеспечения герметичности и предохранения от утечки воздуха.

Преимущества воздушных амортизаторов перед масляными не столь существенны и заключаются в следующем: меньший вес (только за счет веса масла), независимость пере-

грузки от скорости поршня (так же как в масляно-воздушном амортизаторе с торможением на обратном ходе) и независимость работы от температурных условий.

В головке поршня амортизатора «Фауди» (фиг. 281-I) помещен клапан 1, прижатый кверху пружиной 2. В тарелке клапана имеются отверстия малого диаметра 3. В тарелке



Фиг. 281. Пневматический амортизатор «Фауди».

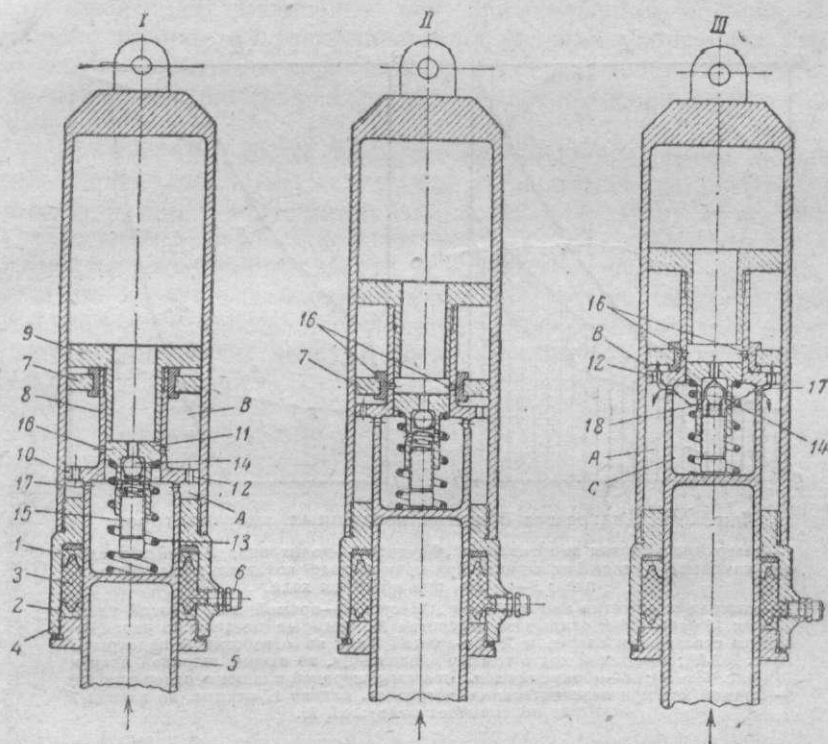
I—положение на стоянке; II—прямой ход; III—обратный ход.

При прямом ходе (фиг. 281-II) сжатый воздух отжимает клапан вниз и свободно проходит в образующееся кольцевое пространство 4 между внутренней поверхностью цилиндра и наружной поверхностью штока поршня. При этом нагревание воздуха и гистерезис незначительны (фиг. 283-I).

При обратном ходе (фиг. 281-III) пружина прижимает клапан к головке поршня, и воздух из кольцевой камеры может проходить в цилиндр только через малые отверстия 3 в тарелке клапана. Обратный ход поршня замедляется, и при проходе

через малые отверстия воздух нагревается. Таким образом происходит превращение работы в тепло.

Амортизатор отличается мягкостью работы, так как большие скорости поршня при резких толчках не вызывают перегрузок, которые здесь не зависят от скорости поршня. Для устранения утечки воздуха уплотнение 5 имеет высоту, значительно большую, чем у масляно-воздушных амортизаторов.



Фиг. 282. Пневматический амортизатор „Олаер“.

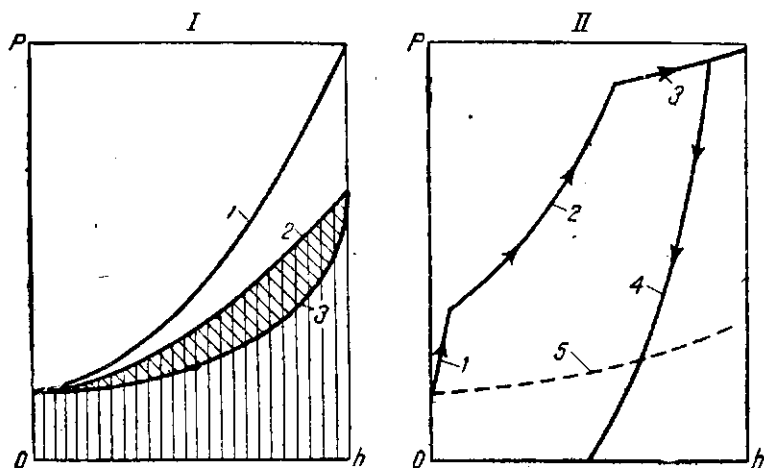
*I*—положение на стоянке; *II*—прямой ход до открытия шарового клапана; *III*—то же, с открытым шаровым клапаном при достижении эксплуатационной перегрузки.

В амортизаторе фирмы «Олаер» (фиг. 282) обтюратор состоит из манжет 1 и 2 из алюминиевой бронзы. Кольцевое пространство 3 между манжетами, нижней частью цилиндра 4 и поршнем 5 заполнено через штуцер 6 густой смазкой, обеспечивающей, по данным фирмы, герметичность до давлений в 1000 ат.

На шейку 8 поршня 5 надет кольцевой клапан 7, трение которого о внутренние стенки цилиндра больше, чем о шейку поршня. При движении поршня кольцевой клапан 7 остается неподвижным до тех пор, пока его не заставит перемещаться вниз головка 9 поршня или вверх — фланец 10.

Внутри шейки поршня имеется скользящий клапан 11, упирающийся в нижний торец головки 9 и поддерживаемый снизу пружиной 13. Отверстие в центре клапана закрыто шаровым клапаном 14 с пружиной, натяжение которой регулируется пробкой 15 с резьбой.

В начале прямого хода (фиг. 282-I) под влиянием увеличивающегося в верхней части цилиндра давления клапан 11 опу-



Фиг. 283. Диаграмма обжатия воздушных амортизаторов:

I—диаграмма обжатия амортизатора „Фауди“: 1—политропа; 2—действительное изменение усилий на поршне при прямом ходе вследствие наличия клапана; 3—то же, при обратном ходе.

II—диаграмма обжатия амортизатора „Олаер“: 1—прямой ход, резкий удар; клапан 11 (фиг. 282-I) открывает отверстия 16, которые постепенно перекрываются скользящим клапаном 7; 2—прямой ход, но отверстия 16 перекрываются (фиг. 282-II); 3—прямой ход в том же положении, но открыт шаровый клапан 14 (фиг. 282-III); 4—обратный ход, открыты шаровый клапан и отверстия 16; 5—прямой ход при незначительных нагрузках, клапан 11 открыт, но клапан 7 не перекрывает отверстий 16.

скается и открывает отверстия 16 в стенках шейки поршня. Сжатый воздух через отверстия 16 и 12 поступает в кольцевые камеры А и В. Вследствие перетекания воздуха давление в верхней камере в начале хода меньше, чем было бы при сплошном поршне (кривая 1, фиг. 283-II).

При дальнейшем ходе поршня кольцевой клапан 7, неподвижный вследствие трения о внутреннюю поверхность цилиндра, перекрывает отверстия 16 (фиг. 282-II). Давление в воздушной камере после этого начинает возрастать по политропе (кривая 2, фиг. 283-II).

При достижении эксплуатационной перегрузки открывается шаровый клапан 14 (фиг. 282-III), и воздух начинает проходить через центральное и боковые отверстия 18 клапана 11, а также через отверстия 17 и 12. Кольцевой клапан 7, приподнимаясь, откроет отверстия 16, и при дальнейшем ходе поршня

давление в воздушной камере почти не повышается (кривая 3, фиг. 283-II).

В самом начале обратного хода при поднятом клапане 7 и опущенных клапанах 11 и 14 сжатый в верхней камере воздух поступает в кольцевые камеры А, В и С. Давление и усилие на поршень в верхней камере резко падают (кривая 4, фиг. 283-II). Возвращение амортизатора в исходное положение происходит медленнее, чем при сплошном поршне. Шаровой клапан 14 закрывается в начале обратного хода. В конце обратного хода клапан 11 перекрывает отверстия 16 и воздух в камерах А и В, сжимаясь, воспринимает обратный удар.

Диаграмма работы амортизатора «Олаер» имеет больший коэффициент полноты, а ход, при поглощении той же работы, меньший, чем у воздушного амортизатора «Фауди» (фиг. 283-I).

Основным недостатком воздушных амортизаторов до настоящего времени является возможность утечки воздуха. В масляно-воздушных амортизаторах при утечке воздуха значительная доля работы поглощается маслом. Воздушные амортизаторы при утечке воздуха превращаются в жесткую стойку.

## § 7. ВЫВОДЫ

Основное назначение амортизации заключается в поглощении ударов и превращении работы в тепло. Первая задача решается удовлетворительно всеми типами амортизаторов. Что же касается гистерезиса, то он имеет достаточную величину лишь у некоторых типов. Наилучшие масляно-воздушные амортизаторы позволяют подбором площади проходных отверстий изменять величину гистерезиса и полноту диаграммы обжатия в довольно широких пределах. Стальные амортизаторы, даже при использовании сил трения, имеют меньшие значения гистерезиса и коэффициента полноты диаграммы и менее выгодны в весовом отношении. Наименее удовлетворяют своему назначению резиновые амортизаторы.

Масляно-воздушные амортизаторы с переменным отверстием и торможением преимущественно на прямом ходе позволяют в наиболее широких пределах изменять диаграмму работы для удовлетворения предъявляемых требований. Для уменьшения трения необходимо уменьшать угол наклона стоек (с вертикалью), увеличивать расстояние между опорами поршня в цилиндре, подбирать для букс поршня и цилиндра материал с хорошими антифрикционными качествами, контролировать обработку деталей и затяжку манжет.

Для шасси с вилками и полувилками рекомендуется брать расстояние между опорами не менее свободной длины поршня, т. е. расстояние от центра внешней опоры до оси колеса, а для шасси с консольным креплением колеса — не менее 1,5 свободной длины поршня.

В масляно-воздушных и воздушных амортизаторах необходимо избегать кольцевых протоков большого диаметра для упрощения технологии и устранения искажений расчетных данных при изготовлении.

При непосредственном соприкосновении воздуха и масла диаграмма работы после повторных быстро следующих обжатий искажается вследствие смешивания воздуха с маслом.

## Глава VI КОМПОНОВКА ШАССИ

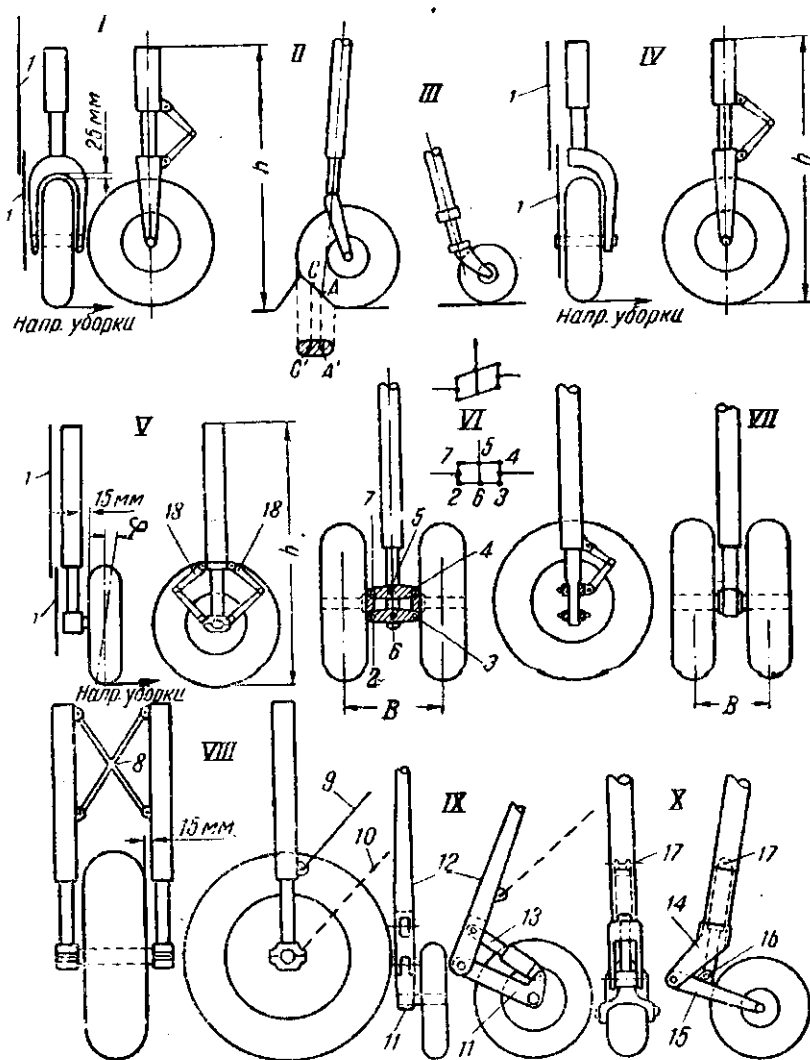
### § 1. СПОСОБЫ КРЕПЛЕНИЯ КОЛЕС К АМОРТИЗАЦИОННЫМ СТОЙКАМ

Установку колес посредством вилки применяют для главных, носового и хвостового колес (фиг. 284-I, II, III).

Достоинства вилки заключаются в центральной передаче усилий от колеса к амортизатору (отсутствии момента, изгибающего шток в поперечной плоскости при усилиях в плоскости колеса, и крутящего момента от сил трения колеса). Главные колеса шасси ставят на прямую вилку (фиг. 284-I) с общей плоскостью симметрии колеса, вилки и амортизатора. Вилки носового и хвостового колес (фиг. 284-II, III) отгибают назад таким образом, что продолжение оси амортизационных стоек пересекает поверхность земли впереди центра тяжести площади соприкосновения колеса с землей. Это условие необходимо для устойчивости и ориентировки колеса при качении.

Основной недостаток вилки заключается в значительном уменьшении хода амортизатора по сравнению с прямой стойкой без вилки (фиг. 284-V, VI, VII, VIII). При уборке главных колес в крыло по направлению размаха приходится делать глубокие желоба и куполы. Щитки I (фиг. 284-I), прикрывающие колесо, вилку и амортизатор, отходят далеко от его оси. Монтаж и демонтаж колес при вильчатой стойке представляет некоторые трудности. Полувилка (фиг. 284-IV), кроме осевых нагрузок, работает на изгиб и кручение и поэтому несколько тяжелее вилки, но упрощает установку колеса, требует менее глубоких куполов, желобов и более коротких кронштейнов щитков I. При малой высоте шасси  $h$ , так же как в случае вилки, место для амортизатора требуемого хода может оказаться недостаточным.

При консольном креплении колеса (фиг. 284-V) с такой же, как в предыдущих случаях, высотой шасси  $h$  длина амортизатора и его ход менее ограничены недостатком места. Однако возникает момент сил трения колеса о землю, стремящийся повернуть поршень в цилиндре, и у тяжелых самолетов приходится ставить два шлиц-шарнира 18 на каждую стойку. Момент от вертикальных усилий, изгибающий ось и поршень в попе-



Фиг. 284. Способы крепления колес к амортизационным стойкам.

I—вилка главных колес; II—вилка носового колеса; III—вилка хвостового колеса; IV—подушечка; V—консольная ось; VI—шарнирная ось спаренных колес; VII—жестко закрепленная с поршнем ось спаренных колес; VIII—двойные стойки; IX—рычажная подвеска главного или носового колеса; X—рычажная подвеска хвостового колеса.

речной плоскости, достигает в данном случае максимальной величины, и с целью его уменьшения колеса иногда ставят под углом  $\varphi$  к вертикальной плоскости.

Спаренные колеса устанавливают на шарнирном прямоугольнике 2—3—4—7 (фиг. 284-VI) или на оси, жестко скрепленной с поршнем (фиг. 284-VII). В первом случае колеса при посадке с креном нагружаются одинаково, но приходится увеличивать расстояние между колесами *В*. Во втором случае при посадке с креном колеса нагружаются неодинаково, но расстояние *В* между колесами меньше. Вследствие этого схема VII требует меньше места при уборке в моторную гондолу или в крыло по направлению его хорды.

Достоинство спаренных колес заключается в уменьшении момента, изгибающего стойку в поперечной плоскости, и крутящего момента от сил трения при торможении.

В двухстоечном шасси (фиг. 284-VIII) колеса устанавливают на оси, жестко соединенной с обоими штоками амортизаторов. Надобность в шлиц-шарнирах при этом отпадает. В плоскости цилиндров ставят крест 8 из труб или стержней другого сечения для уменьшения изгибающего момента в стойках при боковой нагрузке. Как и во всех предыдущих схемах, стойки изгибаются в продольной плоскости под влиянием удара в колесо и сил трения при торможении. Для уменьшения изгиба стоек в некоторых случаях подкосы подводят не к цилиндрам 9 (фиг. 284-VIII), а к концам оси 10. Однако крепление подкосов к оси при сокращении стоек вызывает перемещение колеса в продольном направлении, изменение противоподаточного угла — и поэтому нежелательно.

Изгиб амортизационных стоек вызывает усиленное трение в буксах поршня и уплотнении и потому также нежелателен. Повышенное трение в буксах и уплотнении совершенно искажает диаграмму работы, может вызвать заклинивание штока и появление течи вследствие одностороннего износа уплотнения.

Для разгрузки амортизаторов от изгиба имеется несколько способов. Один из них заключается в том, что амортизатор помещают внутри двух телескопических труб, связанных шлиц-шарниром. В этом случае как изгиб, так и кручение воспринимают наружные телескопические трубы, с которыми амортизатор связан шаровыми опорами.

Второй способ заключается в наружной рычажной подвеске амортизатора, воспринимающего только осевые нагрузки. Рычажная подвеска амортизатора возможна как для одностоечного (фиг. 284-IX), так и для двухстоечного шасси, а также для носовых и хвостовых колес, причем во всех случаях отпадает необходимость в шлиц-шарнирах. Ось колеса укреплена на звене 11 (фиг. 284-IX), которое соединено вальчатым шарниром с жесткой стойкой 12. Амортизатор 13, шарнирно связанный со стойкой и звеном 11, воспринимает как вертикальные, так и горизонтальные нагрузки, приложенные к колесу. Длины звеньев

подбирают таким образом, чтобы отношение хода колеса к ходу поршня примерно равнялось двум.

Оба вышеприведенные способа осуществлены фирмой Даути.

Для носового и хвостового колес наиболее рациональна подвеска двумя вилками 14 и 15 (фиг. 284-X). Амортизатор укреплен в двух шарнирах, из которых один 16 находится на нижней вилке, а второй, верхний 17 — внутри стойки.

В случае непосредственного крепления вилки к амортизатору носовой стойки (фиг. 284-11) при встрече с неровностями посадочной площадки центр тяжести  $C$  площади обжатия пневматика может оказаться впереди оси  $A$  вращения стойки. В этом случае неизбежны поворот колеса под  $90^\circ$  к направлению движения и авария. При рычажной подвеске, создающей значительный вынос стойки вперед, подобный случай совершенно исключается.

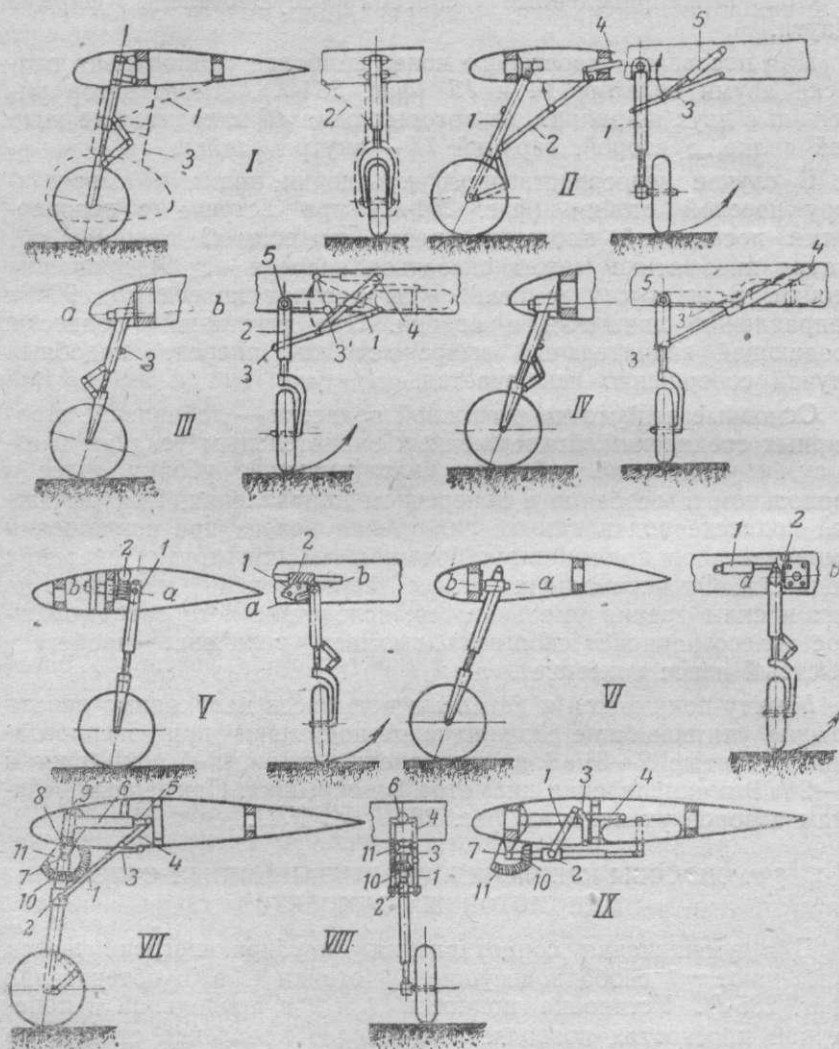
Основные недостатки рычажной подвески — добавление шарнирных соединений, подверженных значительным усилиям и износу, и увеличение габаритов, затрудняющее уборку колес в продольном и особенно в поперечном направлении. При рычажной подвеске под влиянием сил трения колеса при сокращении амортизаторов поднимаются больше, чем при других системах подвески. От перемещения колес вертикальная нагрузка на них и силы трения уменьшаются, вследствие чего заторможенное колесо начинает скользить, вызывая увеличение пробега и быстрый износ покрышек.

Между крышкой и деталями ног шасси необходимо делать зазоры, учитывающие разнашивание крышки при эксплуатации и равные  $2-3\% d$  в направлении ширины  $d$  крышки и  $1-2\% D$  в направлении диаметра  $D$  крышки. Примерные величины зазоров указаны на фиг. 284-I, V, VIII.

## § 2. СПОСОБЫ КРЕПЛЕНИЯ АМОРТИЗАЦИОННЫХ СТОЕК ОДНОМОТОРНЫХ САМОЛЕТОВ

Для уменьшения сопротивления неубирающегося шасси применяют свободонесущие стойки в обтекателях (фиг. 285-I). Установка подкосов 1 и 2 в продольной и поперечной плоскостях позволяет шарнирное крепление стойки, но увеличивает сопротивление. Продольные подкосы 1 требуют увеличения верхней части обтекателя 3, а поперечные подкосы 2 приходится выводить из обтекателя.

В старых схемах убирающегося шасси (фиг. 285-II) применяли амортизационные стойки 1 с двумя подкосами 2 и 3. Продольный подкос 2 для смещения колеса при уборке назад делали ломающимся. Поперечный подкос 3 служил для уборки шасси и был или ломающимся или скользящим. Для уборки такого шасси необходимы два отдельных подъемника 4 и 5, работающие последовательно или одновременно. Продольные



Фиг. 285. Способы крепления амортизационных стоек к крылу.

I—свободнонесущая стойка неубирающегося шасси; II—убирающаяся стойка с подкосами в двух плоскостях; III—убирающаяся стойка с ломающимся подкосом в поперечной плоскости; IV—убирающаяся стойка с подъемником, играющим роль подкоса в поперечной плоскости; V—свободнонесущая стойка с червячным механизмом уборки; VI—свободнонесущая стойка с рычажным механизмом уборки; VII, VIII, IX—стойка с подкосами, убирающаяся в продольной плоскости, с поворотом колеса относительно оси стойки.

подкосы требовали дополнительных вырезов в нижней поверхности крыла.

В современных шасси применяют (фиг. 285-III) поперечные подкосы 1, убирающиеся в общий жолоб с амортизационной стойкой 2. При выборе точек крепления стойки и подкоса должны быть приняты меры к уменьшению усилий, необходимых для подъема шасси в конце его хода. Нижний узел 3 подкоса 1 располагают на стойке со стороны, противоположной направлению уборки, а цилиндр подъемника 4 крепят возможно выше. Три точки — верхний шарнир 5 стойки, нижний шарнир 3 подкоса и верхний шарнир 4 цилиндра подъемника — должны быть возможно дальше от мертвого положения. В некоторых схемах роль подкоса играет подъемник (фиг. 285-IV).

Обе рассмотренные схемы применяют в тех случаях, когда ось вращения ноги  $ab$  находится в плоскости, параллельной плоскости симметрии самолета, и колеса убираются в носок крыла перед лонжероном без смещения назад по отношению к выпущенному положению. В случае уборки колес со смещением их назад при повороте относительно пространственной оси  $ab$  (фиг. 285-V, VI), наклоненной в горизонтальной и вертикальной плоскостях, подъемники удобнее устанавливать в крыле над осью вращения. В этой схеме подкосы отсутствуют, и боковые нагрузки на колесо воспринимают зубчатый сектор 1 и червяк 2 (фиг. 285-V) или подъемник 1 и замок 2 (фиг. 285-VI).

При уборке колеса в направлении хорды с поворотом на  $90^\circ$  необходима установка в продольной плоскости ломающегося подкоса, убирающегося в общий жолоб со стойкой (фиг. 285-VII, VIII, IX). Нижняя часть подкосов 1 состоит из двух стержней, прикрепленных снизу к муфте 2, свободно вращающейся на амортизационной стойке, а сверху — к рычагу 3, изогнутому под тупым углом. К рычагу 3 в месте изгиба прикреплены два стержня 4, верхними концами соединяющиеся со штоком 5 неподвижно установленного подъемника 6. Поворот стойки в продольной плоскости происходит вокруг оси 7 кронштейна 8, укрепленного на переднем лонжероне 9. При движении стойки назад укрепленный на ней горизонтальный конический зубчатый сектор 10 катится по вертикальному коническому зубчатому сектору 11, жестко насаженному на общую со стойкой ось 7. В случае достаточного расстояния между основными лонжеронами стойку и колесо по этой схеме можно полностью убрать в крыло.

Кроме шестеренчатого применяют рычажный механизм уборки стойки, подобный указанному для двухмоторных самолетов (фиг. 247-II). Однако из-за малой строительной высоты и острых углов между стержнями этот механизм невыгоден ввиду больших усилий, требующихся для уборки шасси.

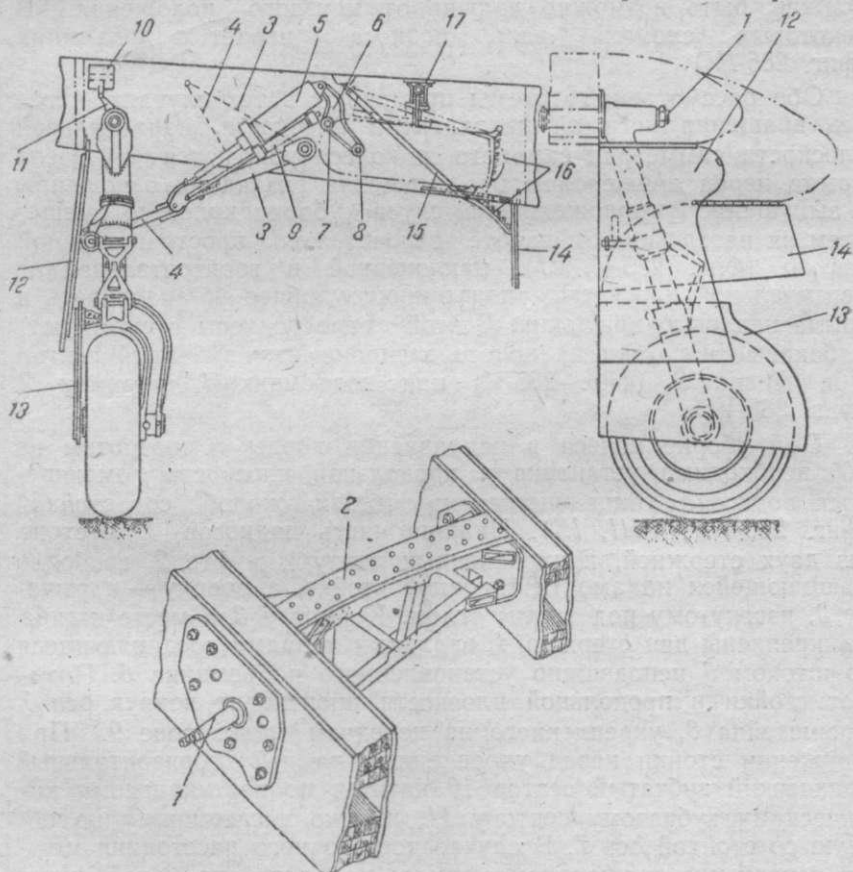
Способы крепления амортизационных стоек главных ног,

убирающихся в моторные гондолы двухмоторных самолетов, были рассмотрены ранее (фиг. 245-II; фиг. 246-I, II; фиг. 247-I, II). Крепления носовых амортизационных стоек и типовые установки хвостовых колес иллюстрированы на фиг. 254 и 255.

### § 3. ПРИМЕРЫ КОМПОНОВКИ ШАССИ

#### Уборка главных колес в крыло по размаху

Шасси одномоторного истребителя Як-1 (фиг. 286) убирается в носовую часть центроплана перед пе-



Фиг. 286. Компонировочная схема и узел крепления шасси самолета Як-1.

редним лонжероном. Конусный стержень 1, служащий осью вращения, расположен в плоскости, параллельной плоскости симметрии самолета. Для передачи усилий от шасси на задний лонжерон служит усиленная нервюра 2.

Ломающийся подкос крепится к амортизационной стойке с внешней стороны для увеличения угла между верхней 3 и нижней 4 частями подкоса при убранном положении шасси и уменьшения усилия, необходимого в конце движения при уборке. Пневматический подъемник 5 крепится к кронштейну 6, закрепленному на лонжероне в двух точках 7 и 8. В шарнире ломающегося подкоса имеется замок, запирающий подкос при выпущенном положении шасси. К шарниру подходит шток гидравлического тормоза 9, препятствующего чрезмерно быстрому движению ноги при уборке и выпуске. В последних вариантах гидравлический тормоз заменен пневматическим разгрузочным цилиндром 10, поворачивающимся на оси, укрепленной к лонжерону. Шток цилиндра соединяется с рычагом 11, приваренным к цапфе ноги. При подъеме шасси разгрузочный цилиндр помогает основному подъемнику, а при выпуске играет роль эластичного демпфера, препятствующего ударам.

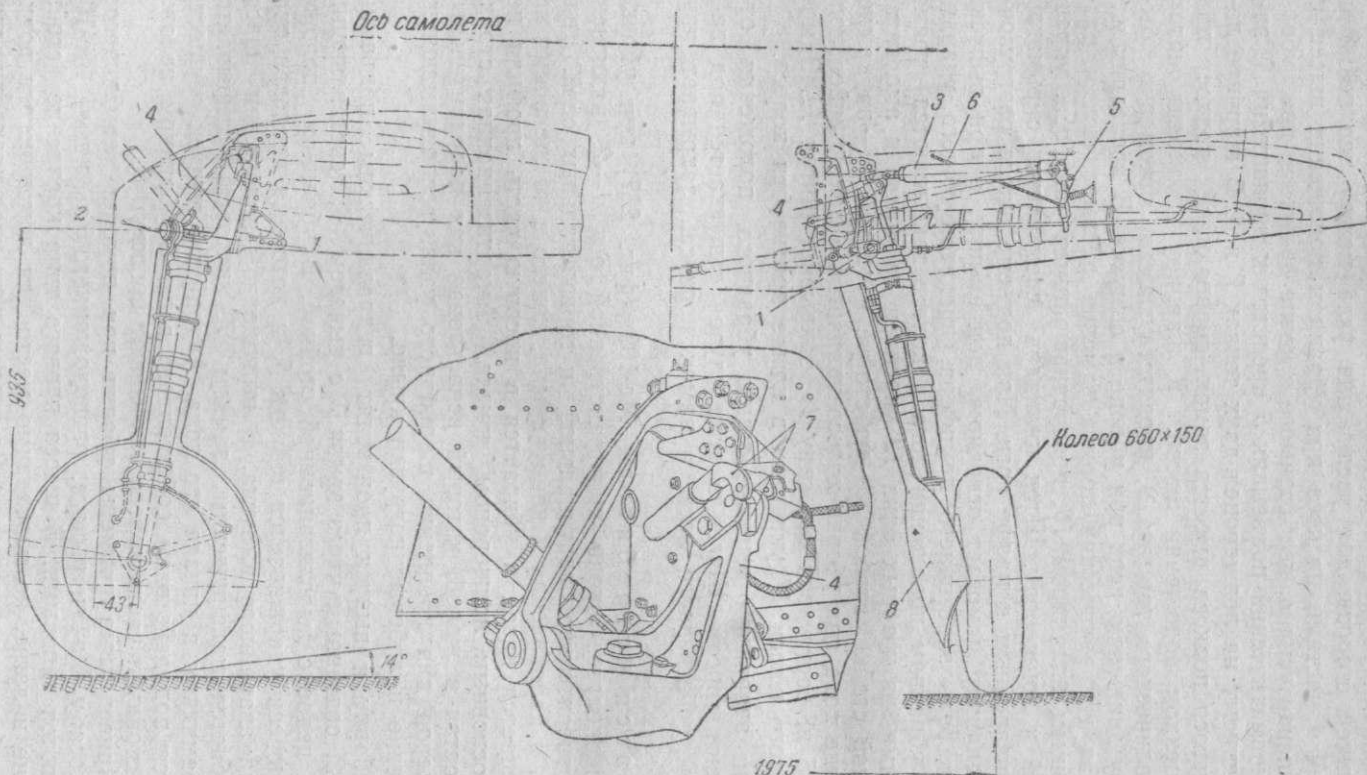
В убранном положении нога и колесо закрываются тремя щитками, из которых один 12 укреплен на крыле и амортизационной стойке, второй 13—на стойке и третий 14—на крыле. В конце хода при уборке колесо упирается в ломающийся подкос 15 и, растягивая пружину 16, закрывает щиток 14. Замок убранного шасси 17 укреплен в крыле против оси колеса.

При аварийном выпуске замок убранного положения открывают тросом. Шасси в этом случае выпускается под действием собственного веса, а замок подкоса закрывает пружина.

Шасси истребителя Ме-109 (фиг. 287) при уборке поворачивается около пространственной оси 1—2, наклоненной относительно вертикальной и горизонтальных осей. Двигаясь в направлении к концу крыла, колесо в то же время перемещается назад и убирается в носовую часть профиля перед основным лонжероном крыла. Амортизационная стойка убирается в жолоб, который использован как дополнительный лонжерон для крепления шарнирного узла, воспринимающего кручение и лобовые нагрузки крыла.

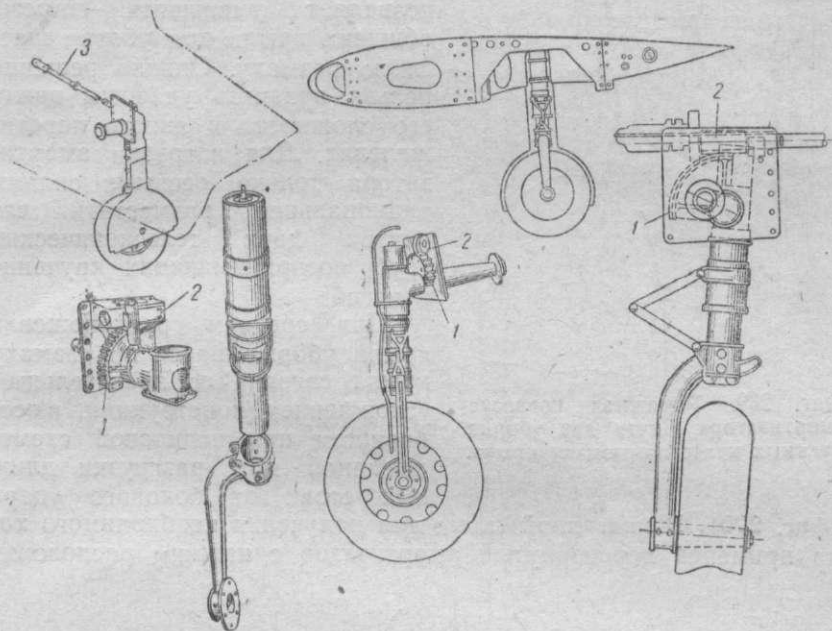
Уборку и выпуск производят гидравлическим подъемником 3, связанным через замок 7 с рычагом 4, составляющим одно целое с амортизационной стойкой. В убранном положении шасси удерживается замком 5, к которому проведен трос 6 для аварийного выпуска. В выпущенном положении шасси запирается механическим замком 7, который открывается подъемником в начале его хода. Аварийный выпуск осуществляется под действием собственного веса. В убранном положении стойку и часть колеса закрывают щитками 8.

Приведенные примеры уборки при помощи ломающегося подкоса у Як-1 и рычага, расположенного в крыле Ме-109, являются типовыми. В шасси первого типа крепление стойки проще и легче, но необходимо место для ломающегося подкоса в убранном положении. Во втором типе узел крепления шас-



Фиг. 287. Компонировочная схема и узел крепления шасси самолета Me-109.

си, кроме передних ударов, должен воспринимать также боковые. Вследствие малого плеча рычага уборки по сравнению с длиной стойки в нем возникают значительные усилия от боковых нагрузок, а также в конце хода шасси при уборке. С другой стороны, так как подъемник отклоняется на незначительный угол и может проходить через нервюры, не перерезая их, вырезы в крыле меньше.

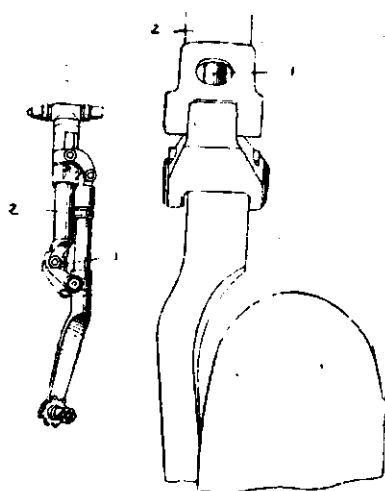


Фиг. 288. Компонировочная схема и механизм уборки главной ноги трехколесного шасси самолета Белл «Эракобра».

Второй способ часто применяют при уборке шасси электромотором (фиг. 288). Механизм уборки состоит из зубчатого сектора 1, скрепленного со стойкой, и самотормозящего червяка 2, вращающегося электромотором. В данном случае не требуется замка для шасси в выпущенном положении. Плечо (радиус сектора) остается постоянным и усилие в конце хода, необходимое для подъема шасси, меньше, чем при рычажной передаче. На самолете Белл «Эракобра» для подъема главной ноги и носового колеса установлен электромотор мощностью  $\frac{3}{4}$  л. с. при 3800 об/мин; передача к шасси равна 40 : 1. Проводка от мотора к подъемникам состоит из труб 3, работающих на кручение. Аварийный выпуск шасси совершается рукояткой.

Рычажная подвеска (см. фиг. 284-IX, X), как уже указывалось, дает некоторые преимущества в отношении работы амортизаторов, носовых и хвостовых колес, но менее пригодна для главных колес. При уборке колес в направлении разма-

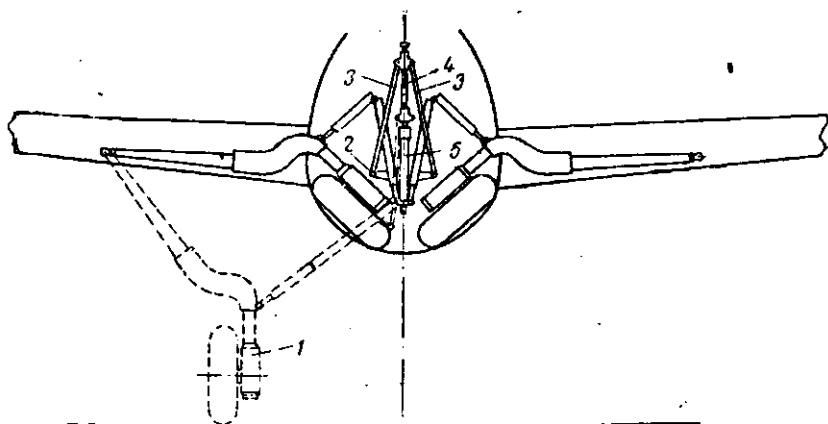
ха крыла недостаток заключается в увеличении вырезов обшивки крыла. На фиг. 289 приведен вариант рычажной



Фиг. 289. Рычажная подвеска амортизатора Даути для уборки главных колес по размаху крыла.

подвески при уборке шасси по размаху. Амортизатор 1 находится внутри верхней части стойки 2, непосредственно крепящейся к крылу. Такая схема позволяет уменьшить вырезы обшивки крыла при уборке шасси по размаху. Однако решение нельзя признать удачным ввиду его сложности и явного перетяжеления. Для нагрузки амортизатора только осевыми силами рациональнее разместить его внутри двух телескопических труб, воспринимающих кручение и изгиб.

При среднем расположении крыла уборка шасси по размаху крыла связана со значительным усложнением конструкции, в особенности при подкосной схеме, выгодной для разгрузки длинных стоек от бокового удара (фиг. 290). В указанной схеме для получения необходимого хода применен перевернутый амортизатор с нижним расположе-



Фиг. 290. Компонировочная схема шасси, убирающегося по размаху крыла, при среднем расположении его относительно фюзеляжа.

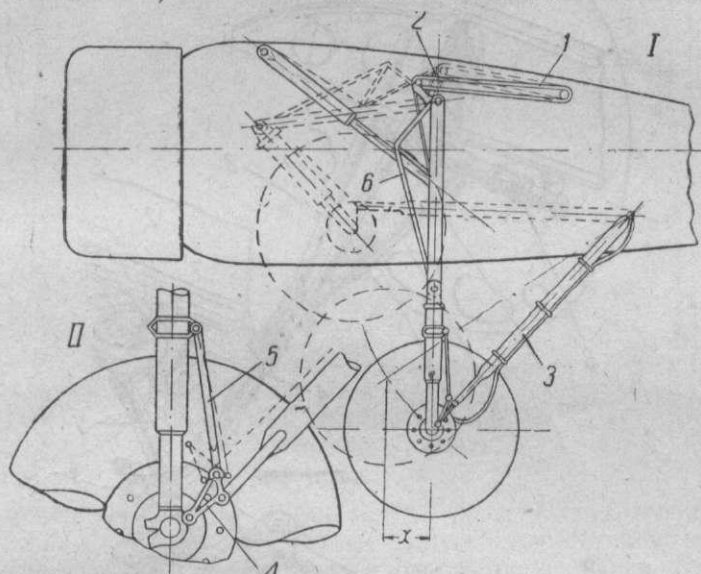
нием цилиндра 1, к которому, примерно посредине длины, крепится ось колеса. Стойка в корне развита в направлении хорды крыла и воспринимает передний удар. Ломающийся подкос

связан со штоком 4 гидравлического подъемника 5 рычагами 2 и тягами 3. Кинематика уборки такого шасси рассмотрена в гл. III, § 3 (стр. 429).

В данном случае более рациональна уборка шасси в направлении хорды с разворотом колеса на  $90^\circ$ .

### Уборка главных колес по направлению хорды крыла

Ряд компоновочных схем шасси с одинарными колесами был уже приведен при рассмотрении кинематики шасси (фиг. 245, 246-I и 247-I, II). Отличительная особенность схем заклю-



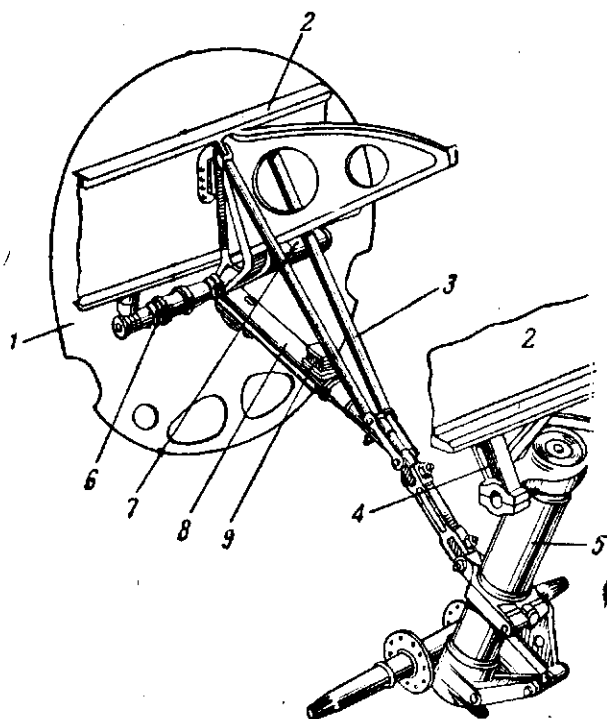
Фиг. 291. Компоновочная схема шасси самолета DC-3:

I—общий вид шасси; II—компенсационное устройство для уменьшения горизонтального перемещения колеса при обжатии амортизатора.

чается в том, что колеса при уборке перемещаются назад на значительное расстояние по сравнению с выпущенным положением, что влечет за собою заметное перемещение ЦТ самолета.

У самолета DC-3, имеющего трехлонжеронное моноблочное крыло, колеса убираются вперед в направлении полета (фиг. 291). Амортизационные стойки подвешены к пространственной подвижной ферме, укрепленной к усиленным нервюрам центроплана. Шасси поднимается одним центральным гидравлическим подъемником. Для облегчения подъема и уменьшения влияния веса при опускании применен резиновый шнуровой балансир 1, укрепленный одним концом на усиленной нервюре, а вторым — на рычаге 2, связанном с фермой 6. Подкос шасси внизу заканчивается вилкой 3. Концы вилки крепятся к оси через пару компенсационных звеньев 4 (фиг. 291-II). Каждое

звено шарнирно связано тягами 5 с цилиндром амортизационной стойки. При полном обжатии амортизационных стоек компенсационные звенья и тяги занимают положение, показанное пунктиром. Таким образом колесо почти не перемещается в горизонтальном направлении и противокapotажный угол при обжатии изменяется на ничтожную величину, не более  $2^{\circ}20'$ . Если:



Фиг. 292. Компонировочная схема главной ноги шасси тяжелого бомбардировщика Боинг В-29.

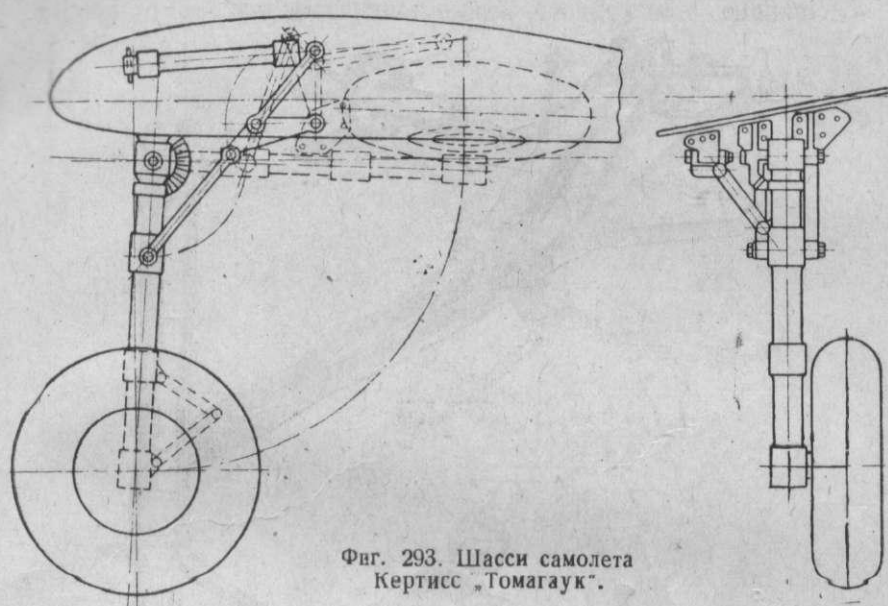
1—шпангоут мотогондолы; 2—донжероны крыла; 3—верхняя часть домкратного подкоса; 4—крепление амортизационной стойки; 5—амортизатор; 6—электроподъемник; 7—электроподъемник; 8—электроподъемник; 9—электроподъемник.

бы подкос крепился непосредственно к оси колеса, то его перемещение  $x$  вперед при полном обжатии было бы значительно больше (фиг. 291-1, положение подкоса при полном обжатии амортизаторов показано пунктиром). Уборка шасси продолжается около 30 сек., выпуск—несколько быстрее. Аварийный выпуск шасси не предусмотрен и в случае порчи механизма посадка производится на колеса, частично выступающие из моторных гондол.

Главные спаренные колеса трехколесного шасси тяжелого американского бомбардировщика Боинг В-29 (фиг. 292) убираются движением вперед, в направлении по-

лета. Особенности схемы были уже указаны при описании его кинематики (см. фиг. 246-II). Время выпуска шасси около 30 сек., время уборки — 40 сек.

Шасси одноместного одномоторного истребителя «Томагаук», имеющего моноблочное крыло, убирает-



Фиг. 293. Шасси самолета Кертисс „Томагаук“.

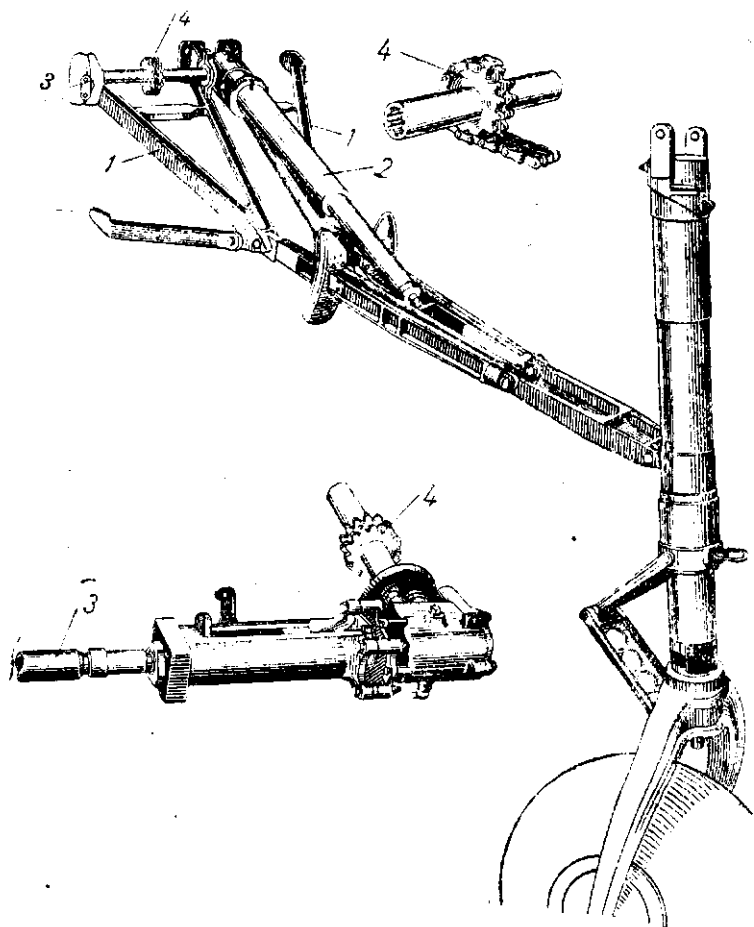
ся назад с разворотом колеса на  $90^\circ$  (фиг. 293). Амортизационная стойка остается снаружи и закрывается обтекателем. Кинематика этого шасси была рассмотрена ранее (см. фиг. 285-VII, VIII, IX).

#### § 4. ПРИМЕРЫ КОМПОНОВКИ НОСОВЫХ И ХВОСТОВЫХ СТОЕК

##### Носовые установки

Передняя нога трехколесного шасси самолета Белл «Эракобра» убирается назад между продольными балками фюзеляжа (фиг. 294). Гидравлический демпфер установлен в нижней части штока поршня и соединен шлиц-шарниром с цилиндром. Возвращение колеса в плоскость симметрии достигается цилиндрическими самоцентрирующимися кулачками, находящимися в кольцевой плоскости между внутренней поверхностью цилиндра и наружной поверхностью штока (см. фиг. 254-II). Ориентировку колеса, осуществляемую поворотом поршня в цилиндре, нельзя признать рациональной ввиду изнашивания обтюраторов и возможности течи. Ломающийся подкос шарнирно укреплен к двум кронштейнам 1, установленным на поперечной балке, связывающей продольные балки фюзеляжа.

Винтовой подъемник 2 приводится в движение от электромотора трубами 3, работающими на кручение. В местах изменения направления проводки поставлены конические шестерни. На валу, приводящем в движение подъемник, установлены зубчатки 4 с цепью Галля и являющиеся муфтой, соединяющей обе

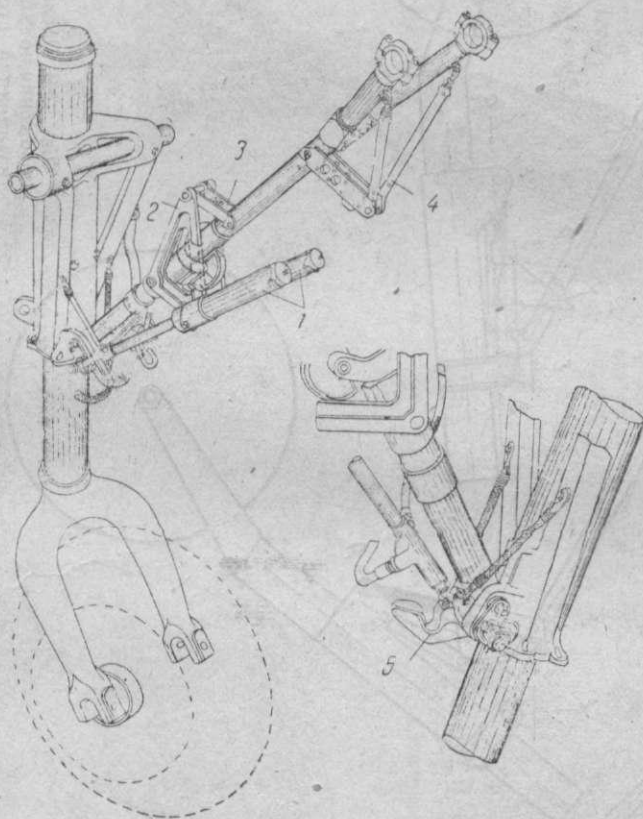


Фиг. 294. Компоновка передней амортизационной стойки трехколесного шасси самолета Белл „Эракобра“.

части вала. На фиг. 294 цепь для наглядности показана разорванной. Замком стойки в выпущенном и убранном положениях служит самотормозящий винт подъемника. Аварийный выпуск производят той же проводкой, но при помощи рукоятки.

Стойка самолета Локхид (фиг. 295) имеет оригинальный и компактный механизм уборки, состоящий из двух подъемников 1, двух треугольных звеньев 2 и двух стержней 3. Цилиндры подъемников шарнирно скреплены со звеном 2, а

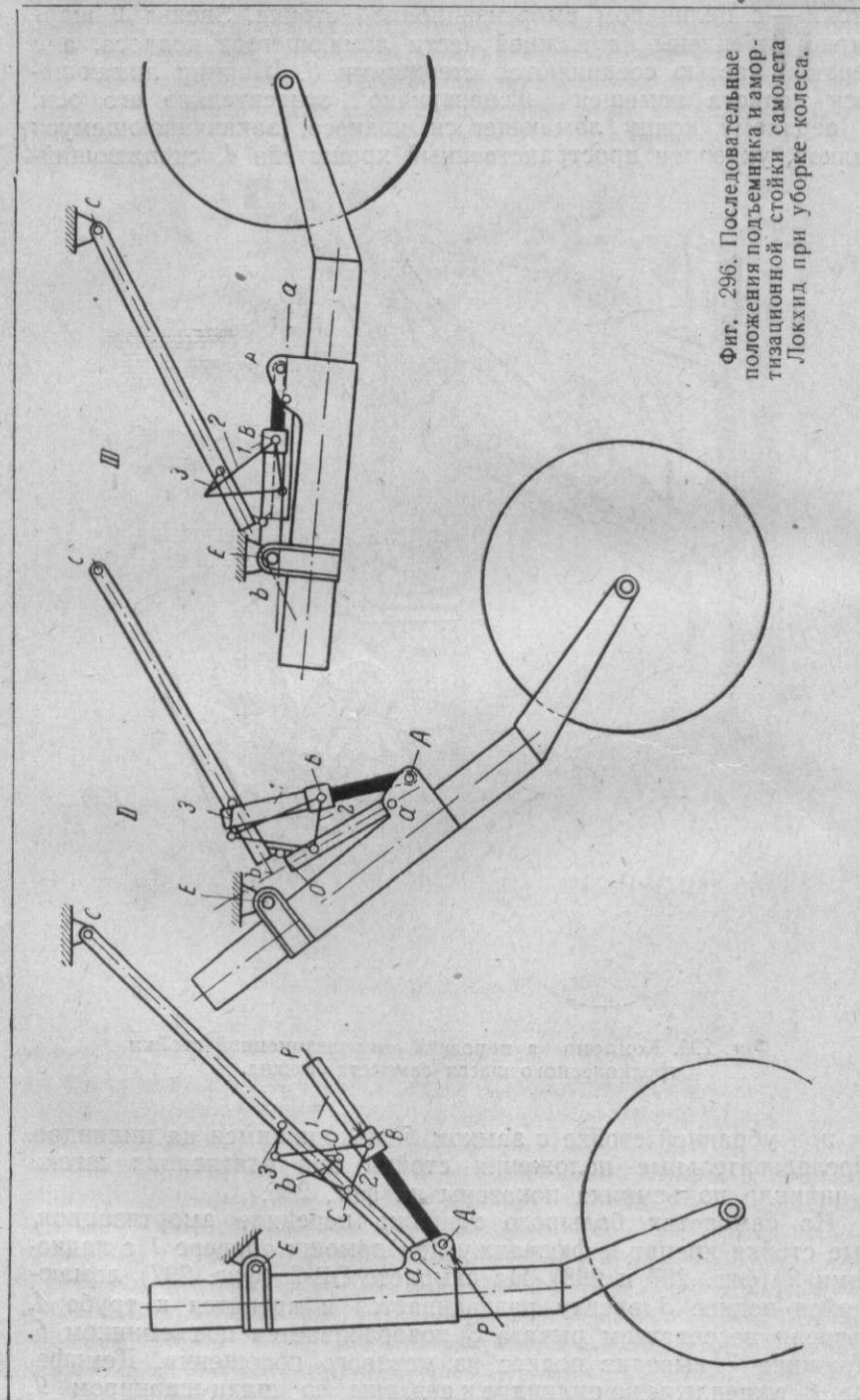
штоки — с цилиндром амортизационной стойки. Звенья 2 шарнирно укреплены на нижней части ломающегося подкоса, а с верхней частью соединяются стержнями 3. Шарнир ломающегося подкоса помещен эксцентрично относительно его оси. К верхнему концу ломающегося подкоса, заканчивающемуся вилкой, укреплен пространственный кронштейн 4, сцепляющийся



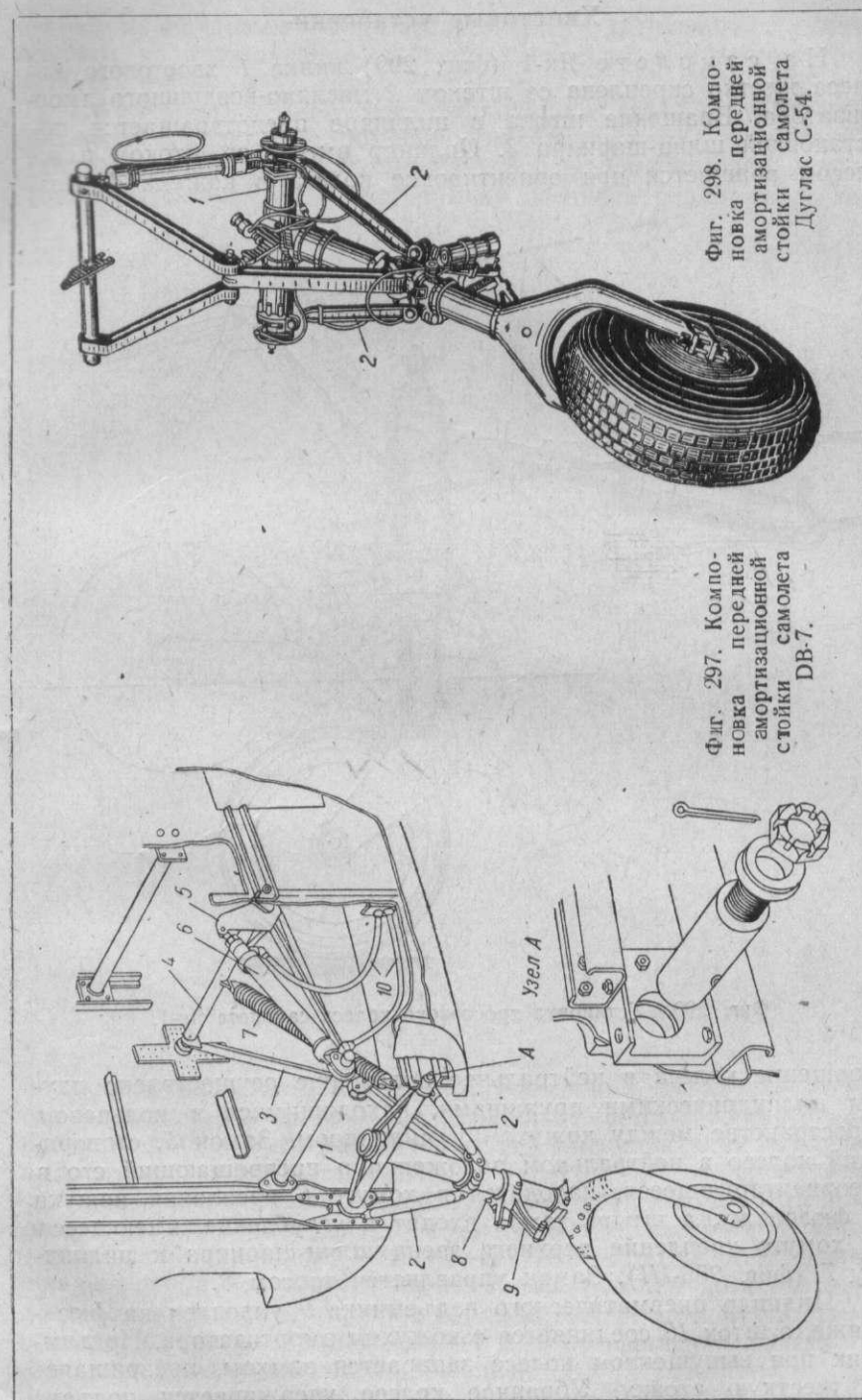
Фиг. 295. Компонировка передней амортизационной стойки трехколесного шасси самолета Локхид.

ся при убранной стойке с замком 5, находящимся на цилиндре. Последовательные положения стойки при втягивании штока в цилиндр подъемника показаны на фиг. 296.

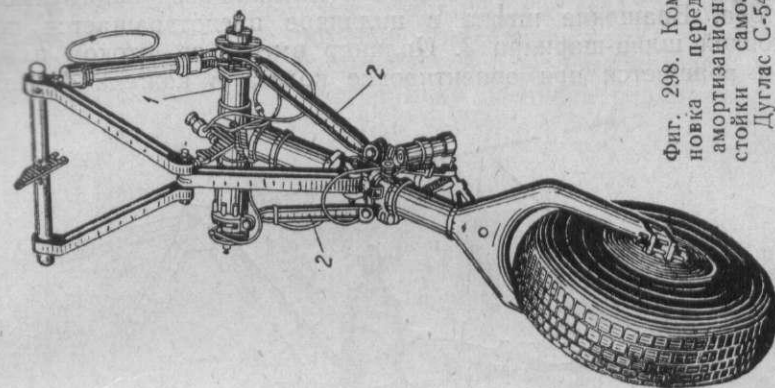
На самолетах большого тоннажа передние амортизационные стойки крепят к фюзеляжу при помощи траверс 1 с подкосами 2 (фиг. 297 и 298). На самолете DB-7 (фиг. 297) ломающийся подкос 3 вверху раздваивается и крепится к трубе 4, которая посредством рычага 5 поворачивается подъемником 6. Пружина 7 выводит подкос из мертвого положения. Демпферы 8 укреплены на цилиндре и связаны со шлиц-шарниром 9.



Фиг. 296. Последовательные положения подъемника и амортизационной стойки самолета Локхид при уборке колеса.



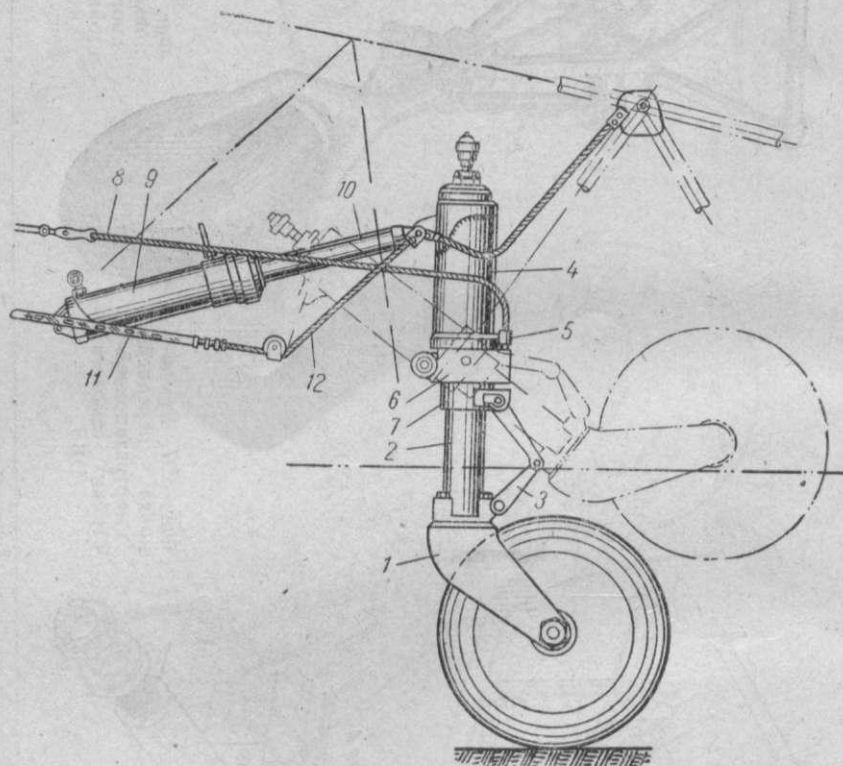
Фиг. 297. Компоновка передней амортизационной стойки самолета DB-7.



Фиг. 298. Компоновка передней амортизационной стойки самолета Дуглас C-54.

## Хвостовые установки

На самолете Як-1 (фиг. 299) вилка 1 хвостового колеса жестко скреплена со штоком 2 масляно-воздушного амортизатора. Вращение штока в цилиндре предотвращается постановкой шлиц-шарнира 3. Цилиндр вместе со штоком и колесом вращается при ориентировке колеса в кожухе 4. Воз-



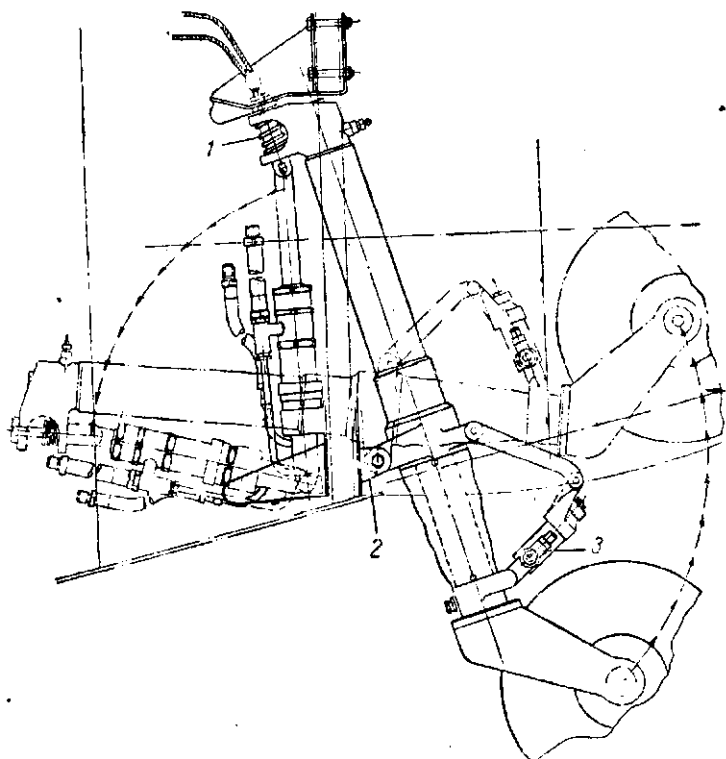
Фиг. 299. Установка хвостового колеса самолета Як-1.

вращение колеса в нейтральное положение осуществлено двумя цилиндрическими пружинами, находящимися в кольцевом пространстве между кожухом и цилиндром. Замок 5, стопорящий колесо в нейтральном положении и превращающий его в неориентирующееся, находится в хомуте 6 крепления кожуха к фюзеляжу, а штырь замка входит в углубление, имеющееся в хомуте крепления верхнего звена шлиц-шарнира к цилиндру 7 (фиг. 255-III). Замок управляется тросом 8.

Цилиндр пневматического подъемника 9 укреплен на фюзеляже, а шток 10 соединяется с кожухом амортизатора. Подъемник при выпущенном колесе запирается замком, превращаясь в жесткую стойку. Убранное колесо удерживается подъем-

ником и шнуровым амортизатором 11, укрепленным одним концом на фюзеляже, а другим—связанным с кожаным тросом 12.

Хвостовое колесо самолета ЛАГГ-3 убирается движением назад при помощи гидравлического подъемника (фиг. 300). Цилиндр подъемника укреплен на последнем шпангоуте фюзеляжа. Шток подъемника соединен с замком 1, за-



Фиг. 300. Установка хвостового колеса самолета ЛАГГ-3.

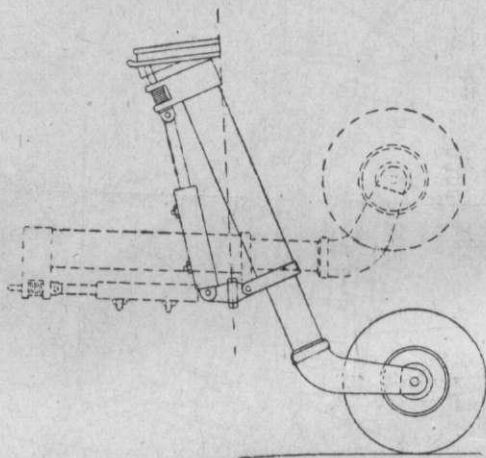
пирающим колесо в выпущенном положении. В начале хода подъемник открывает замок, а при дальнейшем движении поворачивает ногу относительно оси болта, соединяющего цилиндр амортизатора с кронштейном 2.

Ориентировка колеса осуществляется вращением вилки относительно штока амортизатора, который удерживается от вращения шлиц-шарниром. У самолета ЛАГГ-3 в нижнем звене шлиц-шарнира помещается палец 3, при помощи которого колесо можно запереть в плоскости симметрии и превратить в неориентирующееся. Приспособления для возвращения колеса в плоскость симметрии перед уборкой нет.

Этот недостаток в дальнейшем устранен и в стойке поставле-

ны центрирующие кулачки и пружины (см. фиг. 255-V), причем колесо не имеет стопора в нейтральном положении.

Хвостовое колесо самолета Ме-109 (фиг. 301) имеет масляно-пружинную амортизацию. Вилка жестко скреплена со штоком. Установка колеса в нейтральное положение происходит под действием внутренней пружины и роликов (см. фиг. 276), укрепленных на верхнем конце штока. Ролики прижимаются пружиной к центрирующим кулачкам и возвращают колесо в нейтральное положение, поворачивая поршень отно-

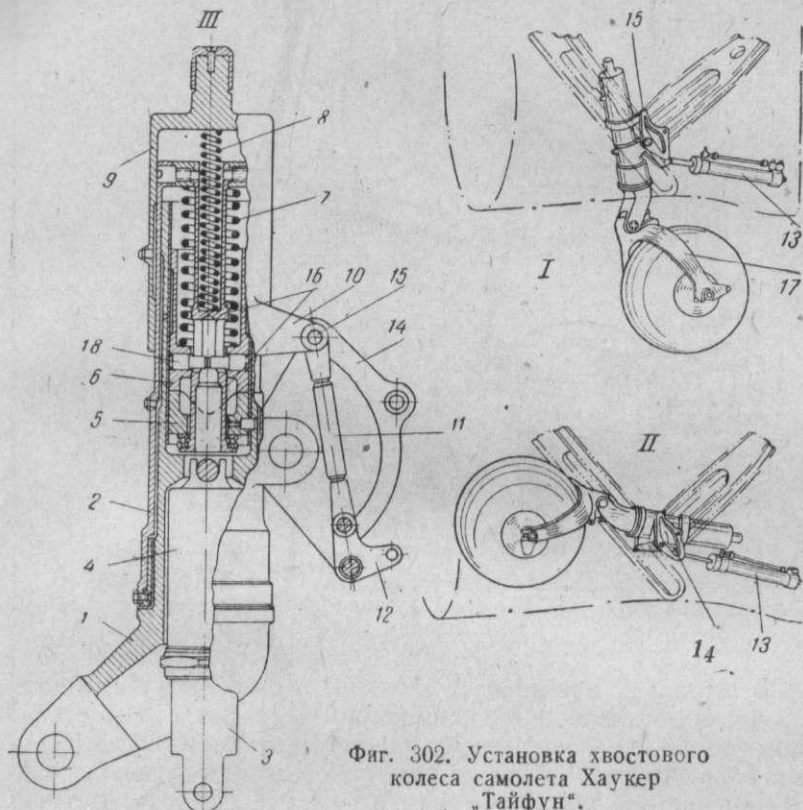


Фиг. 301. Установка хвостового колеса самолета Ме-109.

сительно цилиндра. Гидравлический подъемник в начале хода отпирает замок выпущенного положения, а затем убирает колесо.

Хвостовая установка одноместного истребителя Хаукер «Тайфун» имеет ряд интересных особенностей и отличается компактностью. Колесо убирается в фюзеляж вперед (фиг. 302-I, II). Вилка 17 (фиг. 302-I) шарнирно соединена со стойкой 1 и штоком 3 амортизатора 4 (фиг. 302-III). Масляно-воздушный амортизатор 4 (фиг. 302-III) верхним шарниром соединен со стойкой 1, находящейся внутри телескопического кожуха 2. Стойка 1 может вместе с амортизатором 4 и вилкой 17 поворачиваться относительно кожуха 2. Этим осуществляется ориентировка колеса при боковой нагрузке. Стойка 1 соединена с нижним кулачком 5, возвращающим повернутые стойку 1, амортизатор 4, вилку 17 и колесо в исходное положение после прекращения действия боковой нагрузки на колесо. Верхний кулачок 6 упирается в цилиндрическую пружину 7 и не может вращаться, так как этому препятствуют пальцы 18, скользящие в продольных вырезах трубы 16. Труба 16 неподвижно соединена с кожухом 2 сверху. Верхняя часть кожуха 2 телескопически закрывается стаканом 9, кото-

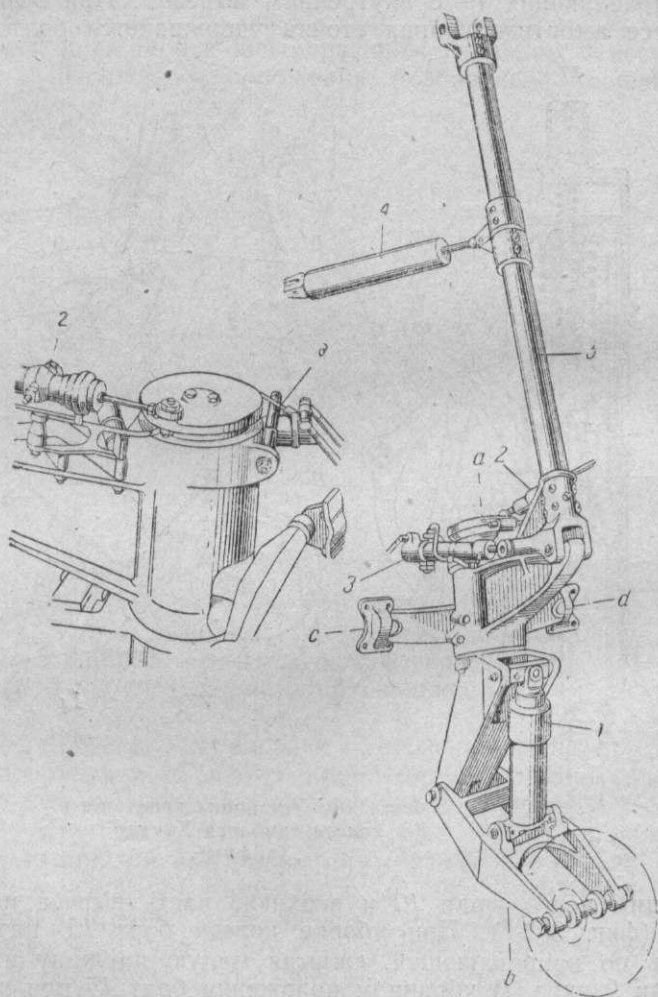
рый упирается в пружину 8 малого диаметра и может перемещаться в осевом направлении. К ушкам 10, составляющим одно целое со стаканом 9, укреплен тандер 11, соединяющийся другим концом с угловым рычагом 12, к которому подходит подъемник 13 (фиг. 302-I, II). На оси вращения стойки укреплена пара направляющих 14 с внутренним вырезом. При выпущенном колесе амортизационная стойка удерживается болтом 15,



Фиг. 302. Установка хвостового колеса самолета Хаукер „Тайфун“.

проходящим через ушки 10 и верхнюю часть выреза направляющей (фиг. 302-I). При уборке колеса болт 15 начинает скользить по направляющей, сжимая малую пружину и сдвигая стакан 9 вниз. В убранном положении болт 15 при разжимании малой пружины занимает нижнюю часть выреза направляющей и запирает стойку.

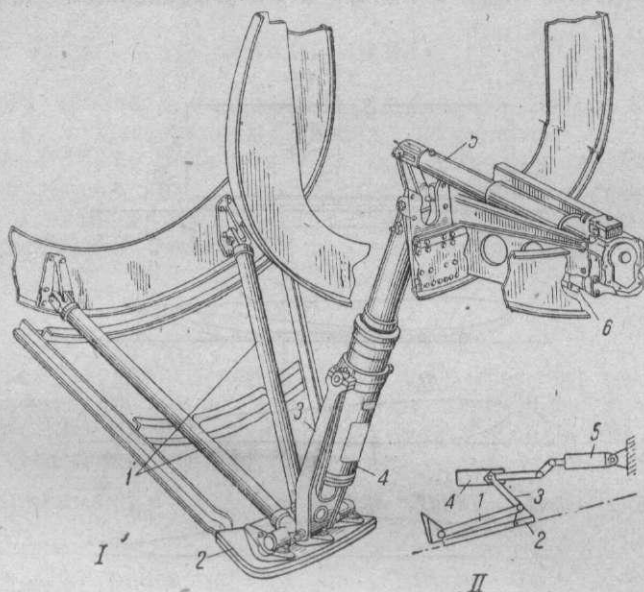
В хвостовой установке двухмоторного транспортного самолета Кертисс «Командо» (фиг. 303) масляно-воздушный амортизатор 1 подвешен шарнирно к вилке. Колесо вместе с амортизатором и вилкой вращается относительно оси *ab*, наклон которой остается неизменным при обжатии амортизатора. Установка имеет центрирующее приспособление 2 и гидравлический демпфер 3 для устраниения шимми.



Фиг. 303. Компонировка хвостового колеса двухмоторного транспортного самолета Кертисс „Командо“.

Гидравлический подъемник 4 ломает подкос и при помощи его нижней части 5 убирает всю установку, вращая ее относительно оси *cd*.

Дополнительная хвостовая опора тяжелого бомбардировщика Боинг В-29 (фиг. 304) с трехколесным шасси



Фиг. 304. Компонка предохранительной хвостовой опоры тяжелого бомбардировщика Боинг В-29 с трехколесным шасси.

состоит из V-образного подкоса 1, башмака 2, шпоры 3, амортизатора 4 и винтового подъемника 5 с электромотором 6.

Для закрывания вырезов в фюзеляже после уборки хвостовых и носовых колес служат створки, связанные тягами с движущимися частями установок и работающие автоматически.

## § 5. УСТАНОВКА ЛЫЖ И УНИВЕРСАЛЬНОЕ ШАССИ

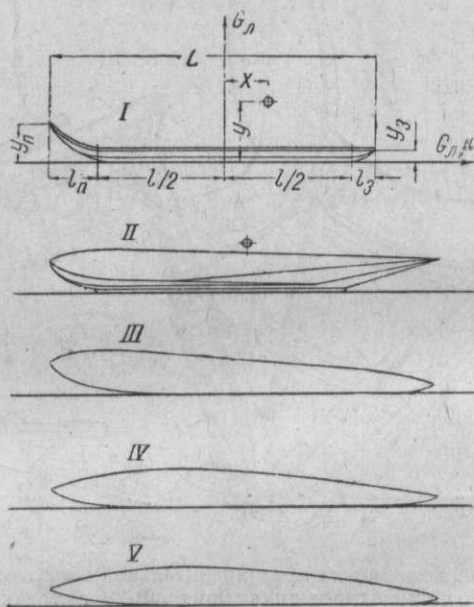
При проектировании лыж приходится выбирать:

1. Удельную нагрузку на опорную площадь.
2. Удлинение лыжи.
3. Положение кабана по длине лыжи.
4. Подъем носовой и хвостовой частей.
5. Форму лыжи.

Опорную площадь основных лыж определяют, исходя из удельной нагрузки на снег, в пределах 900—1300 кг/м<sup>2</sup>. Верхний предел относится к самолетам с большим избытком мощности, а нижний — к самолетам перегруженным, с малым из-

бытком мощности. Удельная нагрузка на хвостовые лыжи может колебаться в пределах 1800—3500 кг/м<sup>2</sup>.

Удлинением лыжи  $\lambda$  называют отношение ее длины  $l$  к максимальной ширине  $b$ . Чем меньше удлинение лыжи, тем больше ее воздушное сопротивление и момент относительно оси крепления и тем сильнее должно быть приспособление, удерживающее лыжу в полете в наивыгоднейшем положении



Фиг. 305. Основные формы лыж.

относительно продольной оси самолета. Лыжи с малым удлинением плохо работают на неровных поверхностях и имеют большее сопротивление при скольжении по рыхлому снегу. Преимущество коротких лыж с малым  $\lambda$  заключается в меньшем моменте, скручивающем кабана при разворотах.

Расстояние от плоскости вращения винта до носка лыжи в направлении продольной оси самолета должно быть не менее 60—100 мм. Ни при каких положениях лыжа не должна касаться винта или других частей самолета. Удлинение главных лыж колеблется в пределах  $\lambda=2,5-8$ ; наивыгоднейшим можно считать  $\lambda=3,5-4,5$ . Удлинение хвостовых лыж принимают в пределах  $\lambda=2-3$ .

Положение кабана, которым лыжа крепится на оси шасси, выбирают с таким расчетом, чтобы лыжа не зарывалась носом в снег. Для выполнения этого условия необходимо, чтобы момент силы трения  $M_T = G_{\text{лыж}} y$  (фиг. 305-I) был равен или

менее восстанавливающего момента  $M_v = G_d x$  от веса самолета, приходящегося на лыжу:

$$G_d x > G_d \mu y,$$

откуда

$$x \geq \mu y.$$

Коэффициент трения лыжи о снег  $\mu = 0,25 - 0,30$  и, следовательно,

$$x \geq (0,25 - 0,30) y.$$

Высота кабана  $y$  не должна превосходить 20% от длины лыжи и в существующих лыжах колеблется в пределах  $y = (0,13 - 0,16) L$ . Величину  $x$  от оси кабана до середины опорной поверхности обычно определяют из условия трогания самолета при разбеге. Вместо силы трения берут горизонтальную составляющую  $T$  тяги винта при работе на месте:

$$x \geq \frac{T y}{G_d}.$$

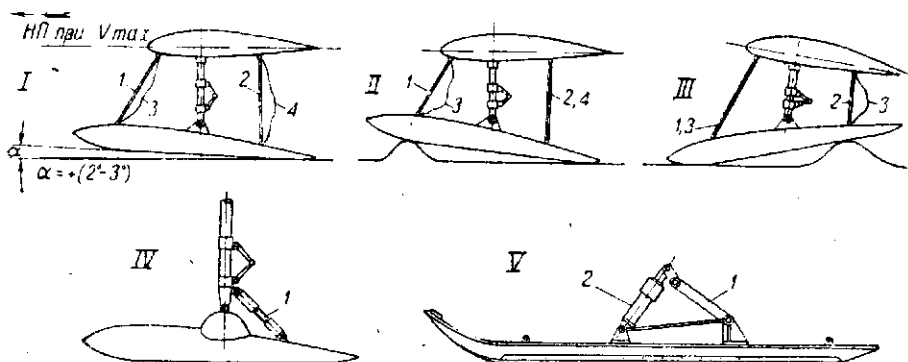
Подъем переднего конца лыжи  $y_n$  выбирают из условия проходимости лыжи по неровностям аэродрома в пределах  $y_n = 150 - 250$  мм, а для заднего конца  $y_z = 30 - 100$  мм (фиг. 305-1). Отношение длины  $l_n$  загиба к подъему в передней части принимают  $\frac{l_n}{y_n} = 3 \div 8$ , а для задней  $\frac{l_z}{y_z} = 6 \div 20$ . Большим лыжам придают большую кривизну.

В США ранее применяли лыжи без обтекателей (фиг. 305-1). При исследованиях оказалось, что сопротивление подобной лыжи при скорости 160 км/час в 2,5 раза больше сопротивления колеса. Обтекаемая американская лыжа (фиг. 305-II) имеет сопротивление примерно в два раза меньшее, чем колесо. Кроме того, приподнятая хвостовая часть и увеличение удлинения значительно снизили момент лыжи.

Вследствие сдвига кабана от середины назад лыжи неустойчивы в полете. При увеличении и уменьшении угла атаки момент, стремящийся отклонить лыжу, резко увеличивается по сравнению с его величиной при нулевом угле атаки, когда полоз лыжи совпадает с направлением полета. Для уменьшения момента необходимо поднимать хвостовую часть лыжи, не изменяя длины соприкосновения со снегом, и заканчивать ее горизонтальным возможно более широким ребром.

У лыж скоростных самолетов необходимо делать более острую переднюю кромку (фиг. 305-IV, V) и смещать максимальную высоту ближе к середине длины (фиг. 305-V) по сравнению с обтекаемой лыжей (фиг. 305-III), применявшейся для нескоростных самолетов. Для уменьшения момента и сопротивления лыж их установочный угол, т. е. угол, составляемый направлением ползца с направлением полета на максимальной скорости, необходимо брать в пределах  $2 - 3^\circ$ .

При посадке на три точки для предохранения от зарывания полоз хвостовой лыжи должен составлять с горизонтом угол  $4-6^\circ$ . Поворот лыжи в горизонтальной плоскости не должен быть более  $20-30^\circ$  в обе стороны. Хвостовая лыжа должна иметь приспособление, возвращающее ее в плоскость симметрии самолета. В отличие от основных лыж для придания хвостовой лыже устойчивости пути ее кабан должен быть смещен от середины длины полоза на  $10-20\%$  вперед, а не назад. Установка лыж, кроме обеспечения наименьшего сопротивления и момента в полете, должна допускать отклонения в вертикальной плоскости при разбеге и пробеге.



Фиг. 306. Схема установки и стабилизации лыж.

При необуиваемом шасси (фиг. 306) наиболее распространенное установочное устройство состоит из передних 1 и задних 2 амортизационных шнуров, натяжение и сечение которых достаточно для устранения возможности поворота лыжи в полете. Требуемое положение лыжи создают соответствующим натяжением амортизаторов. На случай обрыва амортизаторов ставят передний 3 и задний 4 ограничительные тросы. Длина заднего троса должна допускать отклонения хвоста лыжи при разбеге в случае попадания носа лыжи на кочку (фиг. 306-II). Длина переднего ограничительного троса должна быть достаточной для перехода хвоста лыжи через кочку при пробеге на трех точках (фиг. 306-III).

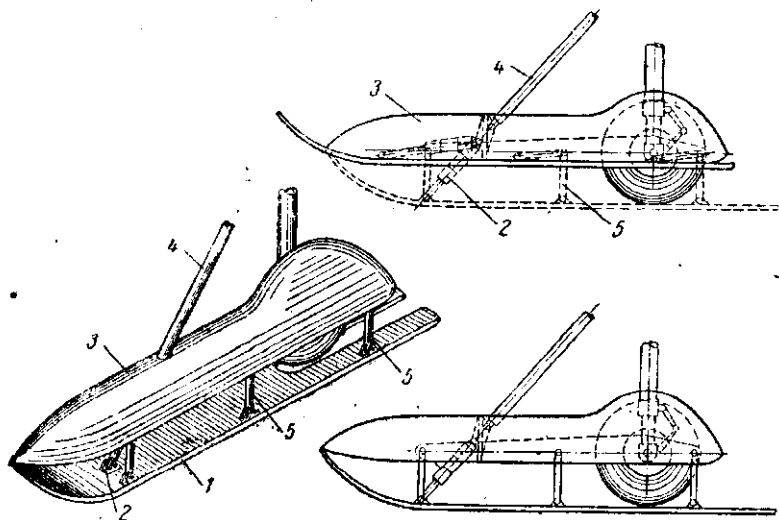
Ввиду того что воздушное сопротивление амортизационных шнуров и тросов составляет от 45 до 70% сопротивления лыжного шасси, был предложен ряд устройств, скрытых внутри лыжи, а также аэродинамический стабилизатор в виде небольшого крылышка. Наиболее рациональна установка амортизационной стойки 1 (фиг. 306-IV), работающей на растяжение и сжатие.

При замене колес лыжами вся работа при ударах должна поглощаться только амортизационной стойкой. Однако имеется ряд лыж с амортизаторами различного типа. Наиболее рациональна масляно-воздушная амортизация (фиг. 306-V). Кабан

лыжи состоит из качающейся рамы 1, воспринимающей боковые нагрузки, и амортизатора 2, работающего только на осевые нагрузки. При обжатии амортизатора происходит незначительное изменение противокапотажного угла.

Иногда требуется взлет на лыжах и посадка на колесах — или наоборот. Имеется ряд конструкций комбинированного шасси, позволяющего заменять в полете лыжи колесами.

Комбинированная лыжа Моран (фиг. 307) имеет плоский полоз 1 с вырезом в хвостовой части для колеса. Для



Фиг. 307. Комбинированное колесно-лыжное шасси Моран.

посадки на колеса лыжа перемещается подъемником 2 вперед и прижимается к неподвижному обтекателю 3. Обтекатель укреплен на оси вместе с колесом, а кроме того, поддерживается подкосом 4, устанавливающим лыжу в требуемом положении. Полоз скреплен с обтекателем тремя качающимися рамами 5.

Эксплуатация самолета на лыжах имеет ряд существенных недостатков. При продолжительной стоянке лыжи примерзают к снежному покрову. Чтобы сдвинуть самолет с места, его раскачивают, что крайне неблагоприятно отзывается на прочности шасси и лыж. До настоящего времени не найдено надежного и простого средства против примерзания лыж. После полета при продолжительной стоянке необходимо снимать лыжи и заменять их колесами. При вводе самолета в ангар и выводе приходится также заменять лыжи колесами и затем перед полетом проделывать обратную процедуру, занимающую продолжительное время.

В боевых условиях эксплуатация самолета на лыжах недопустима вследствие значительного времени, необходимого для

смены колес перед взлетом на лыжах. Поэтому при эксплуатации самолетов в боевых условиях от лыж пришлось отказаться и перейти на колеса. Взлет и посадка тяжелых самолетов с колесами большого диаметра вполне возможны без лыж. Для самолетов малого тоннажа приходится или снимать снеговой покров или же производить его укатку.

Второй существенный недостаток лыж, в особенности для скоростных самолетов, заключается в значительном увеличении сопротивления и понижении максимальной скорости. В одномоторных истребителях убрать полностью лыжу в крыло невозможно, так как длина ее больше, чем расстояние между лонжеронами. В однолонжеронных и моноблочных крыльях уборка, даже частичная, сопряжена с еще большими затруднениями.

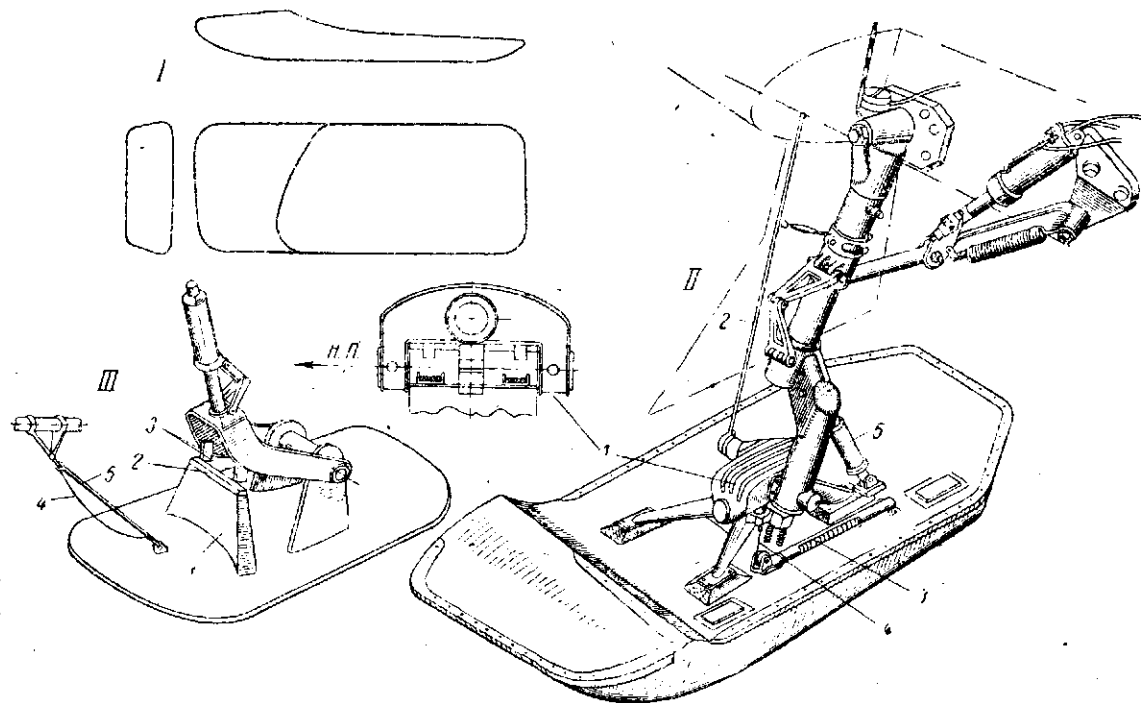
Частичное уменьшение сопротивления убирающихся лыж все же весьма существенно и достигается уборкой стоек, кабана лыжи и уменьшения ее миделя срезом обтекателя (фиг. 308-I). Чтобы лыжа как можно меньше выступала из очертаний крыла в плане, уменьшают ее длину и увеличивают ширину. Крепление амортизационной стойки к кабану лыжи делают при помощи кардана 1 (фиг. 308-II). Чтобы лыжа прижималась к крылу, необходим специальный механизм поворота лыжи. На самолете Як-1 для этой цели использован трос 2, укрепленный одним концом на крыле, а вторым — к рычагу кабана. В начале движения ноги трос открывает замок и лыжа при движении вверх, под действием собственного веса и натяжения троса, сохраняет свое горизонтальное положение.

Для закрытия замка при выпущенной лыже служит возвратная заключенная в трубу пружина 3, растягивающаяся при подъеме тросом 4, перекинутым через ролик и связанным с карданом. Гидравлический подкос 5 двойного действия, работающий как на растяжение, так и на сжатие, фиксирует лыжу в выпущенном положении и регулирует отклонения ее под действием момента в продольной вертикальной плоскости.

Уборка в мотогондолы по направлению хорды крыла конструктивно значительно проще, так как не требуется выворачивания лыжи. Однако подобного рода уборка обычно не нужна для многомоторных самолетов ввиду возможности их эксплуатации зимой на колесах.

Хвостовая лыжа самолета Як-1 не убирается (фиг. 308-III). Лыжа может отклоняться вверх на  $15^\circ$  и вниз на  $27,5^\circ$ . Ограничителем верхнего отклонения служит бобышка 1,верху которой для смягчения удара набита резина 2, упирающаяся в ограничители 3. Для ограничения отклонения вниз служит трос 4. В полете лыжа прижата к упору 3 резиновым амортизатором 5.

Трехколесное шасси эксплуатируют только на колесах вследствие трудности устройства ориентирующейся передней лыжи.



Фиг. 308. Компоновка убирающейся главной лыжи и неубирающейся хвостовой лыжи самолета Як-1.

I—внешняя форма главной правой лыжи; II—схема главного шасси; III—схема установки хвостовой лыжи.

При проектировании лыжного убирающегося шасси необходимо устранить щели между лыжей и той частью самолета, к которой она прижимается. Если лыжа не доходит вплотную, то необходимо по всему ее периметру установить обтекатели, полностью закрывающие щели. Щели понижают скорость самолета на 4—5%. Если носок лыжи выступает перед кромкой крыла, то необходимо устройство обтекателя, продольное сечение которого должно иметь форму крыльевого профиля. Носовая часть лыжи при уборке ее в крыло должна быть расположена ниже всасывающих патрубков, установленных в передней кромке. Ни на одном из режимов полета не должно происходить отсоса лыжи и образования щели между лыжей и крылом.

Неубирающаяся хвостовая лыжа истребителя снижает  $V_{max}$  приблизительно на 1,5%, а неубирающееся колесо — на 1%.

## § 6. ВЫВОДЫ

Уборка шасси в направлении хорды крыла наиболее проста в конструктивном и производственном отношениях, в особенности на многомоторных самолетах, где ослабления силового набора крыла любой конструкции можно свести к минимуму или вовсе исключить. При развороте односторонних или применении спаренных колес можно полностью убрать шасси, не затрагивая работающих элементов обшивки или ее подкреплений.

Уборка шасси в крыло по хорде требует немного места и позволяет использовать для размещения грузов большую часть объема крыла.

В одномоторных самолетах уборка шасси в направлении хорды с разворотом колеса дает наиболее выгодное использование крыла для размещения грузов. В двухлонжеронных крыльях с расстоянием между лонжеронами, достаточным для размещения стойки и колеса, наилучшим образом решаются задачи аэродинамики и компоновки, а также прочности при минимальных ослаблениях поперечного набора.

Механизм выпуска с разворотом колеса должен быть исключительно надежным, так как аэродинамические силы препятствуют выпуску шасси в начале хода, а одного собственного веса шасси недостаточно для выпуска.

Из способов уборки шасси по размаху наиболее рациональна уборка в переднюю кромку крыла по направлению к плоскости симметрии самолета. При уборке в носок крыла наиболее высокая часть профиля крыла свободна для размещения баков и вооружения, кинематика и конструкция проще, чем при одновременном движении назад и к корню крыла, обшивка между лонжеронной частью крыла не ослабляется вырезами.

При уборке к корню крыла меньше разнос масс и момент инерции самолета относительно продольной и вертикальной осей, следовательно, лучше маневренность.

Уборка шасси с движением колеса по направлению к концу фюзеляжа дает удовлетворительное решение, если амортизационные стойки крепятся непосредственно к фюзеляжу.

Наиболее короткое, простое и легкое шасси получается при нижнем расположении крыла типа «чайка» и креплении амортизационных стоек в изломе нижней поверхности. Среднее и, в особенности, верхнее расположение крыльев сильно усложняют конструкцию убирающегося шасси и заставляют применять уборку по размаху даже в многомоторных самолетах.

Способы уборки носовых колес по принципу сходны с уборкой главных по хорде. Разница заключается лишь в том, что уборка носовых колес вперед по полету, как правило, невозможна. Расположение мотора в носовой части фюзеляжа сильно затрудняет компоновку носового колеса; поэтому механизм уборки должен быть очень компактным. Для предотвращения аварии механизмы уборки должны надежно обеспечить выпуск шасси.

Хвостовые колеса, несмотря на незначительные размеры, должны быть убирающимися. При разнесенном вертикальном оперении и расположении центрального вертикального оперения над горизонтальным установка хвостового колеса в съемном обтекателе полностью устраняет ослабление фюзеляжа.

Чем дальше отнесено хвостовое колесо от основных, тем меньше нагрузка на него и вес хвостовой установки. С этой точки зрения уборка хвостового колеса вперед по полету рациональнее наиболее распространенного движения назад, так как позволяет отнести выпущенное колесо ближе к хвосту самолета.

Как переднее, так и заднее колеса должны быть ориентируемыми и иметь приспособление, возвращающее их в плоскость симметрии самолета после взлета. Рекомендуется установка пружинных кулачковых фиксаторов, допускающих поворот колеса не менее, чем на  $160-170^\circ$ . Применение для хвостовых колес жестких фиксаторов при разбеге и пробеге нежелательно и необходимо лишь в случае склонности самолета к развороту.

Для носовых колес обязательна, а для хвостовых желательна, установка демпферов для предотвращения шимми.

Убирающиеся лыжи необходимы для скоростных гражданских самолетов и военных самолетов малого тоннажа. Лыжи значительно усложняют эксплуатацию самолета и уменьшают скорость, почему применение лыжного шасси для военных, в особенности, скоростных самолетов нерационально.

## ПРОЕКТИРОВОЧНЫЕ РАСЧЕТЫ

## § 1. ВЫБОР ОСНОВНЫХ РАЗМЕРОВ АМОРТИЗАЦИОННЫХ СТОЕК

Воспринимаемая работа. Эксплуатационная работа  $A^3$ , которую должна воспринимать амортизационная система (стойки — пневматик), для главных колес двухколесного и трехколесного шасси вычисляется по формуле:

$$A^3 = 0,5 m_{\text{ред}} V_y^2 \text{ [кгм]}, \quad (1)$$

где  $V_y$  — приведенный вертикальный компонент скорости в момент удара, определяемый по выражению

$$V_y = \sqrt{0,4 V_{\text{пос}}^2 + 0,01 G^{0,5} - 2} \text{ [м/сек]} \quad (2)$$

и принимаемый для расчета не менее 2,8 м/сек;

$G$  — полетный вес самолета, кг;

$V_{\text{пос}}$  — посадочная скорость, м/сек;

$m_{\text{ред}}$  — редуцированная к линии равнодействующей удара масса самолета, кг · сек<sup>2</sup>/м.

Для главных колес  $m_{\text{ред}} = m$  — массе всего самолета, а для хвостового колеса или костыля

$$m_{\text{ред}} = \frac{\Delta G}{9,81}, \quad (3)$$

где  $\Delta G$  — доля веса самолета, приходящаяся на хвостовое колесо или костыль при стоянке.

Амортизацию главных колес рассчитывают на случай  $E_{\text{ш}}^*$ , а хвостовых — на  $E_2^*$  или  $E_2^{**}$ . Для самолетов, специально предназначенных для ночных и слепых полетов, воспринимаемая работа увеличивается в 1,5 раза:

$$A_{\text{ш}}^3 = 1,5 A^3.$$

Для носового колеса  $V_y$  принимается большим из значений, получающихся по формуле (2) и из выражения (4):

$$V_y = k \frac{b}{L_{\text{г.о}}} \sqrt{\varphi^0} \text{ [м/сек]}, \quad (4)$$

\* Посадка на три точки.

\*\* Одновременное действие на хвостовое колесо силы  $N^3 = n_E^3 \Delta G$ , нормальной к земле, и силы  $Q^3 = 0,5 N^3$ , приложенной к оси колеса, параллельной земле и направленной назад.

- $b$  — расстояние между осями носового и главных колес, м;  
 $h$  — расстояние от шарниров руля высоты до ЦТ, м;  
 $\alpha$  — угол опрокидывания между поверхностью земли и касательной к главным колесам и хвостовой предохранительной опоре (см. фиг. 237) при необжатых амортизации и пневматиках;  
 $k$  — коэффициент, зависящий от длины  $L_{г. о.}$

$L_{г. о.}$ м	2	4	8	16	32
$k$	0,85	1,20	1,70	2,40	3,40

Для носового колеса

$$m_{\text{ред}} = \frac{0,85m}{1 + \frac{a^2}{i_z^2}}, \quad (5)$$

где  $a$  — расстояние от нормали к земле, проходящей через точку касания носового колеса до ЦТ;

$i_z$  — радиус инерции самолета относительно оси  $Oz$ , проходящей через ЦТ самолета.

Особые случаи посадки при трехколесном шасси регламентируются нормами прочности. При посадке с планирования без выравнивания для главных и носового колеса

$$V_y = 4 \frac{c_x}{c_y^{1/2}} \sqrt{\frac{G}{S}} \text{ [м/сек]}, \quad (6)$$

где  $\frac{c_x}{c_y^{1/2}}$  самолета — большее из двух значений с закрытыми или открытыми щитками при  $c_{y \text{ max}}$ .

Значение  $V_y$  для носового колеса не берется меньше получающегося из формулы (4).

Эксплуатационная работа  $A^3$ , которую должна воспринять амортизация хвостовой предохранительной опоры при динамическом приложении нагрузки,

$$A^3 = 0,015G \text{ [кгм]}. \quad (7)$$

Эксплуатационная перегрузка. Для двухколесного шасси

$$n_s^3 = 2,6 + \frac{4500}{G + 2500} \geq 3,5, \quad (8)$$

где  $G$  в кг.

Максимальное значение  $n_E^3$  для главных колес трехколесного шасси при условии посадки с планирования без выравнивания

нивания и для носового колеса во всех случаях определяют величиной  $n_E = \frac{Q_{мд}}{Q_{ст}}$  колес, где  $Q_{мд}$  — максимальная допустимая нагрузка на пневматик, гарантируемая заводом.

Распределение  $A^э$  между пневматиками и амортизационными стойками. Работа, которую должна воспринять стойка (или стойки) с одной стороны шасси, равна:

$$A_{ст.э} = \frac{A^э}{2} - A_{пн.э} \quad (9)$$

где  $A_{пн.э}$  — работа, поглощаемая пневматиком при эксплуатационном обжатии  $\delta^э$ , соответствующем эксплуатационной нагрузке

$$Q^э = Q_{ст} n_E.$$

Величину  $A_{пн.э}$  необходимо брать по диаграмме обжатия пневматика. Если диаграммы обжатия нет, а имеются только  $Q_{ст}$ ,  $\delta_{ст}$  и  $A_{пн.ст}$  — стояночные нагрузка, обжатие и работа, то приближенно можно считать

$$A_{пн.э} = A_{пн.ст} \left( \frac{Q^э}{Q_{ст}} \right)^2 \quad (10)$$

Работа трения в манжетах и буксах амортизационной стойки составляет 20—25% общей работы. Таким образом работа, воспринимаемая маслом и воздухом амортизационной стойки, равна:

$$A_{ст.э} \approx 0,80 \left( \frac{A^э}{2} - A_{пн.э} \right). \quad (11)$$

Определение осевых усилий, действующих по амортизационной стойке. Осевое усилие  $P$ , действующее по стойке, зависит от конструкции шасси и углов наклона стойки. Для одностоечного шасси без подкосов и при наклоне стойки только в плоскости, параллельной плоскости симметрии самолета (см. фиг. 236):

$$P = Q \cos \psi = cQ.$$

Определение хода поршня. Минимальный ход амортизатора

$$h_{min} = \frac{A_{ст.э}}{\eta P^э}, \quad (12)$$

где  $\eta$  — коэффициент полноты диаграммы, равный 0,80—0,85 для амортизаторов с торможением на прямом ходу и не более 0,75 для амортизаторов с торможением на обратном ходу.

Расчетный ход амортизатора должен быть проверен на случай перекачивания через «стандартную кочку» по формуле:

$$h_{\min} = (160 + 0,25\delta_{\text{ст}} - \delta^2) \frac{1}{C}. \quad (13)$$

Фактическая величина хода амортизатора должна быть на 100% больше расчетного, соответствующего поглощению всей нормированной работы.

Определение площади поршня. Начальное давление воздуха в амортизаторе рекомендуется выбирать в пределах 20—30 ат. Для уменьшения жесткости амортизатора при рулежке начальное давление должно быть таким, чтобы усилие при этом давлении было меньше стояночной нагрузки на амортизатор:

$$P_{\text{ст}} > P_{\text{н}}.$$

Амортизатор при стоянке самолета должен иметь усадку, равную 40—50% расчетного хода для амортизаторов с ходами до 250 мм; 50—60% расчетного хода для амортизаторов с ходами более 250 мм; 25—30% расчетного хода для амортизаторов хвостовых колес.

Усилие от предварительной затяжки амортизационной стойки носового колеса должно быть на 50% больше стояночной нагрузки.

Определив величину расчетного хода  $h$  и зная  $P_{\text{ст}}$  и  $P^2$ , можно приближенно определить  $P_{\text{н}}$  по фиг. 309. Площадь поршня

$$F = \frac{0,85P_{\text{н}}}{P_{\text{н}}}, \quad (14)$$

где  $P_{\text{н}}$  — начальное давление воздуха в амортизаторе в пределах 20—30 ат;

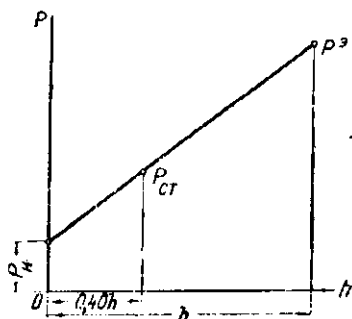
0,85 — коэффициент, учитывающий силу трения, составляющую 15—18% общего усилия по штоку.

Зная  $F$ , можно в зависимости от типа амортизатора определить необходимый диаметр цилиндра.

Определение начального объема воздуха  $\omega_{\text{н}}$ . Сжатие воздуха происходит по политропе с показателем степени  $k=1,20$ . Из уравнения  $p\omega^k = \text{const}$  имеем:

$$P_{\text{н}}\omega_{\text{н}}^k = P^2\omega_2^k$$

$$\frac{P^2}{P_{\text{н}}} = \left( \frac{\omega_{\text{н}}}{\omega_2} \right)^k. \quad (15)$$



Фиг. 309. Определение начального усилия по штоку.

Объем, описанный поршнем за полный ход,

$$\omega = Fh. \quad (16)$$

Объем воздуха после сжатия

$$\omega_3 = \omega_n - \omega;$$

$$\frac{p_3}{p_n} = \frac{p^3}{p_n} = n$$

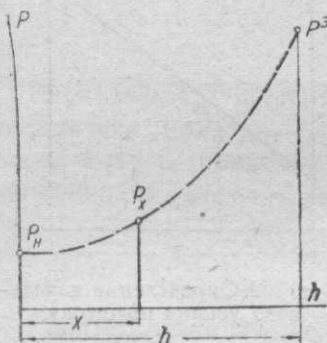
и

$$\left( \frac{\omega_n}{\omega_3} \right)^k = n. \quad (17)$$

Из последнего уравнения определяем:

$$\omega_n = \sqrt[k]{n \omega_3} = (n)^{\frac{1}{k}} (\omega_n - \omega);$$

$$\omega_n = \frac{\omega (n)^{\frac{1}{k}}}{(n)^{\frac{1}{k}} - 1} = \frac{Fh (n)^{\frac{1}{k}}}{(n)^{\frac{1}{k}} - 1}. \quad (18)$$



Фиг. 310. Построение политропы.

При вычислении  $\omega_n$  необходимо учитывать, что  $n = \frac{p^3}{p_n}$  представляет отношение эксплуатационного давления  $p^3$  к начальному давлению необжатого амортизатора  $p_n$ .

Построение политропы. Известно  $p_n$  при  $h = 0$  и  $p^3 = p_n n$  при полном расчетном ходе  $h$  (фиг. 310).

Для нахождения промежуточных точек кривой изменения давления в воздушной камере задаются несколькими произвольными значениями  $n_x$  в пределах  $1 \leq n_x < n$ , где условная перегрузка

$$n = \frac{p^3}{p_n} \text{ и } n_x = \frac{p_x}{p_n}.$$

Из отношения  $\frac{p_x}{p_n} = \left( \frac{\omega_n}{\omega_x} \right)^k$  имеем:

$$\left( \frac{\omega_n}{\omega_x} \right)^k = n_x,$$

откуда

$$\omega_x = \frac{\omega_n}{(n_x)^{\frac{1}{k}}}. \quad (19)$$

Зная  $\omega_n$  и  $\omega_x$ , находим ход поршня  $x$ , соответствующий изменению давления от  $p_n$  до  $p_x$ . Объем, описанный поршнем при изменении давления от  $p_n$  до  $p_x$  при ходе  $x$ , равен  $\omega_n - \omega_x$ .

На единицу хода поршня приходится объем  $\frac{\omega}{h}$ . Следова-

тельно, ход поршня при изменении перегрузки от  $n=1$  до  $n_x$  равен:

$$x = \frac{\omega_n - \omega_x}{\omega} = \frac{\omega_n - \omega_x}{\omega} h. \quad (20)$$

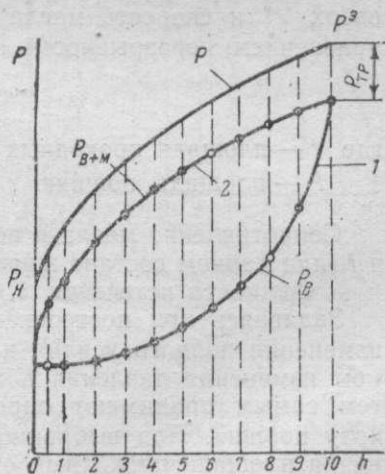
Расчеты удобно вести табличным способом (табл. 16).

Таблица 16

$n_x$	1	1,5	2,0	2,5	2,75	$n$
$p_x = n_x p_n$	$p_n$					$p_x$
$\omega_x = \frac{\omega_n}{(n_x)^{\frac{1}{k}}}$	$\omega_n$					$\omega_n - \omega$
$x = \frac{\omega_n - \omega_x}{\omega} h$	0					$h$
$P_x = p_x F$	$P_n$					$P_x$

Построение диаграммы полной работы на прямом ходу. Имея диаграмму изменения давления в воздушной камере, можно построить кривую изменения усилий  $P_v$  (фиг. 311, кривая 1). Площадь, ограниченная этой кривой, осью ординат и осью абсцисс, представляет работу воздуха при прямом ходе. В ненагруженной стойке давления в воздушной и масляной камерах равны начальному давлению  $p_n$ . После соприкосновения колеса с землей и начала прямого хода давление в воздушной камере возрастает вследствие перехода в нее части масла. Давление в масляной камере, за исключением положения, соответствующего полному сжатию стойки, все время больше, чем в воздушной камере.

Произведение давления в масляной камере на площадь поршня дает усилие на поршне (кривая 2)  $P_{m+v}$  от масла и воздуха. Полное усилие по штоку  $P$  с учетом трения получают из расчета, что сила трения  $P_{тр}$  составляет 15—18%  $P$ . Если  $P_{тр} = 0,15 P$ , то  $P_{тр} = 0,177 P_{m+v}$ .



Фиг. 311. Диаграмма обжатия масляно-воздушного амортизатора с торможением на прямом ходе.

Площадь диаграммы, ограниченная кривой изменения полного усилия на поршне и осями координат, дает полную работу стойки  $A_{ст.0}^3$ . Площадь диаграммы, ограниченная кривыми изменения усилий на поршне, создаваемых давлениями в воздушной и масляной камерах, представляет работу, расходуемую на проталкивание масла через отверстие и его нагревание. Эта часть полной работы стойки представляет гистерезис и обратно не возвращается, так же как и работа трения.

Кривую изменения полного усилия на поршень строят, руководствуясь следующими соображениями. Площадь, ограниченная кривой и осями координат, должна равняться полной работе, воспринимаемой стойкой:

$$A_{ст.0}^3 = \frac{A^3}{2} - A_{пр.}^3$$

Для устранения толчков при начале работы масла необходимо, чтобы кривая касалась оси ординат. Кривая должна быть плавной, причем  $\frac{dP}{dh} > 0$  на протяжении всего хода.

Руководствуясь этими соображениями, кривую строят по лекалу по двум точкам  $P_{II}$  и  $P^3$ , подбирая необходимую площадь последовательным приближением.

Определение скорости истечения масла через отверстие. Скорость масла при движении поршня вверх  $V''$  и скорость масла в кольцевом отверстии  $v$  связаны уравнением неразрывности или постоянства расхода:

$$vf = V''F, \quad (21)$$

где  $f$  — площадь проходных отверстий;

$F$  — площадь поршня.

Соппротивление масла и поглощаемая им работа зависят от  $v$  и  $f$  (при данном составе жидкости, т. е. ее весовой плотности  $\gamma$ ) и коэффициента истечения  $\beta$ , зависящего от формы сечения.

Задаваясь при построении диаграммы (фиг. 311) законом изменения полного усилия на поршень, а следовательно, законом изменения давления в масляной камере и работой масла, тем самым принимают определенный закон изменения  $vf$  по ходу поршня. При выбранном профиле иглы или законе изменения площади проходных отверстий по ходу поршня получают вполне определенную зависимость  $v$  от хода поршня. В правой части уравнения (21)  $F = \text{const}$  и, следовательно,  $V''$  и  $v$  связаны вполне определенной зависимостью.

В действительности, при различных посадках вертикальная скорость снижения, а следовательно,  $V''$ , неодинаковы. При грубых посадках  $V''$  возрастает и вызывает увеличение давления в масляной камере, усилия на поршень  $P$ , скорости  $v$  и работы масла. Если не имеется редукционных клапанов, то уси-

да на поршень при ударе может превысить не только расчетную величину на данном участке хода, но и величину  $1.25$ .

При заданном законе изменения площади проходных отверстий по ходу поршня,  $\gamma$  и  $\beta$ , скорость масла в отверстии зависит только от разности давлений в масляной и воздушной камерах:

$$v = \frac{1}{\beta} \sqrt{\frac{2g p_{изб}}{\gamma}}, \quad (22)$$

где коэффициент истечения  $\beta$  зависит от формы отверстия, отношения его площади к периметру и вязкости жидкости. Можно считать

$$\beta = 1,3;$$

$g = 9,81 \text{ м/сек}^2$  — ускорение силы тяжести;

$p_{изб}$ ,  $\text{кг/см}^2$  — перепад давлений между воздушной и масляной камерами;

$$\gamma = 1120 \text{ кг/м}^3.$$

Для вычисления  $v$  на различных участках хода делят ход амортизатора на участки и для каждой точки определяют  $p_{изб}$ :

$$p_{изб} = \frac{P_{м+в} - P_v}{F}. \quad (\text{фиг. 311})$$

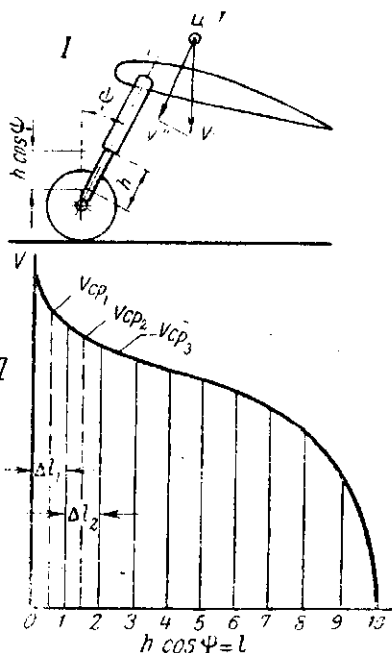
Вычисления располагают в таблице для точек через каждые 10 мм хода поршня. В таблице необходимо иметь следующие столбцы: 1) номера точек, 2) ход поршня —  $x_p$ , 3) полное усилие по стойке  $P_n$ , 4) усилие на пневматик  $Q_n = \frac{P_n}{\cos \psi}$ ; 5) об-

жатие пневматика  $\delta_n$ , 6)  $p_{изб} = \frac{P_{м+в} - P_v}{F}$ , 7)  $v$ .

Определение скорости опускания ЦТ самолета  $V$ . Определение  $V$  необходимо для вычисления скорости поршня (фиг. 312-1). Работа, задаваемая нормами прочности, включает работу при ударе и работу опускания ЦТ до полного обжатия амортизационной стойки и пневматиков в конце хода.

Скорость опускания ЦТ в каждый момент определяют из уравнения живой силы:

$$A_n = \frac{mV_n^2}{2} = \frac{GV_n^2}{4g},$$



Фиг. 312. Изменение скорости  $V$  опускания ЦТ по ходу  $h$ .

откуда

$$V_n = \sqrt{\frac{4A_n g}{G}}, \quad (23)$$

где  $A_n$  — запас живой силы в каждый момент.

$$A_n = A_0 - A_I - A_{II} + A'_{III}, \quad (24)$$

где  $A_0 = A_{ст_0} - A_{III}$  — начальная работа, которую необходимо поглотить, или живая сила при подходе к земле, равная нормированной работе минус работа опускания ЦТ в конце хода.

$A_{III} = 0,25 \frac{G}{2} (\delta^3 + h \cos \psi) = \text{const}$  — полная работа опускания ЦТ, одинаковая для всех расчетных точек хода амортизатора. Коэффициент 0,25 учитывает, что только 0,25 веса передается на амортизацию, а остальное воспринимается крыльями.

$A_I = \frac{Q_n \delta_n}{2}$  — энергия, поглощаемая пневматиком соответственно каждой из расчетных точек хода поршня. Величины  $Q_n$  и  $\delta_n$  необходимо брать из диаграммы обжатия пневматика соответственно каждому из значений  $P_n$ .

$A_{II}$  — энергия, поглощаемая амортизационной стойкой в различные моменты хода по диаграмме (фиг. 311) с учетом трения.

$A'_{III} = 0,25 \frac{G}{2} (\delta_n + h_n \cos \alpha)$  — энергия, поглощаемая при опускании ЦТ в каждый момент хода.

При расчете продолжают заполнять следующие столбцы таблицы (см. стр. 523) для всех расчетных точек:

8)  $A_I$ ; 9)  $A_{II}$ ; 10)  $A'_{III}$ ; 11)  $A_n$ ; 12)  $V_n = \sqrt{\frac{4A_n g}{G}}$ .

По полученным величинам строят график зависимости  $V$  от хода поршня для всех расчетных точек (фиг. 312-II).

Определение скорости поршня  $V''$ . Зная скорости опускания ЦТ:  $V_n$ ,  $V_{n+1}$ , находят средние скорости на соответствующих расчетных участках опускания ЦТ (фиг. 312-II). Длины участков также известны:  $\Delta l_n = \Delta h \cos \psi$  и т. д. ( $\Delta h$  по фиг. 311). Время опускания из точки  $n$  в точку  $n+1$  равно:

$$t_n = \frac{\Delta l_n}{V_{ср\ n}}.$$

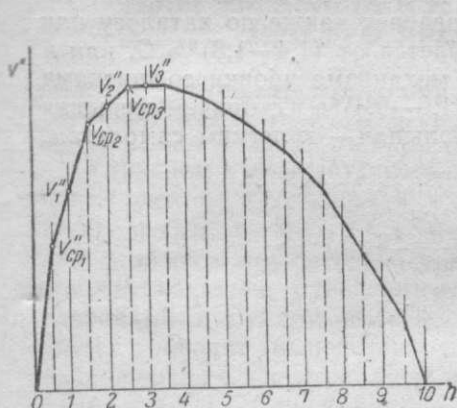
За это же время поршень будет проходить соответствующие расчетные участки хода. Пользуясь этим, находят средние скорости поршня на расчетных участках  $V''_{cp\ n}$ ,  $V''_{cp\ n+1}$  и т. д.

$$V''_{cp\ n} = \frac{\Delta h_n}{t_n}$$

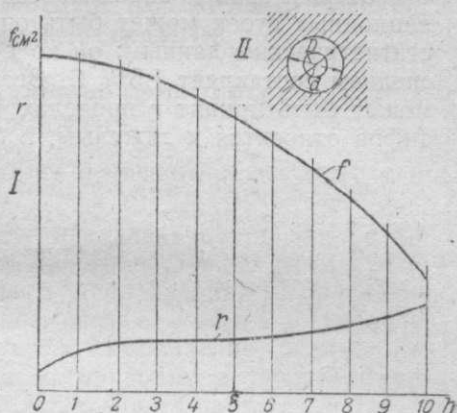
Построив диаграмму скоростей поршня  $V''_{cp\ n}$  (фиг. 313), определяют скорости в расчетных точках  $V''_n$ ,  $V''_{n+1}$  и т. д. Заполняют следующие столбцы таблицы:

13)  $V''_{cp\ n}$ ; 14)  $t_n$ ; 15)  $V''_n$ .

Определение изменения площади проходного отверстия. Из уравнения неразрывности  $vf = V''F$



Фиг. 313. Диаграмма скоростей  $V''$ , поршня по ходу  $h$ .



Фиг. 314. Построение профиля иглы.

можно определить  $f$ , так как известны  $F$ ,  $v$  и  $V''$  для всех расчетных точек. Для первой и последней точек, у которых  $V''=0$ , получается неопределенность, которую раскрывают экстраполяцией. Занеся вычисленные значения  $f$  в таблицу, строят зависимость  $f$  от  $h$  (фиг. 314-I). Полученные площади соответствуют кольцевым отверстиям (фиг. 314-II):

$$f = \frac{\pi}{4}(D^2 - d^2).$$

Задавшись диаметром отверстия  $D=\text{const}$ , определяют  $d$ . Профиль иглы строят, определив радиусы сечения иглы  $r = \frac{d}{2}$  в расчетных точках. Для изменения площади проходного отверстия вместо иглы переменного радиуса (фиг. 278-I, II) применяют также цилиндрическую иглу (фиг. 278-III) с выфрезерованными в ней канавками одинаковой ширины, но различной

глубины, а также цилиндры из листового материала (фиг. 278-IV) с прорезами различной ширины по длине цилиндра.

Зная время  $t$  прохождения поршня по участкам между расчетными точками, находят время прямого хода, которое должно быть равно 0,5—0,6 сек.

## § 2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЕСА ШАССИ

Вес шасси складывается из веса колес, амортизационных стоек, механизма уборки, щитков, закрывающих колеса и стойки в убранном положении.

На вес шасси влияют способ крепления колес, высота стоек, тип самолета и его полетный вес.

Вес колес с тормозами указывается в каталогах в зависимости от размеров и определяется достаточно точно. Вес амортизационных стоек может быть определен также по каталогу или статистическим данным; он колеблется от (1,4—1,8)%  $G$ , или в среднем составляет 1,5%  $G$ . Вес механизма уборки со щитками может быть принят в пределах (1,0—0,4)%  $G$ , причем меньшая цифра относится к тяжелым, а большая — к легким самолетам.

# ПЯТАЯ ЧАСТЬ

## ПРОЕКТИРОВАНИЕ УПРАВЛЕНИЯ

### Глава I

#### ТИПЫ УПРАВЛЕНИЯ И ОБЩИЕ СООБРАЖЕНИЯ ПРИ ЕГО ПРОЕКТИРОВАНИИ

##### § 1. НАЗНАЧЕНИЕ, ТИПЫ УПРАВЛЕНИЯ, ПРИНЦИПЫ РАБОТЫ И ОСОБЕННОСТИ

Управление самолета состоит из основного и вспомогательного.

Основное управление предназначается для создания моментов относительно трех пространственных осей отклонением элеронов, рулей высоты и направления. Управление элеронами и рулями высоты, называемое ручным управлением, приводят в действие руками. Управление рулями направления, называемое ножным, приводят в движение ногами.

Указанная схема управления является интернациональной. В основу работы управления заложен принцип инстинктивных движений человека для сохранения равновесия при движении, изменении его направления и скорости.

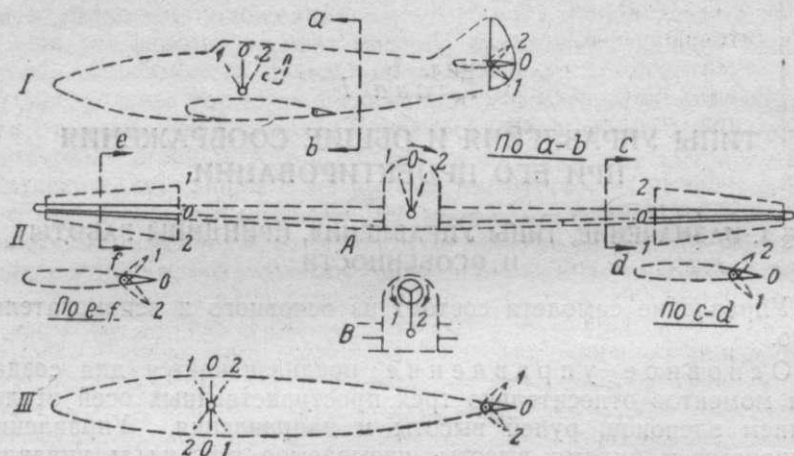
Правая рука летчика в полете находится на рукоятке или штурвале управления, ноги — на педалях ножного управления. Дополнительное управление приводят в движение руками, пальцами или ступней.

Рули высоты приводят в действие рукояткой или колонкой ручного управления (фиг. 315-1). При движении рукоятки или колонки от себя вперед из нейтрального положения *O* в положение *I* руль высоты отклоняется вниз, а самолет уменьшает угол атаки и увеличивает скорость при том же числе оборотов мотора. Если под влиянием какой-либо внешней причины самолет произвольно увеличит угол атаки, летчик, стремясь занять вертикальное положение, инстинктивно отклоняясь вперед, двигает вперед и рукоятку, тем самым заставляя самолет уменьшить угол атаки и возвратиться в первоначальное положение.

Движением рукоятки или колонки назад на себя (положение 2) летчик отклоняет руль высоты вверх и заставляет самолет увеличивать угол атаки и уменьшать скорость.

При отклонении рукоятки или вращении штурвала по часовой стрелке (фиг. 315-II, А и В) самолет наклонится вправо. Для этого правый элерон отклоняется вверх, а левый — вниз. Движению рукоятки или штурвала против часовой стрелки должен соответствовать левый крен.

В случае произвольного крена летчик, инстинктивно стремясь занять вертикальное положение, отклоняет рукоятку или



Фиг. 315. Принципиальная связь между движением рукоятки (штурвала) и отклонением рулей и элеронов.

штурвал в сторону, обратную крену, и тем самым создает восстанавливающий момент.

В рассмотренных случаях направление отклонения рукоятки, колонки и вращение штурвала совпадают с направлением вращения самолета.

Для поворота вправо летчик дает правую ногу, нажимая правой ногой на правую педаль траверсы (фиг. 315-III, положение 1), а для поворота влево — левой (положение 2). На первый взгляд может показаться, что здесь принцип инстинктивных движений не выдержан, так как самолет поворачивается в направлении, обратном повороту траверсы. В действительности же здесь принцип инстинктивности движений полностью сохранен. Чтобы повернуться при ходьбе направо, мы свой вес передаем на правую ногу и совершаем поворот на правой, а не на левой ноге.

К вспомогательному управлению относятся: управления подъемником стабилизатора, триммерами, тормозами, подъемниками шасси и костыля, механизацией крыла и целая система управлений агрегатами винтомоторной группы.

В случае приведения этих агрегатов, кроме управления тормозами, в действие посредством рукояток или штурвалов их движение должно происходить в направлении от себя и на себя. Движению от себя должно соответствовать увеличение скорости (уменьшение угла атаки крыла), а движению на себя — уменьшение скорости (увеличение угла атаки). Вращение дополнительных штурвалов или рукояток желательно производить левой рукой, так как правая остается на основном управлении.

Для упрощения управления самолетом необходимо стремиться к сокращению количества кнопок, рукояток и штурвалов дополнительного управления и применять, где только возможно, автоматизацию управления. В идеале управление самолетом должно быть сведено к рукоятке или колонке ручного управления, педали ножного управления и сектору управления мотором.

Управляемость самолета оценивается быстротой и легкостью, с которой он может быть повернут относительно любой из осей при действии основным управлением. Управляемость имеет большое значение для самолетов всех типов и в особенности для военных, так как в значительной мере предопределяет их боевые качества. Самолет с хорошим управлением требует меньшего внимания при пилотировании, меньше утомляет летчика и позволяет ему сосредоточить все внимание на выполнении задания. Кроме усилий, прилагаемых к рукоятке и педалям, управляемость зависит от эффективности органов управления (запас рулей, приемистость, запаздывание), геометрических и весовых характеристик самолета.

Доведения усилий до минимума недостаточно для получения хорошей управляемости, а нулевые величины усилий при отклонении рычагов совершенно недопустимы, так как делают управление самолетом невозможным. При отклонении рычагов основного управления от нейтрального положения давление должно возрастать, причем рычаги должны стремиться вернуться в нейтральное положение.

Трение в управлении зависит как от типа проводки (тросовая или жесткая), так и от производственного выполнения. Даже при управлении, установленном на шарикоподшипниках, усилие трения может колебаться в пределах  $0,5 \div 4,5$  кг. Трение в поперечном управлении больше, чем в продольном.

Чтобы самолет был *приятен* в управлении, необходимо определенное соотношение между усилиями на рукоятке, прилагаемыми одновременно в продольном и поперечном направлениях, а также соотношение усилий на ручке и педалях. Наилучшее отношение продольных усилий от руля высоты  $P_p$  к поперечным от элеронов  $P_s$

$$\frac{P_{p.в}}{P_s} \approx 2$$

и отношение усилий на педали  $P_{p.н}$  к поперечным  $P_p$ ,

$$\frac{P_{p.н}}{P_p} = 5 \div 8.$$

Указанные цифры относятся к отклонению рычагов на четверть хода.

Объясняется это тем, что при движении рукой в продольном направлении трудно сделать точное движение в сторону, если рука не встречает никакого сопротивления или же встречает большее сопротивление, чем при отклонении в продольном направлении.

Запаздывание управления вследствие трения, люфтов и деформаций в проводке должно быть минимальным. Запаздывание измеряется временем между моментом приложения усилия и началом изменения угловой скорости. Запаздывание в 0,25 сек. при пилотировании самолета, в особенности вблизи земли, опасно, так как возможно опрокидывание из-за чрезмерного отклонения рукоятки в сторону. Особенно опасно запаздывание при полете в болтанку.

## § 2. ТРЕБОВАНИЯ К ОСНОВНОМУ УПРАВЛЕНИЮ

Кроме общих для всех частей самолета требований — малый вес, прочность и жесткость, малое сопротивление (отсутствие выступающих в поток деталей), простота производства и ремонта, удобство эксплуатации и живучесть, — к основному управлению можно предъявить следующие специфические требования:

1. При отклонении механизмов управления от нейтрального положения возникающие усилия должны возрастать плавно и должны быть направлены в сторону, противоположную отклонению.

2. Усилия должны возрастать с увеличением скорости полета.

3. Усилие, приложенное к управлению, должно быть пропорционально угловой скорости, соответствующей этому усилию.

4. Должно быть соблюдено определенное соотношение между усилиями, прилагаемыми одновременно к рукоятке в продольном и поперечном направлениях, а также и к педалям:

$$\frac{P_{p.в}}{P_p} = 2; \quad \frac{P_{p.н}}{P_p} = 5 \div 8.$$

5. Углы отклонения механизмов управления должны обеспечивать запасы рулей и элеронов с учетом неустановившихся движений относительно всех осей, т. е. больше того, что получается из расчета статической устойчивости или продувок.

6. Запаздывание управления не должно превышать величины, определяемой быстротой реакции человека ( $1/3$  сек.).

7. Должна быть обеспечена независимость действия рулей высоты и элеронов: отклонение рукоятки или колонки управления в продольном направлении не должно вызывать отклонения элеронов, и наоборот.

8. При деформациях крыла и фюзеляжа должна быть исключена возможность заедания и зажима проводки и механизмов управления.

9. Механизм ножного управления в кабине должен допускать регулировку под рост летчиков.

10. Детали проводки управления, находящиеся в пассажирских кабинах, стрелковых точках, багажниках и т. д., должны быть предохранены от порчи и зажима.

11. Механизмы управления должны иметь стопоры предельных углов отклонения.

12. Двойное управление должно быть удобным при смене пилотов, а в учебных самолетах — выключающимся. При установке второго управления в кабине штурмана или стрелка механизмы управления не должны мешать основной работе.

13. Тяги управления должны быть спроектированы таким образом, чтобы они не попадали в резонансные колебания. Частота собственных колебаний изгиба должна быть выше удвоенного максимального числа оборотов мотора ( $\pm 10\%$ ).

Требования 8, 10, 11, 13 относятся также и к дополнительному управлению при механической проводке. Обычно механическая проводка дополнительного управления составляет лишь незначительную часть общей его длины. В большинстве случаев дополнительное управление делают гидравлическим, и проводка состоит из неподвижных жестких трубок с участками из гибкой проводки. Дополнительные требования к гидравлической системе управления будут приведены далее.

### § 3. РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ПРОЕКТИРОВАНИЮ УПРАВЛЕНИЯ

**Основное управление.** При нейтральном положении руля высоты и элеронов рукоятка должна находиться в плоскости симметрии пилота. Длина рукоятки, считая от подпальных площадок до середины ладони, может колебаться в пределах 520—550 мм. Расстояние конца рукоятки в положении на себя до спинки сиденья должно быть равно 360 мм. Ход рукоятки в продольном направлении при изменении скорости от  $V_{\min}$  до  $V_{\max}$  и при нормальной центровке должен быть не менее 60 мм. Запас рулей должен быть таким, чтобы при всех режимах полета, кроме фигур, связанных с потерей скорости, рукоятка не доходила до упора на  $20 \div 30\%$  максимального отклонения.

Максимальные углы отклонения рукоятки на себя —  $18^\circ$ , от себя —  $15^\circ$  и в стороны — по  $15^\circ$ .

При нормальной центровке, любых режимах мотора, установке триммера или стабилизатора соответственно балансировке в горизонтальном полете на скорости  $V=0,8 V_{\max}$  усилия (со

стороны летчика) на максимальной скорости пикирования или крутого планирования должны быть направлены от себя и не должны превосходить следующих величин (в кг):

для истребителей . . . . .	4 ÷ 9
„ двухмоторных бомбардировщиков . . . .	6 ÷ 14

При тех же условиях, но при полете на  $V_{min}$ , усилия на себя должны быть не менее (в кг):

для истребителей . . . . .	2
„ двухмоторных бомбардировщиков . . . .	4

При открытии механизированного крыла, заслонок радиаторов или при уборке газа с постоянным положением триммера самолет должен переходить на планирование, и допустимо только усилие на себя (в кг):

для истребителей . . . . .	2
„ двухмоторных бомбардировщиков . . . .	4

Расстояние от подпедальных площадок до приборной доски по вертикали должно быть для истребителей не менее 450 мм и для штурмовиков — не менее 430 мм. Оси педалей должны быть на 100 мм выше подпедальных площадок. Расстояние между педалями 350–450 мм. Ход педалей по 100 мм в обе стороны. Регулировка педалей под рост летчика  $\pm 70$  мм.

Жесткость проводки основного управления должна удовлетворять следующим требованиям: при зажатых рулях и элеронах нагрузки 40 кг на ручку в направлении от себя и на себя, 25 кг вбок и 80 кг на педали не должны давать упругих деформаций, больших 5°.

Дополнительное управление. Тормоза. Время затормаживания должно быть не более 1,5 сек. и растормаживания — не более 1 сек. Усилия на тормозном рычаге ручного управления тормозами должны находиться в пределах 2–5 кг.

Усилия на кнопке при других типах управления тормозами должны быть не более 1,5–2 кг. Усилия на рычаге, управляемом ногами, должны быть в пределах 3–10 кг. Люфт в проводке управления тормозами допускается не более 5% общего хода.

Управление механизированным крылом. Усилия на рукоятке управления щитками механизации крыла должны быть не более 5 кг. Время полного открытия щитков должно быть не более 6 сек., а полного закрытия — не менее 15–20 сек. Для предотвращения открытия (отсоса) щитков в полете проводка управления щитками в положении «закрыто» должна иметь натяг — упругую деформацию под действием силового привода.

Управление шасси. Время нормальной уборки и выпуска шасси и костыля для истребителей не более 10 сек., а для бомбардировщиков — не более 20 сек. Аварийный выпуск шасси должен занимать не более 2—3 мин. Усилия на рукоятке помпы или лебедки при аварийном выпуске шасси должны составлять не более 20 кг.

## Глава II

### ПРИНЦИПИАЛЬНЫЕ СХЕМЫ ОСНОВНОГО УПРАВЛЕНИЯ

#### § 1. ЦЕНТРАЛЬНЫЕ МЕХАНИЗМЫ РУЧНОГО УПРАВЛЕНИЯ

Существуют две принципиальные схемы механизмов ручного управления — рукоятка («ручка») и штурвал. Разница между ними заключается в способе управления элеронами. Для управления элеронами рукоятку отклоняют в стороны, а штурвал вращают относительно оси, укрепленной на колонке, перемещающейся только в плоскости симметрии самолета.

Управление рукояткой может быть одинарным или двойным. В последнем случае вторую рукоятку чаще помещают за основной и реже — рядом с ней. Вторую рукоятку делают съемной для того, чтобы не мешать второму пилоту при выполнении его основных обязанностей: штурмана, стрелка, бомбардира или радиста. Две рукоятки рядом устанавливают в учебных и переходных самолетах для большей наглядности при обучении. В тяжелых военных самолетах часто для второго пилота применяют управление рукояткой, а для первого ставят штурвал. Рукоятку в этом случае делают съемной и помещают или рядом со штурвалом или сзади от него и с правой стороны.

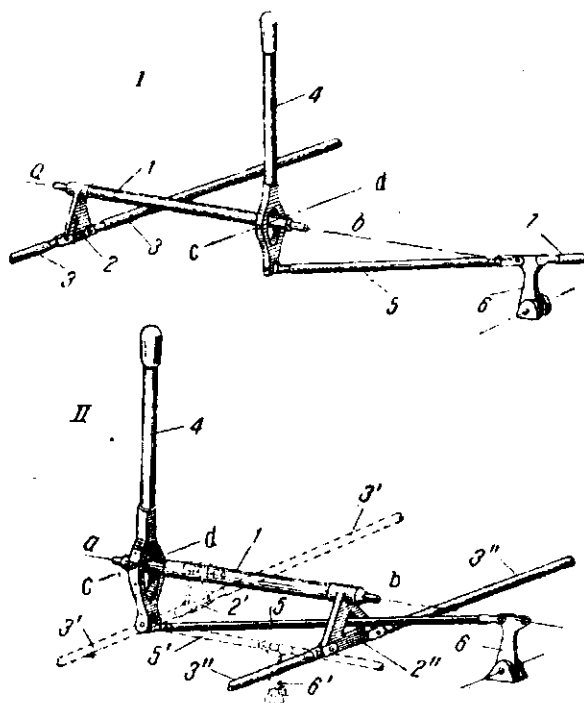
При разработке механизмов ручного управления необходимо обеспечить независимость работы рулей высоты и элеронов. При отклонении рукоятки в стороны рули высоты не должны отклоняться, и наоборот.

Механизм управления должен минимально стеснять кабину летчика. Желательно, чтобы все рычаги и трубы размещались под полом, через который проходит лишь одна рукоятка или колонка. Во избежание задуваний в кабину и попадания пыли и грязи в шарниры управления отверстия пола закрывают чехлом, конец которого крепят на рукоятке. Все шарикоподшипники и шарниры должны быть предохранены от засорения.

Выбор типа механизма и размещения рычагов управления относительно рукоятки зависит от положения кабины и крыла. При смещении кабины по отношению к крылу назад рычаги управления элеронами помещают перед рукояткой. Если кабина находится перед крылом, то рычаги управления элеронами, так же как и рулями высоты, помещают позади рукоятки. Для обхода различного рода препятствий рычаги управления рулями высоты иногда сразу в кабине отводят к борту фюзеляжа, так же как и всю проводку.

## Управление рукояткой

В случае расположения кабины за крылом (фиг. 316-I) для управления элеронами служит работающая на кручение труба 1 с осью вращения  $ab$ , одним радиальным и другим радиально-упорным подшипниками. На трубе насажен рычаг 2, к которому крепятся тяги 3 управления элеронами. Рукоятка 4 в



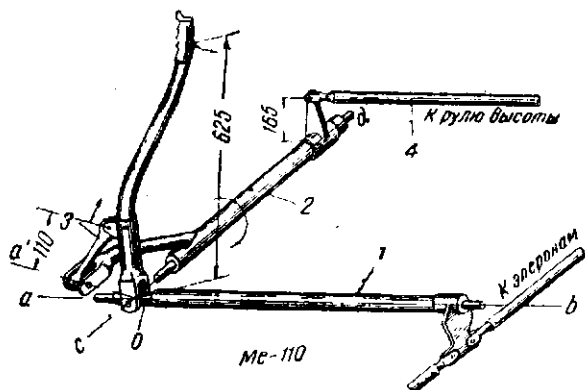
Фиг. 316. Схема центральных механизмов.

I—случай расположения кабины за крылом; II—случай расположения кабины перед крылом.  
Управление элеронами трубой 1, работающей на кручение, и рулем высоты трубой 5, работающей на осевые нагрузки.

продольном направлении вращается относительно оси  $cd$ , а в поперечном — вместе с трубой 1 относительно оси  $ab$ . Тяга 5 управления рулем высоты передним концом укреплена к рукоятке и задним — к качалке 6.

Независимость работы рулей и элеронов достигнута установкой верхнего конца качалки 6 на продолжении оси  $ab$ . При отклонении рукоятки в стороны труба 5 описывает поверхность конуса и, следовательно, проводка к рулю высоты 7 не перемещается в продольном направлении. Отклонение рукоятки только в продольном направлении не вызывает вращения трубы 1 и проводка к элеронам не работает.

Если кабина находится перед крылом или непосредственно за ним (фиг. 316-11), то рычаг управления элеронами смещают назад, за рукоятку. При небольшом смещении кабины рычаг 2' ставят непосредственно за рукояткой, так что тяги 3' к элеронам проходят над тягой 5, идущей к рулю высоты. Для обеспечения независимости работы элеронов и рулей при больших смещениях кабины вперед относительно крыла рычаг управления делают в виде треугольника 2'' с разнесенными шарнирами тяг управления элеронами.



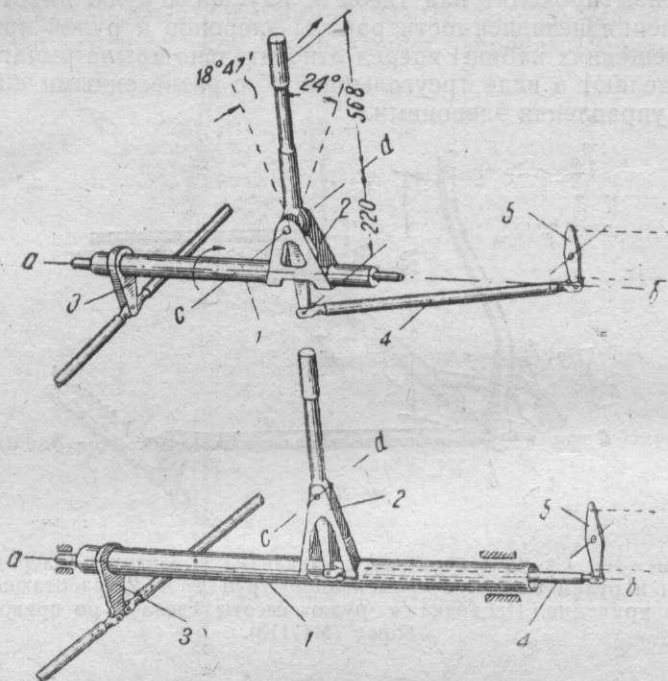
Фиг. 317. Схема центрального механизма управления элеронами и рулем высоты с применением труб 1 и 2, работающих на кручение. Проводка к рулю высоты сделана по правому борту (Ме-110).

Если рычаг управления элеронами 2'' поместить за качалкой 6', то ее и проводку управления к рулю высоты пришлось бы опустить, нарушив тем самым требование независимости работы рулей и элеронов. В этом случае при отклонении рукоятки в сторону качалка 6', а вместе с ней и вся проводка к рулю высоты смещается вперед. Тяга 5 при соединении с рукояткой и качалкой должна иметь шаровые шарниры или карданы. При небольших углах отклонения можно использовать двухрядные ориентирующие шарикоподшипники.

В тех случаях, когда проводку управления к рулям высоты нельзя пропустить в плоскости симметрии (фиг. 317), применяют трубы, работающие на кручение, не только для элеронов 1, но и для рулей высоты 2. Независимость работы рулей и элеронов достигается, если провести нижнюю ось  $Oa'$  вращения тяги 3 через ось  $cd$  вращения трубы 2 и рукоятки.

На некоторых самолетах (фиг. 318) оси вращения рукоятки в продольном и поперечном направлениях  $cd$  и  $ab$  разнесены по высоте. В продольном направлении рукоятка вращается относительно оси  $cd$ , а в поперечном месте с трубой 1 управления элеронами — относительно оси  $ab$ . Кронштейн 2, на котором крепится рукоятка, компенсирует вырез в трубе 1 для прохода нижнего

конца рукоятки. На переднем конце трубы 1 укреплен рычаг 3 управления элеронами. Независимость работы рулей и элеронов достигнута положением крепления тяги 4 к рычагу 5 управления рулями высоты на оси  $ab$  или на ее продолжении.



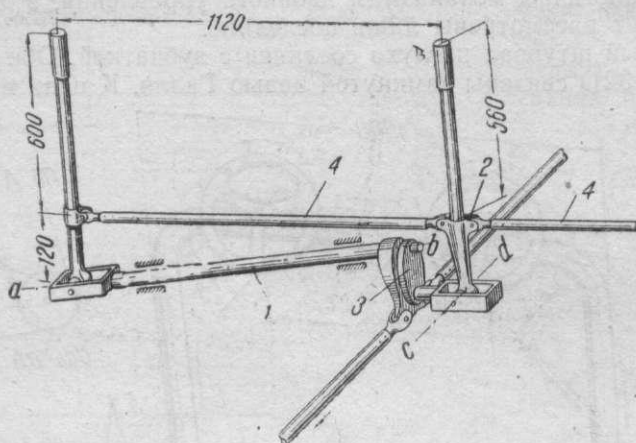
Фиг. 318. Схема центральных механизмов с разнесенными по вертикали осями продольного и поперечного отклонений рукоятки.

### Двойное управление рукоятками

Рукоятки двойного ручного управления обычно устанавливают одну за другой (фиг. 319). Вторую рукоятку в кабине наблюдателя — стрелка или бомбардира делают съемной. Для достижения независимости работы рулей и элеронов ось  $ab$  трубы 1 управления элеронами наклонена и проходит через заднее ушко 2 обоймы второй рукоятки. Ось вращения  $cd$  второй рукоятки смещена для этой цели вниз и крепится на колене 3, закрепленном на трубе 1 и вращающемся вместе с ней. При снятии второй рукоятки обойма остается и служит качалкой проводки 4 к рулям высоты. Снятую рукоятку крепят на борту кабины при помощи пружинных ухватов.

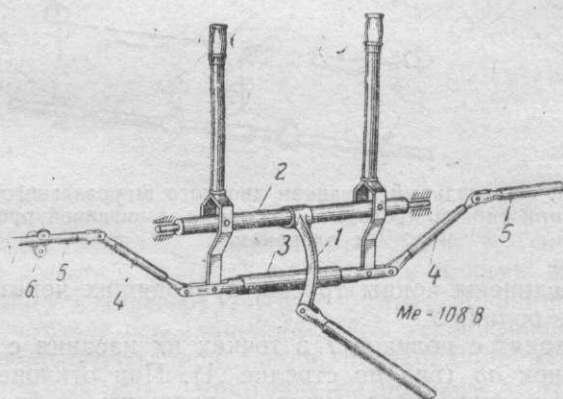
На самолетах первоначального обучения вторую рукоятку ставят в кабине ученика и делают выключающейся в полете. При грубых ошибках ученика или же в том случае, если он зажимает рукоятку, инструктор выключает второе управление.

Иногда на самолетах первоначального обучения для большей наглядности рукоятки ставят рядом (фиг. 320). Рычаг



Фиг. 319. Схема механизма двойного управления при кабинах, расположенных одна за другой.

управления рулями высоты 1 закреплен на трубе 2, работающей на кручение. Управление элеронами состоит из соединительной трубы 3 и двух наклонных тяг 4, связанных с жесткой провод-



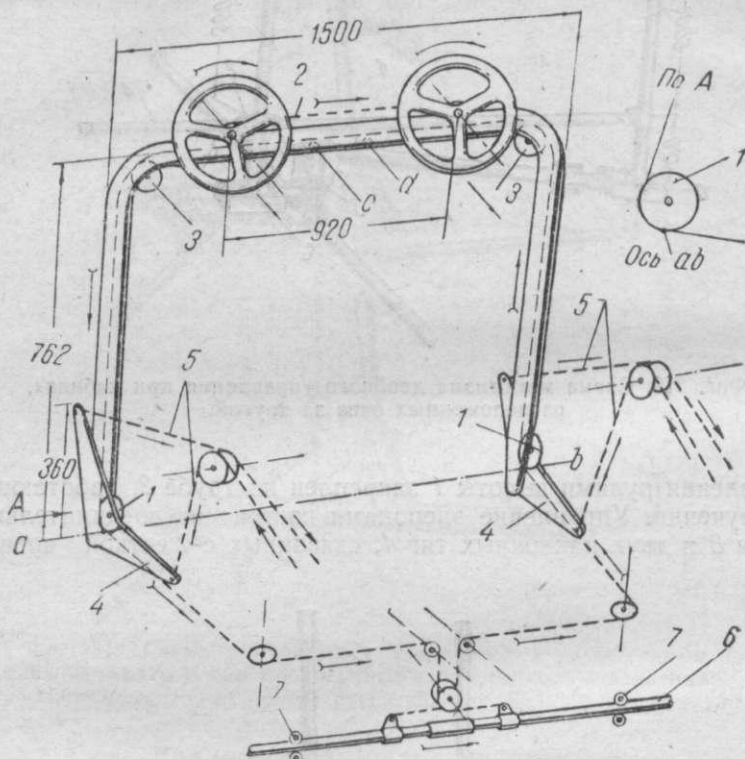
Фиг. 320. Схема механизма двойного управления при рукоятках, расположенных рядом (Me-108B).

кой 5, перемещающейся поступательно в роликовых направляющих 6. Независимость работы рулей и элеронов достигнута расположением тяг 5 на продолжении оси вращения трубы 2.

## Двойное штурвальное управление

Ввиду того, что механизмы одинарного штурвального управления аналогичны механизмам двойного управления, в дальнейшем будут рассмотрены лишь последние.

Каждый штурвал наглухо соединен с зубчаткой. Обе зубчатки (фиг. 321) связаны замкнутой цепью Галля. К цепи в точках



Фиг. 321. Центральный механизм двойного штурвального управления при гибкой проводке к рулям и смешанной проводке к элеронам.

с и  $d$  присоединены концы тросов, проходящих через ролики 3 на концевые ролики 1.

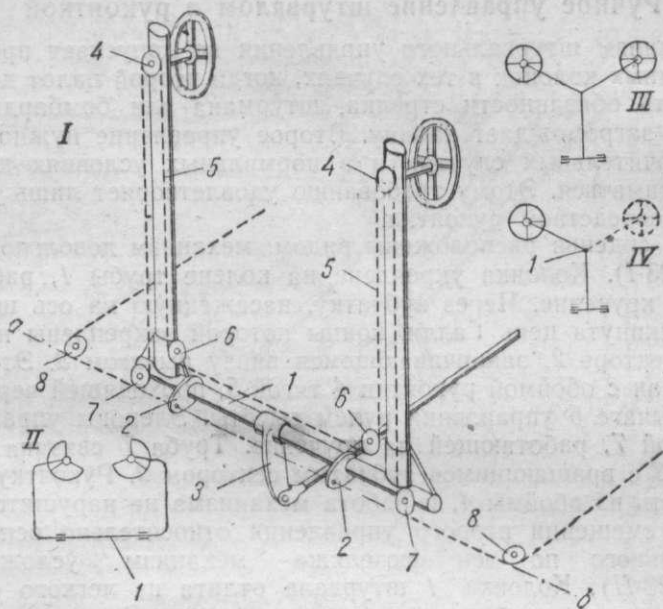
Тросы сходят с роликов 1 в точках их касания с осью вращения колонок  $ab$  (вид по стрелке  $A$ ). При отклонении колонок меняется лишь угол между сходящим и набегающим тросом. При отклонении колонок на себя тросы, сходящие в систему, накатываются на ролики 1 и натягиваются на длину, равную разности дуги круга и прямой. Однако вследствие малых углов поворота колонок натяжение тросов ничтожно и им можно пренебречь.

Проводка к рулям высоты идет от рычагов 4, жестко связанных с колонками и имеющих общую с ними ось вращения  $ab$ .

Тросы 5 подходят к плечам рычагов 4 под прямыми углами во избежание ослабления и натяжения при отклонении колонок от нейтрального положения.

Проводка к элеронам в крыле состоит из труб, перемещающихся поступательно по направляющим роликам 7.

В рассматриваемом варианте колонки проходят справа и слева от сидений и не мешают ногам, но верхняя часть сое-



Фиг. 322. Центральный механизм двойного штурвального управления при гибкой проводке к элеронам и жесткой проводке к рулю высоты.

динительной трубы загромождает кабину и закрывает приборную доску.

Колонки связывают чаще снизу трубой 1 (фиг. 322-I, II). На трубе имеются рычаг 3 управления рулями высоты и два кронштейна 2 с впрессованными в них подшипниками, через которые проходит ось вращения всего механизма  $ab$ . Через зубчатки 4 перекинута цепь Галля, переходящая затем в тросы. Соединительный трос 5 проходит по роликам 6. Тросы, идущие к элеронам, проходят сначала по роликам 7 с горизонтальной осью вращения и сходят с них по касательным, совпадающим с осью вращения  $ab$ . Затем тросы на роликах 8 с вертикальной осью вращения, касающихся оси вращения всего механизма  $ab$ , снова изменяют направление.

В этом механизме соблюдена полная независимость работы рулей и элеронов. При движении колонок тросы на участках между роликами 8 и 7 закручиваются и раскручиваются на

незначительные углы. Для освобождения места в кабине экипажа при двойном штурвальном управлении иногда применяют Y-образную колонку, помещенную между сиденьями летчиков (фиг. 322-III). Еще менее стесняет кабину перекидной штурвал (фиг. 322-IV). Колонка имеет шарнир в точке 1 и одним штурвалом могут по очереди работать первый и второй пилоты.

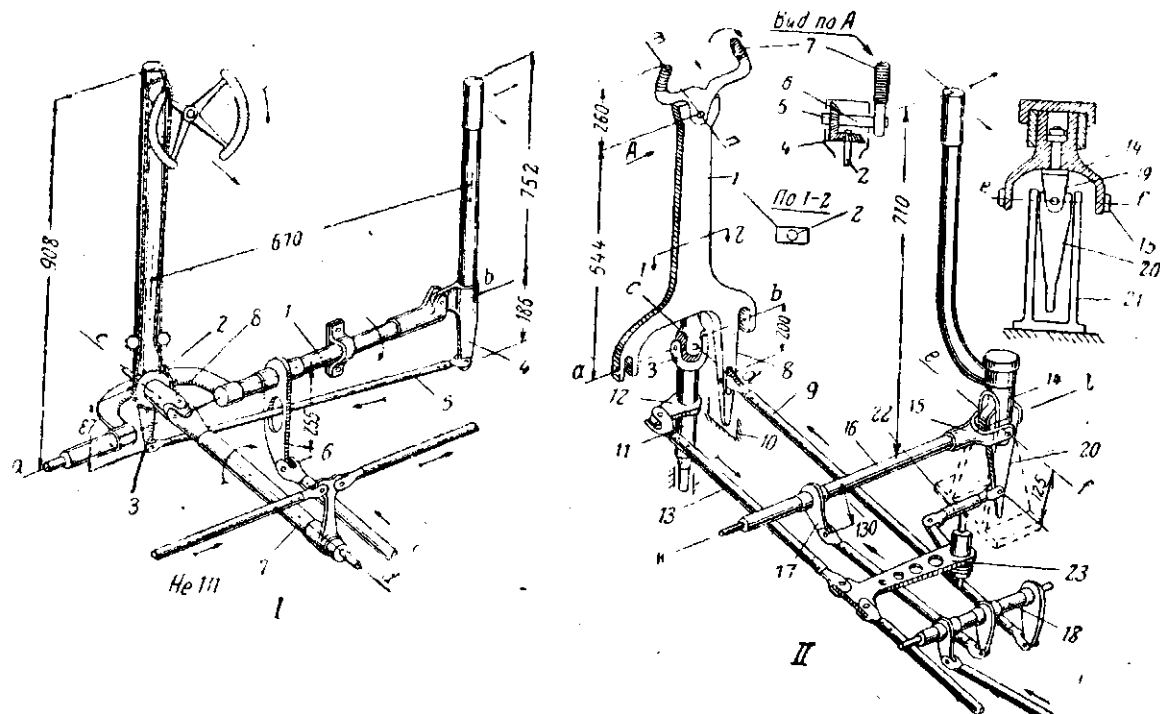
### Ручное управление штурвалом и рукояткой

Механизм штурвального управления не допускает применения съемных колонок в тех случаях, когда второй пилот должен выполнять обязанности стрелка, штурмана или бомбардира, и поэтому загромождает кабину. Второе управление нужно лишь в исключительных случаях и в нормальных условиях должно легко сниматься. Этому требованию удовлетворяет лишь управление посредством рукоятки.

Если сиденья расположены рядом, механизм довольно прост (фиг. 323-I). Колонка укреплена на колене трубы 1, работающей на кручение. Через зубчатку, насаженную на ось штурвала, перекинута цепь Галля, концы которой закреплены на зубчатом секторе 2, заканчивающемся внизу рычагом 3. Этот рычаг связан с ободкой рукоятки 4 тягой 5, проходящей через вырез в рычаге 6 управления рулем высоты. Элероны управляются трубой 7, работающей на кручение. Труба 7 связана через кардан 8 с вращающимся зубчатым сектором 2. Рукоятку можно вынуть из ободки 4, и работа механизма не нарушится.

При смещении второго управления относительно основного штурвального по оси фюзеляжа механизм усложняется (фиг. 323-II). Колонка 1 штурвала отлита из легкого сплава и имеет коробчатое сечение (сечение 1-2). Внутри колонки находится труба 2, заканчивающаяся внизу карданом 3, а вверху — конической шестерней 4 (вид по А), сцепленной с шестерней 5, насаженной на ось 6 штурвала 7. За одно целое с колонкой отлит рычаг 8 управления рулем высоты. Нижний конец рычага продолжен за точку крепления тяги 9 и упирается в ограничитель 10 углов отклонения колонки. С внутренней трубой 2 колонки через кардан 3 соединена вертикальная труба 11, имеющая внизу радиальный подшипник, а посередине — рычаг 12. При вращении штурвала трубы 2 и 11 поворачиваются и сообщают поступательное движение трубе 13 управления элеронами.

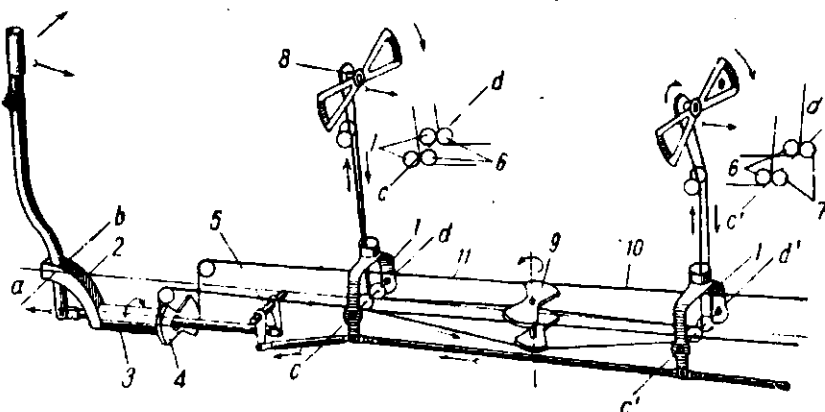
Съемная рукоятка вилками 14 и 15 соединена с трубой 16, на которой насажен рычаг 17, связанный с проводкой управления к рулю высоты и колонкой штурвала через промежуточную трубу 18 с тремя рычагами. При отклонении рукоятки в стороны относительно оси *ef* вилка 19 заставляет вращаться относительно той же оси рычаг 20, укрепленный на кронштейнах 21. На нижнем конце рычага 20 укреплена тяга 22, другим концом связанная с двуплечим рычагом 23, соединенным с системой проводки к элеронам.



Фиг. 323. Схема центрального механизма двойного управления при помощи штурвала у первого пилота и съемной рукоятки у второго пилота. Проводка к элеронам и рулю жесткая.

I—сиденья расположены рядом; II—сиденье второго пилота и рукоятка сдвинуты назад.

Центральный механизм, состоящий из двух штурвалов и съемной рукоятки, расположенных по продольной оси самолета (фиг. 324), является довольно редким. Цель подобного механизма — обеспечить управление при выходе из строя не только основного, но и второго пилота. Съемная рукоятка установлена в кабине переднего стрелка. Левые половины вилок 1 колонок удлинены и служат рычагами управления рулем высоты. Рукоятка в продольном направлении вращается относительно оси *ab* и крепится к кронштейну 2, составляющему



Фиг. 324. Схема тройного управления при двух штурвалах и одной рукоятке, расположенных по продольной оси самолета (P.Z.L)

одно целое с продольной трубой 3. Труба работает на кручение и заканчивается сектором 4. Внутри трубы 3 проходит тяга управления рулем высоты, соединенная через промежуточную трубу 5, на которую насажены качалки, с передней штурвальной колонкой.

Проводка к элеронам — гибкая. Внутри вилок колонок имеются по две пары вертикальных роликов, из которых одна пара 6 рабочая, а вторая 7 служит в качестве предохранителей против соскакивания тросов. От сектора 8, расположенного на оси переднего штурвала, тросы идут через ролики 6 на соединительный двойной сектор 9 и здесь крепятся к нижней его части. Ролики 6 и 7 расположены так, что тросы, сходящие с сектора штурвала 8, проходят через оси *cd* и *c'd'* вращения передней и задней колонок. Аналогичным образом с соединительным сектором соединен второй штурвал. От верхней части соединительного сектора идет проводка 10 назад к элеронам, а 11 — вперед к рукоятке.

## § 2. ЦЕНТРАЛЬНЫЙ МЕХАНИЗМ НОЖНОГО УПРАВЛЕНИЯ

Расстояние между педалями зависит от типа ручного управления. Максимальное расстояние между педалями соответствует механизму управления рукояткой и составляет 460—

530 мм. При штурвальном управлении и колонке, расположенной между ногами, педали ставят на расстоянии 300—400 мм. Минимальное расстояние между педалями 250 мм возможно при расположении колонки штурвального управления сбоку от сиденья и креплении педалей на рычагах, качающихся в вертикальной плоскости. Последний тип механизмов обеспечивает наиболее удобную посадку летчика.

Педали перемещаются в горизонтальной или вертикальной плоскости. Горизонтальное перемещение осуществляют шарнирным параллелограмом или прямолинейными направляющими. Этот тип механизмов наиболее распространен при ручном управлении рукояткой на самолетах малого и среднего тоннажа. Перемещение педалей в вертикальной плоскости применяют, как правило, при ручном штурвальном управлении, а также при рукоятках на самолетах среднего тоннажа.

В большинстве случаев при перемещении в вертикальной плоскости педали описывают дугу круга, причем наклон опорной площадки для ноги меняется, но имеются варианты крепления на шарнирных параллелограммах, обеспечивающих перемещение педалей без изменения наклона опорной площадки.

Механизм ножного управления помещают над полом кабины или под ним. В первом случае механизм загромождает переднюю часть кабины, а во втором — необходимы только вырезы в полу. Педали должны иметь простую регулировку под рост летчиков. Обычно ограничиваются возможностью регулировки только на земле.

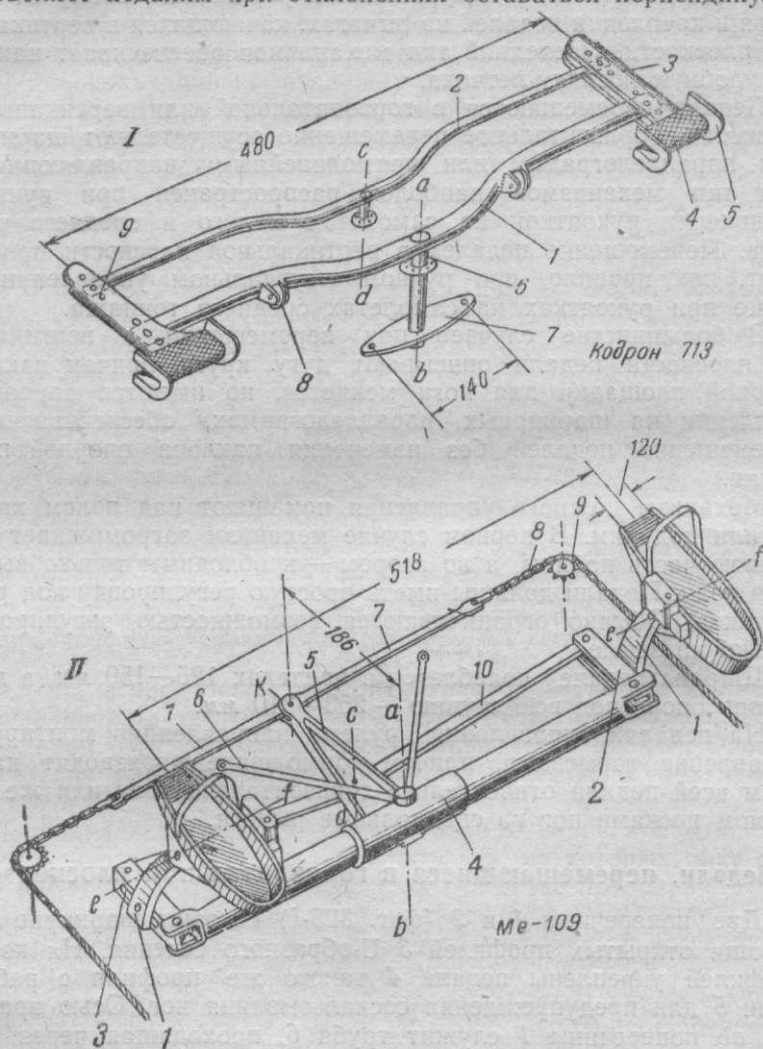
Ширина педалей колеблется в пределах 125—150 мм, а длина при опоре под всю ступню — 250—310 мм.

На педалях управления рулем направления монтируют управление тормозами, причем торможение производят качанием всей педали относительно горизонтальной оси или же нажимом носками ног на специальные рычаги.

### Педали, перемещающиеся в горизонтальной плоскости

Две поперечины 1 и 2 (фиг. 325-1) связаны шарнирно при помощи открытых профилей 3 U-образного сечения. На конце профилей укреплены педали 4 такого же профиля с ребрами 5 для предупреждения соскальзывания ног. Осью вращения *ab* поперечины 1 служит труба 6, проходящая через пол кабины. На нижнем конце трубы укреплен двуплечий рычаг 7, к которому крепятся тросы управления рулем направления. Для устранения качаний педалей в вертикальной плоскости на поперечине 1 имеются два ролика 8, катающиеся по круговым направляющим пластинкам, укрепленным на полу кабины. Ось вращения *cd* поперечины 2 имеет вид консольного болта, закрепленного в полу кабины. Для регулировки педалей под рост летчика переставляют болты в одно из трех отверстий 9, соединяющих профили 3 с концами обеих поперечин.

Механизм педали несложен и регулировка под рост чрезвычайно проста. Проводка не загромождает кабину и защищена от повреждений. Применение шарнирного параллелограмма позволяет педалям при отклонениях оставаться перпендикуляр



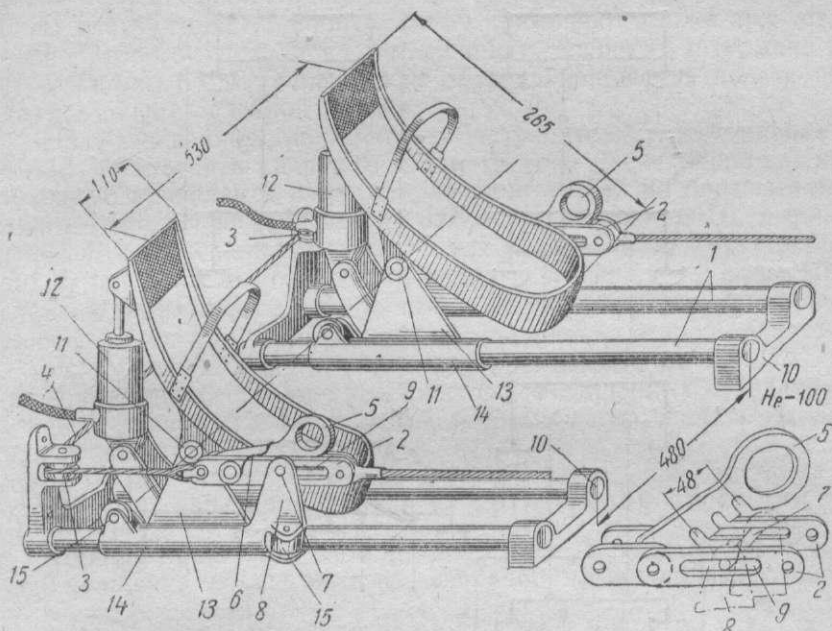
Фиг. 325. Механизмы педалей, работающие по принципу параллелограмма.

I—Кодрон С-713; II—Мессершмитт Me-109.

ными к плоскости симметрии самолета, не вызывая соскальзывания ног, неизбежного при установке только одной поперечины.

В другой схеме (фиг. 325-II) педали укреплены на кронштейнах 1 и для управления тормозами качаются относительно

но горизонтальных осей  $ef$ . Регулировка под рост достигается перестановкой кронштейнов 1 по длине боковых стержней 2 в вырезах 3. Задняя поперечина изготовлена из стальной трубы, усиленной посередине литым патрубком 4, составляющим одно целое с рычагом 5. Передняя поперечина 10 сделана из дюралюминовой полосы, имеющей изгиб посередине на оси вращения. Для устойчивости ось задней поперечины расчалена к полу кабины двумя стальными трубчатыми подкосами 6. Проводка уп-



Фиг. 326. Механизм педалей, перемещающихся по направляющим на самолете He-100.

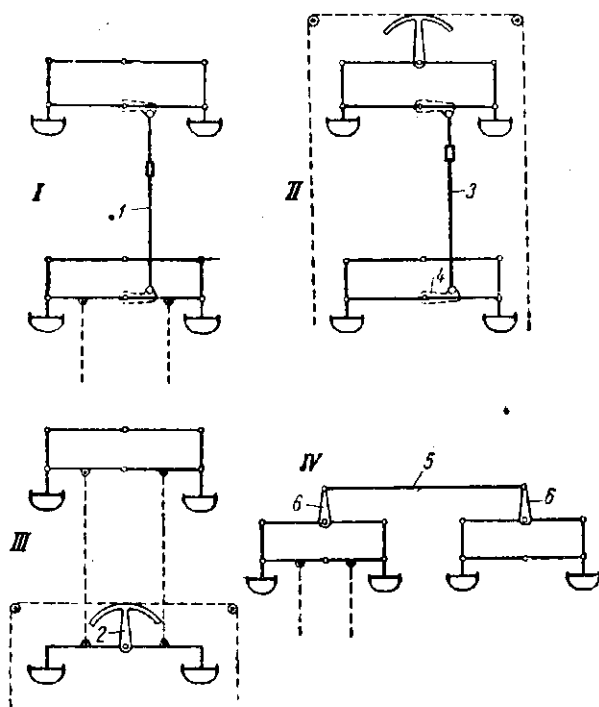
равления состоит из прутков 7, соединенных с цепями Галля 8, перекинутыми через зубчатки 9.

Механизм имеет некоторый дефект кинематики, заключающийся в том, что при отклонении педалей от нейтрального положения происходит натяжение проводки. При нейтральном положении педалей проводка между зубчатками 9 представляет прямую линию, а после отклонения рычага 5 — превращается в ломаную с изломом в точке К.

Для улучшения кинематики было бы лучше конец рычага 5 изготовить в виде сектора, обеспечивающего прямолинейность участка гибкой проводки между роликами 9 при отклонении педалей.

На самолете He-100 педали перемещаются по прямолинейным направляющим 1 (фиг. 326) и соединены с гибкой проводкой посредством двойных сережек 2. Спереди правые сережки соединены с левыми через ролики 3 тросом 4. Проводка

к рулю направления — проволоочная. Между сержками установлены пластины 5 с ушками, прижатые пружинами 6 вниз. В пластинах 5 снизу имеются три прямоугольных выреза, в которых болты 7, проходящие через кронштейны 8 и вырезы 9 в сержках 2, могут быть переставлены в три различных положения, соответствующих переднему, среднему и заднему поло-



Фиг. 327. Принципиальные схемы центральных механизмов двойного педального управления, перемещающихся в горизонтальной плоскости.

жениям педалей. Таким образом достигается регулировка педалей под рост в диапазоне 48 мм.

Направляющие установлены на кронштейнах 10 разной высоты, создающих развал педалей наружу, соответствующий естественному и удобному положению ступней. Педали качаются относительно поперечных труб 11. Носки педалей соединены со штоками качающихся цилиндров 12 управления тормозами. Кронштейны 13 крепления педалей и цилиндров отлиты за одно целое в виде моста с ползунами 14, имеющими направляющие ролики 15.

Механизмы с перемещением педалей в горизонтальной плоскости чаще применяют совместно с ручным управлением рукояткой и реже — при штурвалах.

Двойное ножное управление необходимо на самолетах первоначального обучения, разведчиках, легких бомбардировщиках, двухместных истребителях и многоцелевых самолетах. На учебных самолетах двойное управление может быть установлено одно за другим или рядом.

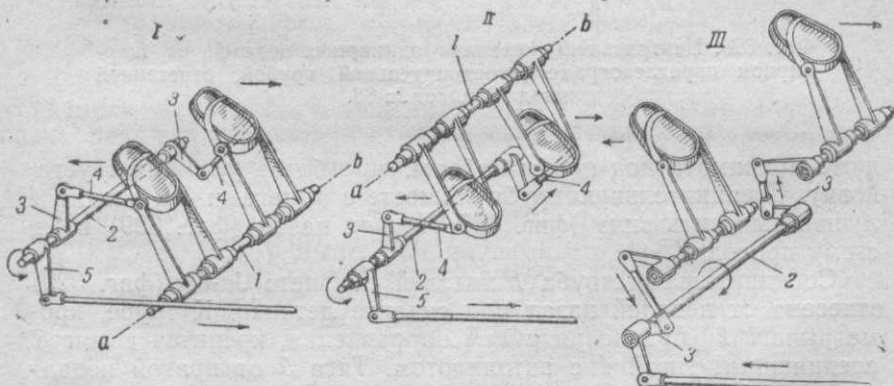
Если ученик сидит на переднем месте, а инструктор — на заднем, то проводка к рулю высоты (фиг. 327-*I*) идет от задних педалей. Передние педали связывают с основными жесткой тягой 1, упрощающей выключение управления ученика из кабины инструктора. Подобную схему применяют также при установке второго управления у сидящего впереди штурмана — стрелка или бомбардира, когда перемещающиеся в полете педали мешают основной работе.

На разведчиках, двухместных истребителях, штурмовиках, чтобы не стеснять сидящего сзади второго члена экипажа, необходимо проводку к рулю направления делать по бортам, а педали — выключающимися (фиг. 327-*II, III*). В схеме *III* выключение второй педали невозможно, так как на ней находится рычаг 2, при помощи которого проводка разнесена по бортам. При схеме *II* выключение возможно разъединением тяги 3 или выключением рычага 4, сидящего на оси вращения второй педали.

Если ученик и инструктор сидят рядом (фиг. 327-*IV*), то проводка идет от педалей инструктора, соединенных с педалями ученика тягами 5 и рычагами 6, которые легко сделать выключающимися.

### Педали, перемещающиеся в вертикальной плоскости

Педали крепят сверху или снизу (фиг. 328-*I* и *II*) от общей оси вращения *ab* на рычагах, свободно вращающихся относи-

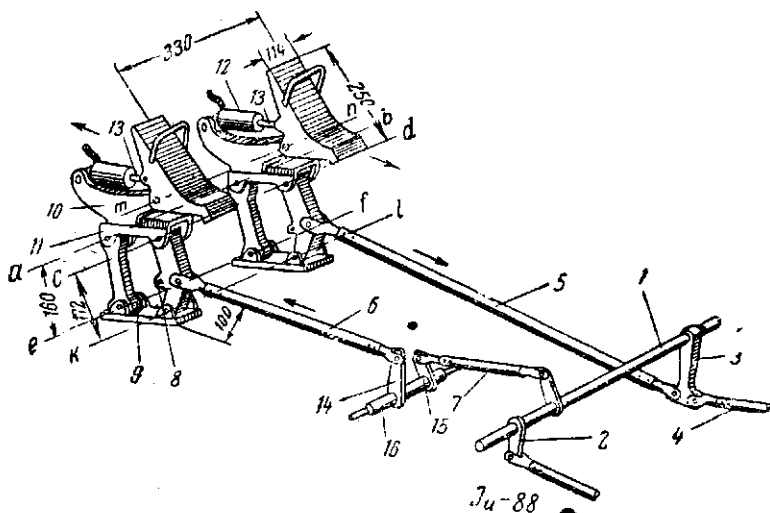


Фиг. 328. Принципиальные схемы центральных механизмов одинарного ножного управления, перемещающихся в вертикальной плоскости.

тельно жестко закрепленных труб 1. Для связи между педалями служит труба 2, на которую насажены рычаги 3, соединенные тягами 4 с рычагами педалей. Углы между тягами 4

и рычагами 3 равны  $90^\circ$  для того, чтобы перемещение одной педали вперед равнялось перемещению другой назад. К соединительной трубе 2 крепят рычаг 5 управления рулем направления. Регулировка педалей может осуществляться перемещением их относительно рычагов крепления.

Соединительные трубы 2, рычаги 3 и тяги 4 загромождают пространство под приборной доской и заставляют увеличивать длину кабины для обеспечения необходимого хода педалей. При подвесных педалях (фиг. 328-II) труба 1, которую необхо-



Фиг. 329. Центральный механизм одинарных педалей на шарнирном параллелограме с соединительной трубой, отнесенной назад. Самолет Ju-88.

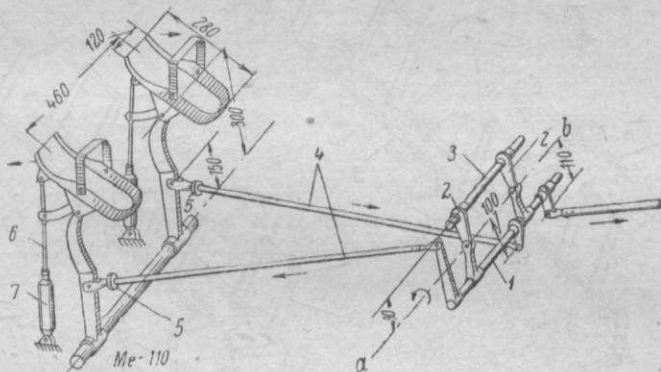
димо поднимать над полом кабины, еще более усложняет установку. Соединительную трубу 2 вместе с рычагами 3 и тягами 4 лучше выносить вниз (фиг. 328-III) или назад (фиг. 329) в систему проводки.

Соединительная труба 1 педалей самолета Ju-88 (фиг. 329) отнесена от педалей назад под сиденье летчика. К трубе, кроме рычага 2 управления рулем направления, крепится рычаг 3, соединенный тягой 4 с автопилотом. Тяга 5 от правой педали неразрезная, а соединительная тяга левой педали состоит из двух-участков. Углы, составляемые тягами 6 и 7 с рычагами, выбраны с таким расчетом, чтобы ход педалей вперед и назад был одинаковым. Педали укреплены на шарнирном параллелограме с осями вращения *ab*, *cd*, *ef*, *kl*. При отклонениях в вертикальной плоскости наклон педалей остается постоянным. На задних звеньях параллелограмов имеются резиновые пластин-

ки 8, упирающиеся при крайних передних положениях в упоры 9.

Для регулировки педалей под рост перемещают салазки 10 относительно верхних звеньев параллелограмов 11. При перемещении педалей для регулировки их под рост одновременно перемещаются и цилиндры 12 управления тормозами. Оси вращения *mn* педалей находятся ниже крепления штоков 13 гидравлических цилиндров управления тормозами. Большая часть деталей механизма отлита из легких сплавов.

Лучшее решение той же задачи дано в управлении самолета Ме-110 (фиг. 330). Соединительная труба 1 вместе со всеми рычагами, укрепленными на ней, вращается относительно оси *ab*, проходящей через шарниры кронштейнов 2, жестко связанных с неподвижной трубой 3, укрепленной в фюзеляже. Труба 1



Фиг. 330. Центральный механизм одинарных педалей на шарнирном параллелограме, в который входят цилиндр и шток управления тормозами. Соединительная труба отнесена назад. Самолет Ме-110.

соединена через рычаги целыми тягами 4 с педалями. Регулировка педалей производится маховичком 5 тяг 4. Шарнирный параллелограм крепления педалей сконструирован с использованием в качестве передних стержней штока 6 и качающегося цилиндра 7 управления тормозами. Вес механизма педалей Ме-110 в 2,5 раза меньше, чем на самолете Ju-88.

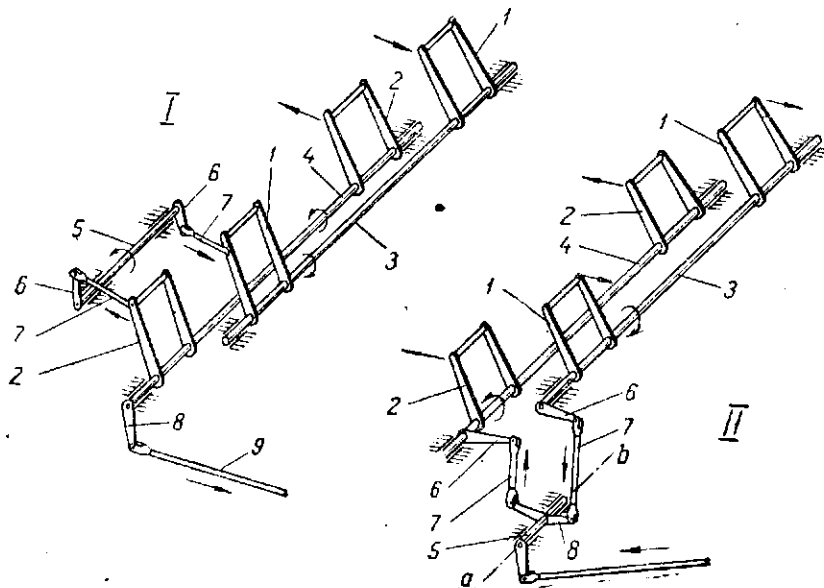
В механизмах двойного управления (фиг. 331-1) правые 1 и левые 2 педали должны быть жестко закреплены на общих трубах 3 и 4. Связь между правой и левой педалью делают только у одного из пилотов при помощи трубы 5 и жестко закрепленных на ней рычагов 6 с тягами 7. На одной из труб 3 или 4 устанавливают рычаг 8, связанный с жесткой проводкой 9 к рулю направления. Эта схема имеет тот же недостаток, что и одинарное управление (см. фиг. 328), так как загромождает переднюю часть кабины.

Если в кабине имеется запас места по высоте, то последний недостаток устраняют, располагая соединительный механизм

в вертикальной плоскости (фиг. 331-II). Механизм состоит из рычагов 6, закрепленных на трубах 3 и 4, двуплечего рычага 8, укрепленного на трубе 5, и двух соединительных тяг 7.

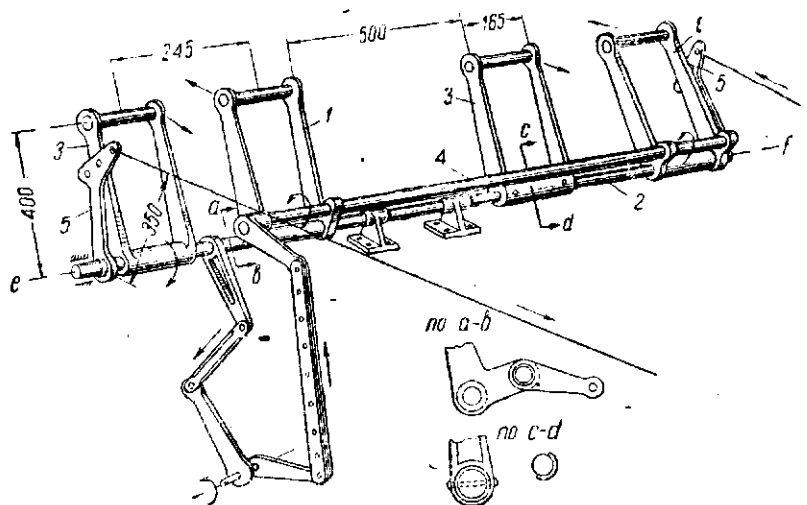
В управлении гидросамолета Консолидейтед, осуществленном по последней схеме (фиг. 332), правые педали 1 свободно насажены на трубу 2, жестко связанную с левыми педалями 3. Связью между правыми педалями служит труба 4, перемещающаяся относительно оси трубы 2 вместе с педалями. Тросовая проводка к рулю направления соединена с двумя рычагами 5.

На военных самолетах второй пилот может выполнять обязанности штурмана, бомбардира, стрелка и т. д. В этих случаях

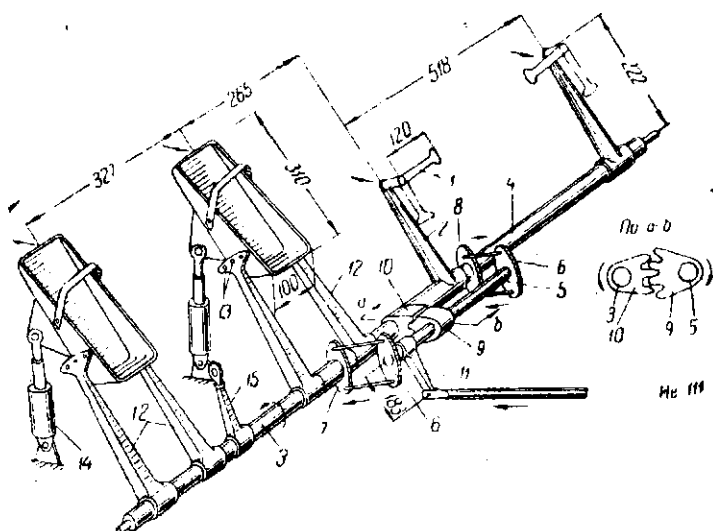


Фиг. 331. Принципиальные схемы центральных механизмов двойного педального управления с педалями, перемещающимися в вертикальной плоскости.

педали мешают его работе и должны быть съемными или иметь упрощенную схему (фиг. 333). В нерабочем состоянии подножки у второго пилота 1 поворачивают в вертикальное положение, и они не стесняют кабину. Кронштейн левой подножки 2 жестко закреплен на горизонтальной трубе 3. Правая педаль первого пилота укрепена на втулке, свободно вращающейся на трубе 3. Правая подножка насажена жестко на трубу 4, имеющую слева торцевой подшипник на трубе 3 и справа подшипник, укрепленный на полу. Короткая труба 5 имеет на концах фланцы 6, соединяющиеся тандерами с такими же двумя фланцами, из которых левый 7 жестко скреплен со втулкой, вращающейся вместе с правой педалью первого пилота на трубе 3. Правый фланец 8 скреплен с трубой 4 и вращается вместе с ней и правой подножкой. По середине трубы 5 жестко закреплен зубчатый



Фиг. 332. Центральный механизм двойного педального управления с соединительным механизмом в вертикальной плоскости.



Фиг. 333. Центральный механизм двойного педального управления с откидными подножками у второго пилота и горизонтальной соединительной трубой. Самолет He-111.

сектор 9, сцепляющийся с таким же сектором 10, закрепленным на трубе 3 (сечение *ab*).

При отклонении левой педали и подножки 2 вперед труба 3, а вместе с ней сектор 10 вращаются против часовой стрелки и заставляют сектор 9, трубу 5 и фланцы 6 вращаться по часовой стрелке. Через тандеры движение сообщается фланцам 7 и 8, отклоняющим правую педаль и подножку назад. Рычаг управления рулем направления 11 крепится к трубе 5. Педаль регулирует под рост перестановкой болтов 13 в одно из трех отверстий на концах рычагов 12.

Тормозной цилиндр и поршень 14 используются как передний стержень шарнирного параллелограмма. Рычаг 15 связан с проводкой к автопилоту. Весь механизм чрезвычайно компактен и имеет незначительный вес. Большинство деталей отлито из легких сплавов.

### **§ 3. ПРИНЦИПИАЛЬНЫЕ СХЕМЫ ПРОВОДКИ РУЧНОГО И НОЖНОГО УПРАВЛЕНИЙ**

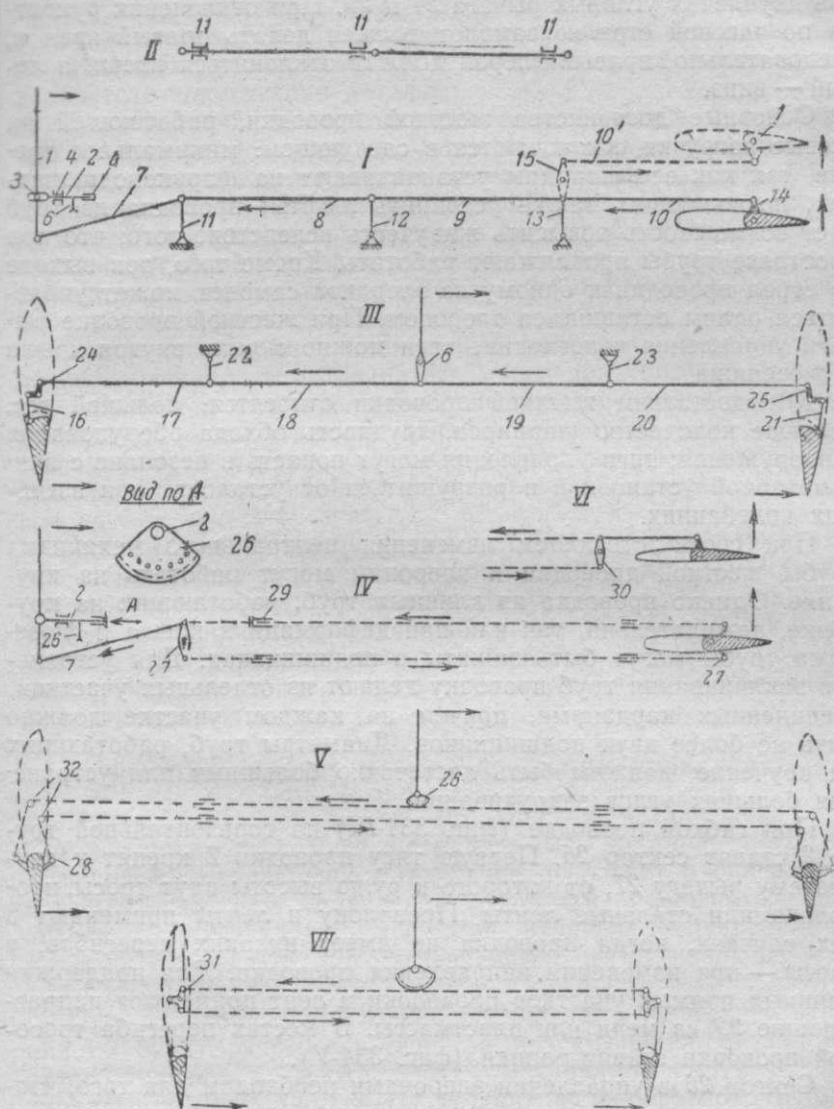
Независимо от типа центрального механизма, проводка может быть жесткой, состоящей из труб, и гибкой — из тросов, проволоки или лент, и смешанной, часть которой — обычно на коротком участке — состоит из труб, а остальная — гибкая.

#### **Проводка при ручном управлении рукояткой**

Один из вариантов центрального механизма ручного управления состоит из рукоятки 1 (фиг. 334-I), укрепленной на вилке горизонтальной трубы 2 при помощи горизонтального шарнира 3. Труба 2 имеет один радиальный 4 и второй радиально-упорный 5 подшипники. На трубе крепится рычаг управления элеронами 6. Жесткая проводка управления рулем высоты состоит из труб 7, 8, 9, 10, установленных на качалках 11, 12, 13. Первая труба 7 крепится к рукоятке, а последняя 10 — к рычагу руля высоты 14.

При отклонении рукоятки на себя самолет должен переходить на кабрирование и, следовательно, руль высоты должен отклоняться вверх. Если рычаг управления рулем высоты и последнюю тягу управления удобнее поставить снизу, то в систему вводят переходной двуплечий рычаг 15 вместо качалки 13 и трубу 10' вместо 10. Взамен качалок опорами средних труб могут служить направляющие, допускающие только осевые перемещения (фиг. 334-II). Такая проводка занимает меньше места, чем проводка, установленная на качалках.

Чтобы при отклонении рукоятки в стороны руль высоты не отклонялся одновременно с отклонением элеронов, верхний шарнир первой качалки 11 помещают на продолжении оси трубы 2. В этом случае нижний конец рукоятки будет перемещаться по основанию конуса, образующей которого является тяга 7. Следовательно, отклонение рукоятки в стороны не будет сопровождаться перемещением проводки управления к рулю высоты и его отклонением.



Фиг. 334. Принципиальные схемы жесткой, гибкой и смешанной проводок ручного управления при центральном механизме с рукояткой.

Жесткая проводка к элеронам (фиг. 334-III) состоит из труб 16, 17, 18, 19, 20, 21, установленных на качалках 22, 23. В систему управления, кроме одноплечего рычага 6, входят два двуплечих угловых рычага 24 и 25. При отклонении рукоятки по часовой стрелке самолет должен делать правый крен и, следовательно, правый элерон должен отклониться вверх, а левый — вниз.

Основные достоинства жесткой проводки, работающей на осевые нагрузки, заключаются в следующем: минимальное трение, так как все шарниры устанавливаются на шарикоподшипниках, позволяющих также устранить люфты; проводка из труб дает возможность повысить живучесть вследствие того, что при простреле трубы продолжают работать. Кроме того, при выходе из строя проводки к одному из элеронов самолет может управляться одним оставшимся элероном. При жесткой проводке рычаги управления и последние тяги можно скрыть внутри крыла и фюзеляжа.

К недостаткам жесткой проводки относятся: большой вес, большое количество шарниров, трудность обхода оборудования и вооружения; тяги управления могут попасть в резонанс с винтомоторной установкой и разрушиться от усталости при изгибных колебаниях.

При соответствующем изменении центрального механизма трубы жесткой проводки к элеронам могут работать на кручение. Однако проводка из длинных труб, работающих на кручение, нежелательна, так как при деформациях крыла и фюзеляжа трубы могут быть зажаты в подшипниках. Для устранения заклинивания труб проводку делают из отдельных участков, соединенных карданами, причем на каждом участке должно быть не более двух подшипников. Диаметры труб, работающих на кручение, должны быть достаточно большими для устранения больших углов закручивания.

При гибкой проводке (фиг. 334-IV) на горизонтальной трубе 2 ставят сектор 26. Первую тягу проводки 7 крепят к двуплечему рычагу 27, от которого к рулю высоты идут тросы, проволока или стальные ленты. Проволоку и ленты применяют в тех случаях, когда проводка не имеет никаких перегибов, а тросы — при изменении направления проводки. Для поддержки длинных прямых участков проволоки и лент применяют направляющие 29 из меди или пластмассы. В местах перегиба тросовой проводки ставят ролики (фиг. 334-V).

Сектор 26 в управлении элеронами необходим для того, чтобы устранить вытягивание тросов, неизбежное в случае рычага 6 (фиг. 334-III), так как при отклонении рукоятки в стороны конец рычага перемещается по дуге круга и, следовательно, точка крепления к нему проводки управления имеет не только горизонтальное, но и вертикальное перемещение. При креплении концов троса к сектору 26 проводка остается все время прямолинейной и длина ее между роликами 32 (фиг. 334-V) не изменяется.

При гибкой проводке на рулях высоты (фиг. 334-IV) и на элеронах (фиг. 334-V) ставят двойные рычаги 27, 28, необходимые для создания замкнутой цепи, так как проводка работает только на растяжение.

Достоинства гибкой проводки заключаются в малом весе, удобстве обхода оборудования и вооружения, малых габаритах и простоте конструкции деталей.

Существенный недостаток тросов заключается в вытягивании их при эксплуатации, несмотря на то, что до установки они подвергаются предварительной вытяжке усилием, равным 60% от разрушающего. Вследствие перегибов на роликах тросовая проводка создает большое трение и быстро изнашивается. К недостаткам гибкой проводки относятся также уязвимость тросов, проволоки и лент и сопротивление двойных рычагов элеронов и рулей, выступающих в поток.

Для подтягивания в цепи ставят натяжные регулирующие приспособления. Несмотря на эти меры, при тросовой проводке всегда имеется некоторый свободный ход рукоятки вследствие провисания и вытягивания длинной замкнутой цепи под действием веса и усилий. С целью устранения вытяжки гибкую проводку на прямолинейных участках делают из рояльной проволоки или стальных лент.

При смешанной проводке на длинных участках применяют тросы, проволоку или ленты, а при переходе к рулям или элеронам ставят трубы. В проводке к рулю высоты приходится делать дополнительный двуплечий рычаг 30 (фиг. 334-VI), а в проводке к элеронам — трехплечий рычаг 31 (фиг. 334-VII). Таким образом одновременно используют достоинства гибкой и жесткой проводок.

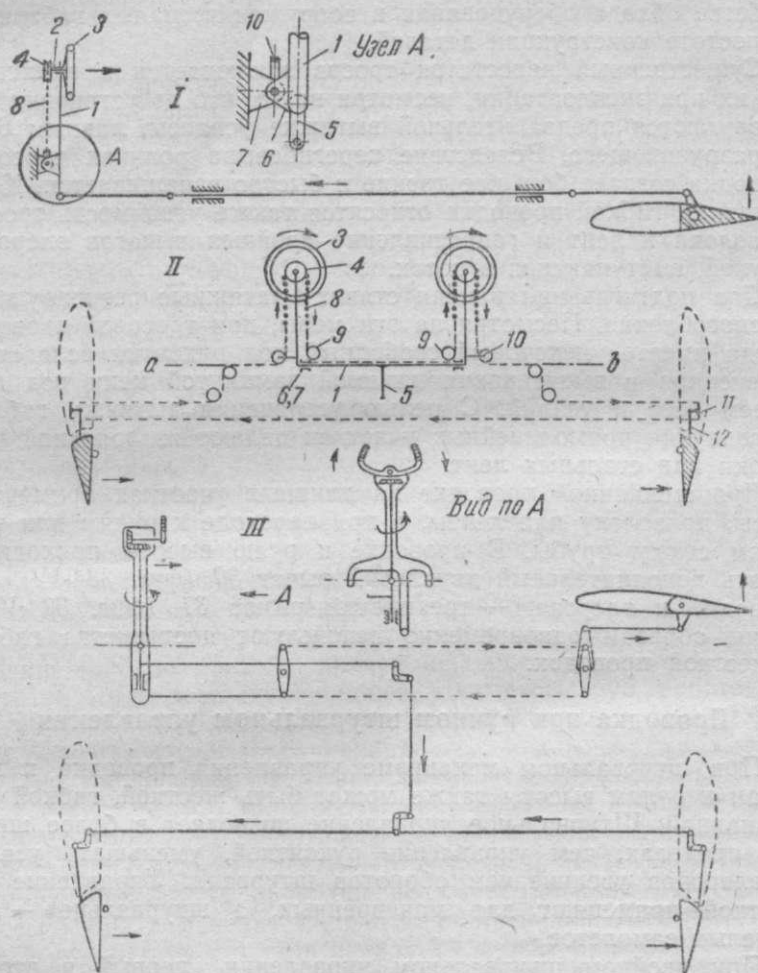
### **Проводка при ручном штурвальном управлении**

При штурвальном механизме управления проводка к элеронам и рулям высоты также может быть жесткой, гибкой или смешанной. Штурвальное управление позволяет в более широких пределах, чем управление рукояткой, уменьшать усилия от элеронов увеличением оборотов штурвала. Управление рукояткой применяют для маневренных, а штурвальное — для тяжелых самолетов.

При двойном штурвальном управлении первый и второй пилоты сидят рядом или один за другим. Один из наиболее распространенных центральных механизмов штурвального управления (фиг. 335-I и II) состоит из U-образной трубы 1, на концах которой укреплены оси 2 с насаженными на них штурвалами 3 и зубчатками 4. На горизонтальном участке трубы 1 имеется рычаг 5 управления рулями высоты, а на концах — вынесенные вперед кронштейны 6, шарнирно соединенные с кронштейнами 7, укрепленными на фюзеляже. Через зубчатки перекинута цепь 8, переходящая затем в тросы, которые через систему роликов 9 соединяют оба штурвала. С внешней

стороны штурвальных колонок тросы через ролики 10 выходят в стороны.

Ролики 10 устанавливают таким образом, чтобы тросы, идущие в крыло, сходили с них по оси  $ab$  качания штурвальных



Фиг. 335. Принципиальные схемы жесткой, гибкой и смешанной проводок ручного управления при центральном штурвальном механизме.

колонок. Таким образом осуществлена независимость отклонения рулей и элеронов при незначительном закручивании троса на углы отклонения штурвальной колонки. При подходе к элеронам ведущие и соединительные тросы связаны трехплечими рычагами 11, от которых идут к элеронам тяги 12.

В редких случаях проводку к элеронам делают жесткой из труб, работающих на осевые нагрузки и кручение (фиг. 335-III, 323-II).

Проводка к рулям высоты может быть жесткой (фиг. 335-I), гибкой или смешанной (фиг. 335-III).

### Проводка ножного управления

При центральной установке руля направления (в плоскости симметрии самолета) проводка управления рулем направления может быть жесткой, гибкой или смешанной. Наиболее распространены гибкая и смешанная проводки, позволяющие уменьшить вес, легко обходить оборудование, вооружение и занимающие мало места. Для экономии места жесткую проводку к рулю направления обычно делают не на качалках, а на направляющих, допускающих только осевые перемещения труб.

В случае центрального механизма ножного управления в виде горизонтального параллелограмма (фиг. 336-I, b) тросы 1 крепят на меньших плечах, чем педали 2, для уменьшения усилий на ногу. На руле направления, расположенном над фюзеляжем, тросы крепят к секторам 3 (фиг. 336-I, a, b). Для фюзеляжей, переходящих в руль направления, ставят два рычага 5 (фиг. 336-I, c, d), выступающих в поток вместе с концами проводки. В боковых стенках фюзеляжа приходится делать длинные вырезы 6 вследствие малого угла пересечения тросов с боковыми стенками фюзеляжа. Тросы проводят по стенкам фюзеляжа на самоустанавливающихся роликах. Проводка из проволоки, прутков или лент должна быть прямолинейной, для чего ее устанавливают на основных и промежуточных поддерживающих двуплечих рычагах.

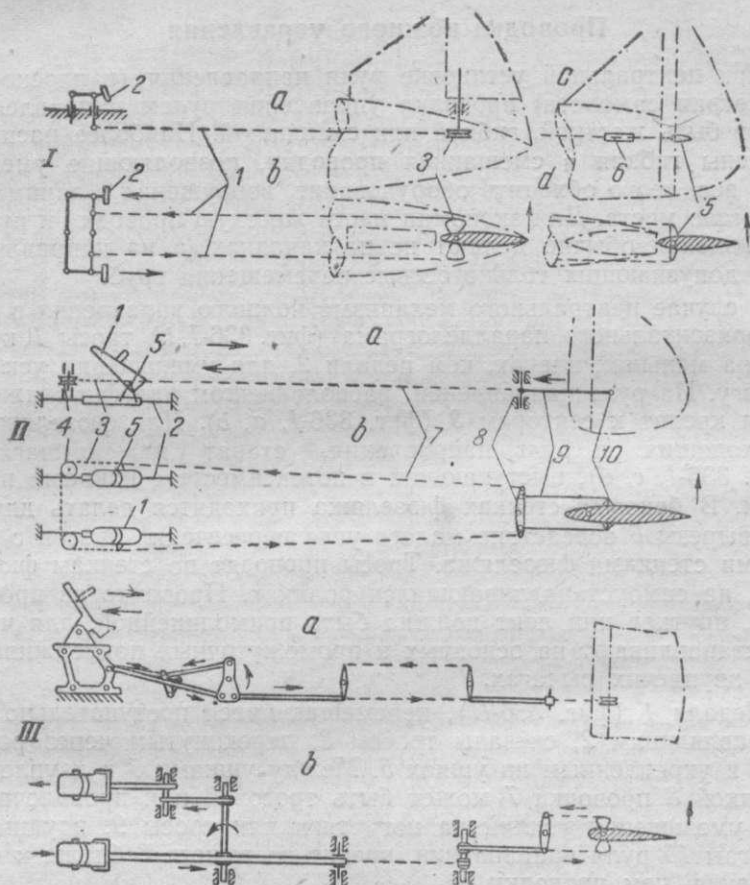
Педали 1 (фиг. 336-II), перемещающиеся поступательно по направляющим 2, связаны тросом 3, перекинутым через ролики 4 и укрепленным на ушках 5. Между ушками 5 и двуплечей качалкой 8 проводка 7 может быть тросовой или проволоочной. Для уменьшения усилий на ногу тяги или тросы 9, идущие к рычагам 10 руля направления, крепят на рычаге 8 ближе к оси вращения, чем проводку 7.

Схемы I и II пригодны для самолетов среднего тоннажа, т. е. при небольших площадях рулей направления. На тяжелых самолетах усилия уменьшают применением качающихся педалей, перемещающихся в вертикальной плоскости и позволяющих уменьшить передаточное число благодаря увеличению хода (фиг. 336-III).

Центральные механизмы и проводка управления рулями разнесенного вертикального оперения по принципу работы и типу ничем не отличаются от управления центральным рулем направления. Добавляется лишь соединительная проводка между правым и левым рулями. Рули направления, так же как и рули высоты, во избежание вибраций необходимо соединять

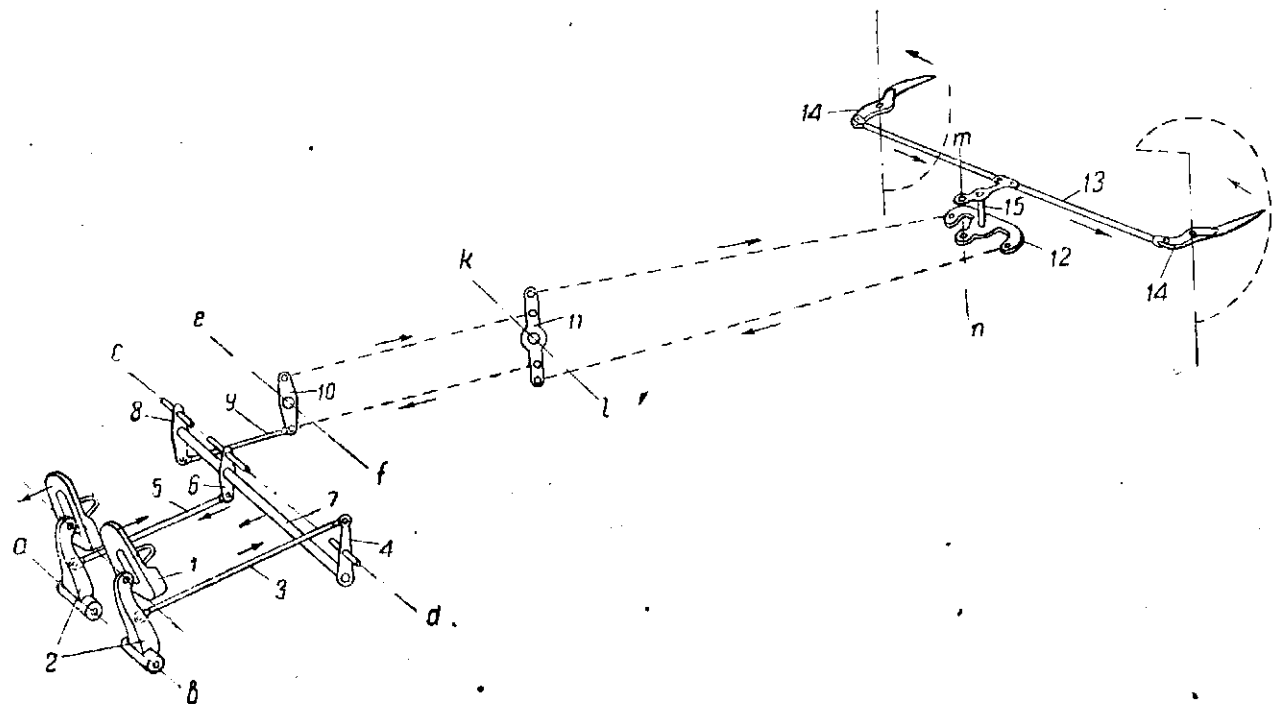
возможно жестче. Из этого соображения связь между рулями направления должна осуществляться трубами.

Литые педали 1 центрального механизма (фиг. 337) шарнирно соединены с рычагами 2, вращающимися относительно оси *ab*. Левая педаль соединяется тягой 3 с двуплечим рыча-



Фиг. 336. Принципиальные схемы проводки ногового управления при центральном вертикальном оперении.

гом 4, вращающимся относительно оси *cd*. Правая педаль соединена тягой 5 с одноплечим рычагом 6, имеющим ту же ось вращения *cd*. Оба рычага 4 и 6 жестко соединены между собой трубой 7, на конце которой жестко укреплена одноплечая качалка 8, вращающаяся также около оси *cd*. Нижний конец качалки 8 соединен трубой 9 с двуплечим рычагом 10, качающимся относительно горизонтальной оси *ef*. Рычаг 10' соединен проволокой с рычагом 11, имеющим также горизонтальную ось вращения *kl*. Далее проволочная проводка переходит из верти-



Фиг. 337. Проводка к рулям направления при разнесенном вертикальном оперении. Самолет Me-110.

кальной плоскости в горизонтальную и крепится к рычагу 12, вращающемуся относительно вертикальной оси *mn*. Нижний рычаг 12 и верхний одноплечий рычаг соединены между собою вертикальной трубой 15.

От верхнего рычага к рулям идут внутри стабилизатора трубы 13. Рычаги рулей 14 изогнуты для обхода лонжеронов килей и для избежания выхода рычагов из габаритов стабилизатора при отклонении рулей.

#### § 4. ЗАМЕЧАНИЯ К ПРОЕКТИРОВАНИЮ ПРОВОДКИ И МЕХАНИЗМОВ ОСНОВНОГО УПРАВЛЕНИЯ

Дифференциальным управлением элеронами или рулями высоты называется такое управление, при котором отклонениям рукоятки (или поворотам штурвала) на одинаковые углы в разные стороны отвечают отклонения элеронов или рулей высоты на неодинаковые углы.

Дифференциальное управление элеронами. При одинаковых углах отклонения рукоятки в стороны необходимо, чтобы элероны отклонялись вверх и вниз на разные углы.

Дифференциальное управление рулями высоты. Рекомендуемые углы отклонения рукоятки на себя и от себя почти одинаковы, между тем необходимо, чтобы руль высоты отклонялся вверх на угол, примерно в два раза больший, чем вниз.

Простейшим механизмом дифференциального управления при передаче движения в неизменном направлении (фиг. 338-I) или под углом (фиг. 338-II) является двуплечий рычаг.

При передаче движения в одном направлении, например, к рулю высоты, одно плечо рычага  $O_0C_1$  (фиг. 338-I) в нейтральном положении ставят под углом  $90^\circ$  к тяге, а второе плечо  $C_1O$  наклоняют под углом  $\alpha$ . Одинаковым перемещениям ( $b_0 = a_0$ ) от начального положения тяги  $AO_0$  или углам отклонения плеча  $O_0C_1$ , равным  $\pm\delta$ , соответствуют одинаковые углы отклонения  $\pm\delta$  плеча  $C_1O$ , но разные линейные перемещения точки  $O$  ( $b > a$ ) в направлении тяги  $OB$ . Величины  $b$  и  $a$  в зависимости от радиуса рычага  $r$ , углов  $\alpha$  и  $\delta$  выражаются формулами:

$$b = r \sin \alpha - r \sin (\alpha - \delta);$$

$$a = r \sin (\alpha + \delta) - r \sin \alpha,$$

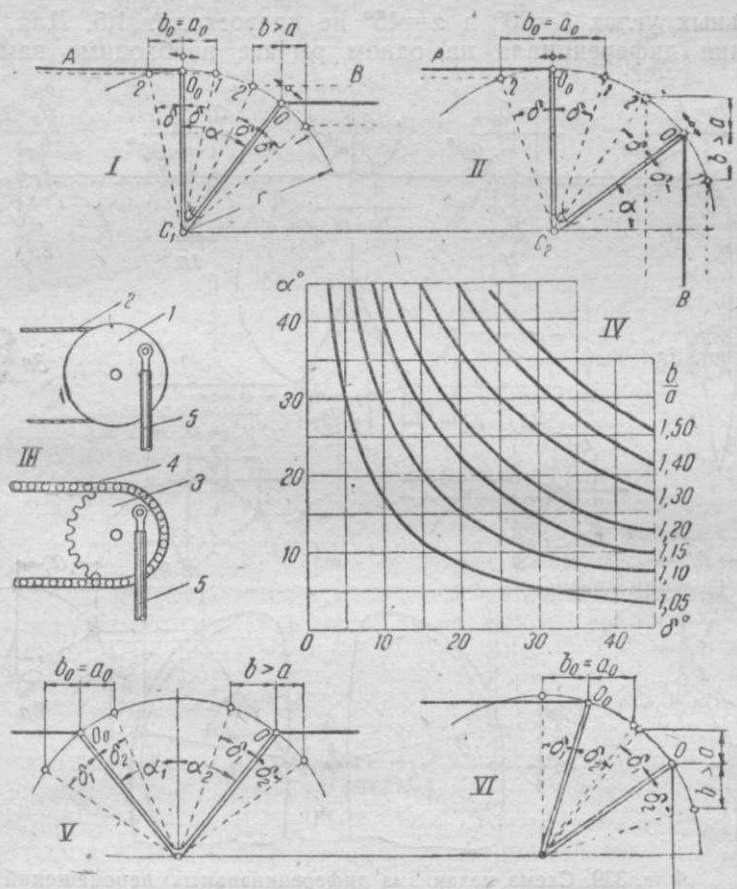
откуда

$$\frac{b}{a} = \frac{\sin \alpha - \sin (\alpha - \delta)}{\sin (\alpha + \delta) - \sin \alpha}.$$

При передаче движения под углом (фиг. 338-II), например, в управлении элеронами, плечо  $O_0C_2$  ставят под углом  $90^\circ$  к тяге  $AO_0$ , связанной с рукояткой. Второе плечо  $C_2O$ , связанное с тягой, идущей к элерону, ставят к первому под углом, большим или меньшим чем  $90^\circ$ , на угол  $\alpha$ . В результате при одинаковых линейных и угловых перемещениях точки  $O_0$  точка  $O$

перемещается на одинаковые углы  $\pm\delta$ , но проекции ее перемещений на направление тяги  $OB$  различны ( $b > a$ ). Выражения для  $a$  и  $b$  имеют тот же вид, что и в предыдущем случае.

Вместо двуплечего углового рычага для получения дифференциальной передачи под углом можно применять ролики I

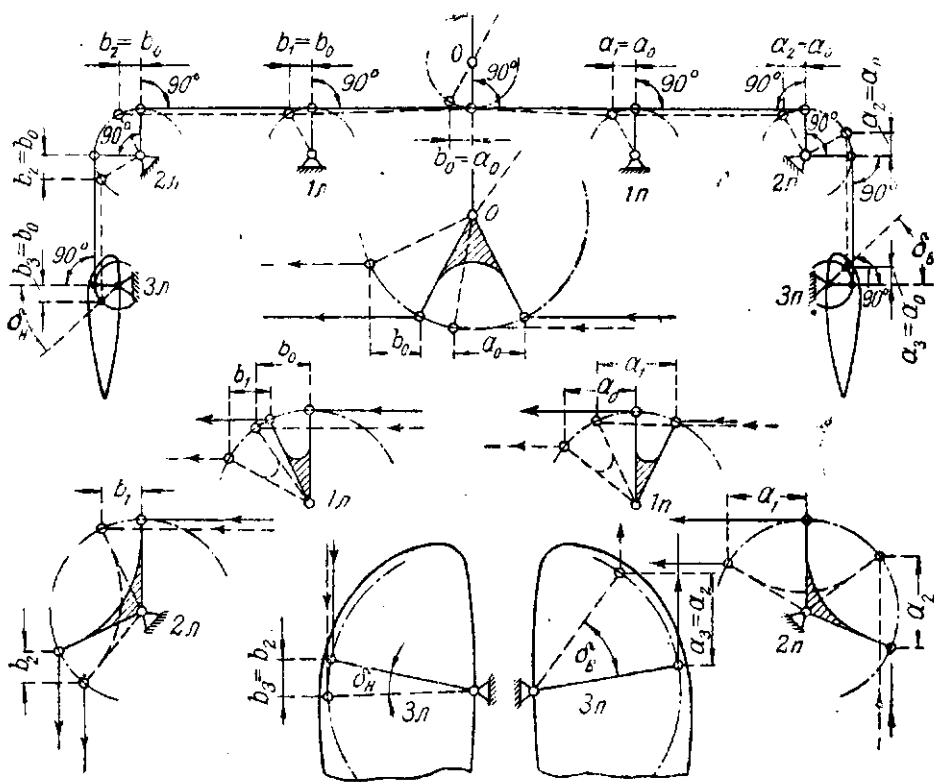


Фиг. 338. Схема механизма дифференциальных перемещений при передаче движения по прямой и под углом.

(фиг. 338-III) с тросами 2 или зубчатые колеса 3 с цепью Галля 4, на которых (роliках или зубчатках) анкерным болтом крепят тягу 5.

Отношение  $\frac{b}{a}$ , как следует из приведенной выше формулы, не зависит от плеч рычагов, а только от величин  $a$  и  $\delta$  (фиг. 338-IV). При одной и той же величине  $\delta$  отношение  $\frac{b}{a}$  увеличивается с увеличением  $a$ , а при одинаковых  $a$  — с уве-

личением  $\delta$ . У данного механизма с определенной величиной угла  $\alpha$  отношение  $\frac{b}{a}$  и дифференциал изменяются по мере изменения  $\delta$ . Величина дифференциала  $\frac{b}{a}$  при наиболее употребительных углах  $\delta=20^\circ$  и  $\alpha=45^\circ$  не превосходит 1,5. Для повышения дифференциала на одном рычаге необходимо заменить



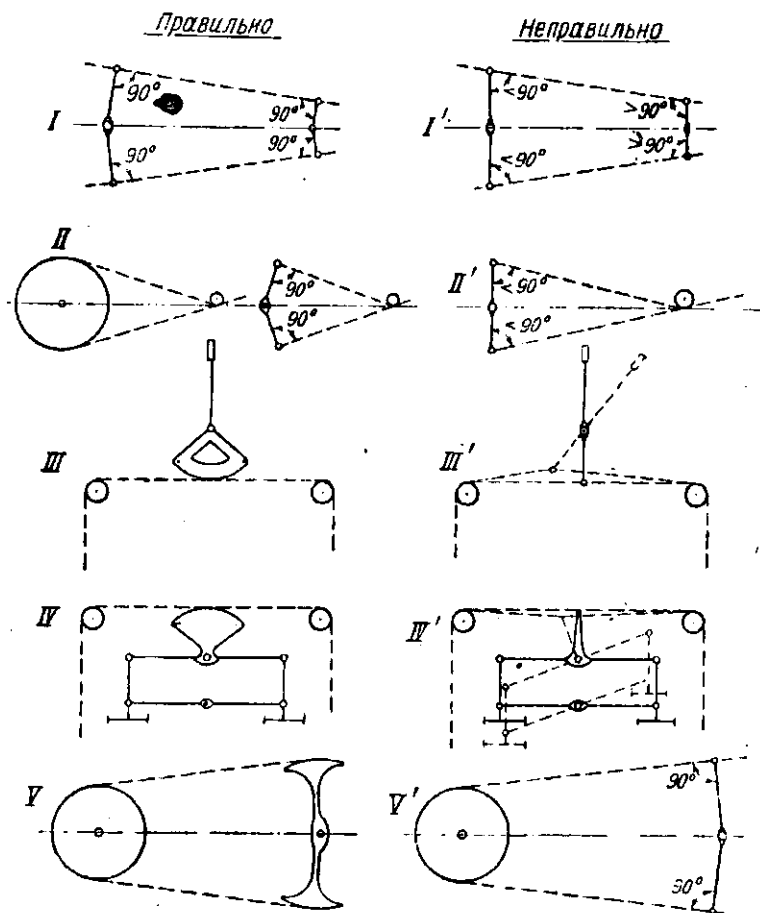
Фиг. 339. Схема механизма дифференциальных перемещений во всех узлах управления элеронами.

прямой угол между плечами и обеими тягами тупым или острым (фиг. 338-V, VI).

В качестве примера на фиг. 339 приведена кинематика жесткого управления элеронами с рычагами и тягами, составляющими между собою прямые углы. При отклонении рукоятки вправо правый элерон отклоняется вверх на угол  $\delta_v$ , равный по абсолютной величине углу отклонения вниз левого элерона  $\delta_n$ . Для каждого из рычагов 2л, 2л, 3л, 3л и качалок 1л, 1л отдельно построена кинематика при замене прямого угла между одним плечом и тягой тупым. Все построения соответствуют отклонению рукоятки вправо и замене нижнего ее рычага двупле-

чим (узел  $O$ ). Дифференциал можно еще более увеличить, если все прямые углы между тягами и плечами рычагов заменить тупыми и острыми.

Основные правила проектирования кинематики гибкой проводки. На участках гибкой про-



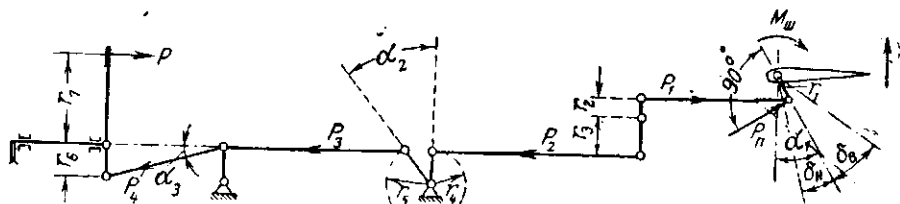
Фиг. 340. Основные правила устройства кинематики гибкой проводки.

водки необходимо все рычаги ставить под прямыми углами к направлению троса, проволоки или ленты во избежание их провисания (фиг. 340-I, I', II, II'). При гибкой проводке на участках, поддерживаемых роликами, ведущие рычаги (фиг. 340-III', IV') необходимо заменять секторами (фиг. 340-III, IV). Гибкую проводку можно устанавливать на секторах и роликах (фиг. 340-V) или же на рычагах (фиг. 340-I); применение одновременно роликов и рычагов (фиг. 340-V') нежелательно. Не-

подвижные направляющие допускаются при изменении направления тросовой проводки не более, чем на  $10^\circ$ .

**Передаточное число.** Усилие на рукоятке, педали или по окружности штурвала изменяется в зависимости от коэффициента передачи и величины шарнирного момента, который зависит от площади рулей и элеронов, квадрата скорости, угла отклонения и степени компенсации.

Передаточное число, т. е. отношение усилия  $P$ , приложенного летчиком, к усилию  $P_n = \frac{M_{ш}}{r_1}$  на рычаге рулей или элеронов



Фиг. 341. Схема проводки для расчета передаточного числа и выбора дифференциала к рулю высоты.]

нов подсчитывают по схеме проводки (фиг. 341). Усилие  $P_1$  в последней тяге равно шарнирному моменту  $M_{ш}$ , деленному на проекцию длины последнего рычага  $r_1$  на перпендикуляр к оси тяги:

$$P_1 = \frac{M_{ш}}{r_1 \cos \alpha_1} = \frac{P_n}{\cos \alpha_1}.$$

Усилия во всех остальных тягах находят, исходя из моментов, создаваемых усилиями в предыдущих тягах, относительно осей вращения соответствующих рычагов, их длин и углов наклона:

$$P_2 = \frac{P_1 r_2}{r_8};$$

$$P_3 = \frac{P_2 r_4}{r_5 \cos \alpha_2};$$

$$P_4 = \frac{P_3}{\cos \alpha_3};$$

$$P = \frac{P_4 r_6 \cos \alpha_3}{r_7}.$$

Подставляя в последнее выражение значения усилий в промежуточных тягах, получаем:

$$\begin{aligned} P &= \frac{r_8 r_4 r_2 M_{ш}}{r_7 r_6 \cos \alpha_2 r_3 \cos \alpha_1 r_1} = M_{ш} \frac{r_8 r_4 r_2}{r_7 r_6 r_3 r_1 \cos \alpha_2 \cos \alpha_1} = \\ &= P_n \frac{r_8 r_4 r_2}{r_7 r_6 r_3 \cos \alpha_2 \cos \alpha_1}, \end{aligned}$$

где

$$P_{\Pi} = \frac{M_{\Pi}}{r_1}$$

Передаточное число  $n = \frac{r_7 r_5 r_3}{r_6 r_4 r_2} \cos \alpha_2 \cos \alpha_1$  зависит от величины рычагов и углов их наклона к тягам  $\alpha_1$  и  $\alpha_2$ , выбранных для получения дифференциальности отклонения руля высоты. Передаточное число остается постоянным при всех углах отклонения рулей и элеронов, если нет специального приспособления, позволяющего менять передачу в полете.

При выборе передаточных чисел к рулям и элеронам необходимо исходить из рекомендуемых величин усилий на рукоятке и педали, а также соотношений этих усилий.

Подбор размеров жесткой проводки управления. Размеры труб, выбранные из условия работы на продольный изгиб, необходимо проверить на резонансное колебание с винтомоторной установкой, так как иначе возможно разрушение от усталости при изгибных колебаниях. Для устранения попадания тяг в резонансные колебания на эксплуатационных режимах мотора и винта частота  $\nu$  основного тона собственных колебаний каждой тяги в минуту не должна совпадать с числами оборотов винта и мотора. Рекомендуется ставить тяги, у которых  $\nu$  отличается от эксплуатационных чисел оборотов мотора (или винта) более, чем на  $\pm 300$  об/мин.

$$\nu > n_{\text{э мотор}} + 300 \text{ об/мин}$$

или

$$\nu < n_{\text{э мотор}} - 300 \text{ об/мин},$$

и

$$\nu > n_{\text{э винта}} + 300 \text{ об/мин}$$

или

$$\nu < n_{\text{э винта}} - 300 \text{ об/мин}.$$

Приводимые ниже расчетные формулы для  $\nu$  выведены без учета осевых нагрузок в тягах. Сжимающие силы уменьшают, а растягивающие — увеличивают  $\nu$ . Частота собственного колебания тяги, установленной на качалках с шарнирно закрепленными концами, равна:

$$\nu = \frac{94,2}{l^2} \sqrt{\frac{EI}{m}} \text{ кол/мин},$$

где  $EI$  — жесткость тяги на изгиб, кг см<sup>2</sup>;

$m$  — погонная масса тяги,  $\frac{\text{кг сек}^2}{\text{см}^2}$ ;

$l$  — длина тяги, см.

Значения  $\sqrt{\frac{EI}{m}}$  для дуралюминовых труб приведены в табл. 17.

Таблица 17

Размеры сечения трубы мм	$\sqrt{\frac{EI}{m}}$ см <sup>2</sup> /сек	Размеры сечения трубы мм	$\sqrt{\frac{EI}{m}}$ см <sup>2</sup> /сек
19×17	3,128 · 10 <sup>5</sup>	29×25	4,696 · 10 <sup>5</sup>
20×16	3,143 · 10 <sup>5</sup>	29×26	4,782 · 10 <sup>5</sup>
20×17	3,218 · 10 <sup>5</sup>	29×27	4,865 · 10 <sup>5</sup>
20×18	3,301 · 10 <sup>5</sup>	30×26	4,874 · 10 <sup>5</sup>
21×18	3,391 · 10 <sup>5</sup>	30×27	4,951 · 10 <sup>5</sup>
22×18	3,482 · 10 <sup>5</sup>	30×28	5,033 · 10 <sup>5</sup>
22×19	3,566 · 10 <sup>5</sup>	31×27	5,047 · 10 <sup>5</sup>
22×20	3,647 · 10 <sup>5</sup>	31×28	5,127 · 10 <sup>5</sup>
23×20	3,740 · 10 <sup>5</sup>	31×29	5,207 · 10 <sup>5</sup>
23×21	3,820 · 10 <sup>5</sup>	32×28	5,219 · 10 <sup>5</sup>
24×20	3,831 · 10 <sup>5</sup>	32×29	5,297 · 10 <sup>5</sup>
24×21	3,875 · 10 <sup>5</sup>	32×30	5,383 · 10 <sup>5</sup>
24×22	4,000 · 10 <sup>5</sup>	33×29	5,392 · 10 <sup>5</sup>
25×21	4,006 · 10 <sup>5</sup>	33×30	5,473 · 10 <sup>5</sup>
25×22	4,085 · 10 <sup>5</sup>	33×31	5,557 · 10 <sup>5</sup>
25×23	4,168 · 10 <sup>5</sup>	34×30	5,564 · 10 <sup>5</sup>
26×23	4,260 · 10 <sup>5</sup>	34×32	5,725 · 10 <sup>5</sup>
26×24	4,341 · 10 <sup>5</sup>	35×31	5,737 · 10 <sup>5</sup>
27×23	4,351 · 10 <sup>5</sup>	35×32	5,819 · 10 <sup>5</sup>
27×24	4,436 · 10 <sup>5</sup>	35×33	5,903 · 10 <sup>5</sup>
27×25	4,513 · 10 <sup>5</sup>	36×34	6,076 · 10 <sup>5</sup>
28×24	4,523 · 10 <sup>5</sup>	37×35	6,254 · 10 <sup>5</sup>
28×25	4,606 · 10 <sup>5</sup>	38×34	6,261 · 10 <sup>5</sup>
28×26	4,686 · 10 <sup>5</sup>	38×35	6,334 · 10 <sup>5</sup>

Частоту собственных колебаний тяг, установленных на роликовых направляющих и перемещающихся только в осевом направлении, определяют по формуле:

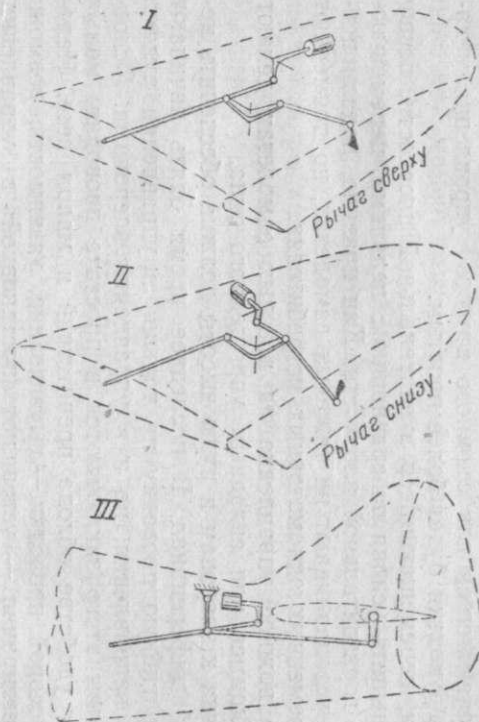
$$\nu = 9,55 \frac{a^2}{l^2} \sqrt{\frac{EI}{m}} \text{ кол/мин,}$$

где  $l$  — характерная длина для расчета тяги, см;

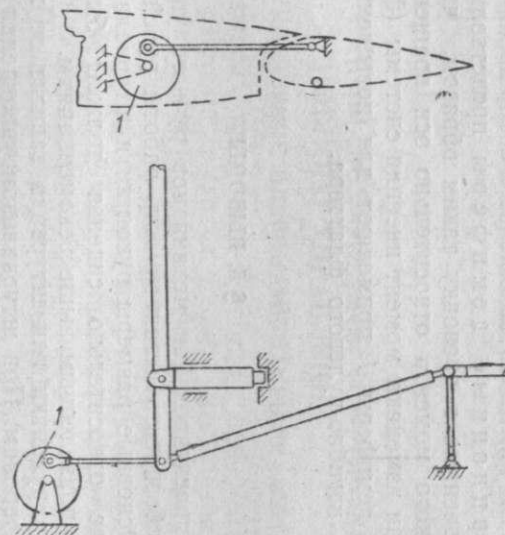
$a$  — коэффициент, зависящий от упругости опор и определяемый по экспериментальным графикам.

Размещение весовых балансиров элеронов и рулей в проводке управления. Грузы для весовой балансировки элеронов желательно соединять с проводкой управления (фиг. 342-I, II). Преимущества таких балансиров заключаются в смещении ЦТ крыла вперед, уменьшении грузов и простоте регулировки.

При проектировании балансиров необходимо учитывать следующие соображения. Ось балансиров должна быть горизонтальной. Для увеличения статического момента балансир необходимо помещать возможно дальше от плоскости симметрии



Фиг. 342. Весовые балансиры в системе проводки управлений рулями и элеронами.



Фиг. 343. Схемы установки инерционных демпферов.

самолета. Количество промежуточных звеньев, соединяющих балансир с элероном, должно быть минимальным, так как в противном случае упругость звеньев и люфты могут снизить эффективность балансира или даже вывести его из работы. При проектировании балансиров рулей высоты (фиг. 342-III) также необходимо учитывать изложенные соображения.

Инерционные демпферы представляют собой грузы, включенные в проводку таким образом, что, не создавая статического момента относительно оси вращения элеронов и рулей, они изменяют момент инерции системы (фиг. 343). Инерционные демпферы  $I$  применяют для повышения критической скорости изгибно-рулевого флаттера.

## § 5. ВЫВОДЫ

При проектировании механизмов ручного управления необходимо обеспечить независимость работы рулей высоты и элеронов. Основные размеры рукоятки и штурвала, а также и их положение относительно сиденья должны быть выдержаны согласно приведенным выше рекомендациям.

Выбор рукоятки или штурвала зависит от желаемой передачи к элеронам. При штурвальном управлении усилия на ободе могут быть меньше, чем при рукоятке, но при больших углах отклонения. При гибкой проводке к элеронам штурвальное управление проще, удобнее и часто применяется даже на одноместных одномоторных самолетах. В случае необходимости выключающегося или съемного второго управления механизм этой рукоятки будет более простым.

Педали, перемещающиеся в вертикальной плоскости, позволяют уменьшить усилия по сравнению с педалями, перемещающимися в горизонтальной плоскости. Как правило, педали первого типа устанавливают на тяжелых самолетах, но применяют и на современных одномоторных истребителях.

Второе ножное управление на военных самолетах делают выключающимся или складным упрощенного типа.

Проводка к элеронам и рулю высоты должна обеспечить необходимый дифференциал. В последнее время опять начинают применять гибкую проводку не только в управлении рулями высоты и направления, но и в управлении элеронами. Основные причины этого заключаются в простоте проводки, малых габаритах, удобстве обхода препятствий и малом весе. Недостатки тросовой проводки — вытягивание, уязвимость, возможность перетирания — устраняют постановкой в управлении рулями двойных тросов или проволок, а в проводке к элеронам — отдельных замкнутых цепей для правого и левого элеронов.

Неблагоприятное влияние на флаттер тросовой проводки к элеронам уменьшают весовой балансировкой элеронов. Жест-

кую проводку, кроме расчета на прочность, необходимо проверять на резонансные колебания с винтомоторной группой.

Весовые балансиры в проводке к элеронам и рулям высоты рационально размещать в системе проводки.

Центральные механизмы, рычаги, качалки, секторы рекомендуется проектировать в виде отливок из легких сплавов.

### Глава III

## ОСОБЫЕ СХЕМЫ МЕХАНИЗМОВ И ПРОВОДКИ ОСНОВНОГО УПРАВЛЕНИЯ

### § 1. УПРАВЛЕНИЕ ЭЛЕРОНАМИ-ЗАКРЫЛКАМИ

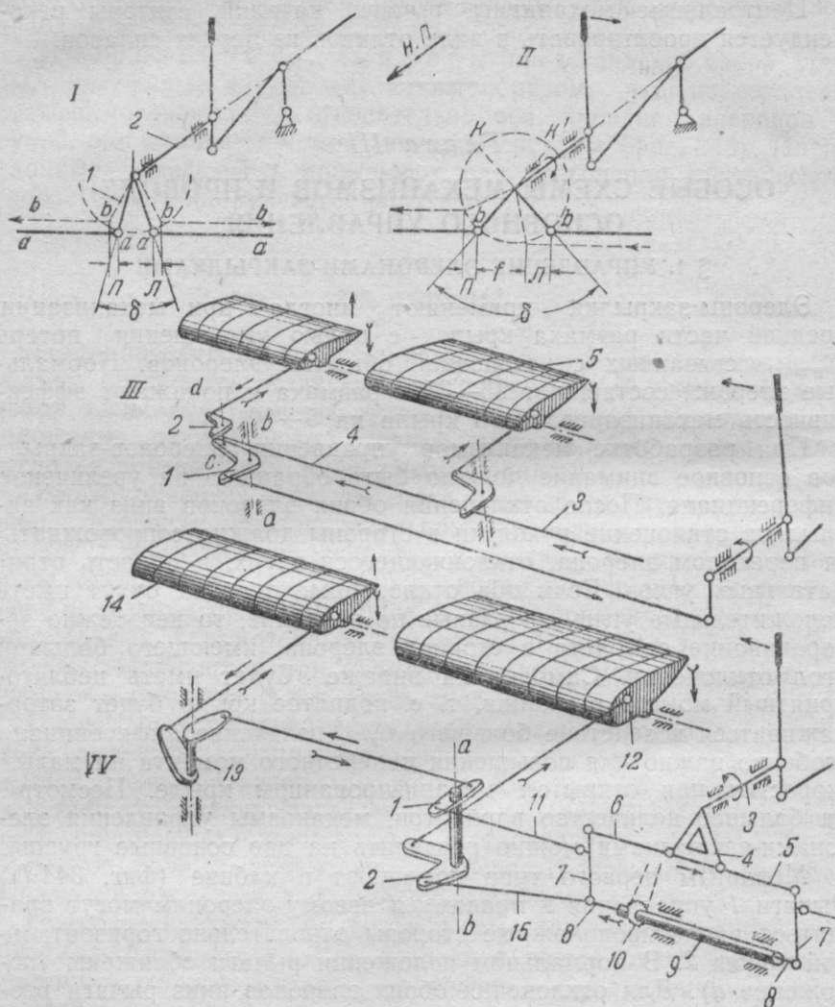
Элероны-закрылки применяют иногда при механизации средней части размаха крыла с целью уменьшения потерь  $\Delta c_{y, \max}$ , связанных с установкой обычных элеронов. Нормальные элероны составляют 25—30% размаха и понижают эффективность механизированного крыла на 5—10%.

При разработке механизмов управления элеронов-закрылков основное внимание должно быть обращено на увеличение дифференциала. После отклонения обоих элеронов вниз как закрылков отклонение рукоятки в стороны должно сопровождаться переходом элерона, отклоняющегося вверх, в область отрицательных углов. Если оба отклоненные элерона будут иметь положительные углы, но разные по величине, то неизбежно заворачивание самолета в сторону элерона, имеющего больший угол отклонения. Самолет на вираже будет иметь неблагоприятный момент рыскания, т. е. поднятое крыло будет затормаживаться вследствие большего  $c_x$ . Увеличение дифференциала особенно важно для повышения поперечного момента на малых скоростях при открытом механизированном крыле. Несмотря на большое количество вариантов, механизмы управления элеронами-закрылками можно разделить на две основные группы.

Механизм первого типа помещают в кабине (фиг. 344-I). Рычаги I управления к правому и левому элеронам могут вращаться в противоположные стороны относительно горизонтальной трубы 2. В нормальном положении рычаги сближены (положение *a*). Для отклонения обоих элеронов вниз рычаги раздвигаются (положение *b*), причем проекции перемещения их концов одинаковы:  $P=L$ , так же как и углы отклонения обоих элеронов вниз.

Одновременно с раздвиганием рычагов и увеличением угла  $\delta$  увеличивается и дифференциал элеронов (фиг. 344-II). При отклонении рукоятки, например, влево, перемещение концов левого рычага  $L$  больше, чем правого  $P$ . Если концы раздвоенного рычага находятся не в нижней половине окружности, а в верхней, например в точках  $K$  и  $K'$ , то дифференциал становится обратным.

Во втором типе управления центральный механизм в кабине и проводку оставляют нормальными, а добавляют два специальных механизма для правого и левого крыльев в отдельности (фиг. 344-III). Специальные механизмы состоят из двух



Фиг. 344. Принципиальные схемы механизмов и проводки управления элеронами-закрылками.

I, II—центральный механизм управления в кабине; III—два механизма в крыльях; IV—центральный механизм в кабине и два механизма в крыльях.

сдвоенных двуплечих рычагов, из которых основной рычаг 1 с осью вращения  $ab$  несет на себе дополнительный рычаг 2, ось вращения которого  $cd$  укреплена на первом рычаге.

При работе элерона как закрылка поворачивают только дополнительный рычаг 2, к которому имеется проводка 3 от

гидравлического, электрического или механического управления закрылками 5, щитками и т. д. Когда рукоятку отклоняют в стороны, то поворачивается основной рычаг 1, а вместе с ним и ось *cd* дополнительного рычага 2. Дополнительный рычаг совершает сложное движение, зависящее, с одной стороны, от поворота основного рычага, а с другой стороны, — от длины и отклонения тяги 4, относящейся к проводке управления элеронами как закрылками.

Отклонение рычага 2 при управлении закрылками увеличивает дифференциал элеронов.

В варианте управления первого типа (самолет Me-109) два двуплечия рычага 1 и 2 (фиг. 344-IV) с общей осью *ab* могут вращаться независимо друг от друга. На горизонтальной трубе 3 управления элеронами насажен треугольный рычаг 4, от которого в крыло идут две тяги 5 и 6, шарнирно связанные с рычагами 7. Эти рычаги внизу крепятся шарнирно к винтам 8, имеющим правую и левую нарезки. Винты находятся в гайках, укрепленных по концам трубы 9, на которой сидит зубчатка 10, соединенная при помощи цепи со специальным штурвалом, находящимся в кабине. При вращении штурвала и трубы 9 винты одновременно перемещаются, раздвигая или сближая нижние точки крепления рычагов 7.

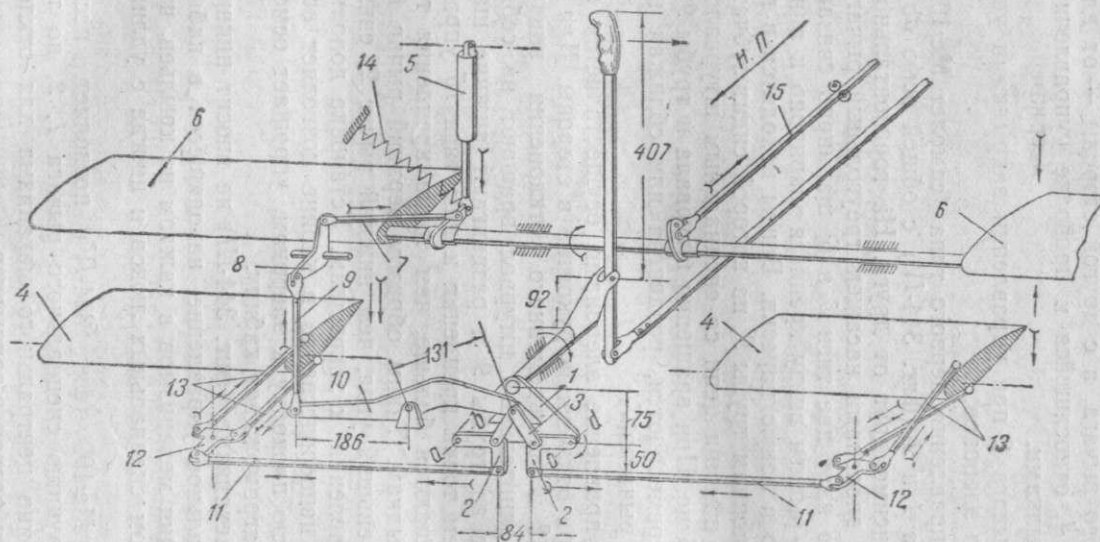
Нормальное управление элеронами осуществляется вращением рычага 1 при отклонении рукоятки в стороны. Для открытия закрылков 12 и одновременного отклонения вниз обоих элеронов 14 дополнительный штурвал вращают на себя. Оба винта 8 выходят из трубы 9 и раздвигают нижние шарниры рычагов 7, причем точки крепления к ним тяги 15 управления закрылками смещаются больше, чем точки крепления тяги 11 к элеронам-закрылкам. Таким образом верхний рычаг 1 поворачивается на меньший угол, чем нижний рычаг 2, связанный с проводкой управления к закрылкам. Установка дополнительного механизма непосредственно в кабине позволяет оставить без изменения всю проводку к элеронам, упрощает осмотр, но в то же время загромождает кабину.

Второй тип механизма (фиг. 344-III) не вносит никаких изменений в нормальное управление, находящееся в кабине, но требует добавления механизмов в каждом из крыльев, что связано с устройством специальных люков и иногда с удлинением проводки.

Управление Me-109 (фиг. 344-IV) позволяет несколько упростить конструкцию специального рычага 1, 2, но требует установки в кабине центрального механизма для отклонения вниз закрылков и элеронов-закрылков.

Наиболее рационален механизм второго типа (фиг. 344-III), не вносящий изменений в нормальное ручное управление и не загромождающий кабину пилота.

Можно привести следующие примеры современных стержневых механизмов при жесткой проводке.



Фиг. 345. Центральный механизм управления элеронами-закрылками на самолете He-100.

Углы отклонения: 1) элероны при неотклоненных закрылках  $\delta_a = -30^\circ$  и  $+20^\circ$ ; 2) закрылки  $\delta_a = +60^\circ$ ; 3) элероны-закрылки  $\delta_{a,z} = +11,0^\circ$ ; 4) стабилизатор  $\delta_c = -3^\circ$ ; 5) элероны при полном отклонении закрылков  $\delta_a = -32^\circ$ ;  $\delta_a = +12^\circ$ .

На разнесенном рычаге 1 управления элеронами (фиг. 345) укреплены два двуплечих угловых рычага 2 с осями вращения  $ab$  и  $cd$ . Эти рычаги раздвигаются стержнями 3 и тем самым отклоняют элероны-закрылки 4 одновременно вниз. Элероны отклоняют вниз одновременно с закрылками 6 гидравлическим цилиндром 5 одинарного действия. Закрылки отклоняют непосредственно цилиндром; проводка к элеронам-закрылкам состоит из тяги 7, рычага 8, тяги 9, рычага 10, стержней 3, рычагов 2, тяг 11, рычагов 12 и парных тяг 13.

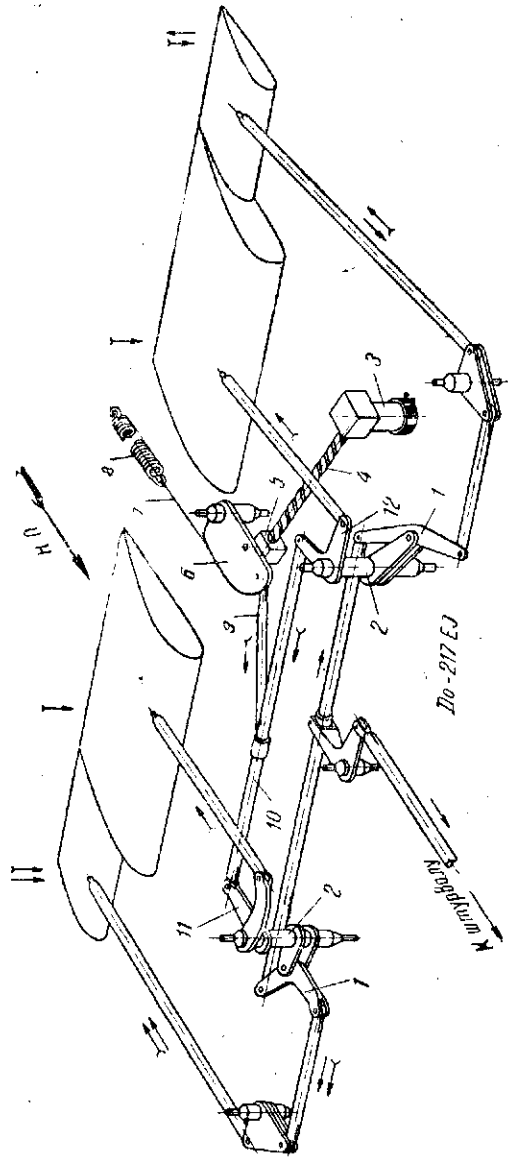
Возвращение закрылков и элеронов в нейтральное положение происходит под влиянием аэродинамических сил и пружины 14. Одновременно с отклонением закрылков производится перестановка стабилизатора на отрицательный угол при помощи тяги 15. Рычаг 10, в силу необходимости, для достижения одинаковых отклонений элеронов-закрылков приходится делать большим, что загромождает кабину.

Применение цилиндра одинарного действия в комбинации с пружиной упрощает проводку и уменьшает ее вес. В аварийных случаях закрылки и стабилизатор управляются сжатым воздухом, поступающим в тот же цилиндр. Кран управления крылом установлен на левой стороне приборной доски. Стабилизатор отдельного управления не имеет.

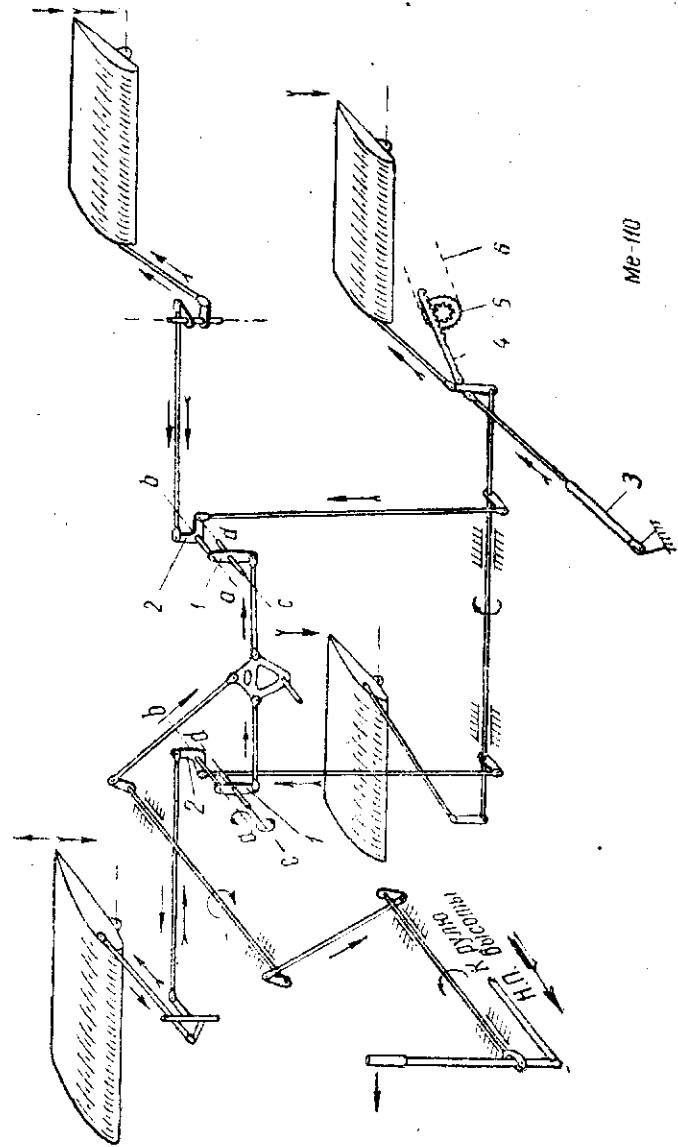
Управление элеронами-закрылками самолета Do-217EJ (фиг. 346) осуществлено двуплечими угловыми рычагами 1, вращающимися относительно трехплечих рычагов 2 и одновременно перемещающимися вместе с ними. Описание работы механизма управления закрылками дано ниже (гл. IV, § 4, стр. 603).

Сложный рычаг (фиг. 347) состоит из двуплечего прямого рычага 1 с осью вращения  $cd$  и шарнирно укрепленного на нем двуплечего углового рычага 2 с осью вращения  $ab$ . Оба рычага 1 и 2 вместе вращаются относительно осей  $cd$ . Силовая часть механизма — качающийся гидравлический цилиндр 3 двойного действия. Зубчатой рейкой 4 и двумя зубчатками 5, насаженными на одной оси, и цепями Галля 6 цилиндр приводит в действие подъемник стабилизатора.

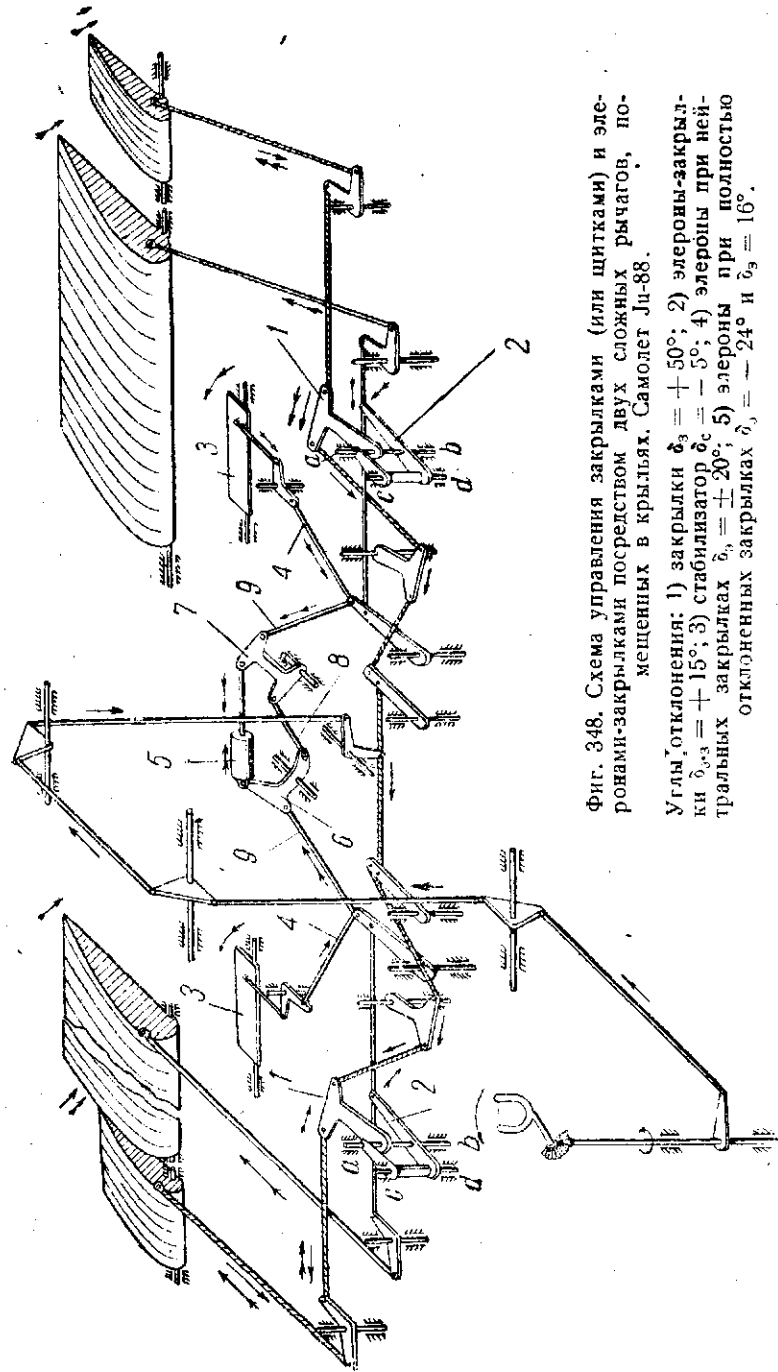
Сложный рычаг (фиг. 348) состоит из рычага 1 с осью вращения  $ab$ , вращающегося относительно рычага 2 с осью вращения  $cd$ . Ось  $ab$  может поворачиваться относительно  $cd$ . Рычаги и проводка управления к элеронам-закрылкам заштрихованы. Кроме закрылков и элеронов, в схему включено управление щитками 3, закрывающими снизу щель между носком закрылка и крылом. Эти щитки открывают щель полностью при отклонении закрылков на  $25^\circ$ . Дальнейшее отклонение закрылков (до  $50^\circ$ ) возможно благодаря установке в тягах 4 пружин, работающих на сжатие при углах отклонения закрылков от  $25^\circ$  до  $50^\circ$ . Углы отклонения в этом механизме подобраны так, что обеспечивают дифференциал при полном открытии закрылков, хотя при нейтральных закрылках дифференциала не имеют. Си-



Фиг. 346. Механизм совместного управления закрылками и элеронами-закрылками посредством двух сложных рычагов. Самолет Do-217EJ.

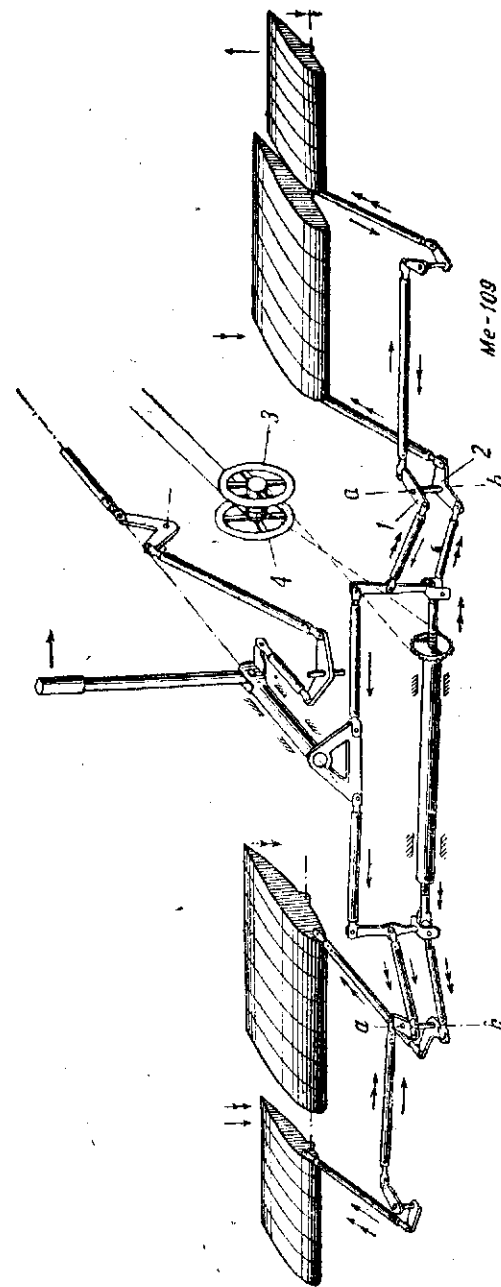


Фиг. 347. Схема центрального механизма управления элеронами-закрылками, закрылками и подъемником стабилизатора. Самолет Me-110.  
Углы отклонения: 1) закрылки  $\delta_z = +50^\circ$ ; 2) элероны-закрылки  $\delta_{z,3} = +19^\circ 40'$ ; 3) стабилизатор  $\delta_c = -7^\circ$ .



Фиг. 348. Схема управления закрылками (или щитками) и элеронами-закрылками посредством двух сложных рычагов, помещенных в крыльях. Самолет Ju-88.

Углы отклонения: 1) закрылки  $\delta_z = +50^\circ$ ; 2) элероны-закрылки  $\delta_{z\pm} = +15^\circ$ ; 3) стабилизатор  $\delta_c = -5^\circ$ ; 4) элероны при нейтральных закрылках  $\delta_a = \pm 20^\circ$ ; 5) элероны при полностью отклоненных закрылках  $\delta_a = -24^\circ$  и  $\delta_a = 16^\circ$ .



Фиг. 349. Механизм совместной работы закрылков и элеронов закрылков. Самолет Me-109.

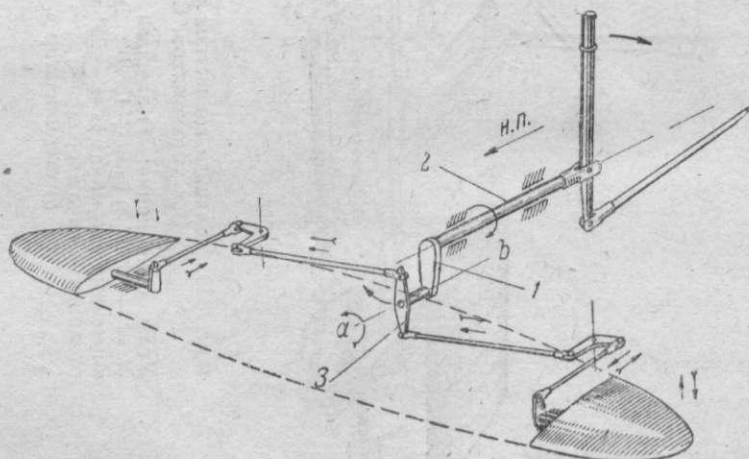
Углы отклонения: 1) элероны при нейтральных закрылках  $\delta_a = -26^\circ 40'$  и  $\delta_a = +13^\circ 20'$ ; 2) элероны при полностью отклоненных закрылках  $\delta_a = -25^\circ$  и  $\delta_a = 15^\circ 40'$ ; 3) одновременное отклонение вниз элеронов  $\delta_{a,z} = +12^\circ 30'$ ; 4) закрылки  $\delta_z = +42^\circ$ ; 5) стабилизатор  $\delta_c = +3^\circ$  и  $-8^\circ$ .

ловая часть механизма состоит из качающегося гидравлического цилиндра 5, установленного на системе рычагов 6 и 7, связанных тягой 8. Эта система обеспечивает одинаковое перемещение тяг 9 в направлении к концам правого и левого крыльев (см. также фиг. 362).

Работа механизма самолета Ме-109 (фиг. 349) с рычагами 1 и 2, имеющими общую ось вращения  $ab$ , но разные углы отклонения, была уже рассмотрена (фиг. 344-IV). Штурвалы 3 управления механизацией крыла (закрылки и элероны-закрылки) и стабилизатором 4 установлены на одной оси и могут вращаться в отдельности или вместе. Дифференциал при отклоненных закрылках несколько меньше, чем при нейтральных, но угол отклонения элеронов вниз ( $12^{\circ}30'$ ) меньше, чем ход элерона вверх ( $-25^{\circ}$ ). Таким образом элерон при полном открытии крыла и полном отклонении рукоятки в сторону переходит в область отрицательных углов и обеспечивает необходимую поперечную управляемость на малых скоростях при полном открытии крыла и правильный поворот самолета относительно вертикальной оси  $Y$ .

## § 2. УПРАВЛЕНИЕ СВОБОДНЫМИ ЭЛЕРОНАМИ

Управление свободными элеронами состоит из одноплечего рычага 1 (фиг. 350), жестко насаженного на горизонтальную трубу 2. На конце рычага 1 имеется подшипник, в котором



Фиг. 350. Схема управления свободными (плавающими) элеронами.

вращается ось двуплечего рычага 3, непосредственно связанного с проводкой к элеронам.

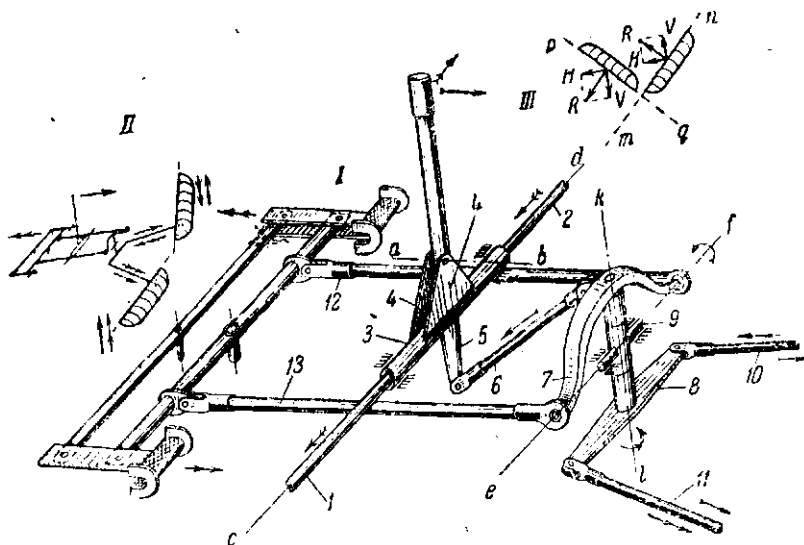
При отклонении рукоятки в сторону оба элерона отклоняются от нейтрального положения, соответствующего направлению относительного потока на концах крыла. Ось  $ab$  рычага 3 при отклонении рукоятки перемещается по дуге круга, причем ры-

чаг 3 остается параллельным начальному положению, так как сопротивления обоих элеронов при отклонении их в разные стороны одинаковы.

При увеличении или уменьшении угла атаки крыла элероны, ориентируясь по потоку, отклоняются оба в одну сторону независимо от летчика, причем рычаг 3 поворачивается относительно своей оси  $ab$  при неподвижном рычаге 1. Перемещение тяг при одновременном отклонении обоих элеронов вниз показано двойными стрелками (фиг. 350).

### § 3. УПРАВЛЕНИЕ V-ОБРАЗНЫМ ОПЕРЕЕНИЕМ РУДНИЦКОГО

Особенность механизма (фиг. 351) заключается в том, что рукоятка и педали соединены с рулями, состоящими из двух самостоятельно управляемых половин. При движении рукоятки



Фиг. 351. Схема управления V-образным оперением (Рудницкого).

на себя и от себя обе половины руля одновременно отклоняются вверх или вниз, а при движении педалей — в разные стороны. При вращении в стороны рукоятка поворачивается относительно оси  $ab$ . Тяги 1 и 2 проводки к элеронам проходят внутри трубы 3, имеющей вырез и кронштейны 4 сверху для крепления рукоятки.

Управление рулями при одновременном отклонении их вверх и вниз осуществлено вращением трубы 3 и рукоятки относительно оси  $cd$ . Снизу на трубе 3 укреплен рычаг 5, соединяющийся тягой 6 с кривым двуплечим рычагом 7. Рычаг 7 жестко соединен трубой с двуплечим рычагом 8. Соединительная труба проходит внутри и может вращаться относительно наружной трубы с цапфами 9. От рычага 8 идут тяги управления правым 10

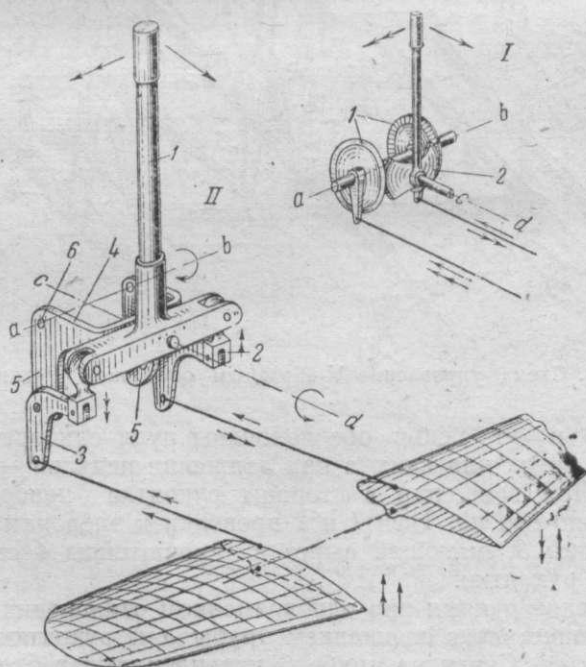
и левым *II* раздельными рулями. Движению рукоятки от себя и на себя соответствует перемещение рычага 7 и 8 относительно оси *ef*. При одновременном отклонении вниз или вверх (фиг. 351-*II*) рули служат рулями высоты. При отклонении в разные стороны они работают как руль направления.

Концы рычага 7 связаны тягами 12 и 13 с параллелограмом педалей, перемещающихся в горизонтальной плоскости. При работе педалями рычаги 7 и 8 вместе с соединяющей их внутренней вертикальной трубой вращаются относительно оси *kl* и отклоняют рули в разные стороны (фиг. 351-*III*).

На схеме *III* (вид сзади) показано положение рулей при движении вперед правой педали. Правый руль отклонен относительно оси *mn* вниз, а левый — относительно оси *pq* вверх. Горизонтальные составляющие *H* полной аэродинамической силы *R* оказывают на самолет действие, аналогичное отклонению нормального руля направления вправо, соответствующему даче правой ноги и повороту самолета направо.

#### § 4. УПРАВЛЕНИЕ ЭЛЕРОНАМИ — РУЛЯМИ ВЫСОТЫ

Элероны можно использовать в качестве рулей высоты на бесхвостых самолетах, а также при тандемном расположении



Фиг. 352. Схемы управления элеронами—рулями высоты.

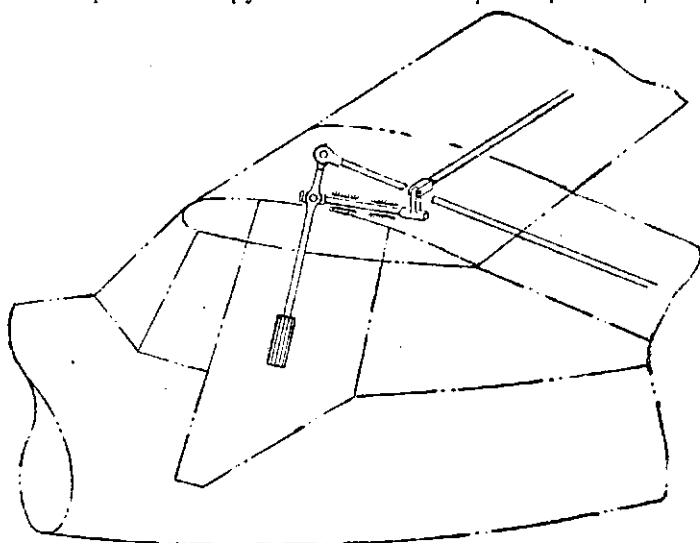
крыльев. Такие элероны — рули высоты должны отклоняться в разные стороны, как элероны, а кроме того, в одну сторону,

как рули высоты. Известно применение механизма из трех конических шестеренок (фиг. 352-I), из которых две 1 вращаются относительно общей оси  $ab$ , а третья 2 с осью вращения  $cd$ , перпендикулярной  $ab$ , соединена непосредственно с рукояткой. При продольном качании рукоятки все шестерни поворачиваются относительно поперечной оси  $ab$  и отклоняют элероны вверх или вниз. Если рукоятка отклоняется в стороны, то боковые шестерни вращаются в разные стороны и отклоняют один элерон вверх, а другой вниз. Недостаток подобного механизма заключается в люфтах, неизбежных при шестеренчатой передаче.

Более рационален рычажный механизм (фиг. 352-II), состоящий из Т-образной рукоятки 1, соединенной сержками 2 с двуплечными угловыми рычагами 3. Рычаги 3 насажены на кронштейны 5, составляющие одно целое со скобой 4, служащей для крепления оси  $cd$  поперечного качания рукоятки и имеющей подшипники 6, через которые проходит ось  $ab$  отклонения рукоятки в продольном направлении.

## § 5. ОСОБЫЕ СЛУЧАИ РАСПОЛОЖЕНИЯ УПРАВЛЕНИЯ

Управление висячей рукояткой (или штурвалом) имеет некоторые конструктивные преимущества по сравнению с нормальной рукояткой лишь при верхнем расположе-

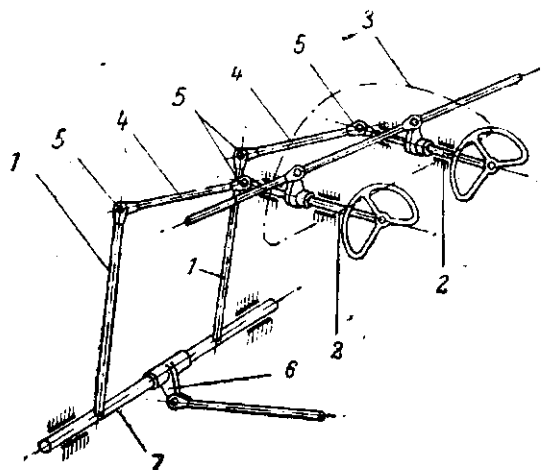


Фиг. 353. Механизм ручного управления с висячей рукояткой.

нии крыла (фиг. 353). Проводка управления к элеронам в этом случае короче и, так же как проводка к рулю высоты, не мешает ногам. Некоторое неудобство висячей рукоятки заключается в затенении обзора вперед.

Управление штурвалами, перемещающимися по направляющим (фиг. 354). Колонки 1 отне-

сены из кабины вперед, а удлиненный вал 2 штурвала проходит через приборную доску 3 и может скользить по направлению своей оси. Колонки 1 и валы 2 соединены трубами 4, имеющими на концах карданы 5. Для управления рулями высоты штурвал перемещается в продольном направлении вместе с валом.



Фиг. 354. Механизм штурвального управления с горизонтальным перемещением штурвала.

Управление элеронами производится вращением штурвала, так же как в обычном управлении. Рычаг управления рулем высоты 6 укреплен на соединительной трубе 7 колонок 1. Колонки не мешают ногам, но для размещения требуют удлинения кабины. По отзывам летчиков, этот тип управления не представляет особых удобств.

## § 6. ВЫВОДЫ

Управление элеронами-закрылками при центральных механизмах, расположенных в кабине и в крыле, не представляет конструктивных и производственных затруднений. Несмотря на сравнительно небольшое приращение  $c_{y \max}$  установка элеронов-закрылков целесообразна для скоростных самолетов с большой удельной нагрузкой на крыло. Для улучшения поперечной управляемости необходимо увеличение дифференциала элеронов при работе после одновременного отклонения вниз.

Управление свободными элеронами не сложнее чем управление обычными элеронами. Свободные элероны несколько увеличивают поперечную управляемость на малых скоростях, но в то же время имеют довольно существенные недостатки, исключающие возможность широкого применения этого типа поперечного управления. Основные недостатки: увеличение сопротивления, опасность вибрации и исключение площади элеронов из несущей площади крыла.

N-образное оперение и его управление, весьма интересные по замыслу, также не получили распространения. Основной недостаток оперения заключается в значительных моментах, закручивающих хвостовую часть фюзеляжа.

Несмотря на большое количество экспериментов, имевших целью улучшить работу основного управления самолетом, до настоящего времени не найдено управление, обладающее существенными преимуществами в сравнении со стандартным управлением и лишенное его недостатков. Что касается механизмов и проводки новых типов управления, то в конструктивном отношении они все достаточно просты, так что нет причин для отказа от новых типов основного управления.

## *Глава IV*

### **ПРИНЦИПИАЛЬНЫЕ СХЕМЫ МЕХАНИЧЕСКОГО, ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО И СМЕШАННОГО ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ**

#### **§ 1. ОСОБЕННОСТИ ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО МЕХАНИЧЕСКОГО И СМЕШАННОГО УПРАВЛЕНИЯ И ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К НЕМУ ТРЕБОВАНИЯ**

К дополнительному управлению относятся управление механизированным крылом, шасси, тормозами, стабилизатором, триммерами. По сравнению с основным управлением отличительная особенность дополнительного заключается в том, что оно не обратимо, и действие управления возможно только со стороны летчика. Летчик не чувствует положения управляемых агрегатов, и для этого необходимы специальные указатели. В большинстве случаев для приведения в действие дополнительного управления применяют механические, гидравлические, электрические или пневматические передачи, так как необходимые усилия превосходят силы летчика.

Механическую передачу применяют для управления триммерами, стабилизатором, иногда для управления тормозами и в большинстве случаев для аварийного выпуска шасси.

Смешанное дополнительное управление состоит из механической проводки и гидравлических или пневматических цилиндров или электромоторов. Гидравлические, пневматические и электрические механизмы имеют отдельную специальную проводку, объединяющую управление ряда агрегатов: механизированного крыла, шасси, тормоза и т. д.

Электрическое управление часто осуществляют одним электромотором, от которого ко всем агрегатам делают механическую проводку. В более редких случаях каждый агрегат имеет

свой мотор, и длина механической передачи сокращается до минимума.

Кроме некоторых общих требований, предъявляемых также и к основному управлению (гл. 1, § 2, пп. 8, 10, 11, 13), дополнительное управление должно удовлетворять следующим требованиям:

1. В проводке механического и электрического управлений должны быть самотормозящие механизмы. Рационально помещать самотормозящие механизмы вблизи управляемого агрегата. В этом случае при разрушении проводки не нарушается работа управляемого агрегата.

2. При максимальных моментах, действующих на щитки, закрывки и т. д., усилия должны восприниматься рычагами и силовыми элементами крыла около шарниров, а механическая проводка управления должна быть разгружена полностью или в большей части.

3. В систему дополнительного управления всеми агрегатами, кроме тормозов, должны быть включены указатели промежуточных положений.

4. Производительность помп при максимальном рабочем давлении должна быть не ниже  $6 \div 8$  л/мин.

5. Для уменьшения габаритов и весов давление в гидросистемах должно быть не менее  $100 \div 120$  ат.

6. Жидкость для гидросистем должна удовлетворять следующим требованиям: морозостойкость (при  $-50^\circ\text{C}$  вязкость не выше  $80 \div 100^\circ\text{Э}$ ); антикоррозийность, отсутствие вредного влияния на кожаные и резиновые уплотнители и манжеты, смазывающая способность.

7. Эксплуатационную перегрузку для расчета механизмов подъема и выпуска шасси определяют по формуле:

$$n^3 = 1 \pm 0,4 \frac{dc_y}{d\alpha} \frac{V}{G/S},$$

где  $\frac{dc_y}{d\alpha}$  — определяют по продувке;

$V$  — скорость полета, при которой могут происходить выпуск и подъем шасси, но не менее  $1,75 V_{\min}$ ;

$V_{\min}$  — минимальная скорость полета без щитков.

8. Усилия по штоку силовых цилиндров выбирают для наиболее неблагоприятных случаев: например, при уборке по направлению хорды назад расчетными случаями являются уборка на минимальной скорости и выпуск на скорости не менее  $300$  км/час. Потери на трение составляют  $12 \div 15\%$  максимальных усилий, действующих в системе.

9. Температура жидкости у заборного штуцера помпы не должна превышать  $70^\circ\text{C}$ .

10. Время уборки или выпуска шасси для средних бомбардировщиков может быть принято  $15 \div 20$  сек., для истребителей  $8 \div 12$  сек.

11. Для больших цилиндров манжеты могут быть изготовлены из кожи, резины и прорезиненной ткани, а для цилиндров малых диаметров ( $\varnothing 40$  мм) можно применять кольца из резины. Количество манжет на каждую сторону — не менее двух, количество колец — не менее трех-четырех. Высота распорных колец должна обеспечить зазор между манжетами  $\sim 2$  мм.

12. Длина штока и цилиндра уборки шасси должна обеспечивать отрицательный прогиб ломающихся подкосов, направленный в сторону, противоположную складыванию. Отрицательный прогиб оси шарнира ломающегося подкоса от его оси (через крайние шарниры) должен быть не менее 8 и не более 15 мм.

13. После выполнения рабочей операции помпы для избежания перегрева должны автоматически переключаться на холостой ход.

14. Угол поворота рукоятки распределительного крана между крайними положениями должен быть не более  $90^\circ$ , а усилие — не более  $3 \div 5$  кг. Рукоятку необходимо устанавливать на левом борту. Гидросистема должна быть разбита на группы агрегатов, причем одновременно должна действовать только одна группа. Распределители групп должны быть расположены в порядке важности.

15. Шасси в конечных положениях должно запираться замками. Необходима сигнализация работы замков в убранном и выпущенном положениях шасси. Рекомендуется световая сигнализация, показывающая закрытие замков шасси в крайних положениях, и звуковая сигнализация, соединенная с рукояткой газа мотора.

16. Для предохранения агрегатов гидросистемы от чрезмерных давлений должны быть установлены разгрузочные клапаны, отрегулированные на давление, превышающее на 50% максимальное рабочее давление системы.

17. Для предотвращения обратного потока жидкости необходима установка запорных (обратных) клапанов.

18. За исключением систем с автоматической разгрузкой помпы необходима установка аварийных клапанов, предохраняющих от давлений, вызванных тепловым расширением жидкости. Аварийные клапаны регулируют на давление, равное 120% рабочего давления.

19. Для устранения ошибок при пользовании необходимо применять блокирующие устройства: защелки и секторы на рычагах, или надписи, различную окраску ручек и приборов.

20. Запас емкости основного бака должен быть не менее 20% максимального необходимого количества жидкости. Емкость аварийного бака должна обеспечивать выполнение

аварийных операций без поступления жидкости в бак при разрушении трубопроводов основной системы. При максимальном расходе жидкости ее уровень в баке должен быть выше заборного штуцера не менее, чем на 50÷60 мм. Положение баков должно обеспечивать статический напор у штуцеров основной и аварийной pomp при всех положениях самолета. Бак должен иметь дренаж, устраняющий потерю жидкости при всех возможных маневрах самолета. Наиболее рациональны баки цилиндрической формы.

21. В заливной горловине бака и на нагнетательной магистрали должны быть установлены фильтры: первый с ячейками сетки 0,1×0,1 мм и второй с ячейками, задерживающими тела размером больше 0,01 мм. Установка фильтров на всасывающей магистрали не допускается. В фильтре должен быть установлен предохранительный клапан, открывающийся при давлении, превышающем на 20% нормальное давление для этой ветви. Фильтры следует крепить жестко к элементам конструкции, а не к трубопроводам.

22. Необходимо обеспечить предохранение системы от попадания воздуха, а также легкое его удаление для того, чтобы сохранить практическую несжимаемость жидкости.

23. Для основных гидросистем рекомендуются трубки 10×8 и 12×10 мм, а для аварийных 10×8 мм. Толщина стенок труб из алюминиевого сплава должна быть не менее 0,8 мм и стальных — не менее 0,5 мм.

24. Баллон сжатого воздуха аварийного выпуска шасси должен иметь емкость 2÷2,5 л на самолетах малого полетного веса и 2,5÷4 л на самолетах большого веса. Давление воздуха в баллоне 120÷150 ат.

25. Ручная помпа аварийного выпуска при гидравлических системах должна обеспечивать выпуск шасси в 2÷3 мин. при 60 двойных качаниях рукоятки в минуту.

26. Аварийные бак и трубопроводы выпуска шасси рекомендуется делать независимыми от основных. Силовой цилиндр должен быть общим.

27. Для сокращения времени операций и уменьшения размеров pomp рекомендуются воздушные аккумуляторы.

## § 2. УПРАВЛЕНИЕ СТАБИЛИЗАТОРОМ

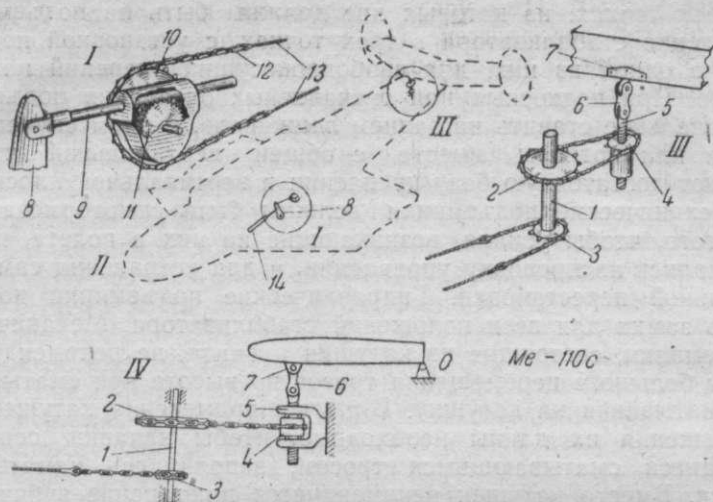
Управляемый стабилизатор позволяет уменьшить усилия на рукоятку пилота при значительных перемещениях в полете центра тяжести самолета, а также при действии механизации крыла. В последнем случае управление стабилизатором обычно связывают с управлением механизированным крылом. Применение управляемого стабилизатора, кроме добавления нового управления, уменьшает жесткость и усложняет крепление стабилизатора к фюзеляжу и вызывает необходимость в установке специальных щитков, закрывающих щели между фюзеляжем и стабилизатором.

Для увеличения жесткости желательно делать крепление в четырех точках, из которых две должны быть на подъемнике. Крепление стабилизатора в трех точках, с установкой подъемника в одной из них, для свободнонесущих оперений нежелательно. При подкосных или расчалочных оперениях подъемник рациональнее ставить на заднем лонжероне. В этом случае расчалки или подкосы вместе с общей вертикальной трубой создают достаточную базу крепления в вертикальной плоскости.

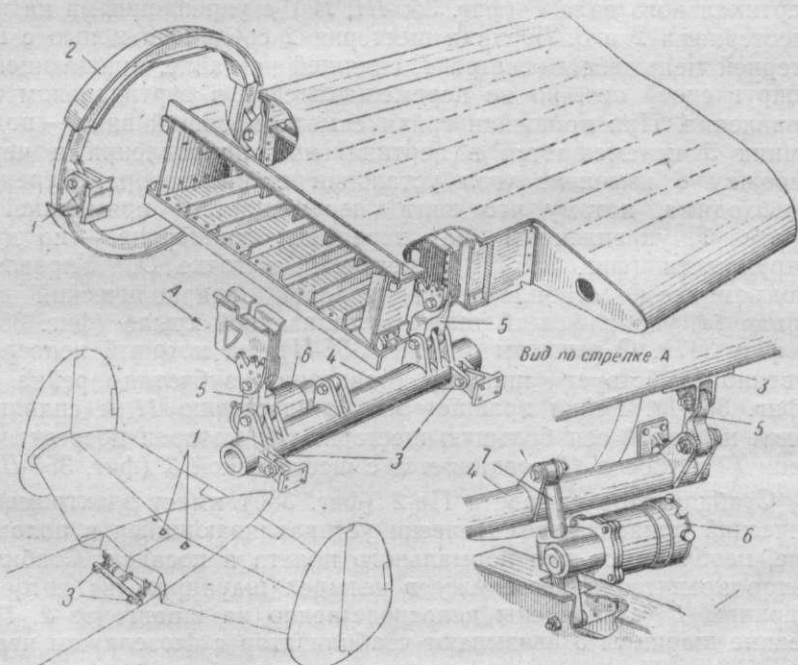
Механические подъемники должны быть самотормозящими для того, чтобы усилия, возникающие на них в полете, не передавались на проводку управления, и для устранения самопроизвольной перестановки. Гидравлические подъемники должны иметь замки для всех положений стабилизатора. Механические подъемники, состоящие из катушки и винта, не рекомендуются ввиду большого перемещения тросов по высоте при сматывании и наматывании на катушку. В случае применения катушек для уменьшения их длины необходимо, чтобы канавки, освобождающиеся сматывающимся тросом, заполнялись наматывающимся. Вместо катушек рекомендуется применение зубчаток с участками из цепей Галля.

Подъемник стабилизатора самолета Ме-110С состоит из вертикального вала 1 (фиг. 355-III, IV) с укрепленными на нем шестернями 2 и 3. Верхняя шестерня 2 соединена цепью с шестерней меньшего диаметра 4, сидящей на гайке, вращающейся вокруг своей оси, но не перемещающейся в вертикальном направлении. При вращении гайки самотормозящий винт — подъемник 5 перемещается в вертикальном направлении и через сережку 6 изменяет угол установки стабилизатора. Сережка необходима, потому что винт перемещается прямолинейно, а узел 7, укрепленный на переднем лонжероне, — по дуге окружности (фиг. 355-IV) с центром в точке О. Управляет подъемником стабилизатора силовой гидравлический цилиндр 14, управляющий также механизацией крыла (фиг. 355-I и фиг. 347). С рычагом 8 (фиг. 355-II), на который непосредственно действует цилиндр, связана зубчатая рейка 9 (фиг. 355-I). Рейка вращает малую шестерню 11 и сидящую с ней на одной оси большую шестерню 10, которая посредством цепи 12 и тросов 13 соединяется с шестеренкой 3 (фиг. 355-III).

Стабилизатор самолета Пе-2 (фиг. 356) имеет электромеханический привод, автоматически устанавливающийся в положение, необходимое для нормального полета и посадки. Стабилизатор крепится к фюзеляжу в четырех шарнирах, из которых шарниры 1 установлены непосредственно на шпангоуте 2. Передние шарниры 3 связывают стабилизатор с фюзеляжем через подъемник. Подъемник состоит из поперечной трубы 4, которая двумя сережками 5 связана с передним лонжероном стабилизатора. Силовая установка состоит из электромеханизма 6 типа УС-1, ходовой винт 7 которого связан шарнирно с трубой 4 и фюзеляжем.



Фиг. 355. Схема механического подъемника с одной точкой крепления к стабилизатору. Самолет Ме-110С.



Фиг. 356. Электромеханический подъемник с двумя точками крепления стабилизатора. Самолет Пе-2.

Угол заклиниения стабилизатора в полете  $\varphi = +1^{\circ}15'$ , а при посадке  $-2^{\circ}30'$ . При углах отклонения щитков от 0 до  $23^{\circ}$  стабилизатор неподвижен, а после отклонения на угол, больший  $23^{\circ}$ , включается проходной выключатель электромеханизма и стабилизатор в течение 4—6 сек. отклоняется вниз и устанавливается автоматически под углом заклиниения  $-2^{\circ}30'$ .

Схема подъемника Пе-2 рациональнее, чем схема Ме-110, и более распространена. Вместо электромеханизма применяют также винтовые механизмы и гидравлические силовые цилиндры. При мощной механизации крыла его управление должно быть связано с управлением стабилизатора, а для разгрузки усилий на рукоятке, кроме того, необходима установка триммеров на руле высоты.

### § 3. УПРАВЛЕНИЕ ТРИММЕРАМИ

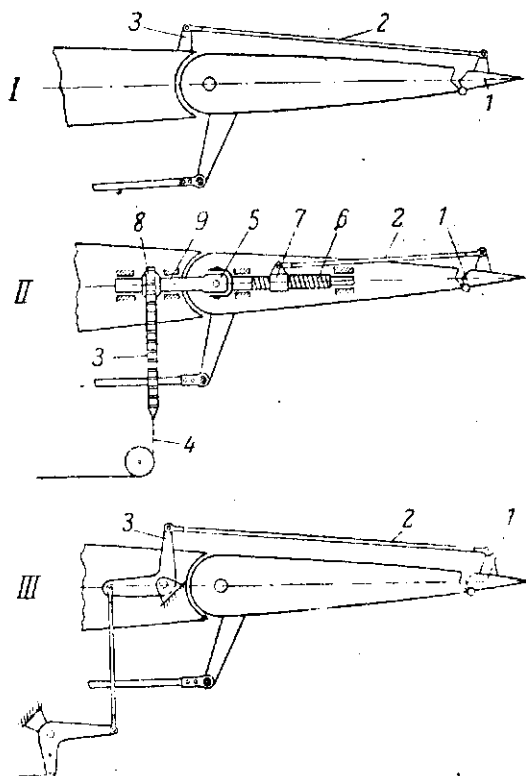
Сервокомпенсаторы 1 (фиг. 357-I) соединены тягой 2 с килем, стабилизатором или крылом, и при данном соотношении рычагов механизма каждому из углов отклонения рулей или элерона соответствует вполне определенный угол отклонения сервокомпенсатора. Поэтому сервокомпенсатор дает требуемую разгрузку усилий лишь при одном определенном угле отклонения руля или элерона. В этом заключается основной недостаток сервокомпенсатора. Сервокомпенсаторы изредка применяют на рулях. На элеронах для погашения реактивного момента винта можно поставить с одной стороны крыла один сервокомпенсатор с тягой 2 (фиг. 357-I), соответственным образом отрегулированной.

При отклонении рулей и элеронов триммер (фиг. 357-II) сохраняет свое положение относительно руля или элерона, но может быть отклонен летчиком в любую сторону на угол, обеспечивающий минимальную нагрузку на управление. Степень компенсации в данном случае зависит от величины площади триммера и угла его отклонения. Один из возможных типов управления состоит из вала 9 с подшипниками, укрепленными в крыле, на киле или на стабилизаторе. На валу 9 насажена шестеренка 8, через которую перекинута цепь Галля 3, переходящая затем в тросы 4, проведенные в кабину и закрепленные на катушке специального штурвала. Вал карданом 5, установленным на оси вращения рулей или элеронов, соединен с винтом 6, вращающимся в подшипниках, укрепленных в рулях или элеронах. На винте имеется гайка 7 с ушком, к которому крепится тяга 2 управления триммером 1.

Недостаток управления триммером заключается в том, что для уменьшения усилий в управлении необходимо одновременно отклонять рули и поворачивать специальный штурвал. Для устранения этого недостатка применяют комбинированную компенсацию, состоящую из осевого или рогового компенсаторов и триммера. Триммер отклоняют после отклонения руля, когда необходимо держать руль в данном положении продолжитель-

ное время, или заранее, например, перед посадкой, когда одной осевой компенсации недостаточно для уменьшения усилий.

Наиболее удачен в отношении работы и прост в управлении сервотриммер (фиг. 357-III), объединяющий свойства сервокомпенсатора и триммера одновременно. Сервотриммер 1 тягой 2 соединен с двуплечим рычагом 3, управляемым из каби-



Фиг. 357. Принципиальные схемы управления.

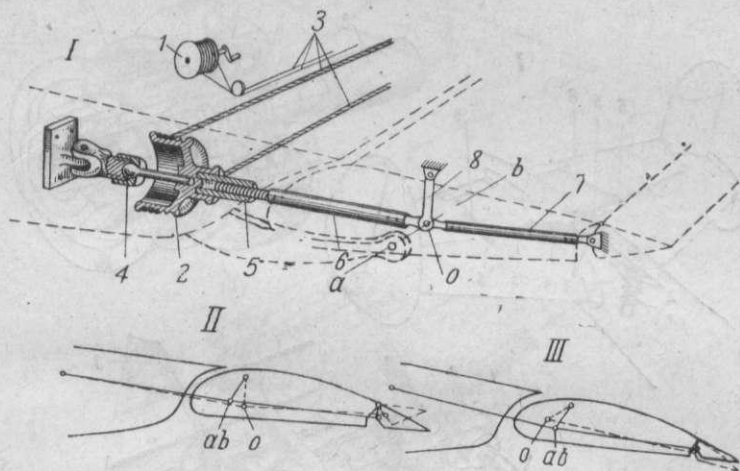
I—сервокомпенсатор; II—триммером и III—сервотриммером.

ны летчика. Сервотриммер начинает работать при отклонении рулей или элеронов и позволяет изменять в широких пределах углы отклонения, а следовательно, и степень компенсации.

Управление триммерами и сервотриммерами может быть жестким, гибким или смешанным. На участке от кабины до хвостового оперения наиболее рациональна гибкая проводка, непосредственное же управление триммерами или сервотриммерами проще осуществить жесткими тягами.

Триммер элерона самолета Дуглас DC-3 (фиг. 358-I) установлен на правом элероне и служит для уравнивания реактивного момента винтов, а также весовой несимметрии, возможной при неравномерном расходе бензина из крыльевых баков.

Катушка 1, установленная в кабине, и катушка 2 в крыле соединены тросами 3. Катушка 2, вращающаяся около шарового шарнира 4, скреплена с втулкой 5, имеющей внутреннюю нарезку, в которую ввинчена тяга управления 6. При нейтральном положении элерона и триммера общий шарнир  $O$  тяг 6, 7 и качалки 8 находится на оси  $ab$  вращения элерона. В зависимости от того, требуется ли увеличить или уменьшить подъемную силу правого крыла, летчик отклоняет триммер соответственно вверх (фиг. 358-II) или вниз (фиг. 358-III). В первом



Фиг. 358. Схема смешанного управления триммером элерона самолета DC-3.

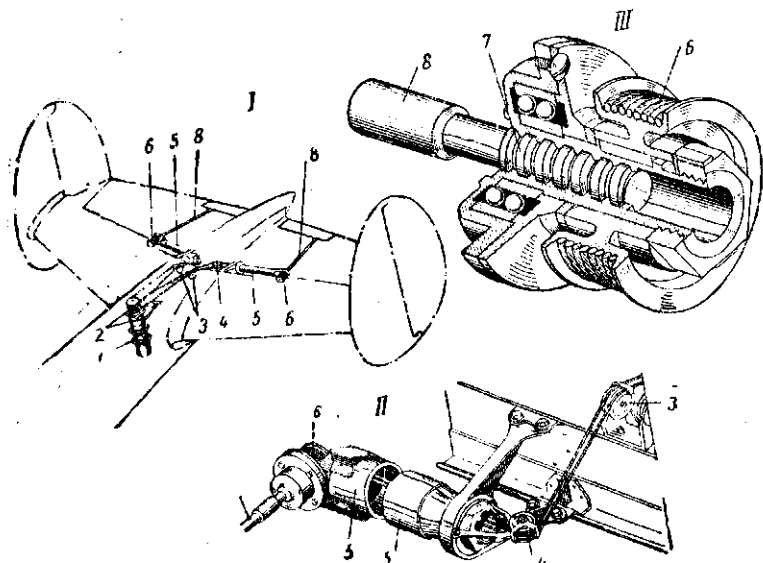
I—схема механизма; II и III—отклонение триммера вверх и вниз при нейтральном элероне.

случае шарнир  $O$  незначительно смещается вправо от оси  $ab$  вращения элерона, и триммер остается почти в одном и том же положении относительно элерона при всех углах отклонения правого элерона. Триммер, отклоненный вверх, при всех углах отклонения элерона вверх и вниз остается отклоненным относительно элерона вверх. В случае отклонения триммера по отношению к нейтральному элерону вниз (фиг. 358-III) это положение сохраняется при всех углах отклонения элерона.

Триммеры рулей высоты самолета Пе-2 служат не только для продольной балансировки самолета в нормальном полете, но также и для автоматического вывода самолета из пикирования. Триммеры работают от электромотора 1 (фиг. 359-I), установленного на переднем лонжероне стабилизатора. Над электромотором находятся две катушки 2 для правого и левого триммеров. С катушек тросы по роликам 3 и 4 проходят внутри труб 5 рулей высоты на барабаны 6 (фиг. 359-I, II, III) винтовых механизмов. Винты 7 винтовых механизмов скреплены с тягами 8, идущими к рычагам триммеров. Триммерами управ-

ляют при помощи переключателя, установленного на левом пульте в кабине пилота. При нажатии на переключатель от себя триммеры отклоняются вверх, а при нажатии на себя — вниз. Угол отклонения вверх  $\delta = -13^\circ$ , а вниз  $\delta = +17^\circ$ . При взлете триммеры отклонены на угол  $\delta = +2^\circ$ .

Автоматическая часть электромеханизма включается от проходного контакта воздушных тормозов при отклонении их на  $45^\circ$ . После отклонения воздушных тормозов на  $45^\circ$  триммер



Фиг. 359. Схема гибкого электромеханического управления триммерами рулей самолета Пе-2.

I—схема проводки; II—деталь проводки к левому триммеру; III—разрез винтового механизма.

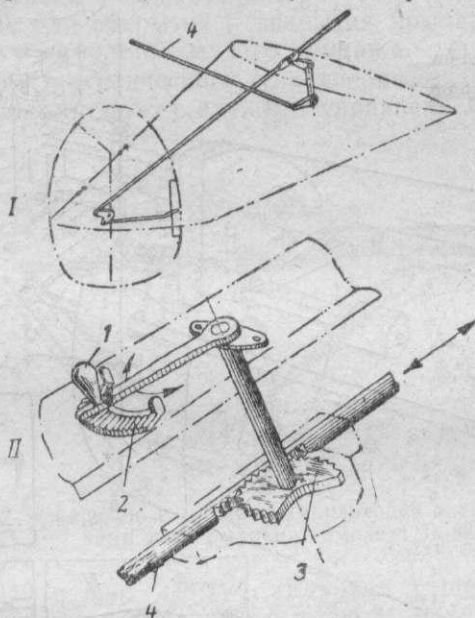
из любого положения (в пределах  $\pm 4,5^\circ$ ) автоматически устанавливается на угол  $\delta = -4,5^\circ$ , который сохраняется в продолжение всего пикирования. При нажиме на кнопку электросбрасывателя или кнопку вывода из пикирования триммеры автоматически устанавливаются на угол вывода из пикирования  $\delta = -1,5^\circ$ . При заходе на пикирование триммеры должны быть установлены на взлетное положение. Установка электромотора на стабилизаторе дала возможность иметь минимальную длину тросовой проводки. Тросы с ролика 4 проходят точно по оси вращения рулей высоты, отклонение которых совершенно не влияет на отклонение триммеров. Механизм отличается исключительной компактностью.

Сервотриммеры шайб самолета Me-110C (фиг. 360-I) имеют жесткое управление. Механизм управления в кабине (фиг. 360-II) состоит из рукоятки 1, положение которой фиксируется насечками на пластинке 2. Рукоятка соединена валом с

зубчаткой 3, сцепленной с зубчатой рейкой 4, которая составляет одно целое с жесткой проводкой управления.

Сервотриммер 1 руля направления двухмоторного истребителя-бомбардировщика «Москито» (фиг. 361-I) в качестве триммера управления винтом 2, на катушку 3 которого намотаны тросы 4.

Тросы идут до кабины, где переходят в гибкую проводку «Teleflex» (фиг. 361-II), состоящую из троса, на который на-



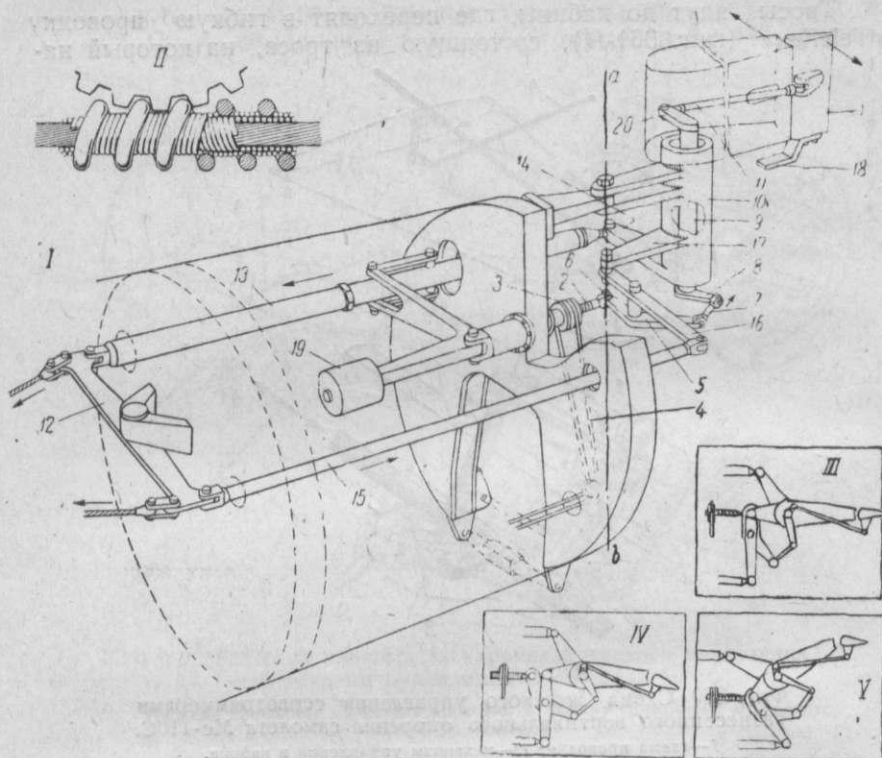
Фиг. 360. Схема жесткого управления сервотриммерами разнесенного вертикального оперения самолета Me-110С.

I—схема проводки; II—механизм управления в кабине.

мотаны два ряда проволоки малого диаметра и толстая проволока, образующая винт. На переднем каркасе фонаря укреплено зубчатое колесо с рукояткой, при помощи которых можно передвигать трос в обе стороны.

Винт 2 механизма соединен с двуплечим рычагом 5 шарниром 6, который при нейтральном положении сервотриммера находится на оси *ab* вращения руля направления. Двуплечий рычаг 5 соединен тягой 7 с одноплечим рычагом 8, насаженным на трубу 9, проходящую внутри трубчатого лонжерона 10 руля высоты. На верхнем конце трубы 9 имеется рычаг 20, соединенный тягой 11 с рычагом сервотриммера. При вращении рукоятки управления сервотриммером винт 2, перемещаясь по своей оси, поворачивает рычаг 5, отклоняющий сервотриммер. Положение сервотриммера, соответствующее перемещению винта вперед, показано на схеме IV, а положение механизма при нейтральном руле и сервотриммере — на схеме III.

При отклонении педалей ножного управления поворачивается двуплечий рычаг 12, соединенный телескопической тягой 13 с рычагом 14 руля высоты. Внутри тяги 13 находятся две цилиндрические пружины, позволяющие тяге растягиваться и сжиматься. Жесткая тяга 15 соединяет рычаг 12 с рычагом 16, второй конец которого шарнирно укреплен на кронштейне



Фиг. 361. Схема смешанного механического управления сервотриммером руля направления самолета Де Хэвилленд "Москито".

I—схема управления в хвостовой части фюзеляжа; II—схема гибкой проводки "Teleflex"; III—положение механизма при нейтральном руле направления и сервотриммере; IV—руль нейтрален, сервотриммер отклонен; V—механизм управления сервотриммером в кабине нейтрален, руль отклонен, а сервотриммер работает как сервокомпенсатор.

17 лонжерона руля направления. На рычаге 16 шарнирно укреплен ось рычага 5.

Отклонение руля направления вызывает поворот сервотриммера в обратную сторону. Например, при даче правой ноги тяга 13 перемещается вперед и заставляет руль направления отклониться вправо. Жесткая тяга 15 при этом перемещается назад, поворачивает рычаг 16, а вместе с ним отклоняет назад рычаг 5, поворачивая его относительно шарнира 6, и сервотриммер отклонится влево, действуя как сервокомпенсатор. Перемещения тяг, руля и сервотриммера, соответствующие рассматри-

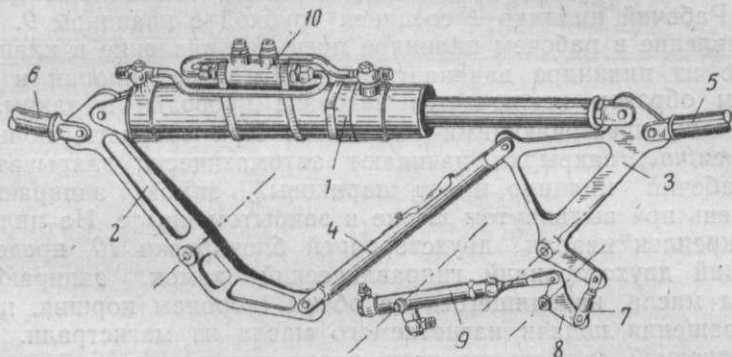
ваемому движению педалей, указаны на схеме 1 стрелками. На схеме V показано их положение.

Сервотриммер имеет весовой компенсатор 18. Весовой компенсатор 19 руля высоты связан с проводкой управления.

#### § 4. УПРАВЛЕНИЕ МЕХАНИЗИРОВАННЫМ КРЫЛОМ

Механическое управление крылом в настоящее время применяют редко вследствие того, что усилия и время, необходимые для открытия и закрытия крыла, недопустимо велики даже у самолетов малого тоннажа.

Примером механического управления элеронами-закрылками и закрылками может служить управление самолета Me-109



Фиг. 362. Центральный механизм управления элеронами-закрылками и закрылками самолета Ju-88.

(см. фиг. 349 и фиг. 344-IV). Штурвал управления механизированным крылом соединен с гайкой механизма, имеющего два отдельных винта с правой и левой нарезкой. При вращении штурвала правый и левый винты входят в гайку или выходят из нее и посредством тяг, нагруженных осевыми силами, управляют элеронами-закрылками и закрылками, отклоняя их одновременно вниз на разные углы вследствие разницы плеч передачи.

Гидромеханическое управление наиболее распространено; гидравлическая часть управления будет рассмотрена ниже.

Для отклонения вниз элеронов-закрылков и закрылков самолета Me-100 (см. фиг. 345) служит гидравлический цилиндр 5. Обратное движение происходит под действием аэродинамических сил и пружины 14. Проводка управления закрылками состоит из труб, работающих на кручение.

В управлении самолета Me-110 (см. фиг. 347) применен также один гидравлический цилиндр 3 двойного действия. Проводка управления состоит из тяг, работающих на кручение и осевые нагрузки.

Управление закрылками и элеронами-закрылками самолета

Лн-88 осуществлено одним центральным механизмом (фиг. 362), состоящим из гидравлического цилиндра 1, рычагов 2, 3 и соединительной тяги 4. К рычагам крепятся тяги управления 5 и 6, работающие на осевые нагрузки и перемещающиеся на одинаковые расстояния. Благодаря специальным рычажным механизмам 1 и 2, установленным в правом и левом крыльях (см. фиг. 348), при перемещении тяг 5 и 6 закрылки отклоняются на большие углы, чем элероны-закрылки. Шток втягивается в цилиндр при открытии крыла.

Рычаг 3 связан тандером 7 и рычагом 8 со штоком регулирующего клапана 9. При отклонении закрылков шток клапана, вдвигаясь в цилиндр, сжимает пружину, и давление повышается. Чем больше отклонены закрылки, тем больше давление. Рабочий цилиндр 1 соединен трубкой с клапаном 9. Когда давление в рабочем цилиндре превысит давление в клапане, масло из цилиндра начинает проходить через клапан в бак. Таким образом исключается нагрузка проводки и закрылков усилиями, превышающими расчетные. При скорости, большей 260 км/час, закрылки начинают автоматически закрываться.

Рабочий цилиндр имеет шариковый замок, запирающий поршень при выдвинутом штоке и закрытом крыле. На цилиндре укреплен клапан двухсторонней блокировки 10, представляющий двухсторонний гидравлический замок, запирающий выход масла, находящегося по обеим сторонам поршня, после прекращения подачи нагнетаемого масла из магистрали.

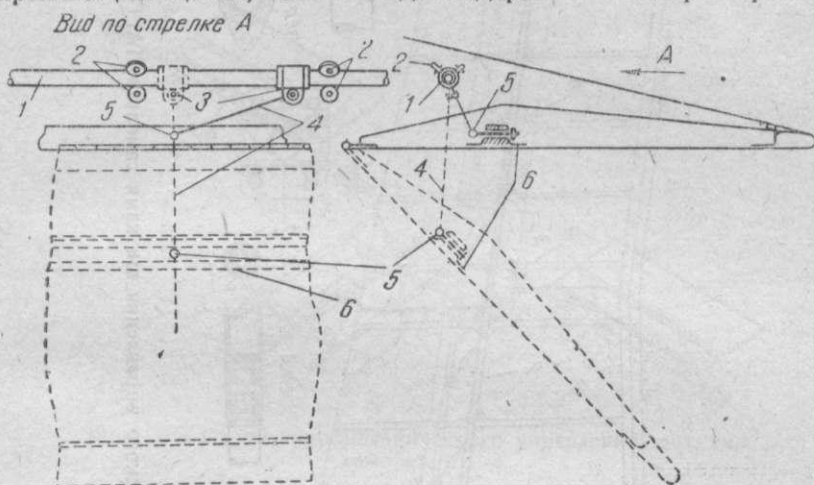
Основной недостаток всех рассмотренных схем управления заключается в том, что проводка управления при отклоненных щитках и закрылках находится под нагрузкой, причем усилия достигают максимальных величин.

У большинства современных самолетов управление щитками осуществляют трубами 1 (фиг. 363), перемещающимися поступательно в направляющих из трех роликов 2, расположенных в плоскостях, проходящих через ось труб и составляющих между собою углы в 120°. На трубы надевают муфты с ушком 3, свободно вращающиеся на трубе, но не могущие скользить по ней вдоль ее оси. Регулирующаяся по длине тяга 4 одним концом соединена с ушком муфты 3, а другим — с вильчатым болтом 5, свободно вращающимся в лонжероне щитка 6. При закрытом щитке муфта сдвинута в сторону, а тяга наклонена. Для открытия щитка тяга перемещается вместе с муфтой и трубой 1. При полном открытии щитка тяга перпендикулярна к оси трубы. Регулирующиеся тяги 4 воспринимают усилия и передают их на ближайшие направляющие ролики 2, а осевые усилия в трубах 1 и центральном механизме равны нулю.

Тяги 4 должны быть наклонены таким образом, чтобы при открытии щитков трубы 1 испытывали растяжение.

Управление щитками самолета ЛАГГ-3 производится гидравлическим цилиндром 1 (фиг. 364), ось которого совпадает с тягой 2, перемещающейся поступательно. Шток поршня вы-

ходит из обоих днищ цилиндра и соединяется с трубой 2 в узле А таким образом, что труба может поворачиваться относительно своей оси и штока поршня. С трубой 3 управления щитками левого крыла другой конец штока соединяется качающейся трубой 4, двуплечим рычагом 5 и звеном 6, шарнирно укрепленным на трубе 3 и рычаге 5 (узел Д). Направляющими труб (2 и 3) служат ролики 7 (узел В). Для устранения защемления в направляющих при прогибе крыла трубы 2 и 3 имеют посередине шарнир (узел Н). Стержни, открывающие щиток, имеют вид тандеров 8. Тандеры крепятся

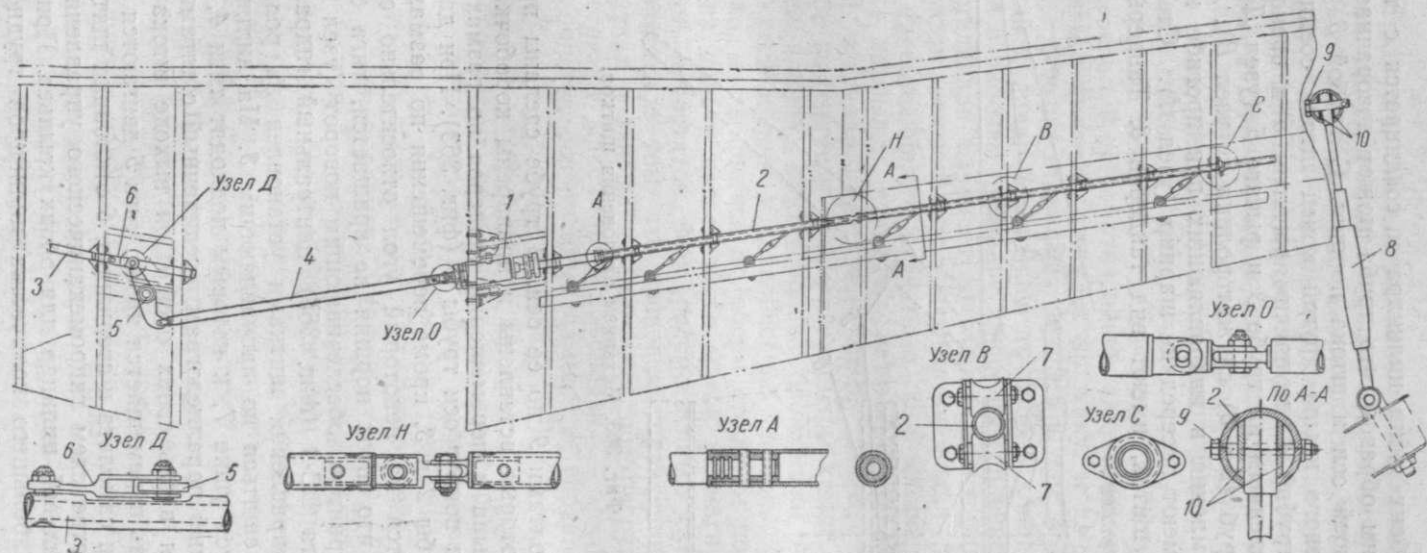


Фиг. 363. Механизм отклонения щитков.

к трубе 2 болтами 9 по ее оси. В трубе сделаны продольные вырезы, в которые вставлены и приварены коробочки 10. При открытии крыла и перемещении тандеров по размаху они поворачиваются вокруг оси трубы 2 (фиг. 363). При данной конструкции трубы 2 и 3, кроме перемещения по размаху крыла, поворачиваются на некоторый угол относительно своей оси. Ввиду того, что шток поршня не вращается, тяга соединяется с ним шарниром, обеспечивающим поворот (узел А).

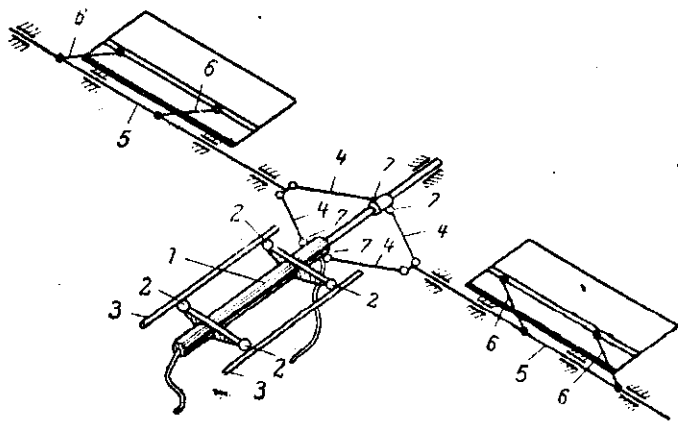
У самолета DC-3 (фиг. 365) центральный гидравлический цилиндр 1 управления щитками установлен на роликах 2 и может перемещаться по направляющим 3. На цилиндре и на штоке имеются ушки 7, к которым подходят тяги 4, образующие шарнирный параллелограм, соединенный с тягами 5, перемещающимися вдоль своих осей. При выходе штока цилиндр в свою очередь перемещается назад, тяги 5 двигаются к плоскости симметрии самолета и стержнями 6 отклоняют щитки.

В большинстве схем гидромеханического управления применяют один силовой цилиндр для обоих крыльев. При установке двух или большего количества цилиндров трудно добыть



Фиг. 364. Схема гидромеханического управления щитками самолета ЛАГГ-3.

ся синхронности их работы вследствие неизбежного неравенства сопротивлений. Разница в работе двух цилиндров и различные отклонения щитков или закрылков правого и левого крыльев могут создать поперечные моменты, которые невозможно погасить элеронами. Наконец, установка двух или большего количества силовых цилиндров не дает гарантии безопасности, так как при неисправности или выходе из строя цилиндров одной половины крыла невозможно использовать работающие цилиндры второй половины.

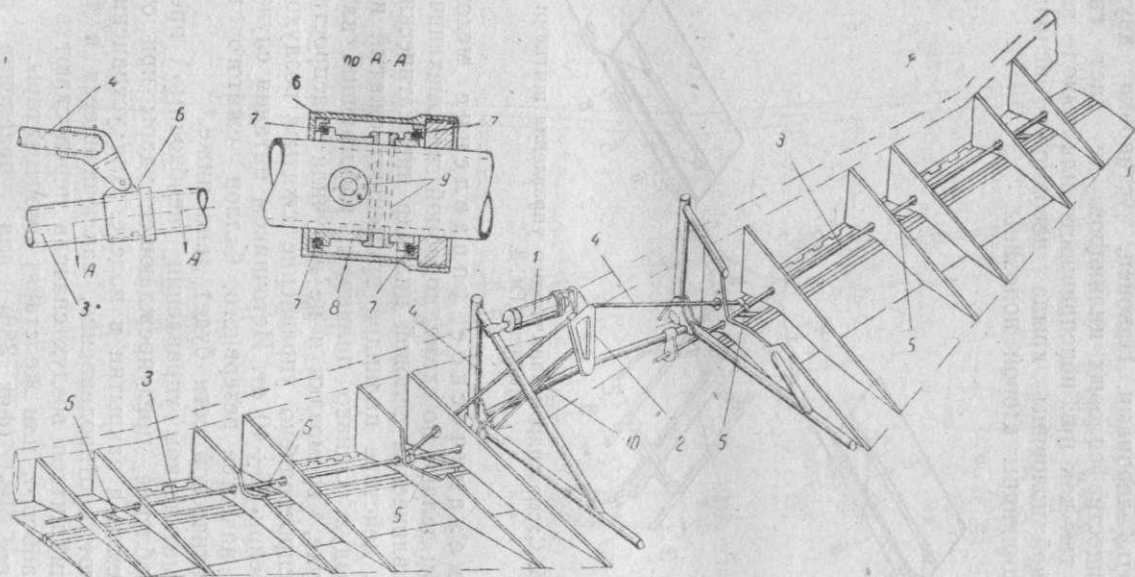


Фиг. 365. Схема гидромеханического управления щитками самолета DC-3.

Пневмомеханическое управление механизированным крылом делают по схеме, подобной гидромеханическому, заменяя гидравлический силовой цилиндр пневматическим. Для приведения в действие цилиндра применяют сжатый или разреженный воздух. Однако цилиндры, работающие на разреженном воздухе, громоздки и не получили распространения. Наиболее распространено управление сжатым воздухом при рабочем давлении  $35 \div 40$  ат. Источником питания служит компрессор и, в качестве резервного, баллон сжатого воздуха. Схема пневматической сети будет дана ниже.

При пневматическом управлении необходимо предусмотреть приспособление, предупреждающее удары при открытии щитков на земле и закрытии в полете. Для устранения ударов применяют противодавление, заключающееся в том, что при опускании щитков воздух сначала перепускают в систему подъема и наоборот, или же ставят амортизаторы.

На самолете Як-1 (фиг. 366) для управления щитками установлен один центральный пневматический качающийся цилиндр 1, шток которого шарнирно связан с рычагом 2. От рычага к трубам 3 управления щитками идут две наклонные тяги 4. Для отклонения щитков с каждой стороны имеется по три стержня 5, шарнирно соединенных с трубами 3 и со щит-



Фиг. 366. Схема пневмомеханического управления щитками самолета Як-1.

ком. При отклонении щитков трубы 3 вращаются относительно своих осей в направляющих подшипниках, установленных на нервюрах. Чтобы обеспечить поворот труб 3 относительно наклонных тяг 4, их соединяют при помощи муфт 6, которые свободно поворачиваются на шариках 7 относительно втулок 8, укрепленных на трубах пистонами 9.

Для устранения удара при открытии щитков рычаг 2 притянут к ферме фюзеляжа шнуровым амортизатором 10. Удар при закрытии щитков устраняется воздушной подушкой между крылом и щитком.

Особенность механизма заключается в том, что трубы 3 на правом и левом крыльях двигаются в одном направлении. Это позволило упростить конструкцию цилиндра. Стержни 5 при этом на обоих крыльях должны быть наклонены в одном направлении. Однако в этом случае левая труба работает на растяжение, а правая — на сжатие.

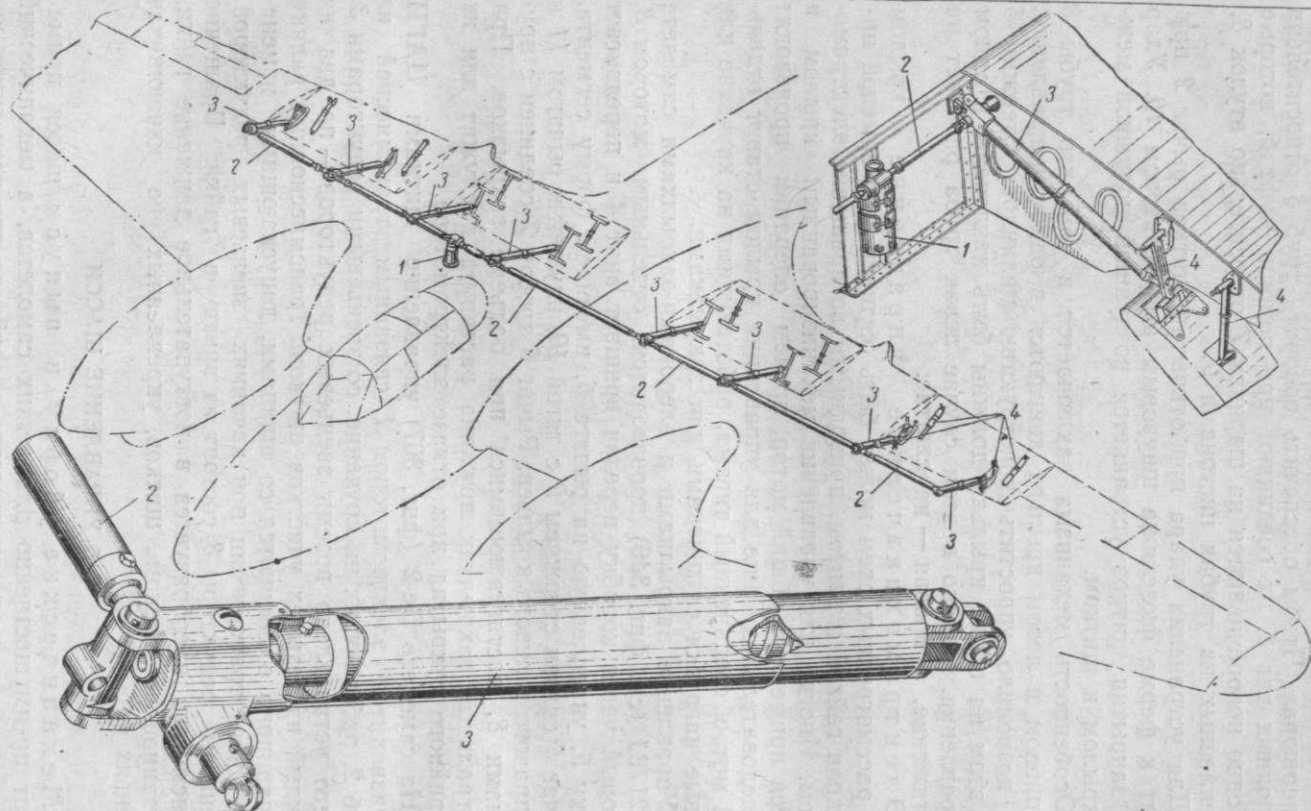
Электромеханическое управление крылом для рассмотренных схем может быть осуществлено заменой цилиндров гайкой и винтом, приводимым во вращение электромотором. Иногда для управления механизированным крылом и шасси применяют общий мотор, причем операции производят последовательно. Чаще для управления крылом ставят отдельный мотор, соединенный тягами, работающими на кручение или осевые нагрузки со щитками или закрывками.

Управление закрывками и элеронами-закрывками самолета До-217ЕJ (см. фиг. 346) производится отдельным мотором 3, который через коробку передач вращает винт 4 и передвигает гайку 5, укрепленную на рычаге 6, имеющем форму сегмента. Рычаг 6 связан стержнем 9 с тягой 10, идущей к рычагам 11 и 12 правого и левого крыльев. Рычаг 6 тросом 7 соединен с пружинами 8, растягивающимися при подъеме закрывков. При нейтральных закрывках пружина растянута и служит для их аварийного открытия при отказе электромотора.

На самолете Пе-2 (фиг. 367) управление щитками ЦАГИ производится электромотором 1, связанным трансмиссией из труб 2, работающих на кручение, со звеньевыми редукторами 3. Всего установлено восемь звеньевых редукторов — по два на каждый из четырех участков щитков. Трансмиссионные валики 2 шарнирно соединяются со шлицами, допускающими изменение длины трансмиссии при качаниях звеньевых редукторов. Звеньевые редукторы 3 состоят из винта и гайки. Вращение трансмиссии преобразуется в поступательное движение гайки, связанной с носком щитков, укрепленных на качающихся звеньях 4.

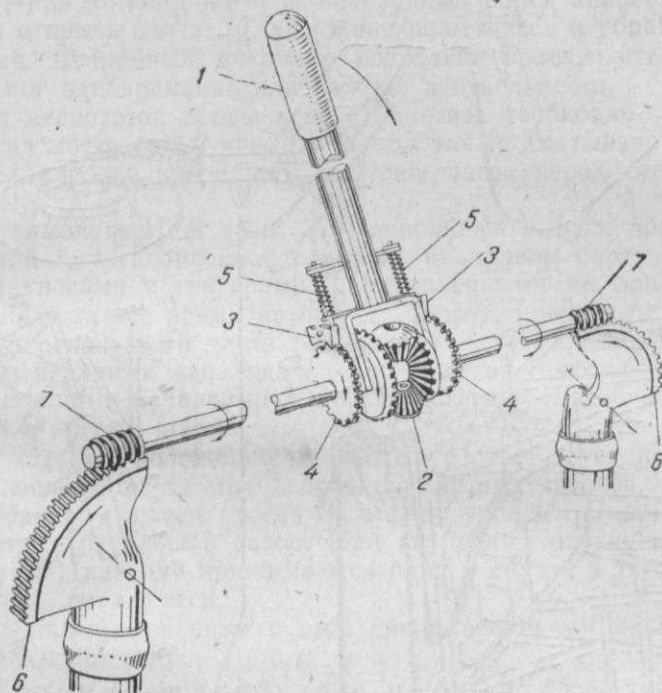
## § 5. УПРАВЛЕНИЕ ШАССИ

Механические уборку и выпуск шасси применяют преимущественно для легких самолетов, а механический выпуск делают часто в качестве аварийного при всех типах управления и, как правило, при электромеханическом управлении.



Фиг. 367. Электромеханическое управление щитками ЦАГИ на самолете Пе-2.

Для управления шасси самолета Ме-108В (фиг. 368) служит рукоятка 1, соединенная с шестеренчатым дифференциальным механизмом 2, обеспечивающим полную уборку обеих ног. Перевод механизма на уборку или выпуск производят перестановкой собачек 3, прижимаемых к храповикам 4 пружинами 5. Ноги

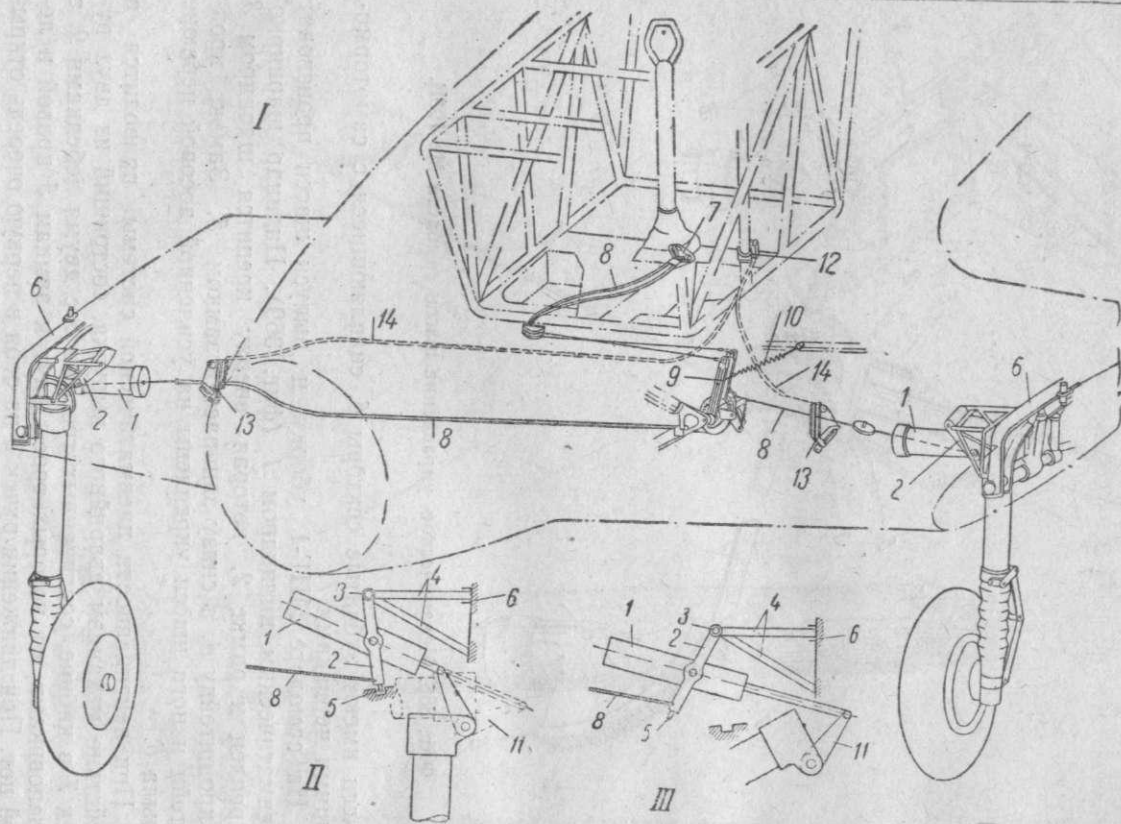


Фиг. 368. Механическое управление шасси самолета Ме-108В.

шасси имеют зубчатые секторы 6, сцепляющиеся с самотормозящими червяками 7.

На самолете МИГ-1 уборку и выпуск шасси производят пневматическим цилиндром 1 (фиг. 369). Цилиндр шарнирно укреплен к рамке 2, которая вверху крепится шарниром 3 к кронштейну 4, а снизу запирается замком 5. Замок, кронштейн и нога шасси укреплены на усиленной носовой нервюре крыла 6.

При неисправности пневматической системы приводится в действие механизм аварийного выпуска, состоящий из двух ручек 7 в кабине, соединенных тросами 8 с двумя лебедками 9, с храповиками, от которых тросы идут к замкам 5 правой и левой ног. При движении ручек 7 на себя в первую очередь открываются замки 5 и откидываются рамки 2 вместе с цилиндрами. Лебедки после каждого движения рукояток 7 на себя оттягива-



Фиг. 369.  
Аварийный  
выпуск шас-  
си самолета  
МИГ-1.

ются назад пружиной 10. Полностью открытый и закрытый механизмы при нормальной работе отличаются только положением штока и цилиндра (фиг. 369-II). При аварийном выпуске (фиг. 369-III) трос 8 поворачивает рамку 2 относительно шарнира 3 и тянет цилиндр, полностью выпущенный шток и вместе с ними рычаг 11. В кабине имеется ручка 12 с тросовой проводкой 14, при помощи которой необходимо перед аварийным выпуском открыть замки 13, удерживающие шасси в убранном положении. Аварийный механизм позволяет производить выпуск обеих ног одновременно или каждой в отдельности.

Как недостаток схемы можно отметить необходимость установки на место рам 2 и цилиндров, а также сматывания тросов с лебедок после аварийного выпуска шасси перед следующим взлетом.

На самолете Ил-4 (фиг. 370) аварийный выпуск производят лебедкой 1, установленной в кабине на правом борту и соединенной тросами с секторами 2, укрепленными на лонжеронах крыла. Тросы все время натянуты амортизационными шнурами 3, перекинутыми через ролики 4. Секторы соединены тягами 5 с верхними качалками 6, которые вращаются на общей оси с нижними качалками 7, непосредственно соединенными тягами 8 с ногами шасси.

На схеме I положение механизма соответствует нормально выпущенному шасси при исправной пневматической системе. При убранном шасси (схема II) между упорами С качалок 6 и 7 остается небольшой зазор. При аварийном опускании шасси (схема III) качалки прижимаются одна к другой и тягой 8 толкают вниз ноги шасси.

Аварийный механизм в этой схеме все время находится в рабочем положении.

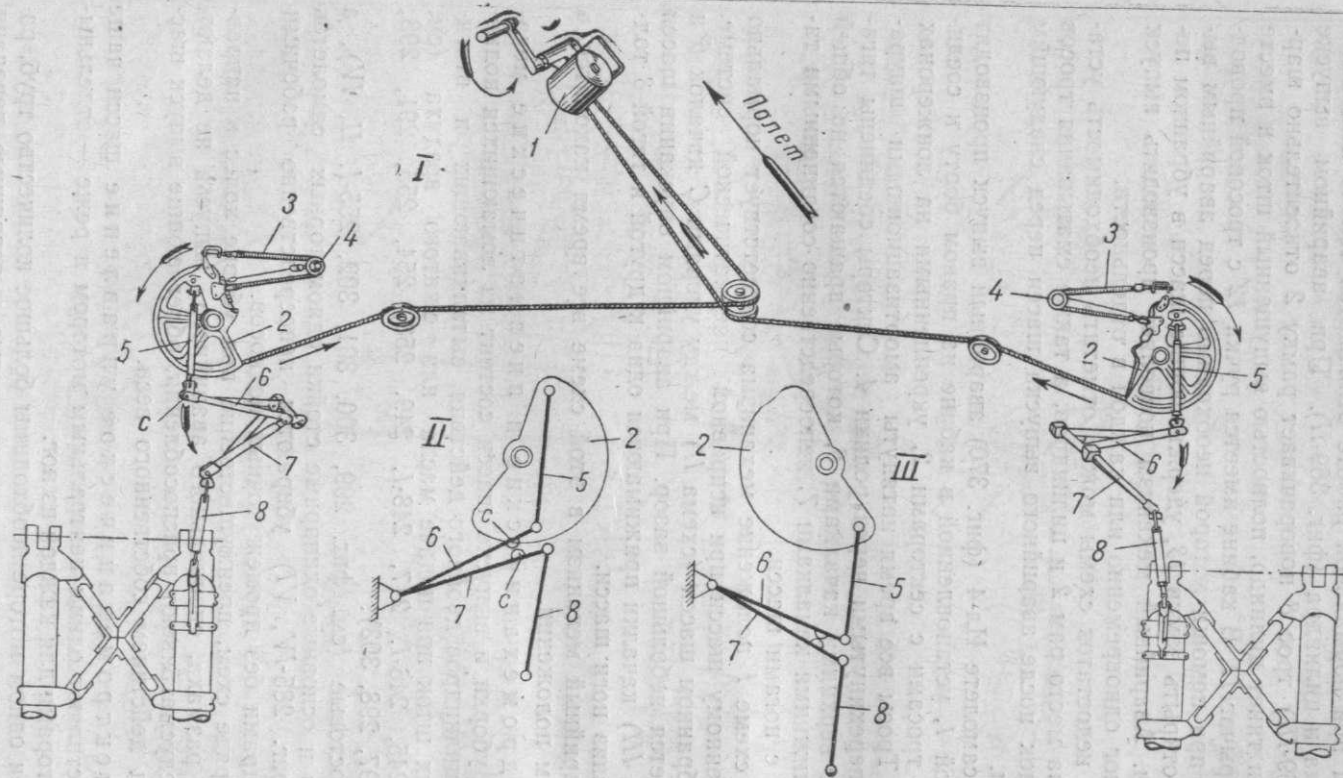
Гидромеханические и пневматические механизмы уборки и выпуска шасси состоят из ломающихся подкосов и цилиндров двойного действия, выталкивающих и втягивающих шток при подаче масла или сжатого воздуха (см. фиг. 245, 246-I, 247, 248-I, 249, 253, 254, 255, 291, 293, 295, 297, 298, 303).

Хвостовые (см. фиг. 299, 300, 301, 302, 255-I, II, IV), а иногда и основные одинарные стойки одномоторных самолетов (см. фиг. 285-IV, VI) убираются непосредственно рабочими цилиндрами без промежуточных подкосов.

В ряде схем, преимущественно при уборке колес в направлении размаха, специального аварийного выпуска не делают, но предусматривают приспособления, облегчающие выпуск шасси под действием собственного веса.

Электромеханическое управление шасси чаще осуществляют одним центральным мотором и реже — отдельными моторами для каждой из ног.

При одном моторе необходимы большое количество труб, работающих на кручение, шестеренчатые и червячные передачи,



Фиг. 370. Аварийный выпуск шасси самолета Ил-4.

усложняющие и утяжеляющие проводку. В то же время эта схема упрощает или даже полностью устраняет аварийную проводку, если не считать добавления рукоятки. Вес силовой части управления и редукторов в этой схеме меньше, чем при установке отдельных моторов. Надежность системы вследствие применения одного мотора, очевидно, не уменьшается.

На самолете Белл «Эраобра» (фиг. 371) установлен мотор 1 мощностью 0,75 л. с. при 3800 об/мин. Через редуктор с передачей 40:1 и муфту вращение передается трубам 2, работающим на кручении. Муфта скользит, когда крутящий момент превосходит 98 кгм. Выключатель установлен на левом борту кабины. Основные колеса убираются зубчатым сектором и самотормозящим червяком 3. Подъемник носового колеса 4 состоит из винта и гайки (см. фиг. 288 и 294).

Аварийный выпуск шасси осуществлен основной проводкой и рукояткой 5. На левом борту установлены указатели положения шасси 6.

Схемы управления с отдельными моторами для каждой ноги шасси применяют для тяжелых самолетов, где механическая часть проводки от одного центрального мотора нерациональна вследствие большой длины и веса. Винтовой механизм 8 управления главных ног самолета Боинг В-29 (см. фиг. 292) приводится в действие электромотором 6, установленным непосредственно у ломающегося подкоса. Электромотор аварийного выпуска 7 установлен по другую сторону подъемника.

## § 6. УПРАВЛЕНИЕ ТОРМОЗАМИ

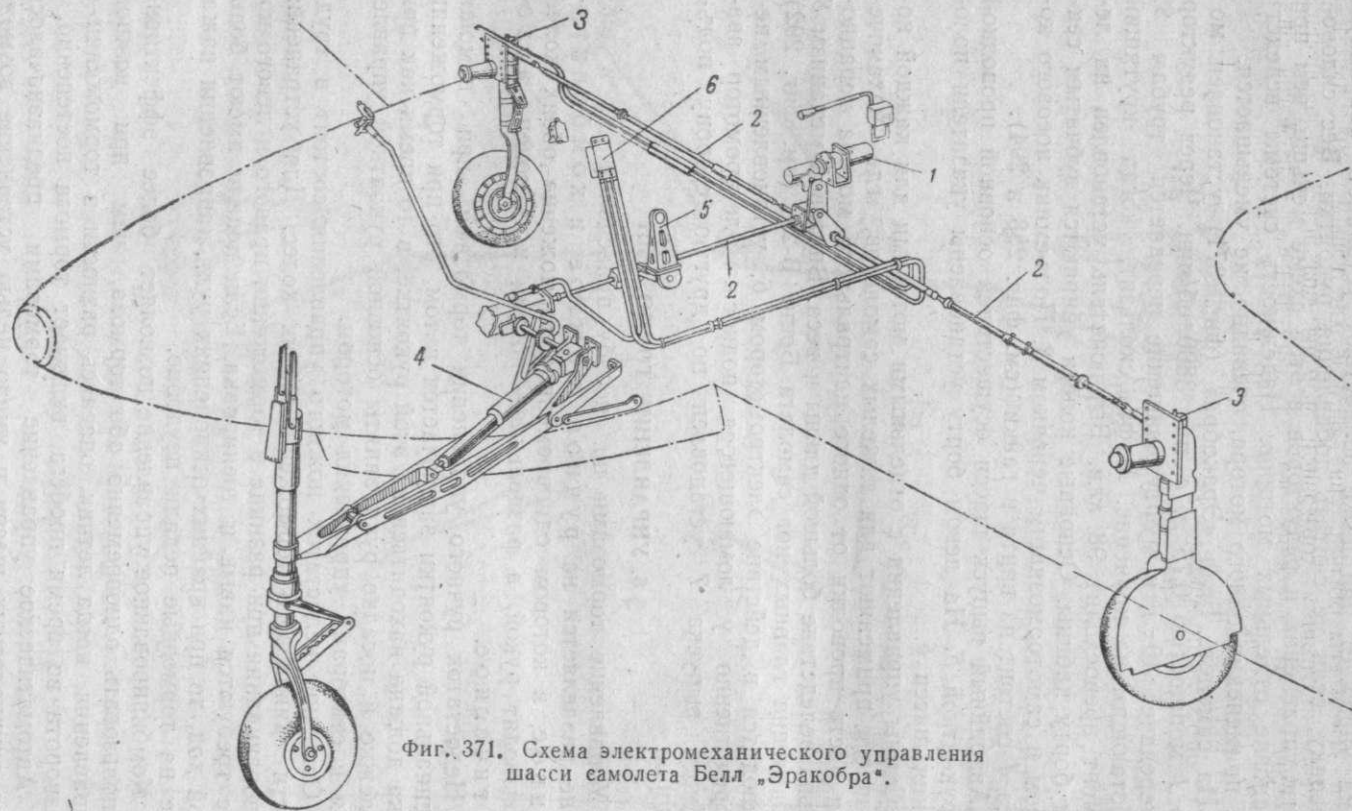
Управление тормозами по способу приведения их в действие разделяется на ручное, ножное и комбинированное, в котором одновременное торможение обоих колес производят рукой, а раздельное — ногами и, наконец, автоматическое.

Недостаток ручного управления тормозами при помощи специальной рукоятки заключается в том, что при торможении рука должна находиться на этой рукоятке, в то время как при рулежке и посадке руки заняты основной рукояткой управления и секторами управления мотором.

Основной недостаток ножного управления состоит в трудности одинакового торможения обоих колес. Для устранения заворачивания при разнице в торможении правого и левого колес требуются навык и тренировка. Если педали имеют большой ход, то при крайних отклонениях руля, направления нажатие на тормозные педали неудобно.

Комбинированное управление позволяет более эффективно использовать одновременно оба тормоза, чем при ножном управлении, когда летчик, опасаясь разности в торможении и разворота во время пробега, включает тормоза постепенно.

Автоматическое управление тормозами предназначалось для двухколесных шасси и имело целью устранение возмож-



ности капотирования при неправильном пользовании тормозами. Автоматы обычно связывали с хвостовыми колесами и костью, причем тормозной момент возрастал с увеличением нагрузки на хвостовое колесо. На практике автоматы оказались неудовлетворительными, так как вследствие неравномерной нагрузки на хвостовые колеса тормоза работали рывками.

Способы получения распора могут быть разделены на механический, гидравлический, пневматический, гидропневматический и электрический.

В дополнение к общим требованиям для дополнительного управления можно указать еще следующие:

1. Рычаг или кнопка одновременного торможения обоими колесами должна быть установлена на рукоятке или штурвале.

2. Ход рычага или гашетки должен быть не менее 50 мм для обеспечения плавности торможения.

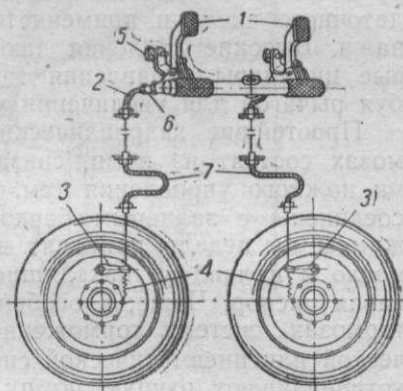
3. Тормозные педали должны быть расположены на педалях ножного управления. Ход тормозного рычага должен быть не более 40 мм и не менее 25 мм.

4. Дифференциал управления необходимо помещать в непосредственной близости к педалям управления и регулировать таким образом, чтобы он не реагировал на отклонение педалей управления на  $5 \div 7^\circ$ , когда летчик подправляет самолет при пробеге.

5. При гидравлических тормозах рекомендуется, в особенности для тяжелых самолетов, предусматривать аварийное пневматическое управление от специального баллона.

Механическое управление тормозами отличается простотой и хорошим ощущением торможения, но может быть рекомендовано только для самолетов легкого типа. Основные недостатки механической системы заключаются в трудности тросовой проводки, которую приходится делать с большими перегибами, ухудшающими работу и понижающими к. п. д. Жесткая проводка еще сложнее вследствие большого количества промежуточных рычагов, увеличивающих люфты и вес. Ограниченность хода тормозного рычага механического управления не допускает больших передач, и поэтому, во избежание больших нагрузок, его применяют только на легких самолетах. Механическое управление возможно только при колодочных тормозах.

На педалях шарнирно крепят тормозные педали 1 (фиг. 372),



Фиг. 372. Схема механического управления колодочными тормозами.

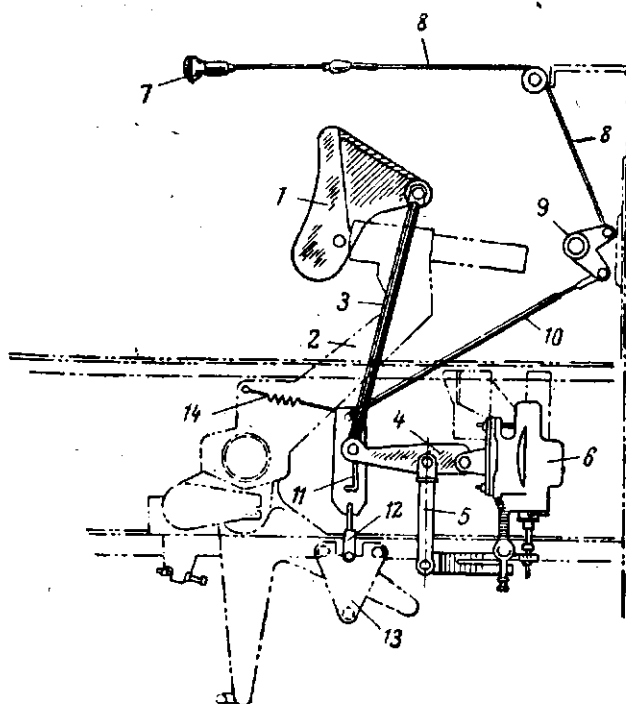
которые нажимают носками ног. На нижнем конце тормозных педалей укреплен боуденовский трос, идущий к рычагам 3 кулачков тормоза, оттягивающийся после окончания торможения пружинами 4. Против тормозных педалей находятся регулируемые упоры 5, ограничивающие ход и усилие торможения. Боуденовский трос имеет у педалей регулируемый упор 6, которым выбирают люфты и регулируют натяжение троса. В местах перехода 7 от крыла или фюзеляжа к стойкам шасси также необходима установка боуденовской обложки.

Гидравлическое управление допускает проводку в самых неудобных местах и осуществление любого передаточного числа и применяется на самолетах различного тонажа. Высокие давления дают возможность применять силовые цилиндры управления тормозов малых размеров, не требуя рычагов для увеличения усилий распора.

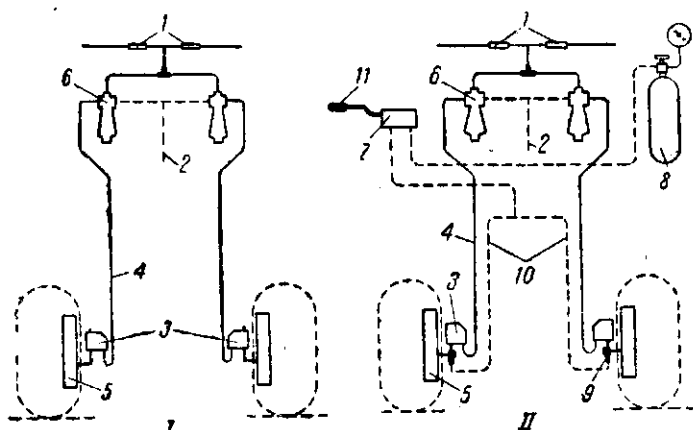
Простейшие гидравлические системы при колодочных тормозах состоят из помп, связанных непосредственно с педалями ножного управления (см. фиг. 326, 329, 330, 333). Помпы соединены с заливным бачком и действуют независимо. Нажимом на педали приводят в действие помпы и нагнетают масло в цилиндры, находящиеся в колодочных тормозах, создавая распор. Чаще, в особенности при камерных и дисковых тормозах, систему торможения соединяют с общей гидравлической или пневматической системой, а для аварийных случаев устанавливают ручную помпу или специальный баллон.

На самолете Дуглас «Бостон» III (фиг. 373) механизм управления тормозами состоит из двух тормозных педалей 1, укрепленных на педалях ножного управления 2. Тормозные педали жесткой проводкой 3, 4, 5 соединены с тормозными клапанами 6, работающими независимо и соединяющими тормозную систему с общей гидравлической системой управления. Приспособление для торможения на стоянке состоит из рукоятки 7, расположенной на приборной доске и соединенной тросом 8, рычагом 9 и тягой 10 с защелкой 11. Защелка на регулирующей подвеске 12 крепится к кронштейну 13 и оттягивается вверх пружиной 14.

Возможно одновременное торможение обоих колес при посадке, раздельное торможение на рулежке и затормаживание обоих колес на стоянке. От каждого клапана 6 (фиг. 374-I) управления тормозами к тормозным цилиндрам 5 дисковых тормозов идут отдельные трубопроводы 4. Перед входом в тормозные цилиндры масло проходит через понизители давления 3, смонтированные во внутренней полости оси колес и уменьшающие давление с 60 до  $8,8 \text{ кг/см}^2$ . После прекращения давления на педали масло перетекает в большую, а затем в малую камеру понизителя, откуда через трубопроводы 4 и клапаны 6 управления тормозами течет обратно в бак по трубопроводам 2.



Фиг. 373. Механизм управления гидравлической системой торможения на самолете Дуглас „Бостон“ III.



Фиг. 374. Системы управления дисковыми тормозами на самолете Дуглас „Бостон“ III:

I—гидравлическая; II—гидропневматическая.

Понизители давления необходимы потому, что кольцевые цилиндры дисковых тормозов, имеющие большую площадь и объем, требуют меньших давлений, но большего расхода жидкости, чем цилиндры колодочных тормозов. Для устранения возможности перетекания масла в общую систему при заторможенных колесах установлены обратные клапаны 1.

Для затормаживания колес на стоянке летчик нажимает на тормозные педали и тянет за рукоятку 7 (см. фиг. 373) до тех пор, пока штифт шарнира нижнего конца тяги 3 не зайдет в горизонтальную часть выреза защелки 11, после чего вся система рычагов удерживается в положении заторможено. Если после этого при отпущенной рукоятке нажать на тормозные педали, то защелка освободится, и пружина возвратит ее в исходное положение.

При аварийном торможении нажимают на тормозные педали и работают ручной гидروпомпой.

Впоследствии управление тормозами дополнено независимой аварийной пневматической системой (фиг. 374-11), состоящей из клапана 7, баллона сжатого воздуха 8, переключателей 9, трубопроводов 10 и рукоятки 11. При открытии клапана 7 сжатый воздух поступает к переключателям 9 и автоматически отключает гидромагистраль. При растормаживании воздух по тем же трубопроводам через клапан 7 выходит в атмосферу. Кроме того, так же как в схеме 1, при повреждении гидросистемы можно работать ручной гидропомпой.

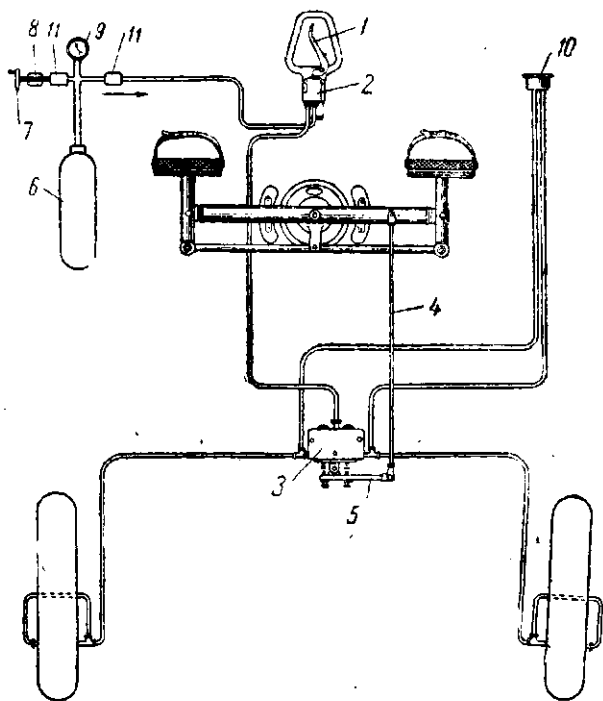
Аварийное пневматическое торможение применяют только в случаях крайней необходимости, когда нельзя применить ручную помпу или когда ее работа недостаточна для остановки самолета при пробеге. Вызывается это тем, что клапан управления пневматическим торможением, не имея редуктора, допускает резкое включение тормозов.

Пневматическое управление пользуется большим распространением, в особенности при камерных тормозах и наличии компрессора на моторе. При отсутствии компрессора пневматическая система требует регулярного пополнения запасов воздуха, что вызывает значительные затруднения в эксплуатации. При пневматической системе уплотнения сложнее и менее надежны, чем при гидравлической. Утечку обнаружить труднее, но в то же время она менее сказывается на работе управления, так как происходит постоянная компенсация из баллона. Замедленность действия, наблюдающаяся при длинных трубопроводах, больших объемах цилиндров или при камерных тормозах, устраняют, применяя смешанные гидropневматические системы, в которых магистраль заполняют жидкостью.

Пневматическое управление тормозами на самолете Як-1 состоит из рычага 1 (фиг. 375) на рукоятке управления самолетом и приводящего в движение кулачок, открывающий редукционный клапан 2. Сжатый воздух из баллона 6 через

редуктор поступает в дифференциал 3, а из него — к обоим тормозным камерам или цилиндрам. В этом случае педали должны находиться в нейтральном положении. При отклонении педалей из нейтрального положения тяга 4 поворачивает рычаг 5 дифференциала и растормаживает колесо, противоположное развороту.

Баллон 6, обычно общий с системой запуска, имеет зарядный штуцер 7, а кроме того, соединен с компрессором. В проводке управления имеется фильтр 8, манометры 9 и 10 конт-



Фиг. 375. Пневматическая система управления тормозами самолета Як-1.

роля давления в баллоне и в трубопроводах к каждому тормозу и запорный кран 11.

Дифференциал предназначен для переключения торможения от одного колеса на другое, а также одновременного торможения обоих колес. Давление в системе после редукционного клапана не превосходит  $7 \text{ кг/см}^2$ . При повороте рычага дифференциала на  $14 \div 16^\circ$  воздух поступает в один тормоз, а другой сообщается с атмосферой. Холостой ход рычага дифференциала, при котором воздух продолжает поступать в оба тормоза, равен  $5 \div 8^\circ$ . В нижней части дифференциала имеется предохранительный клапан, служащий для затормаживания обоих колес после прекращения подачи воздуха через клапан

управления 2, независимо от положения рычага 5 дифференциала 3.

В управление тормозами самолета Ил-4 (фиг. 376) воздух под давлением 35 ат поступает из системы запуска через запорный кран 1 и проходит через фильтр 2 к двум клапанам 3, служащим одновременно и редукторами. При нажатии тормозных педалей 4 воздух через клапаны направляется в тормозные цилиндры колес. От трубопроводов, идущих к каждому колесу, за клапанами имеются ответвления к двухстрелочному манометру 5 на 12 ат, расположенному между педалями ножного управления. Перед торможением необходимо открыть запорный кран.

Электрическое управление тормозами с электромагнитным приводом, применяющееся в военной технике и промышленности, позволяет преодолеть ряд конструктивных трудностей и имеет следующие преимущества: быстрота действия, надежность работы в любое время года, простота управления и легкость осуществления двойного управления.

Основное затруднение применения электрического управления в авиации заключается в трудности установки аварийного управления, независимого от основного.

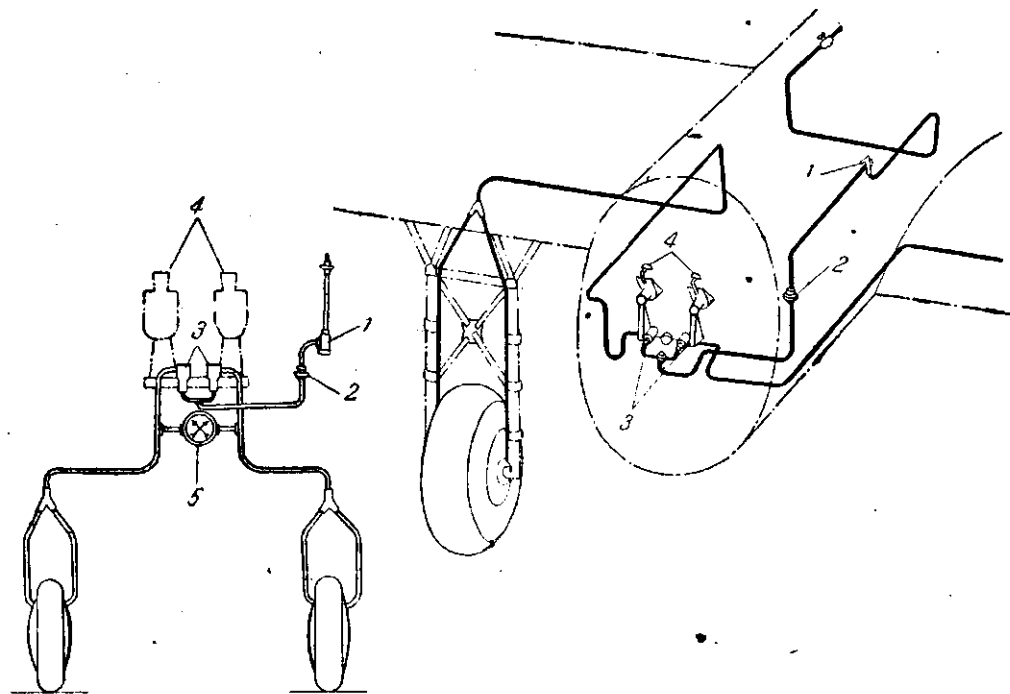
#### § 7. УПРАВЛЕНИЕ ВОЗДУШНЫМИ ТОРМОЗАМИ

Воздушные тормоза для уменьшения скорости пикирования можно расположить или на крыльях, или на конце фюзеляжа.

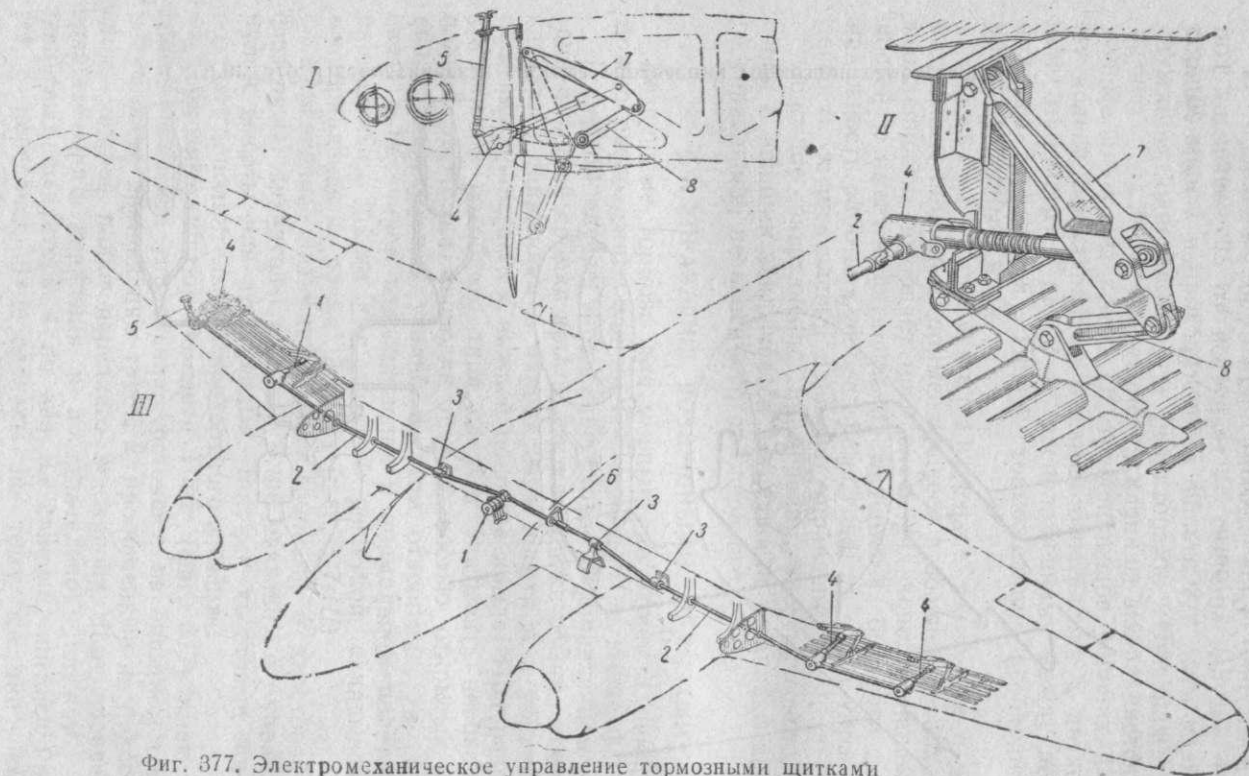
В первом случае управление сходно с управлением механизацией задней кромки крыла, так как щитки обычно открываются также движением в направлении полета и в убранном положении прилегают к нижней обшивке крыла. При разработке управления подобного типа следует учитывать необходимость полной разгрузки проводки при полностью открытых щитках ввиду значительных усилий. В этом отношении, а также в связи с величиной сопротивления в нормальном полете, более рациональны щитки с шарнирной решеткой, складывающиеся в направлении по размаху крыла (фиг. 377-III).

Управление щитками, расположенными в хвостовой части фюзеляжа, значительно проще и не связано с управлением рулем высоты или триммерами, так как хвостовые щитки не создают дополнительного продольного момента.

Тормозные щитки самолета Пе-2 (фиг. 377) имеют электромеханическое управление, состоящее из электромотора 1 с редуктором, вращающим трубы 2, проложенные на подвесках 3 вдоль нижней полки переднего лонжерона. Для превращения вращательного движения в поступательное служат четыре звеньевых редуктора 4 по два на каждый щиток. Редукторы с передачей 9:1 сделаны по тому же типу, как для щитков ЦАГИ (см. фиг. 367). На правом внешнем редукторе установлен механический указатель 5 положения щитков. Для аварийной ручной уборки щитков служит муфта 6, укреплен-



Фиг. 376. Пневматическая система управления тормозами самолета Ил-4.

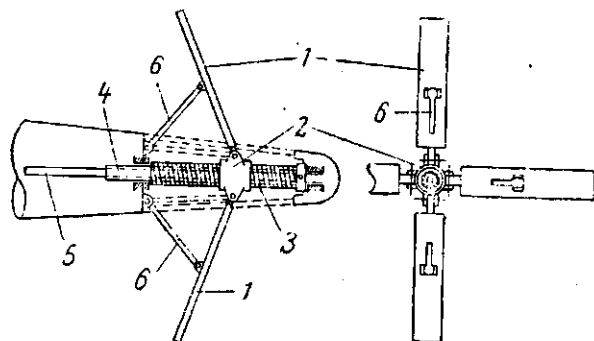


Фиг. 377. Электромеханическое управление тормозными щитками на самолете Пе-2.

ная на трубе за обшивкой кабины пилота. Доступ к муфте сделан через люк.

Редукторы отклоняют щитки двумя стержнями 7 и 8 (фиг. 377-*I* и *II*), которые при полностью открытом щитке становятся в положение, близкое к мертвому, и таким образом уменьшают усилия в редукторе и разгружают проводку.

Зонтичный тормоз самолета Do-217EJ (фиг. 378) состоит из четырех радиально расположенных щитков 1, шарнирно укрепленных концами к нарезной муфте 2, перемещающейся вдоль трубы 3, имеющей винтовую парезку. Труба 3 надета



Фиг. 378. Управление тормозными щитками на самолете Do-217EJ.

на трубу 4, относительно которой она может вращаться валам 5, приводимым в движение электромотором. Щитки примерно по середине длины подкреплены подкосами 6.

Щитки открываются под действием аэродинамических сил, и механизм необходим лишь для замедления движения. При закрытии щитков больших усилий не требуется, так как они аэродинамически компенсированы. Почти вся нагрузка передается на подкосы, укрепленные на фюзеляже и работающие на растяжение.

## § 8. ВЫВОДЫ

Большая часть дополнительного управления требует специальных механизмов, рукояток и штурвалов, отвлекающих внимание летчика от основного управления.

Центральные механизмы дополнительного управления, как правило, представляют самостоятельные агрегаты, за исключением управления тормозами и некоторых типов управления элеронами-закрылками, которые являются частью ножного и ручного управления.

Проводку значительной части дополнительного управления делают по типу проводок основного управления из труб, работающих на осевые нагрузки или кручение, или из тросов.

В центральных механизмах дополнительного управления применяют электрические, гидравлические или пневматические

подъемники, создающие поступательное движение. При электрическом управлении вращательное движение мотора преобразуется в поступательное посредством винтовой пары.

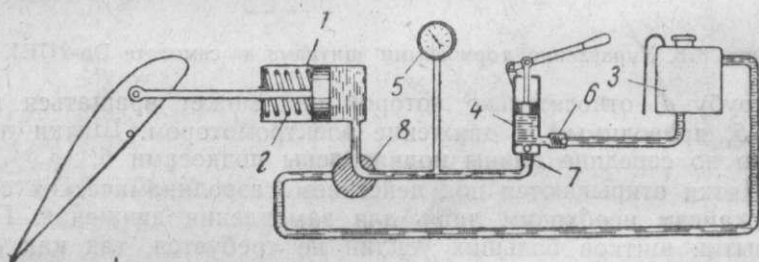
Кроме нормального управления механизированным крылом, шасси и тормозами, как правило, ставят аварийное управление, обеспечивающее безопасность посадки на больших скоростях. В управлении тормозами часто, кроме основной системы, имеются две аварийные.

## Глава V

### ПРИНЦИПИАЛЬНЫЕ СХЕМЫ ГИДРАВЛИЧЕСКОГО И ПНЕВМАТИЧЕСКОГО ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ

#### § 1. СХЕМЫ ГИДРАВЛИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

Простейшая схема гидравлического управления (фиг. 379) состоит из цилиндра одностороннего действия 1, поршень которого возвращается в исходное

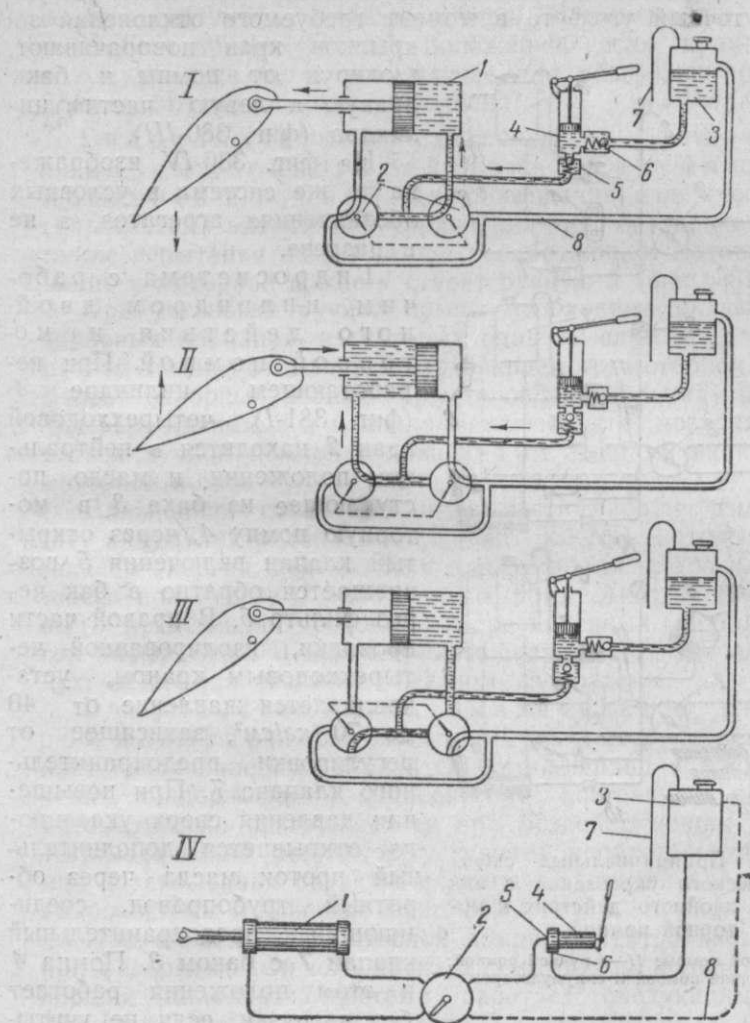


Фиг. 379. Принципиальная схема гидравлического управления с цилиндром одностороннего действия.

положение пружиной 2, сжимаемой при прямом ходе. При рабочем ходе жидкость подается из бака 3 помпой 4. В систему, включены манометр 5, указывающий рабочее давление, впускной клапан 6, пропускающий масло из бака в помпу, но закрывающий обратный проход, выпускной клапан 7, сообщающий напорную линию с помпой при рабочем ходе и разъединяющий их при подъеме поршня помпы, двухходовой кран 8, которым можно соединять цилиндр с напорной или обратной линией.

Гидросистема с рабочим цилиндром двойного действия 1 (фиг. 380-I, III) имеет четырехходовой кран 2, соединяющий ручную помпу 4 с правой или левой половиной цилиндра. При отклонении закрылков (фиг. 380-I) четырехходовой кран сообщает правую часть цилиндра с помпой, причем масло, поступающее из помпы, отжимает шарик и пружину 2, сжимаемой при прямом ходе.

жину выпускного клапана 5. Из бака 3 масло поступает в пом-  
пу при ее нерабочем ходе, в течение которого шарик отсасы-  
вается от гнезда впускного клапана 6 и прижимается в вы-  
пускном клапане 5. Бак сообщается с атмосферой дренажной



Фиг. 380. Принципиальные схемы гидравлического управления  
с цилиндром двойного действия.

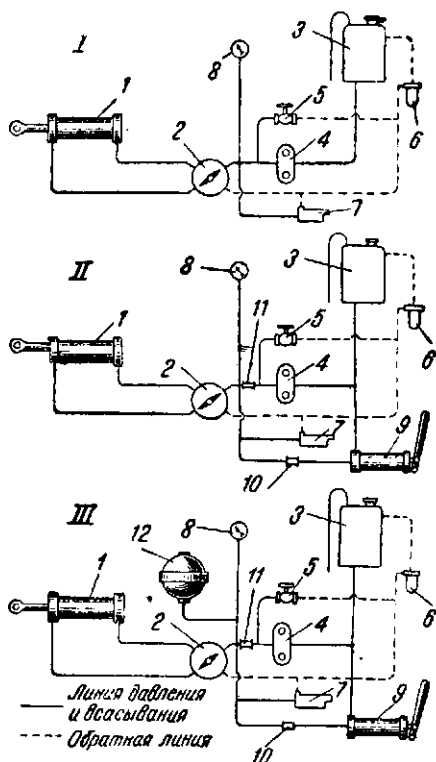
трубкой 7. Масло из цилиндра, с левой стороны от поршня,  
через четырехходовой кран 2 по трубопроводу 8 возвращается  
в бак. Когда закрылки открыты полностью, что соответствует  
перемещению поршня в крайнее левое положение, работа  
помпы невозможна вследствие несжимаемости жидкости.

Для поднятия закрылков поворотом четырехходового крана сообщают левую часть цилиндра с помпой, а правую — с баком (фиг. 380-II).

Если закрылки необходимо отклонить на какой-нибудь промежуточный угол, то в момент требуемого отклонения закрывают кран поворачивают, изолируя от помпы и бака правую и левую части цилиндра (фиг. 380-III).

На фиг. 380-IV изображена та же система в условных обозначениях агрегатов, а не в разрезе.

Гидросистема с рабочим цилиндром двойного действия и моторной помпой. При неработающем цилиндре 1 (фиг. 381-I) четырехходовой кран 2 находится в нейтральном положении, и масло, поступающее из бака 3 в моторную помпу 4, через открытый клапан включения 5 возвращается обратно в бак через фильтр 6. В правой части проводки, изолированной четырехходовым краном, устанавливается давление от 40 до 70 кг/см<sup>2</sup>, зависящее от регулировки предохранительного клапана 7. При повышении давления сверх указанного открывается дополнительный проток масла через обратный трубопровод, соединяющий предохранительный клапан 7 с баком 3. Помпа 4 в этом положении работает без нагрузки, если не учиты-



Фиг. 381. Принципиальные схемы гидравлического управления с цилиндрами двойного действия и моторной помпой.

I—без ручной помпы; II—с ручной помпой; III—с ручной помпой и аккумулятором.

вать трения в проводке. Для замера давления к системе присоединен манометр 8.

Для сообщения штоку рабочего хода (выход из цилиндра) клапан включения 5 закрывают, а четырехходовой кран ставят в положение «открыто». Тогда масло из помпы поступает в правую часть цилиндра, а левая сообщается с баком. По окончании рабочего хода открывается предохранительный клапан 7, и масло начинает поступать в бак по кратчайшему пути через обратную линию, минуя цилиндр. Для разгрузки помпы необхо-

димо четырехходовой кран 2 поставить в нейтральное положение и открыть клапан включения.

Для обратного хода кран 2 ставят в положение «закрыто», а клапан включения 5 закрывают; при этом с помпой соединяется левая часть цилиндра. Шток можно остановить в любом промежуточном положении, если кран поставить «нейтрально»; в этом случае для разгрузки помпы необходимо открыть клапан включения.

Гидравлические системы с рабочим цилиндром двойного действия и с двумя помпами: моторной и ручной. Для повышения надежности работы гидросистем, аварийного управления при остановке мотора, а также испытания на земле при неработающем моторе, в дополнение к моторной помпе 4 ставят ручную 9 (фиг. 381-II).

При установке ручной помпы необходимо включение двух запорных клапанов, из которых один 10 служит для защиты ручной помпы от давления, развиваемого моторной помпой 4. Второй запорный клапан 11, установленный между распределительным краном 2 и клапаном включения 5, позволяет пользоваться ручной помпой независимо от клапана включения 5 и моторной помпы 4.

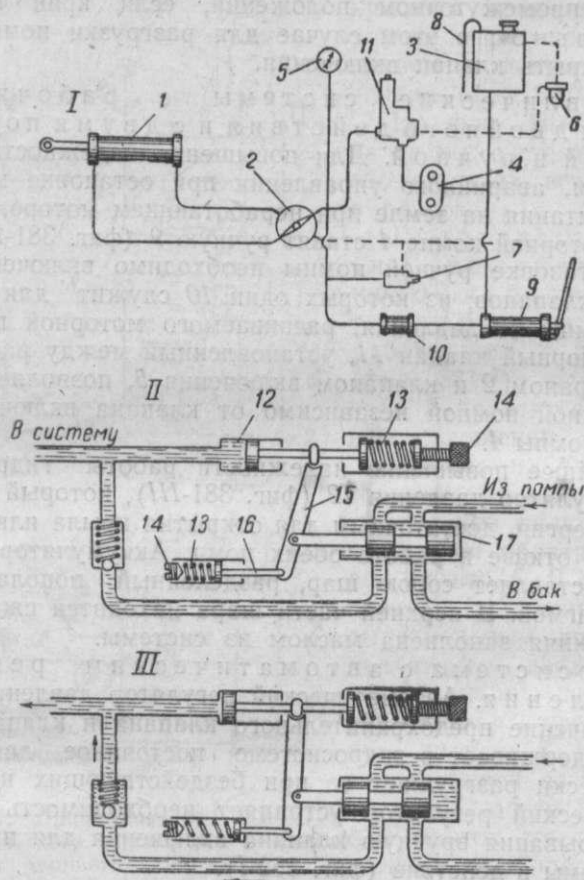
Дальнейшее повышение надежности работы гидросистемы дает аккумулятор давления 12 (фиг. 381-III), который обладает запасом энергии, достаточным для открытия крыла или выпуска шасси при отказе в работе обеих помп. Аккумулятор 12 чаще всего представляет собою шар, разделенный пополам упругой диафрагмой. В верхней части шара находится сжатый воздух, а нижняя заполнена маслом из системы.

Гидросистема с автоматическим регулятором давления. Автоматический регулятор давления выполняет назначение предохранительного клапана и клапана включения, поддерживает в гидросистеме постоянное давление и автоматически разгружает ее при бездействующих цилиндрах. Автоматический регулятор устраняет необходимость открывания и закрывания вручную клапана включения для приведения гидросистемы в действие (фиг. 382-I).

При работающей моторной помпе 4, нейтральном положении распределительного крана 2 и втянутом полностью штоке поршня цилиндра 1 система работает следующим образом. Помпа подает жидкость из бака 3 к регулятору 11, из которого она проходит к фильтру 6 и затем обратно идет в бак.

Регулятор состоит из цилиндра 12 (фиг. 382-II) и золотникового перепускного клапана 17, штоки которых соединены между собою кулачковым рычагом 15. Соединение допускает небольшие перемещения поршня цилиндра 12 без передачи их золотнику вследствие установки пружины 13 с винтом 14, допускающим регулировку натяжения. Регулятор выключает помпу при превышении давления сверх нормального примернс на  $7 \text{ кг/см}^2$ .

Когда давление в системе превысит нормальное на  $7 \text{ кг/см}^2$ , поршни цилиндра 12 и золотника сдвигаются вправо, и жидкость перепускается в бак (фиг. 382-II), устраняя перегрузку помпы и перегревание жидкости. При падении давления, например, при утечке жидкости, регулятор передвигает золотник вле-



Фиг. 382. Гидросистема с механическим автоматом-регулятором давления.

I—схема; II—регулятор выключен, помпа работает на бак;  
III—регулятор включен, помпа работает на систему.

во (фиг. 382-III), включает помпу, которая работает до тех пор, пока давление в системе не достигнет требуемого.

При установке распределительного крана на открытие (выход штока поршня) давление в системе за автоматическим регулятором 11 падает. Поршень цилиндра регулятора 12 и золотник 17 сдвигаются влево (фиг. 382-III). Жидкость из помпы начинает поступать через распределительный кран в правую часть рабочего цилиндра и выталкивает шток поршня. Когда

поршень рабочего цилиндра 1 делает полный ход, давление в системе повысится, и поршень регулятора с золотником сдвинутся вправо (фиг. 382-II). Масло из помпы опять начнет поступать не в систему, а в бак, и в системе будет автоматически поддерживаться заданное максимальное давление.

Разность между давлениями, выключающими и включающими помпу, составляет примерно  $12 \text{ кг/см}^2$ .

Если необходим частичный ход штока рабочего цилиндра 1, то в нужный момент распределительный кран 2 переводят в нейтральное положение и, таким образом, перекрывают линии подачи и обратного тока жидкости, которая запирается в рабочем цилиндре. Помпа вследствие перемещения золотника автоматического регулятора давления вправо начинает работать вхолостую. В систему включен предохранительный клапан 7 (фиг. 382-I), необходимый для перепуска жидкости при расширении вследствие нагревания, а также для устранения открытия механизированного крыла на скоростях, больше допустимых по соображениям прочности.

Описанный регулятор давления называется механическим и может работать как самостоятельно, так и вместе с аккумулятором давления. Цифрами 5, 8, 9 и 10 показаны: манометр, дренаж бачка, ручная помпа и обратный клапан.

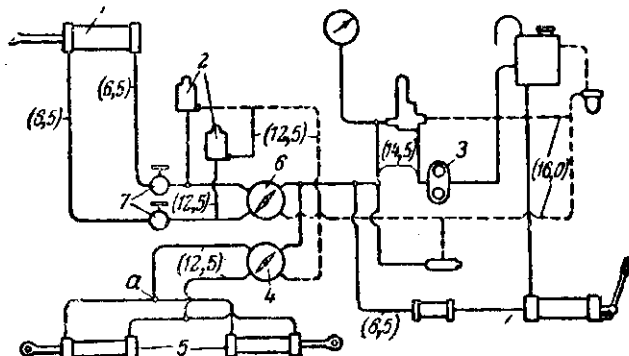
Совместные гидросистемы. Гидравлическое управление делают общим для крыла, шасси, заслонок радиаторов, бомбовых люков и т. д. В этих случаях необходима установка большого количества распределительных кранов и рабочих цилиндров без принципиального изменения схемы, а также увеличение размеров агрегатов и диаметров трубопроводов, соответственно объемам цилиндров, заданному времени открытия и закрытия. Кроме того, требуется приспособление для перепуска излишка жидкости, когда действуют цилиндры малого объема.

В схеме совместного управления щитками и шасси (фиг. 383) необходимо учесть, что щитки требуют для управления меньшей энергии, чем шасси, и поэтому объем и давление жидкости, подаваемой в цилиндры щитков 1, должны быть меньше, чем для подъемников шасси 5. В схеме имеются два распределительных крана 4 и 6, соединенных параллельно и обеспечивающих одновременное и раздельное управление. Если система рассчитана, например, для уборки шасси (в течение 10 сек.) при соответствующем расходе жидкости ( $11 \text{ л/мин}$ ) и давлении ( $70 \text{ кг/см}^2$ ), то она же предназначена для управления только одними щитками, требующими меньшего расхода ( $3,8 \text{ л/мин}$ ) и давления ( $53 \text{ кг/см}^2$ ). Необходимо перепускать излишек жидкости, подаваемой моторной помпой 3 (сверх  $3,8 \text{ л/мин}$ ), при помощи распределительного крана дозирующего типа, включенного в линию щитков.

Кран имеет два дозирующих отверстия «регуляторы потока» и два небольших перепускных клапана «регуляторы

давления». Регуляторы потока 7 устанавливают так, чтобы обеспечить расход жидкости (3,8 л/мин) при давлении, необходимом для работы щитков (53 кг/см<sup>2</sup>). Это давление поддерживает регулятор давления 2, перепуская в бак излишек жидкости — 7,2 л/мин. Краны имеют всегда по два регулятора каждого типа, которые можно присоединить к любому штуцеру рабочего цилиндра. Оба регулятора обычно объединяют с распределительным краном, но на схеме фиг. 383 они показаны для ясности отдельно.

Обычно применяют четырехходовые распределительные краны, служащие для направления жидкости в рабочую полость ци-

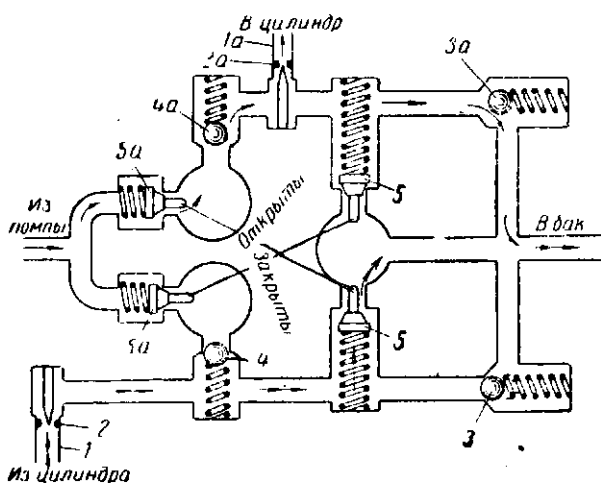


Фиг. 383. Гидросистема совместного управления шасси и щитков (в скобках указаны диаметры трубопроводов в мм).

линдра и одновременного выпуска ее из нерабочей полости в бак. Имеются распределительные краны с клапанами тарельчатыми, поршневыми, поворотными, дозирующими или недозирующими.

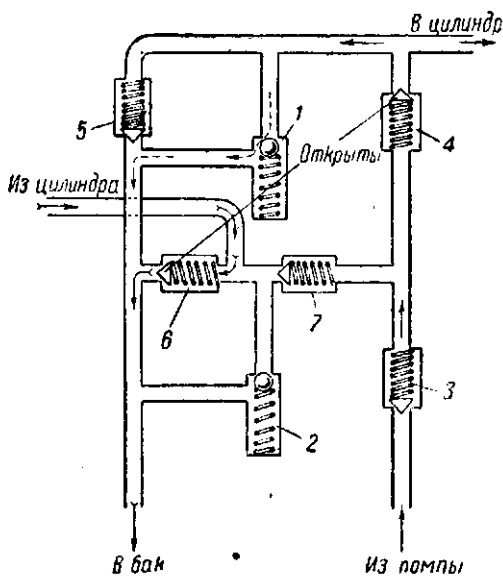
Дозирующий кран (фиг. 384) состоит из кулачкового валика и управляемых им четырех тарельчатых клапанов 5 и 5а, из которых два попеременно служат для впуска, а два других — для выпуска жидкости. Возможны три схемы потока жидкости: рабочий ход, нейтральное положение, обратный ход. Кран снабжен двумя регуляторами потока 2 и 2а и двумя регуляторами давления 3 и 3а. В пределах 5° угла поворота кулачки не действуют на клапаны 5, чем облегчается установка валика в положение «нейтральное».

Пара клапанов 5 и 5а открывается при повороте валика в одном направлении и пара других — при повороте в другом направлении. Полное открытие клапанов достигается при повороте валика примерно на 40°. Количество жидкости, текущей через открытый впускной клапан 5а в рабочий цилиндр 1а, дозируется регулятором потока 2а, а излишек жидкости перепускается в бак регулятором давления 3а. Запорные клапаны 4 и 4а предотвращают обратный ток жидкости из цилиндров при понижении давления на входе.



Фиг. 384. Схема работы распределительного крана дозирующего типа.

1 и 1а—штуцеры цилиндра; 2 и 2а—дозировочные отверстия (регуляторы потока); 3 и 3а—регуляторы давления; 4 и 4а—запорные клапаны; 5 и 5а—тарельчатые клапаны распределительного крана.



Фиг. 385. Схема работы распределительного крана недозирующего типа.

В кране недозирующего типа (фиг. 385), рассчитанном на максимальный расход (7,5 л/мин), имеются два регулятора давления 1 и 2, четыре тарельчатых запорных клапана 4, 5, 6, 7, управляемые кулачковым валом при помощи толкателей. Тарельчатый запорный клапан 3, расположенный на входе, устраняет падение давления в рабочих цилиндрах шасси при действии краном щитков (и наоборот). При установке валика в положение «нейтрально» все четыре клапана 4, 5, 6, 7 закрываются, запирая жидкость в цилиндре и сохраняя этим давление в нем.

При переводе рукоятки в положение «открыто» открываются один впускной 4 и один выпускной 6 клапаны. Жидкость из помпы проходит в рабочую полость цилиндра, а жидкость из противоположной части цилиндра через выпускной клапан 6 перетекает в бак. Если необходимо установить определенное время работы, то в линию включают дозирующий регулятор потока.

Когда цилиндр достигнет конца своего хода, регулятор давления 1 откроется шире и закроется только при переводе крана в положение «нейтрально». Если проводка работает для уборки щитков, то в случае увеличения нагрузки больше расчетной шарик регулятора давления 1 опустится, и жидкость начнет переходить в бак, причем щитки поднимутся. Таким образом регулятор давления служит для защиты щитков и механизма от чрезмерной аэродинамической нагрузки. Кроме того, регуляторы необходимы при тепловом расширении жидкости. Если необходимо сдвинуть только частично поршень рабочего цилиндра щитков, то рукоятку переводят в положение «нейтрально» после достижения желаемого положения.

Краны дозирующего типа в системах с моторной помпой и автоматическим регулятором давления необходимо возвращать в нейтральное положение после того, как сработает цилиндр. В противном случае регулятор давления перепускает жидкость в бак и автомат не выключает помпу, что вызывает перегрев и повреждение помпы. Краны недозирующего типа этого не требуют, так как их регуляторы устанавливаются на открытие при давлениях, значительно превышающих нормальное.

Кроме гидросистем, существуют электрогидросистемы, в которых помпы приводятся в действие от отдельного электромотора, а управление кранами дистанционное. Преимущества электрогидросистемы заключаются в том, что в полете мощность мотора не расходуется на бесполезную перекачку жидкости. Жидкость не нагревается, нагнетательные трубопроводы за исключением трубопровода к манометру удалены из кабины. Основные недостатки электрогидросистем — увеличение веса и необходимость установки приспособлений для автоматического включения электромотора перед посадкой.

## § 2. ПРОЕКТИРОВОЧНЫЙ РАСЧЕТ ГИДРОСИСТЕМЫ

Проектирование гидросистемы включает следующие работы:

1. Составление кинематики механизмов шасси, щитков и т. д.
2. Выбор максимального рабочего давления.
3. Определение расхода жидкости для работы механизмов.
4. Определение размеров основных линий проводки, ориентируясь на наиболее мощную (обычно шасси).
5. Определение расхода жидкости, необходимой для других цилиндров системы.
6. Подбор размеров трубопроводов к этим системам в соответствии с расходами.
7. Составление схемы гидросистемы со всеми агрегатами и определение размеров дополнительных линий проводки.
8. Проектирование агрегатов, не являющихся готовыми изделиями специальных заводов.
9. Проектирование установки гидросистемы на самолете.
10. Определение веса всей установки.

Определение сил, потребных для управления гидросистемой. Обычно наибольшая сила требуется для уборки шасси, однако следует проверить величины сил, необходимые для выпуска шасси, открытия механизированного крыла и т. д. В противном случае, если максимальная сила не учтена, может случиться, что гидросистема не даст нужного эффекта даже при перенапряжениях.

При определении силы, необходимой для уборки шасси, приходится учитывать силу, потребную для перемещения массы подвижных частей шасси из выпущенного положения в убранное; силу, необходимую для преодоления воздушной нагрузки (в некоторых схемах воздушная нагрузка помогает уборке и мешает выпуску); силу, необходимую для защелкивания замка убранного положения; дополнительную силу, учитывающую к. п. д. механизма, который в зависимости от его сложности колеблется в пределах  $0,90 \div 0,95$ .

Пример проектного расчета гидросистемы. Положим, что для уборки шасси необходима сила  $P=1000$  кг, расходуемая на преодоление: а) веса шасси — 425 кг; б) воздушной нагрузки — 500 кг; в) сопротивления механизма замка — 25 кг; г) механического сопротивления (при к. п. д. 0,95) — 50 кг.

Площадь поршня. Ввиду гидравлических потерь в проводке площадь рабочих цилиндров следует выбирать по эффективному давлению, составляющему примерно 0,8 от нормального. Принимаем нормальное давление  $p_n=65$  кг/см<sup>2</sup>; тогда эффективное давление

$$p_{эф} = 0,8 p_n = 0,8 \cdot 65 = 52 \text{ кг/см}^2.$$

Площадь поршня

$$S_n = \frac{P}{P_{эф}} = \frac{1000}{52} = 19,3 \text{ см}^2.$$

Отсюда диаметр поршня

$$d_{расч} = 49,5 \text{ мм.}$$

Практически следует выбирать диаметр больший, ближайший к целому числу или стандарту. Выбираем

$$D = 52 \text{ мм и } S_n = 21,3 \text{ см}^2.$$

Объем жидкости. Ход цилиндра выбирают на 10÷15 мм больше теоретического хода механизма уборки, для компенсации возможных производственных отклонений от расчетных размеров. В данном случае положим, что теоретический ход  $h_t = 200 \text{ мм}$ ; следовательно, ход поршня рабочего цилиндра:

$$H_n = h_t + 15 = 215 \text{ мм.}$$

Объем жидкости для двух рабочих цилиндров

$$\omega = 2S_n H_n = 2 \cdot 21,3 \cdot 21,5 = 0,914 \text{ л.}$$

Расход жидкости. Шасси требует наибольшего расхода жидкости, так как необходимая для него сила больше, а время уборки меньше, чем для других агрегатов. Потребный расход определяется: а) площадью поршня, б) ходом поршня рабочего цилиндра  $H_n$ , в) заданным временем уборки  $t_n = 10 \text{ сек.}$

Таким образом расход

$$W = \frac{S_n H_n n \cdot 60}{1000 t_n} \text{ л/мин,}$$

где  $n$  — количество рабочих цилиндров;

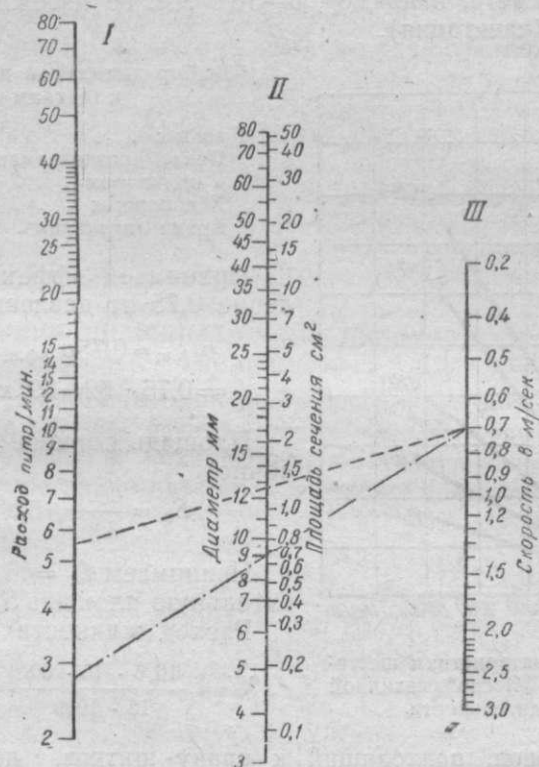
$t_n^*$  — время уборки, сек.;

$S_n$  — площадь поршня,  $\text{см}^2$ ;

$H_n$  — ход поршня,  $\text{см}$ .

Предыдущий расчет произведен для уборки без учета площади сечения штока, на которую необходимо уменьшить эффективную площадь поршня. Площадь сечения штока определяют из условия его работы на продольный изгиб. Для проверки необходимо определить силу, развиваемую поршнем при выпуске шасси, умножив эффективную площадь (за вычетом сечения штока) на давление в цилиндре. Если эта сила меньше необходимой для выпуска, то следует увеличить диаметр цилиндра. Все рабочие цилиндры предварительно проектируют на максимальную силу, необходимую для управления, а затем проверяют площадь поршня с учетом площади штока при работе в обратном направлении.

Диаметры трубопроводов определяют по расходам, соответствующим различным участкам. Диаметры можно подобрать по формулам гидравлики или же по номограмме (фиг. 386). Указанные ниже предельные скорости жидкости в трубопроводах являются наивыгоднейшими и соответствуют эффективному давлению у цилиндров, составляющему 80% от нормального.

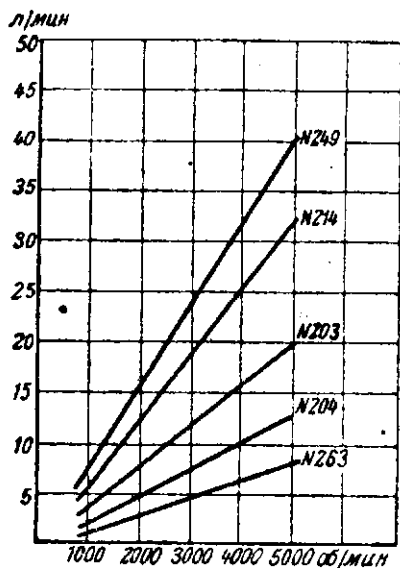


Фиг. 386. Номограмма для подбора трубопроводов. Скорость в коротких трубопроводах не должна превышать 1,7 м/сек и в длинных 1,0 м/сек.

Линия, связывающая распределительный кран шасси с тройником *a*, разделяющим поток жидкости к обоим цилиндрам (см. фиг. 383), должна пропускать весь расход, составляющий 5,5 л/мин. По номограмме внутренний диаметр трубопровода  $d=12,5$  мм при скорости  $V \approx 0,7$  м/сек. Линии, идущие от тройника к цилиндрам, пропускают поток, вдвое меньший 2,75 л/мин, и для них  $d=9,0$  мм при  $V=0,7$  м/сек. Линия давления между помпой и кранами должна соответствовать полной производительности помпы, которая обычно больше необходимой. На схеме фиг. 383 внутренние размеры трубопроводов (в миллиметрах) указаны цифрами в скобках.

**Выбор помпы.** Помпу подбирают на основании характеристик, полученных при испытаниях (фиг. 387).

Если принять, что мотор на взлете в момент уборки шасси развивает 2300 об/мин., то следует для расхода 5,5 л/мин взять модель № 203, дающую расход  $W=0,09$  л/мин при  $n=2300$  об/мин. Такой поток требует трубопровод  $d=14,0$  мм. Для всасывающей и обратной линий следует принять несколько больший диаметр, например,  $d=16,0$  мм, во избежание разрывов потока (кавитация).



Фиг. 387. Характеристики шестеренчатых помп „Песко“ различной производительности.

#### Выбор диаметров проводки к щиткам

Д а н н ы е.

Сила, развиваемая цилиндром . . . . . 600 кг  
Ход поршня . . . . . 150 мм  
Время опускания . . . 15 сек.

Принимаем эффективное давление 0,75 от давления шасси:

$$p_{\text{эф.ш}} = 0,75 p_{\text{эф.шасси}} = 0,75 \cdot 52 = 39 \text{ кг/сек}^2.$$

Площадь поршня (ориентировочно)

$$S_{\text{п}} = \frac{600}{39} = 15,6 \text{ см}^2.$$

Принимаем  $d_{\text{п}}=46$  мм и действительную площадь  $S_{\text{п}}=16,6 \text{ см}^2$ .

Расход жидкости

$$W = \frac{16,6 \cdot 15 \cdot 60}{15 \cdot 1000} = 1 \text{ л/мин.}$$

Трубопровод, подходящий к крану щитков, должен пропускать всю подачу помпы, когда действуют одни щитки, следовательно,  $d \approx 14,0$  мм. Проводка к цилиндру должна иметь  $d=6,50$  мм для расхода 1 л/мин (фиг. 383).

Если регуляторы давления и потока не вмонтированы в распределительные краны, что обычно делают, то соединяющие их трубы надо подобрать по потокам.

**Определение размера бака.** Основные требования к баку:

1. Емкость бака должна соответствовать емкости цилиндров.
2. Должны быть приняты меры против пенообразования, разбрызгивания и вращения жидкости.
3. При эволюциях самолета в воздухе и работе системы не допускаются потери жидкости.

Емкость бака должна быть равна наибольшему из следующих объемов:

1. Суммарный объем, идущий на одновременную работу всех цилиндров, плюс 15% объема, на который расширяется жидкость всей системы при нагревании до 55° С.

2. 120% объема всей жидкости, содержащейся в гидросистеме без аккумулятора давления.

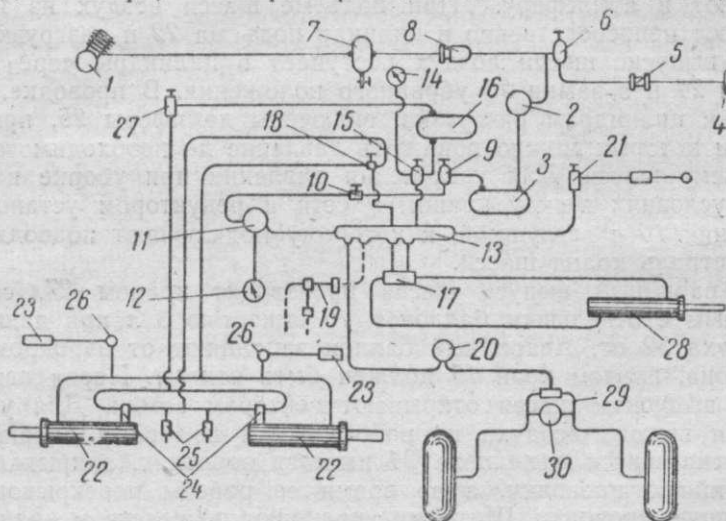
3. Общая емкость всех аккумуляторов.

Уровень жидкости должен быть по крайней мере на 55 мм выше обреза трубки, ведущей к моторной помпе. Между этим уровнем и выходом к ручной помпе надо предусмотреть запас жидкости, необходимый для выпуска шасси и открытия крыла посредством ручной помпы.

Бак должен находиться выше моторной и ручной помп как при положении, соответствующем нормальному полету, так и при стоянке. Это необходимо для создания гидростатического давления у помп, обеспечивающего лучшее всасывание жидкости.

### § 3. ПРИНЦИПИАЛЬНЫЕ СХЕМЫ ПНЕВМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

Основное преимущество пневматической системы в сравнении с гидравлической заключается в том, что для ее работы используют агрегаты, находящиеся на самолете и необходимые для мотора, — компрессор или баллоны сжатого воздуха.



Фиг. 388. Схема пневматического управления самолета Як-1.

На самолете Як-1 (фиг. 388) для управления шасси, хвостовым колесом, щитками, тормозами, для аварийного выпуска шасси, для перезарядки, пуска специальных установок и запуска мотора использован компрессор 1, имеющийся на мо-

торе, и два последовательно соединенных баллона 2 и 3 емкостью 6 и 12 л при давлении 50 ат. В полете баллоны наполняются воздухом от компрессора, а на земле — через штуцер 4, за которым включены фильтр 5 и кран зарядки 6, закрывающий проводку к бортовому штуцеру после зарядки баллонов на земле. В полете при зарядке от компрессора воздух проходит через фильтр-отстойник 7 и обратный клапан 8, исключающий возможность обратного потока воздуха из баллонов. Из баллонов воздух поступает в запорный кран 9 сети, тройник 10 с заглушкой и редуктор 11. Стравливание излишнего давления из баллонов происходит через редукционный клапан в кране 9 сети, отрегулированном на  $57 \pm 1$  ат. Давление в баллонах контролирует манометр 12. Давление воздуха в редукторе снижается до 32 ат. После редуктора 11 воздух поступает в коллектор 13. Давление в коллекторе контролируется манометром 14 аварийного выпуска шасси, для чего на время проверки открывают кран 15 наполнения аварийного баллона шасси 16. Из коллектора воздух идет к крану щитков 17, крану шасси 18, на пневмозарядку специальных установок 19, к редукционному клапану тормозов 20, крану запуска мотора 21 и крану 15 наполнения аварийного баллона.

Подъем и выпуск шасси производят краном 18; для подъема шасси кран переводят в крайнее верхнее положение, а для опускания — в нижнее. При среднем положении воздух стравливают в атмосферу. При подъеме шасси воздух из крана подают непосредственно в цилиндр подъема 22 и разгрузки 23. При выпуске шасси воздух поступает в цилиндры через клапаны 24 и в замки 25 убранного положения. В проводке, идущей к цилиндрам разгрузки, включены демпферы 26, при помощи которых можно понижать давление до необходимого при подъеме шасси. Для увеличения давления при уборке в зимних условиях между краном 9 сети и редуктором установлен тройник 10 с заглушкой, к которому подключают подводящую магистраль крана шасси.

Аварийный выпуск шасси производят краном 27, соединенным с отдельным баллоном 16 емкостью 3 л при давлении воздуха 32 ат. Аварийный баллон заполняют от аэродромного баллона, причем кран 15 должен быть открыт. Перед аварийным выпуском шасси открывают сектор замки. Для устранения выхода воздуха из рабочей сети во время аварийного выпуска шасси в клапане 24 имеется золотник, закрывающий аварийную проводку, а во время ее работы перекрывающий основную проводку. Щитками управляют посредством крана 17, соединенного с цилиндром 28. Для аварийного опускания щитков открывают кран 15 наполнения аварийного баллона.

Редукционный клапан 20 тормозов снижает давление до  $4 \div 7$  ат, после чего воздух поступает в дифференциал 29, укрепленный на педалях ножного управления. Давление контролируется манометром 30. Клапан 20 установлен на рукоятке

управления и при нейтральных педалях перепускает воздух в оба тормоза, а при отклоненных — только в один. Аварийное торможение возможно, так же как и опускание щитков, открытием крана наполнения аварийного баллона. Для трубопроводов применены следующие материалы: АМгМ, С20АТ—6×4 и С20АТ—8×6.

На самолете Ил-2 система пневматического управления является общей для мотора, шасси и щитков. Сжатый воздух поступает от компрессора, кроме которого имеются два баллона: один для запуска мотора и второй для шасси и щитков емкостью 12 и 8 л при давлении в первом 45—50 ат, а во втором 150 ат. Давление понижается двумя редукторами: первым с 150 до 50 ат и вторым — с 50 до 35 ат. Аварийный выпуск шасси производит лебедкой, от которой идет тросовая проводка. Управление тормозами осуществлено ручным компрессором, которым можно создать давление во всей системе в случае отсутствия аэродромных баллонов и неработающего мотора.

#### § 4. ВЫВОДЫ

Значительную часть дополнительного управления составляют электрическая, пневматическая или гидравлическая системы. Все эти системы пользуются почти одинаковым распространением и имеют свои достоинства и недостатки. Часто можно встретить комбинации различных систем, в которых один тип служит для нормального, а второй — для аварийного управления.

Если при выборе дополнительного управления исходить из условия однотипности его на самолете, то пришлось бы остановиться в первую очередь на электрическом управлении, которое необходимо для работы мотора. Следующим рациональным типом управления следовало бы признать пневматическое, так как большинство самопусков пневматическое. Гидравлическое управление с указанной точки зрения является наименее рациональным, так как представляет новую систему, не обязательную для работы винтомоторной группы.

В действительности же, в отношении распространения на первом месте находится гидравлическая система, а затем идут пневматическая и электрическая.

Для выбора системы управления необходимо знать их особенности и в каждом конкретном случае остановиться на том или ином из существующих типов или их комбинации, дающей сочетания хороших сторон каждой принятой системы.

Основные достоинства электрической системы, исключая ее необходимость для работы мотора, заключаются в простоте дистанционного управления, проводки и аварийного управления в случае установки как одного центрального мотора, так и нескольких отдельных для каждого агрегата.

Основные недостатки: значительный вес моторов, необходимых для создания постоянного большого крутящего момента; необходимость применения сложной системы соленоидов, реле, выключателей, редукторов и разгружающих механизмов, обслуживание которых требует квалифицированных механиков; запаздывание в прекращении работы при остановке механизмов вследствие инерции якорей, вращающихся с большой скоростью некоторое время после выключения тока; необходимость преобразования в большинстве случаев вращательного движения в поступательное.

Пневматическая система является наиболее распространенной для запуска мотора. Наличие моторного компрессора, баллонов и ручных компрессоров создает исключительную надежность работы механизмов, в особенности при отдельной аварийной проводке. В весовом отношении эта система наиболее выгодна по сравнению не только с электрической, но и с гидравлической. Силовой цилиндр создает поступательное движение, наиболее удобное для большинства механизмов.

Недостатки пневматической системы: необходимость больших давлений для уменьшения размеров баллонов, что делает их опасными при попадании пули или осколков; большое количество редукторов для уменьшения утечки сжатого воздуха; вследствие понижения давления в ряде агрегатов и для повышения усилий, создаваемых силовыми цилиндрами, приходится прибегать к механической передаче; сложность ухода; отсутствие точности управления ввиду сжимаемости воздуха; необходимость применения демпферов для замедления движения силовых цилиндров при больших давлениях.

Гидравлическое управление ввиду несжимаемости смеси является наиболее точным. К числу достоинств гидравлической системы относятся: возможность применения больших давлений, позволяющих пользоваться силовыми цилиндрами и проводкой незначительных размеров; возможность применения одной и той же системы как для больших, так и для малых нагрузок путем изменения площади поршней силовых цилиндров; более простой уход по сравнению с электрической и пневматической системами; надежность работы при установке, кроме моторной помпы, также ручной и аккумуляторов; меньший вес по сравнению с электрической системой.

Основные недостатки гидравлической системы: возможность утечки жидкости, правда, меньшая, чем утечки воздуха в пневматической системе; возможность загустевания жидкости при низких температурах и неправильном составе смеси; опасность для экипажа при повреждении кранов и трубопроводов высокого давления, находящихся непосредственно в кабинах, и большая уязвимость подобной системы проводки, уменьшающаяся при дистанционном управлении.

---

## ЛИТЕРАТУРА

### Общая литература

1. Л. И. Сутугин, П. И. Эберзин, Е. И. Майоранов, Д. А. Михайлов, Л. Д. Колпаков-Мирошниченко, Н. Е. Жовинский, А. С. Кравец, Конструкция и проектирование самолетов, т. I, Конструкция самолетов, Оборонгиз, 1939.
2. П. М. Знаменский, Влияние основных параметров истребителя на прочность, конструкцию и вес самолета, ТВФ, № 8—9, 1944.
3. П. М. Знаменский, Развитие конструкции и весовая отдача тяжелых самолетов ЭИ, № 3, январь 1945.
4. Коллектив авторов, Справочник авиаконструктора, т. I, изд. ЦАГИ, 1937.
5. Е. П. Гроссман, Курс вибраций частей самолета, Оборонгиз, 1940.
6. Н. Н. Фадеев, Весовые формулы самолета и его частей, Труды ЦАГИ, № 421, 1939.
7. Описание самолетов Me-109, Me-110, Ju-88, изд. БНТ.

### Литература к первой части

1. А. С. Кравец, Характеристика авиационных профилей, Оборонгиз, 1939.
2. Lachmann, Aerodynamic and Structural Features of Tapered Wings, RAS, № 315, 1937.
3. П. П. Красильщиков, Исследования механизированных крыльев, Труды ЦАГИ, № 363, 530, 161.
4. А. И. Сильман, Аэродинамические характеристики элеронов с осевой компенсацией, Технические заметки ЦАГИ, № 139.
5. Н. А. Закс, Критический обзор работ по управлению пограничным слоем крыла и перспективы его применения в самолетостроении, ТВФ, № 2, 1940.
6. Б. Н. Юрьев, Экспериментальная аэродинамика, Оборонгиз, 1936, 1938.
7. Л. И. Сутугин, Механизированные крылья, Оборонгиз, 1940.
8. В. Н. Беляев, З. Л. Биленко, И. В. Ананьев, К расчету на вибрацию трапецевидных и прямоугольных крыльев, ТВФ, № 7, 1936.
9. Г. Н. Пулхров и А. Г. Строганов, Оптимальное удлинение и вес крыла самолета, Оборонгиз, 1940.

### Литература ко второй части

1. Carter M. Hartley a. Roy A. Liming, Lofting Problems of Streamline Bodies, Aero Digest, 1942, январь, февраль, апрель; 1943, февраль, март, апрель, май, июнь, июль, сентябрь, октябрь, ноябрь, декабрь.  
И. И. Машкевич и С. С. Барков, Перевод, Техн. отчеты ЦАГИ, № 119.

2. Mario di Giovanni, Windshield Design for Highspeed Airplanes, Aero Digest, July 1943.
3. Charles Belsky, Section metal Drafting, Aero Digest, August-September 1942.
4. И. Е. Идельчик, Аэродинамика всасывающих патрубков авиаторов, ТВФ, № 5—6, 1944.
5. Н. Я. Литвинов, Использование энергии выхлопа путем прямой реакции, ТВФ, № 4—5, 1945.
6. Ю. Г. Лимонад, Профилирование входных участков туннелей и капотов, ТВФ, № 2, 1942.
7. Е. М. Гольдовский, Шум самолета и борьба с ним, ТВФ, № 9, 1938.

#### Литература к третьей части

1. B. B. Shenstone, The Modern Twin-Fin Tail, Aircraft Engineering, № 126 и 130, 1939.

#### Литература к четвертой части

1. П. Айсперито (реферат С. Я. Макарова), Гидравлические амортизаторы, ТВФ, № 7, 1936.
2. А. Н. Федотов, Современные амортизаторы шасси самолетов, ТВФ, № 3, 1940.
3. И. И. Эскин, Трехколесное шасси и его расчетные нагрузки, ТВФ, № 3, 1940.
4. Г. Г. Баранов, Материалы к проектированию убирающихся шасси, ТВФ, № 10—11, 1940.
5. Д. И. Костюк, Кинематика консольного убирающегося шасси, ТВФ, № 3, 1941.
6. А. Г. Агладзе, Конструирование и расчет масляных амортизаторов шасси самолетов, Технические заметки ЦАГИ, № 59.
7. Г. Я. Чупилко, Выбор мощности тормозов самолета, Технические заметки ЦАГИ, № 99.
8. Г. Я. Чупилко, Самолетные тормозные устройства, Оборонгиз, 1940

#### Литература к пятой части

1. И. В. Ананьев, Вибрации проводки управления, Труды ЦАГИ, № 446, 1939, ТВФ, № 9, 1939, ТВФ, № 1, 1941.
2. J. Thompson, R. B. Campbell, Самолетные гидравлические системы, Aero Digest, XI, XII, 1941. Перевод С. Ф. Ченчиковского под редакцией А. А. Сенькова, Техн. переводы № 48, БНТ.
3. Я. М. Пархомовский и Л. С. Попов, О влиянии инерции проводки управления на вибрации самолета и о расчете весовой балансировки элементов, ТВФ, № 7, 1940.

## ПРЕДМЕТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

### А

- Аварийный люк 325
- Автоматизация предкрылка 66
- Автоматический регулятор давле-  
ния 624
- Автопилот 282
- Авторотация 14, 82
- Амортизатор «Кронпринц» 464
  - Локхид «Эрдраулик» 480
  - «Олаер» 483
  - пластинчатый 459
  - «Фауди» 482
  - шнуровой 457
- Амортизаторы 456
  - воздушные 483
  - — диаграмма обжатия 482
  - выбор основных размеров 518
  - масляно-воздушные 470
  - — — характеристики 470
  - масляно-пружинные 466
  - масляно-резиновые 467
  - пневматические 482
  - пружинные 463
  - резиновые 457
  - со стальными кольцами 464
  - стальные 462
  - хвостового колеса 467
- Амортизационная стойка, восприни-  
маемая работа 518
  - — способы крепления 486
- Амортизация лыж 512
- Антиобледенители 317
- Аптечка, размещение в кабине 313
- Аэродинамическая закрутка крыла  
32, 34

### Б

- Багажные и почтовые отделения 323
- Балансировка 346
- Балансиры весовые 568
- Бальза 269
- Батокс 225
- Бафтинг 258, 374, 376
- Бипланная коробка крыльев 126
- Буфет 324

### В

- Ватерлиния 225
- Вентиляция 316, 325
- Вертикальное сужение 27
- Вес крыла 194, 197
  - фюзеляжа 342
  - хвостового оперения 384
  - шасси 528
- Весовая компенсация рулей 364
- Весовые балансиры 568
- Вибрации 258, 320, 322, 349, 374—376,  
559
  - крыла 41, 47, 105, 112
  - хвостового оперения 374
- Выбор положения оперения 368
- Высота крыла при уборке шасси 197

### Г

- Гаргрот 327
- Геликоптер 104
- Геометрическая закрутка крыла 26,  
32, 34
- Герметические кабины 220
- Гидросамолет «Гамбург» 139
- Гидросистема, расчет 629
- Гистерезис 456
- Глушители 321
- Градиент давления 250, 252
- Горизонтальная стреловидность 9
- Гофр 132

### Д

- Двухбалочные самолеты 200, 213
- Двухфюзеляжные самолеты 200, 215.
- Дельта-древесина 171, 183
- Демпфер 375
- Демпферы инерционные 375, 570
- Демпфирующие силы 109
- Децибелл 295, 320
- Дивергенция 111
- Дируттор (турбулизатор) 72
- Дифференциал 59, 564
- Дуга осевая (профиля, крыла) 23

## Е

- Емкость крыла 141
- фюзеляжа 274

## З

- Заворачивание самолета 369, 371, 394
- Заземление самолета 313
- Закрутка крыла комбинированная 34, 40
- Закрутка крыла аэродинамическая 31
- — геометрическая 26, 32, 34
- Закрылка эффективность 78
- Закрылки 72—79
- Закрылок Говдз 74
- Гранта 74
- Лахмана 74
- Нарди 74
- Хейдли-Пейдж 74
- ЦАГИ 74
- Юнкерса 74
- Зализы 234
- Запаздывание управления 532
- Запас рулей 533
- Заполнение баков нейтральным газом 306—308
- Заслонки ЦАГИ 193
- Затенение рулей 369
- Звукоизоляция 322, 326

## И

- Индуктивное сопротивление 12
- Инерционные демпферы 570
- Интерференция 218, 222, 234, 244, 258
- Интерференция аэродинамическая 156
- Интерцептор 42, 101

## К

- Кабина пилота 283
- Канализация 323
- Каналы входные 248
- Капот 396
- мотора 232, 242, 248, 250, 252, 257
- Киль 351
- Кислородное оборудование 286
- Колебания 374
- крыла изгибные 54
- — крутильные 55
- рыскания и крена 21
- Колеса 435
- с внутренней амортизацией 444
- Колея шасси 399, 403
- Компенсатор 43
- внешний 44
- Дорнье 43
- элерона, осевой 47, 48
- Компенсация осевая 45, 365, 367
- роговая 45, 56, 61, 365, 367
- рулей 356, 364, 373

- Компенсация элерона, осевая 45
- Компоновка крыла 148, 169
- — требования 169
- носовых установок 499
- оборудования 275
- противопожарного оборудования 303
- фотооборудования 302
- хвостового оперения 381
- хвостовых установок 504
- шасси 486, 492—499
- электрооборудования 296
- Конструктивная интерференция 152
- Концы крыла, форма в виде спеди 35
- — — в плане 35
- Коэффициент влияния числа  $Ma$  214
- индуктивного сопротивления 12
- модификации профиля 27, 33
- мощности при сдувании пограничного слоя 97
- поперечной устойчивости 37
- расхода воздуха 249, 252
- — — при сдувании пограничного слоя 97
- сопротивления двухбалочного самолета 213
- сопротивления радиаторной установки 205
- статического момента 361, 363
- трения лыжи о снег 511
- трения покрышек 447
- шарнирного момента 45
- Крен 20, 21
- Кресла пассажиров 325
- пилотов 325
- Критическая скорость 112, 376
- — — определение 114
- Крутка компенсатора 48
- Крыла закрутка аэродинамическая 31
- — геометрическая 26, 32, 34
- отъемные части (ОЧК) 158
- профиль 21
- размах 9
- разъемы 150, 161, 192
- увеличение площади 63—65
- Крыло «Вариволь» 64
- геодезическое 143—145
- Гранта 96
- Данкансона 139
- двухлонжеронное с полотняной обшивкой 124
- кессонное 128, 158, 162
- критерий совершенства конструкции 192
- колебания 106—109
- ЛАГГ-3 183
- Лонго 100
- механизированное 94
- МИГ-3 171
- многолонжеронное, моноблочное 134, 158, 166

Крыло многолонжеронное с наружной гофрированной обшивкой 133, 160

- многощелевое 96
- моноблок 130, 190
- монокок 135
- «Москито» 191
- моторизованное 96
- «Мустанг» 189
- однолонжеронное 136
- плоское 29
- Прандтля 100
- Рорбаха 130
- с жесткой обшивкой 122, 140
- с подвижной поверхностью, Фавра 100
- — — — Юрьева 99
- с полотняной обшивкой 122, 160
- со смешанной обшивкой 140
- Стигера 137—139
- форма в виде спереди 16
- — в плане 9
- Хендли Пейдж 96
- ЦАГИ 133
- «Чайка» 16
- «Эракобра» 173
- Юнкерса 133
- Як-1 179
- FW-190 172
- Me-109 170
- Me-110 187
- Ju-88, 188

Крыльев типы 123

Крылья механизированные 62

- — работа 63
- — сложные 94

## Л

Ларингофон 294

Лонжерон задний 125

- передний 125

Лыжи 509

- комбинированные 513
- убирающиеся 514

Лучевая антенна 288

## М

Маневренность 346

Мертвый конус 208

Металлизация 289

Механизированное крыло 94

Миделевое сечение 225, 237, 240, 258

Мидель-шпангоут 223, 228, 230

Момент винта 371

Монофузеляж 200, 216

## Н

Навигационные бомбы 311

Нервюра нормальная 125, 128

- усиленная 128

Нервюры, расстояние между ними 148

Носовое колесо 402, 411

- — положение 402

- — уборка 430, 517

## О

Обзор 238, 242, 258, 351, 353, 367, 373, 392

Обледевание 317, 326

Оборудование 275

- бытовое 323
- вспомогательное 310
- кислородное 286
- моторное 277
- пилотажное 275

Огнетушители 309

Оперение вертикальное 20, 40, 344, 357

- горизонтальное 348, 361
- крестообразное 351
- Рудницкого 351, 360
- хвостовое 346
- — расположение 367
- — конструктивные формы 376
- — эффективность 361

Ось вращения при уборке шасси 423, 425

- — элерона 50, 61, 80
- жесткости 106
- фокусов 109

Отопление 314, 325

- системы Дженитроль 315, 316

Отъемные части крыла (ОЧК) 158

Осевая дуга (профиля крыла) 23

## П

Парабола, построение 235

Парасоль 152

Парашют 288, 325

Парашютные ракеты 311

Пассажирские кабины, основные размеры 325

Патрубки всасывающие 242, 258

- выхлопные 244, 246, 248
- индивидуальные 245
- лобовые 242
- реактивные 244, 247

Педали 369

- Кодрон-713 546
- «Консолидейтед» 552
- He-100 547
- He-111 552
- Me-109 546
- Me-110 551
- Ju-88 550

Переговорное устройство 296

Передающее число управления 566

Передняя нога Дуглас С-54 501, 503

- — «Локхид» 500
- — «Эракобра» 499
- — DB-7 501

Перекомпенсация 48  
 Пластика 372  
 Пневматики 435  
 Пневматик, диаграмма обжатия 436  
 — выбор размеров 440  
 — определение нагрузок 441  
 Пневмопочта 311  
 Пограничный слой, отсос 98  
 — — — на самолете «Комета» 98  
 — — сдувание 96  
 Подкрылки 91  
 Подкрылок Фаулера 91  
 — ЦАГИ 91  
 Покрышки 439  
 Поперечная управляемость 41  
 Поперечное V 18, 20, 36, 40  
 — V, расчет угла 37  
 Посадка самолета 389, 391  
 Посадочный угол атаки 399  
 Потери напора 248  
 — эффективности элеронов 51  
 Предкрылка автоматизация 66  
 Предкрылки 65, 81  
 — концевые 40  
 Предкрылок автоматический 101  
 — концевой, автоматический 68—72  
 — пластинчатый 66  
 — с крыльевым профилем 65  
 Приборная доска 275, 277, 302  
 Приборы аэронавигационные 275  
 — винтомоторной группы 277  
 — слепого полета 313  
 Пробег самолета 391  
 Противокапотажный угол 398  
 Противопожарное оборудование 309  
 Профиль американский, нумерация 24  
 — — построение 24, 26  
 — вогнутовыпуклый 21  
 — двояковыпуклый 21  
 — концевых закруглений 41  
 — модификация 26, 31  
 — осевая дуга 23  
 — плосковыпуклый 21  
 — средняя линия 23, 27  
 — толщина 16

## Р

Радиатор 248, 252, 256, 282  
 — расположение его 256, 257  
 Радиооборудование 288  
 Радиополукомпас 295, 313  
 Разбег самолета 391  
 Размах крыла 9  
 Разъемы крыла 150, 161, 192  
 — фюзеляжа 270  
 — технологические 161, 270  
 Ракетный пистолет 310  
 Расположение крыла верхнее 153  
 — — нижнее 156  
 — — среднее 153  
 Распорки косые 126  
 Расход воздуха 249

Расчалки 125, 260  
 Реверс элерона 51  
 Регулятор давления 625  
 — потока 625  
 Рыскание 21, 54, 57, 62  
 Рулей компенсация аэродинамическая 364  
 — — весовая 364  
 — эффективность 364  
 Руль высоты 349, 364  
 — направления 357, 365  
 Рыбина 225

## С

Самолет  
 — Дуглас DC-3 315, 319, 592, 593  
 — Ер-2 210, 296, 301, 309  
 — Ил-2 209, 294, 307  
 — Ил-4 295  
 — «Комета» 98, 284  
 — ЛАГГ-3 183, 280, 304, 334, 505  
 — Локхид «Электра» 283  
 — МИГ-13 171, 336, 605  
 — «Москито» 191, 209, 339  
 — «Мустанг» 189, 332  
 — Пе-2 589  
 — «Перигрин» 98  
 — «Эраобра» 173, 341, 495, 499, 609  
 — Як-1 299, 326, 492, 504, 633  
 — Do-217EJ 210, 575  
 — He-100 547, 574  
 — He-111 552  
 — FW-190 172  
 Самолет Ju-88 188, 328, 550, 578  
 — Me-108B 539, 605  
 — Me-109 170, 493, 506, 546, 573, 580  
 — Me-110C 187, 331, 537, 561, 594  
 — двухбалочный 213  
 — двухфюзеляжный 215

Сдвиг фаз 108  
 Сервокомпенсатор 44, 61, 365, 372  
 Серворули 366  
 Сервотриммер 365  
 Сервоэлерон 53  
 Силовая балка фюзеляжа 173  
 Скорлупа фюзеляжа 269, 334  
 Скоростной наддув 242, 243  
 — напор 316  
 Спираль 21  
 Спиральная неустойчивость 21  
 Сравнительная оценка крыльев 146  
 — — фюзеляжей 273  
 Средняя относительная толщина крыла 16  
 Стабилизатор 376  
 — двухлонжеронный 377  
 — кессонный 377

Стабилизатор многолонжеронный, моноблочный 380  
 — моноблочный 380  
 — однолонжеронный 380  
 — разрезной 383  
 — управляемый 79  
 Степень компенсации 45  
 Стреловидность горизонтального оперения 358  
 — крыла 9, 15  
 Стрингеры, размещение 149, 232  
 Стопорный механизм 432—434  
 Стык крыла и центроплана 158  
 Сужение вертикальное 16  
 — горизонтального оперения 349  
 — горизонтальное 9

## Т

Тормоза 447  
 — дисковые 453  
 — камерные 453  
 — колодочные 448  
 Тормозные щитки 88, 616  
 Траверса 430  
 Требования к амортизаторам 456  
 — — колесам 443  
 — — крылу 7  
 — — механизированным крыльям 62  
 — — органам поперечного управления 43  
 — — тормозам 447  
 — — управлению 532  
 — — фюзеляжу 200  
 — — хвостовому оперению 347  
 — — шасси 386  
 Триммер 45, 61, 365, 370  
 — управление 45, 592  
 Туннель 246—252, 255—258, 316  
 Турбулизатор (дируттор) 72  
 Турели носовые 209  
 Турель «Сперри» 211

## У

Уборка главных колес 405, 409, 413  
 — — в крыло 405  
 — — в фюзеляж 409  
 — колес, кинематика 413, 421—430  
 — лыж 411  
 — носовых и хвостовых колес 410  
 — — — кинематика 430—435  
 — шасси 405  
 — — в мотогондолу 413, 417  
 — хвостовых колес 410, 432  
 Угол выноса 397—400  
 — обзора 238  
 — отклонения руля высоты 362  
 — — направления 363  
 — поперечного V 37  
 — противокатажный 398

Узлы расчалочных фюзеляжей 260  
 Управление висячей рукояткой 583  
 — воздушными тормозами 616  
 — вспомогательное 530  
 — гидравлическое, схемы 620  
 — гидромеханическое 597  
 — дифференциальное 562  
 — двойное 538, 540, 549, 551.  
 — дополнительное 585  
 — механизированным крылом 597  
 — механическое 597  
 — ножное, двойное 549, 551  
 — — проводка 559  
 — — — Me-110 561  
 — — — центральное 544  
 — — — Ju-88 550  
 — оперением Рудницкого 581  
 — основное 529  
 — — — принципиальные схемы 535  
 — передаточное число 566  
 — перемещающимися штурвалами 583  
 — пневматическое, схемы 633  
 — пневмомеханическое 601  
 — рекомендации по проектированию 533, 562  
 — рукояткой 536  
 — — двойное 538  
 — — — Me-108B 539  
 — — — проводка 554  
 — — — Me-110 537  
 Управление самолета 529  
 — свободными элеронами 580  
 — сервотриммерами, «Москито» 595  
 — — Me-110C 594  
 — стабилизатором 588  
 — — Пе-2 589  
 — — Me-110C 589  
 — тормозами 609  
 — — гидравлическое 612  
 — — механическое 611  
 — — пневматическое 614  
 — — электрическое 616  
 — триммерами 591  
 — триммером Пе-2 593  
 — — Дуглас DC-3 592  
 — тройное PZl. 544  
 — шасси 603  
 — — Боинг В-29 609  
 — — гидромеханическое и пневматическое 607  
 — — Ил-4 607  
 — — механическое 603  
 — — МИГ-1 605  
 — — электромеханическое 607  
 — — «Эракобра» 609  
 — — Me-108B 605  
 — — штурвалом и рукояткой 542  
 — — проводка 557  
 — — двойное 540  
 — — электромеханическое 603

- Управление элеронами-закрылками 571
  - — — Do-217EJ 575
  - — — He-100 574
  - — — Me-109 573, 580
  - — — Ju-88 578
  - элеронами-рулями высоты 582
- Управляемость 346
  - поперечная 41, 59, 60, 80
- Устойчивость 346
  - поперечная 14, 32, 34, 36, 40
  - при крене 82
  - продольная 15
  - пути 16, 40, 364, 392

## Ф

- Флаттер 61, 105, 107, 111, 118, 375
  - крутильно-рулевой 375
- Флеттнера цилиндр 101
- Фокус 12, 15, 109
- Фонари 237
  - стрелков 241
- Форма вертикального оперения 357
  - — — разнесенного 358
  - концов крыла 35
  - крыла в виде спереди 16
  - — в плане 9
  - сечений монофюзеляжа 218
  - фюзеляжа в виде сбоку 201
  - — в плане 221
  - хвостового оперения в виде спереди 350
  - — — в плане 347
- Формы хвостового оперения, особые 359
- Фотоаппарат 302, 305
- Фотокинопулемет 302
- Фотооборудование 302
- Фюзеляж 200
  - балочный 269, 273
  - геодезический 263, 273
  - кессонный 264, 273
  - монокок 267, 273
  - оценка типов 273
  - полумонокок 265, 273
  - разъемы 270
  - рамный 264
  - с жесткой обшивкой 259, 264
  - с полотняной обшивкой 259
  - сечения 219
  - ферменный раскосный 262, 273
  - — расчалочный 260, 273
  - ЛАГГ-3 334
  - МИГ-1 337
  - «Москито» 339
  - «Мустанг» 332
  - «Тайфун» 339
  - «Эракобра» 341
  - Як-1 326
  - Me-110 331
  - Ju-88 328

- Фюзеляж определение ЦТ 342
  - теоретический чертеж 223, 241, 259
- Фюзеляжа разъемы 270
  - стрингеры 230—233
  - шпангоуты 264
- Фюзеляжей оценка 273

## Х

- Хвостовая предохранительная опора 403
- Хвостовая опора Боинг В-29 509
- Хвостовое колесо Кертисс «Командо» 507
  - — ЛАГГ-3 505
  - — «Тайфун» 506
  - — Як-1 504
  - — Me-109 506
  - — уборка 432
- Хорда аэродинамическая 21
  - концевая 35
  - наимыгоднейшая закрылков 74
  - — щитков 84
  - средняя, геометрическая 9
  - фиктивная 35
  - внутренние 21
  - внешняя 22

## Ц

- Центр жесткости 106
  - тяжести 55, 106, 110
  - — фюзеляжа 342
- Центроплан 123, 150, 158
- Циркуляция 13

## Ш

- Шайбы 351, 357, 369
- Шарнирный момент 43
- Шарниры щитков 37
  - элерона 36, 43, 62
- Шасси 386
  - выбор основных параметров 395
  - — — двухколесное 395
  - — — трехколесное 400
  - высота 399
  - двухколесное 387, 395
  - неубирающееся 404
  - одноколесное 388
  - с носовым колесом 388
  - с хвостовым колесом 388
  - трехколесное 388, 400
  - убирающееся 387, 405
  - универсальные 509
  - Боинг В-29 498
  - «Томагавк» 499
  - «Эракобра» 495
  - Як-1 492
  - DC-3 497
  - Me-109 493

Шлиц-шарнир 405, 432, 478  
Шпангоут 223  
Шпангоуты фюзеляжа 264  
Штопор 367, 369  
Штурвал 282, 540  
Шум 295, 320, 326

### Щ

Щель 42, 61, 71, 97, 101, 235, 240, 246, 320, 326  
Щитка наимыгоднейшая хорда 84  
Щитки 37, 63, 82  
Щитки тормозные 88, 616  
— — компенсированные, двойные 91  
— — складные 91  
— — размещение по размаху 87  
Щиток Ирвинга 82  
— Кальма 82  
— ЦАГИ 83  
— Цапа 83  
— NASA 83

### Э

Электрооборудование 296

Элерон внешний 53  
— дифференциальный 51, 57, 62  
— типа Фрайз 37, 45, 49  
— Цапа 53  
— щелевой 45, 50, 80  
— Юнкерса 53  
Элерона компенсация аэродинамическая 43, 61  
— — весовая 54, 56, 61  
— кручение 47  
— площадь 60  
— ось вращения 57, 61  
— реверс 51  
Элеронов эффективность 59  
Элероны 42  
Элероны некомпенсированные 43, 47  
— плавающие 42, 51  
— потери эффективности 51  
— свободные 42, 51, 53  
Элероны-закрылки 79, 101  
— щитки 103  
Эффективность закрылка 78  
Эффективность рулей 364  
Эффективность хвостового оперения 361

# ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>Стр.</i>
От редактора . . . . .	3
От автора . . . . .	5

## ПЕРВАЯ ЧАСТЬ

### ПРОЕКТИРОВАНИЕ КРЫЛА

#### Глава I

##### АРХИТЕКТУРНЫЕ ФОРМЫ КРЫЛЬЕВ

§ 1. Требования, предъявляемые к конструкции, размерам и расположению крыла . . . . .	7
§ 2. Форма крыла в плане . . . . .	9
§ 3. Форма крыла в виде спереди . . . . .	16
§ 4. Профиль крыла . . . . .	21
§ 5. Форма концов крыла . . . . .	35
§ 6. Проектировочный расчет угла поперечного V . . . . .	37
§ 7. Выводы . . . . .	40

#### Глава II

##### ОРГАНЫ ПОПЕРЕЧНОЙ УПРАВЛЯЕМОСТИ

§ 1. Работа органов поперечной управляемости, их типы и предъявляемые требования . . . . .	41
§ 2. Аэродинамическая компенсация элеронов, составляющих часть несущей поверхности крыла . . . . .	43
§ 3. Элероны в виде отдельных поверхностей . . . . .	51
§ 4. Весовая компенсация элеронов . . . . .	54
§ 5. Дифференциальные элероны . . . . .	57
§ 6. Выбор основных размеров элеронов . . . . .	59
§ 7. Выводы . . . . .	60

#### Глава III

##### МЕХАНИЗИРОВАННЫЕ КРЫЛЬЯ

§ 1. Назначение механизированных крыльев, предъявляемые к ним требования и основные принципы работы . . . . .	62
§ 2. Механизированные крылья с переменной площадью . . . . .	63
§ 3. Предкрылки . . . . .	65
§ 4. Закрылки . . . . .	72
§ 5. Элероны-закрылки . . . . .	79
§ 6. Щитки . . . . .	82
§ 7. Подкрылки . . . . .	91
§ 8. Сложные механизированные крылья . . . . .	94

	<i>Стр</i>
§ 9. Моторизованные крылья . . . . .	96
§ 10. Особые типы поперечного управления при механизации крыльев . . . . .	101
§ 11. Выводы . . . . .	103

#### Г л а в а IV ФЛАТТЕР КРЫЛА

§ 1. Физическая картина флаттера . . . . .	105
§ 2. Расчет крыла на флаттер . . . . .	112
§ 3. Выводы. . . . .	117

#### Г л а в а V КОНСТРУКТИВНЫЕ ФОРМЫ КРЫЛЬЕВ

§ 1. Особенности конструкции крыльев . . . . .	122
§ 2. Двухлонжеронные крылья с полотняной обшивкой . . . . .	124
§ 3. Кессонные крылья . . . . .	128
§ 4. Двухлонжеронный моноблок . . . . .	130
§ 5. Многолонжеронные крылья с наружной гофрированной обшивкой . . . . .	133
§ 6. Многолонжеронные моноблочные крылья . . . . .	134
§ 7. Крыло монокок . . . . .	135
§ 8. Однолонжеронные крылья и их разновидности . . . . .	136
§ 9. Крылья геодезической конструкции . . . . .	143
§ 10. Выводы . . . . .	145

#### Г л а в а VI СИЛОВАЯ КОМПОНОВКА КРЫЛА

§ 1. Размещение силовых элементов крыла . . . . .	148
§ 2. Особенности компоновки центроплана . . . . .	150
§ 3. Стык отъемных частей крыла (ОЧК) и центроплана . . . . .	158
§ 4. Технологические разъемы . . . . .	161
§ 5. Выводы . . . . .	165

#### Г л а в а VII ПРИМЕРЫ КОМПОНОВКИ КРЫЛА

§ 1. Требования к компоновке крыла . . . . .	169
§ 2. Однолонжеронные крылья одномоторных истребителей . . . . .	170
§ 3. Двухлонжеронные крылья одномоторных истребителей . . . . .	173
§ 4. Однолонжеронные крылья двухмоторного самолета Me-110 . . . . .	187
§ 5. Двухлонжеронное крыло двухмоторного самолета Ju-88 . . . . .	188
§ 6. Моноблочное крыло одноместного одномоторного истребителя "Мустанг" . . . . .	189
§ 7. Моноблочное крыло двухмоторного истребителя-бомбардировщика "Москито" . . . . .	191
§ 8. Выводы . . . . .	192

### ВТОРАЯ ЧАСТЬ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ФЮЗЕЛЯЖА

#### Г л а в а I АРХИТЕКТУРНЫЕ ФОРМЫ ФЮЗЕЛЯЖЕЙ

§ 1. Назначение, типы фюзеляжей и предъявляемые к ним требования . . . . .	200
§ 2. Формы фюзеляжей в виде сбоку . . . . .	201
Монофюзеляжи . . . . .	201
Двухбалочные самолеты . . . . .	213
Двухфюзеляжные самолеты . . . . .	215

	Стр.
§ 3. Типы сечений фюзеляжа . . . . .	218
§ 4. Форма фюзеляжей в плане . . . . .	221
§ 5. Теоретический чертеж фюзеляжа . . . . .	223
§ 6. Размещение стрингеров . . . . .	232
§ 7. Выводы . . . . .	233

## Глава II

### ДЕТАЛИ АРХИТЕКТУРНОЙ ФОРМЫ ФЮЗЕЛЯЖЕЙ

§ 1. Зализы . . . . .	234
§ 2. Фонари . . . . .	237
§ 3. Всасывающие патрубки . . . . .	242
§ 4. Выхлопные патрубки . . . . .	244
§ 5. Построение каналов капотов и радиаторов . . . . .	248
§ 6. Выводы . . . . .	258

## Глава III

### КОНСТРУКТИВНЫЕ ФОРМЫ ФЮЗЕЛЯЖЕЙ

§ 1. Классификация и особенности конструкции фюзеляжей . . . . .	259
§ 2. Фюзеляжи с полотняной обшивкой . . . . .	260
§ 3. Фюзеляжи с жесткой обшивкой . . . . .	264
§ 4. Изменение типа конструкции фюзеляжа по длине и эксплуатационные разрезы . . . . .	269
§ 5. Технологические разрезы фюзеляжа . . . . .	270
§ 6. Выводы . . . . .	273

## Глава IV

### КОМПОНОВКА ОБОРУДОВАНИЯ

§ 1. Аэронавигационное оборудование . . . . .	275
§ 2. Приборы винтомоторной группы . . . . .	277
§ 3. Автопилот . . . . .	282
§ 4. Кислородное оборудование . . . . .	284
§ 5. Радиооборудование . . . . .	288
Радиооборудование на одноместном самолете . . . . .	289
Радиооборудование на многоместных самолетах . . . . .	294
§ 6. Компоновка электрооборудования . . . . .	296
§ 7. Компоновка фотооборудования . . . . .	302
§ 8. Компоновка противопожарного оборудования . . . . .	303
§ 9. Компоновка вспомогательного оборудования . . . . .	310
§ 10. Выводы . . . . .	313

## Глава V

### КОМПОНОВКА РАЗЛИЧНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

§ 1. Отопление . . . . .	314
§ 2. Вентиляция . . . . .	316
§ 3. Антиобледенители . . . . .	317
§ 4. Борьба с шумом . . . . .	320
§ 5. Бытовое и прочее оборудование . . . . .	323
§ 6. Выводы . . . . .	325

## Глава VI

### ПРИМЕРЫ СИЛОВОЙ КОМПОНОВКИ ФЮЗЕЛЯЖЕЙ

§ 1. Силовая компоновка ферменного фюзеляжа . . . . .	326
§ 2. Силовая компоновка фюзеляжей полумонокок . . . . .	328
§ 3. Силовая компоновка фюзеляжей смешанной конструкции . . . . .	336
§ 4. Силовая компоновка фюзеляжей монокок . . . . .	339

§ 5. Силовая компоновка балочного фюзеляжа . . . . .	341
§ 6. Вес фюзеляжа и положение его центра тяжести . . . . .	342
§ 7. Выводы . . . . .	344

### ТРЕТЬЯ ЧАСТЬ

#### ПРОЕКТИРОВАНИЕ ОПЕРЕНИЯ

##### Глава I

##### АРХИТЕКТУРНЫЕ ФОРМЫ ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ

§ 1. Назначение и работа хвостового оперения . . . . .	346
§ 2. Требования, предъявляемые к хвостовому оперению . . . . .	347
§ 3. Форма хвостового оперения в плане . . . . .	347
§ 4. Форма хвостового оперения в виде спереди . . . . .	350
Положение вертикального оперения по размаху горизонтального оперения . . . . .	351
Разнесенное вертикальное оперение . . . . .	353
§ 5. Форма вертикального оперения . . . . .	357
§ 6. Особые формы хвостового оперения . . . . .	359
§ 7. Выводы . . . . .	360

##### Глава II

##### ВЫБОР РАЗМЕРОВ И МЕСТА РАСПОЛОЖЕНИЯ ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ

§ 1. Выбор размеров и оценка эффективности хвостового оперения . . . . .	361
§ 2. Аэродинамическая и весовая компенсации рулей . . . . .	364
§ 3. Выбор места расположения хвостового оперения . . . . .	367
§ 4. Меры против заворачивания многомоторных самолетов . . . . .	369
§ 5. Способы погашения момента винтов и заворачивающего момента . . . . .	371
§ 6. Выводы . . . . .	373

##### Глава III

##### ВИБРАЦИИ ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ

§ 1. Физическая картина бафтинга и меры борьбы с ним . . . . .	374
§ 2. Флаттер хвостового оперения и меры борьбы с ним . . . . .	375
§ 3. Выводы . . . . .	376

##### Глава IV

##### КОНСТРУКТИВНЫЕ ФОРМЫ ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ

§ 1. Особенности конструкции хвостового оперения . . . . .	376
§ 2. Основные типы конструкции и методы упрощения клепки . . . . .	377
§ 3. Выводы . . . . .	381

##### Глава V

##### КОМПОНОВКА ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ

§ 1. Примеры компоновки хвостового оперения . . . . .	381
§ 2. Определение веса хвостового оперения . . . . .	384
§ 3. Выводы . . . . .	385

### ЧЕТВЕРТАЯ ЧАСТЬ

#### ПРОЕКТИРОВАНИЕ ШАССИ

##### Глава I

##### ВЫБОР ТИПА И ОСНОВНЫХ РАЗМЕРОВ ШАССИ

§ 1. Назначение и требования, предъявляемые к шасси . . . . .	386
§ 2. Типы шасси и их особенности . . . . .	387

	<i>Стр.</i>
§ 3. Выбор основных параметров шасси . . . . .	395
Двухколесное шасси . . . . .	395
Трехколесное шасси . . . . .	400
§ 4. Выводы . . . . .	403

## Г л а в а II

### ПРИНЦИПИАЛЬНЫЕ СХЕМЫ СОВРЕМЕННЫХ ШАССИ

§ 1. Неубирающееся шасси . . . . .	404
§ 2. Схемы уборки главных колес в крыло . . . . .	405
§ 3. Схемы уборки главных колес в фюзеляж . . . . .	409
§ 4. Схемы уборки носовых и хвостовых колес . . . . .	410
§ 5. Схемы уборки лыж . . . . .	411
§ 6. Выводы . . . . .	412

## Г л а в а III

### КИНЕМАТИКА УБОРКИ КОЛЕС

§ 1. Кинематика уборки колес в направлении хорды . . . . .	413
Уборка шасси в мотогондолу с разворотом колеса на 90° . . . . .	417
Уборка шасси по направлению хорды в крыло одномоторных самолетов . . . . .	419
§ 2. Кинематика уборки колес по размаху крыла . . . . .	421
Кинематика уборки шасси с подкосами . . . . .	421
Кинематика уборки одностоечного шасси . . . . .	421
§ 3. Кинематика уборки колес в фюзеляж . . . . .	427
§ 4. Кинематика уборки носовых и хвостовых колес . . . . .	430
Уборка носовых колес . . . . .	430
Уборка хвостовых колес . . . . .	432
§ 5. Выводы . . . . .	435

## Г л а в а IV

### ПНЕВМАТИКИ И КОЛЕСА

§ 1. Типы пневматиков и их характеристики . . . . .	435
§ 2. Выбор размеров пневматиков . . . . .	440
§ 3. Требования, предъявляемые к колесам, и типы колес . . . . .	443
§ 4. Требования, предъявляемые к тормозам, особенности их работы и выбор тормоза . . . . .	447
Колодочные тормоза . . . . .	448
Камерные тормоза . . . . .	453
Дисковые тормоза . . . . .	453
§ 5. Выводы . . . . .	456

## Г л а в а V

### ПРИНЦИПИАЛЬНЫЕ СХЕМЫ АМОРТИЗАЦИОННЫХ СТОЕК И ИХ ХАРАКТЕРИСТИКИ

§ 1. Назначение амортизаторов и предъявляемые к ним требования . . . . .	456
§ 2. Резиновые амортизаторы и их характеристики . . . . .	457
§ 3. Стальные амортизаторы и их характеристики . . . . .	462
§ 4. Масляно-пружинные и масляно-резиновые амортизаторы . . . . .	466
§ 5. Масляно-воздушные амортизаторы и их характеристики . . . . .	470
Торможение на прямом ходе . . . . .	471
Торможение на обратном ходе . . . . .	475
Особенности конструкций амортизаторов . . . . .	475
§ 6. Воздушные амортизаторы . . . . .	481
§ 7. Выводы . . . . .	485

## Глава VI

### КОМПОНОВКА ШАССИ

	Стр.
§ 1. Способы крепления колес к амортизационным стойкам . . . . .	486
§ 2. Способы крепления амортизационных стоек одномоторных самолетов . . . . .	489
§ 3. Примеры компоновки шасси . . . . .	492
Уборка главных колес в крыло по размаху . . . . .	492
Уборка главных колес по направлению хорды крыла . . . . .	497
§ 4. Примеры компоновки носовых и хвостовых стоек . . . . .	499
Носовые установки . . . . .	499
Хвостовые установки . . . . .	504
§ 5. Установка лыж и универсальное шасси . . . . .	509
§ 6. Выводы . . . . .	516

## Глава VII

### ПРОЕКТИРОВОЧНЫЕ РАСЧЕТЫ

§ 1. Выбор основных размеров амортизационных стоек . . . . .	518
§ 2. Определение веса шасси . . . . .	528

## ПЯТАЯ ЧАСТЬ

### ПРОЕКТИРОВАНИЕ УПРАВЛЕНИЯ

#### Глава I

##### ТИПЫ УПРАВЛЕНИЯ И ОБЩИЕ СООБРАЖЕНИЯ ПРИ ЕГО ПРОЕКТИРОВАНИИ

§ 1. Назначение, типы управления, принципы работы и особенности . . . . .	529
§ 2. Требования к основному управлению . . . . .	532
§ 3. Рекомендации по проектированию управления . . . . .	533

#### Глава II

##### ПРИНЦИПИАЛЬНЫЕ СХЕМЫ ОСНОВНОГО УПРАВЛЕНИЯ

§ 1. Центральные механизмы ручного управления . . . . .	535
Управление рукояткой . . . . .	536
Двойное управление рукоятками . . . . .	538
Двойное штурвальное управление . . . . .	540
Ручное управление штурвалом и рукояткой . . . . .	542
§ 2. Центральный механизм ножного управления . . . . .	544
Педали, перемещающиеся в горизонтальной плоскости . . . . .	545
Педали, перемещающиеся в вертикальной плоскости . . . . .	549
§ 3. Принципиальные схемы проводки ручного и ножного управлений . . . . .	554
Проводка при ручном управлении рукояткой . . . . .	554
Проводка при ручном штурвальном управлении . . . . .	557
Проводка ножного управления . . . . .	559
§ 4. Замечания к проектированию проводки и механизмов основного управления . . . . .	562
§ 5. Выводы . . . . .	570

#### Глава III

##### ОСОБЫЕ СХЕМЫ МЕХАНИЗМОВ И ПРОВОДКИ ОСНОВНОГО УПРАВЛЕНИЯ

§ 1. Управление элеронами-закрылками . . . . .	571
§ 2. Управление свободными элеронами . . . . .	580
§ 3. Управление V-образным оперением Рудницкого . . . . .	581
§ 4. Управление элеронами-рулями высоты . . . . .	582
§ 5. Особые случаи расположения управления . . . . .	583
§ 6. Выводы . . . . .	584

## Глава IV

### ПРИНЦИПИАЛЬНЫЕ СХЕМЫ МЕХАНИЧЕСКОГО, ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО И СМЕШАННОГО ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ

Стр.

§ 1.	Особенности дополнительного механического и смешанного управления и предъявляемые к нему требования . . . . .	585
§ 2.	Управление стабилизатором . . . . .	588
§ 3.	Управление триммерами . . . . .	591
§ 4.	Управление механизированным крылом . . . . .	597
§ 5.	Управление шасси . . . . .	603
§ 6.	Управление тормозами . . . . .	609
§ 7.	Управление воздушными тормозами . . . . .	616
§ 8.	Выводы . . . . .	619

## Глава V

### ПРИНЦИПИАЛЬНЫЕ СХЕМЫ ГИДРАВЛИЧЕСКОГО И ПНЕВМАТИЧЕСКОГО ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ

§ 1.	Схемы гидравлического управления . . . . .	620
§ 2.	Проектировочный расчет гидросистемы . . . . .	629
§ 3.	Принципиальные схемы пневматического управления . . . . .	633
§ 4.	Выводы . . . . .	635
Литература . . . . .		637
Предметный указатель . . . . .		639



