

*Ландышев Б.К.*

**РАСЧЁТ И КОНСТРУИРОВАНИЕ**  
**ПЛАНЕРА.**

Оборонгиз М-Л 1939г  
227 стр.

## ПРЕДИСЛОВИЕ РЕДАКТОРА

Конструирование летательного аппарата, хотя бы и без мотора, является задачей ответственной и сложной.

Ответственной — потому, что в полете всякая ошибка конструктора может вызвать гибель летчика даже тогда, когда он поднялся на 10—15 метров над землей.

Сложность задачи заключается в том, что планер должен не только держаться в воздухе, а подчиняться определенным движениям пилота, обладая при этом достаточной прочностью всех частей при возможно меньшем их весе.

Ни в одной области техники вопрос малого веса при достаточной прочности не стоит так остро, как в авиации вообще и в планеризме в частности.

Если первые планеры гениальных пионеров авиации Лилиенталя, братьев Райт и др. строились на основании изобретательской интуиции, без точного знания сил и законов, которым подвержен летательный аппарат, то в настоящее время теория и практика планеризма дают возможность конструктору не только заранее знать летные свойства планера, но и те силы, которые действуют на отдельные его части.

Несмотря на это, ни в одну область техники, пожалуй, начинающие конструкторы не вносят столько изобретательской «отсебятины», как в область авиации, без учета почти сорокалетнего ее опыта.

После того как тысячи молодых людей научились летать на планерах, следуя строго выработанной методике, после того как на фигурных планерах проделаны все фигуры высшего пилотажа, после того как советские планеристы научились, как птицы, преодолевать сотни километров, никого уже не может удовлетворить планер, претендующий только на возможность подняться и продержаться в воздухе.

Планерная техника выдвинула ряд специфических, в настоящее время достаточно высоких, требований к каждому типу планеров, и задача конструктора заключается в том, чтобы, выбрав тип, этим требованиям удовлетворить.

Конечно, и сейчас еще остается большое поле деятельности для изобретателя в области изыскания новых типов летательных аппаратов, могущих прийти на смену классическим прототипам современной авиации, в целях наделения человека большими, чем сейчас, возможностями, но и в этой области изобретатель должен опираться на до-

статочное знание теории и практики, чтобы не повторять азов и не быть Колумбом давно открытых Америк.

Особенно плодотворной может быть работа по усовершенствованию конструкции отдельных элементов планеров для отыскания новых возможностей по облегчению веса, по упрощению и удешевлению производства, по новым материалам, могущим служить этим же целям.

Исследования такого рода просто немыслимы без достаточного знакомства с условиями работы отдельных частей планера и с теми силами, которые на эти части действуют.

Следует предостеречь от очень часто встречающейся ошибки, которую допускают изобретатели и конструкторы-новаторы.

Никогда не следует, без особой надобности, из стремления к новизне вводить в новую экспериментальную схему, новые элементы конструкции или новые материалы.

Практика показывает, что экспериментирование по всему фронту приводит к тому, что ценная и интересная схема не может быть испытана из-за неудачной конструкции элементов и наоборот.

Только тогда, когда самая схема требует применения новых элементов или материалов, конструктор может и обязан, полностью обосновав свои новаторские стремления, ввести несколько экспериментальных моментов в свою конструкцию.

Новаторство подобного рода требует особенно хорошего знакомства с условиями полета, с условиями работы и с взаимодействием отдельных частей конструкции.

В противном случае неизбежны грубые ошибки, компрометирующие самую идею подобного новаторства.

Планеристы знают попытку одного заслуженного художника, пытавшегося опрокинуть всю современную планерную технику внедрением «сложно-гнутых материало-форм», в результате чего пилот, лежа ничком в зыбкой корзине и продев голову в отверстие, должен был махать руками и дергать ногами для управления привязанными к корзине причудливыми крыльями и хвостом. Утешением не могло служить и то, что вся «конструкция» была обтянута парашютным шелком и имела вид какой-то доисторической птицы.

Техника летательных аппаратов и планеризма не прощает игнорирования ее основ, какими бы громкими словами конструктор ни прикрывался.

Литература по авиации достаточно обширна и богата руководствами, научными трудами, справочниками и журнальными статьями. Всякий конструктор, начинающий работать в области планеризма, мог бы найти в литературе ответы на все интересующие его вопросы, но, к сожалению, эта задача не всем по силам, так как планерная литература сводится главным образом к журнальным статьям, самый подбор которых достаточно затруднителен.

Руководства по планеризму практически отсутствуют, если не считать книги Н. Н. Фадеева «Аэродинамический расчет планера» издания 1927 г., давно уже ставшей библиографической редкостью.

Вопросу выбора размеров планера посвящено довольно много статей в журнале «Самолет» и несколько статей в журнале «Техника воздушного флота». Совсем уже редки сборники, посвященные 2-му и 8-му слетам планеристов, содержащие интересные материалы по статистике и описанию планеров.

Особенно бедна литература по расчету планера на прочность. Конструктору-планеристу приходится пользоваться учебниками и руководствами, предназначенными для авиационных вузов и техникумов, и немногими статьями в журнале «Самолет».

Если студенту или инженеру, пробующему свои конструкторские силы в области планеризма, общие руководства вполне доступны, то этого нельзя сказать про те круги молодых авиационных конструкторов, летчиков-авиатехников, инструкторов-планеристов, среди которых имеется достаточное количество молодых людей, ищущих возможностей самостоятельной творческой работы в области конструирования.

Помочь этой молодежи, давшей за последние годы ряд имен, уже завоевавших известность в планеризме, и является главной целью настоящей книги.

Задача, поставленная автору, очень трудна, в особенности, если учесть, что автор сам является молодым конструктором, впервые берущимся за перо.

Это не могло не сказаться прежде всего на сроках написания книги, задуманной уже давно.

Трудно было заранее определить объем книги, так как хотелось дать в книге такой материал, чтобы конструктор в своих практических расчетах не нуждался в других источниках.

По условиям размера издания эту задачу полностью выполнить не удалось.

Пришлось, например, отказаться от помещения в книгу новых норм прочности для планеров с комментариями, и по этому вопросу мы отсылаем читателя к труду В. В. Шушурина «Атлас конструкций планеров», Оборонгиз, 1938. Там же читатель найдет и статистические данные по планерам, необходимые для размерной и весовой компоновки.

В первой главе книги даны краткие сведения из аэродинамики в объеме, необходимом для пользования нормами прочности и для построения поляры.

Все формулы даны в старых коэффициентах, так как новые коэффициенты в планерной литературе пока распространения не получили. Там же дается схема сил, действующих на летящий планер, и понятие о перегрузках.

Вторая глава посвящена составлению эскизного проекта, т. е. первому этапу проектирования, при котором конструктор выясняет все данные, необходимые для расчета планера на прочность.

Выбору основных размеров с точки зрения соответствия проекта желаемым летным данным (скорость, качество, скорость снижения) посвящено достаточное количество статей Томашевича, Антонова, Липпиша и др. в журналах «Техника воздушного флота» и «Самолет».

Даже краткое изложение этих статей потребовало бы увеличения объема книги, почему автору пришлось отказаться совершенно от цитирования даже основных положений упомянутых работ и считать размах, площадь, а следовательно, и удлинение, выбранными на основании аэродинамических соображений. Автор приводит только рассуждения и выкладки по сравнению трапецевидного и прямоугольных крыльев с точки зрения веса несущих элементов, заимствованные у Липпиша. Вся III глава посвящена крыльям (с точки зрения формы в плане, профиля, закрутки), элементам механизации крыла (предкрылки, закрылки) и конструктивным схемам крыльев в целом и отдельных частей.

Глава IV посвящена расчету свободнонесущих крыльев различных типов. Вопрос освещен с достаточной полнотой на основе современных воззрений.

В практике планеростроения наибольшее распространение имеют однолонжеронные крылья, расчет которых достаточно прост.

Двухлонжеронные крылья до последнего времени рассчитывались конструкторами приближенно, что вело или к перетяжелениям или к недостаточной прочности. Изложенные здесь методы расчета двухлонжеронных крыльев с учетом работы обшивки позволят конструкторам путем уточнения расчета обеспечить достаточную прочность без перетяжелений. К сожалению, объем книги не позволил поместить графики распределения нагрузки по размаху для закрученных и не закрученных трапецевидных крыльев, и автору пришлось отослать читателя к первоисточнику (Справочник авиаконструктора, том I), книге достаточно дорогой и уже редкой. Но мы настоятельно рекомендуем пользоваться этими графиками, так как в большинстве планерных крыльев с переменным по толщине профилем являются аэродинамически закрученными, и изгибающие моменты, получаемые из предположения пропорциональности нагрузки хордам, могут значительно отличаться от истинных изгибающих моментов, высчитанных на основе графиков. По тем же соображениям автору не удалось на примере показать, какую ошибку допускают конструкторы при обычном расчете. Очень возможно, что обычные допущения не всюду идут в пользу прочности и некоторые сечения крыльев в существующих конструкциях недостаточно прочны.

В главе IV разобраны методы расчета и конструкция всех основных элементов крыла.

Расчет подкосного крыла в части построения эпюры моментов, определения реакций и расчета сжато-изогнутого пролета и подкоса выделен в главу V.

В главах VI и VII даны методы расчета органов управления (рулей элеронов) с практическими примерами расчета для целиком подвижного оперения и оперения со стабилизатором.

В главе VIII рассмотрены конструкция фюзеляжа и схемы нагружения его силами. Определение усилий в элементах панелей ферменного фюзеляжа известными для ферм приемами опущено из-за недостатка места. Методы Кремона и Риттера и др. изложены во всех курсах механики, графостатики и строительной механики, а также

в справочниках, к которым автор и отсылает читателя, если последний захочет применить этот сравнительно редкий вид конструкции.

Автор обходит молчанием расчет хвостовых плоских ферм и балок с расчалками (типа планеров УС и ПС). Подобного рода фермы и балки работают только на вертикальный изгиб от горизонтального оперения. Силы от вертикального оперения воспринимаются расчалками и определяются по обычным правилам механики. Этот тип конструкции в новых планерах встречается редко.

Глава IX посвящена разбору физической картины вибраций крыльев и оперения.

В планерных конструкциях не приходилось до сих пор наблюдать явлений вибраций крыльев на больших скоростях (типа флаттер). Даже специально проведенный эксперимент с попыткой довести планер до критической скорости начала вибраций не привел к желаемым результатам.

Очевидно существующие конструкции имеют очень большие критические скорости, далеко превосходящие обычные скорости полета и буксировки. Тем не менее краткое освещение этого явления расширит кругозор читателя, и, кроме того, при все возрастающих скоростях полета, особенно при буксировке за скоростными самолетами, определение критической скорости может явиться актуальным. Самое определение критической скорости предлагается проводить по впервые публикуемой формуле и графикам В. Н. Беляева и П. И. Храмова, любезно предоставивших автору возможность рекомендовать читателю несколько приближенный, но довольно простой метод, проверенный по более точным методам для шести крыльев и давший хорошее совпадение.

Все более точные методы просто не по силам начинающему конструктору.

Явление «бафтинга», свойственное никзопланам, наблюдалось на планере Г-2 при полете на «передире», почему трактовка этого явления в настоящей книге вполне уместна.

Многие современные рекордные планеры в целях профилактики снабжаются весовой компенсацией элеронов. В главе IX дается ответ на вопрос — зачем делается эта компенсация. Надо подчеркнуть, что отсутствие компенсации может вызвать вибрацию элерона на сравнительно малых скоростях, практически не превышающих скорости буксировки, что и пришлось однажды практически наблюдать на планере «Сталинец-2 бис», имеющем большой тяжелый элерон, при взлете на буксире самолета с несколько ослабленной тросовой проводкой управления элероном.

Глава X дает ряд ценных указаний при конструировании управления. В конструкциях начинающих конструкторов очень часто по незнанию допускаются грубые ошибки в кинематике и размерах трущихся частей, почему наблюдались неоднократно случаи, когда в остальном грамотно сконструированный планер из-за дефектов управления или совсем не допускался к полетам или подвергался коренным переделкам по этой части.

В главе XI даны указания по расчету узлов и обычные формулы расчета. Материал заимствован из учебников и справочника по расчету самолета на прочность.

В краткой главе XII даны формулы расчета стоек постоянного сечения, применимые для всех подверженных сжатию стержневых элементов конструкции планера.

В заключение считаю необходимым отметить большие трудности, стоявшие перед автором, вынужденным излагать сложные вопросы так, чтобы это было понятно мало искушенному в технике читателю. В подборе материала и его расположении не удалось достичь желаемой компактности и методической стройности.

Отдельные высказывания автора могут быть оспариваемы требовательным читателем. Некоторые приводимые цифры и данные не опровергаются указанием источника.

Автор — практический работник конструкторского бюро — не претендовал на оригинальность мыслей. Тем не менее работу он проделал громкую и со своей задачей справился. Несмотря на ряд упомянутых недочетов, книга Б. К. Ландышева явится ценным пособием начинающему конструктору по расчету прочности планера. Вместе с автором редактор с удовлетворением примет все замечания и поправки к книге, за которую он несет значительную долю ответственности.

*Д. Ромейко-Гурко*

## ОТ АВТОРА

Автор поставил целью дать начинающему конструктору-планеристу, не имеющему высшего технического образования, пособие по общим вопросам конструирования и по расчету планера и его деталей на прочность.

Материал подобран в таком объеме и излагается в такой последовательности, чтобы он был, в о - п е р в ы х, доступен упомянутому читателю для самостоятельной проработки, и, в о - в т о р ы х, достаточно полон для производства расчета планера.

Кроме данных по расчету на прочность в книге освещены те основные вопросы аэродинамики, без знания которых нельзя приступить к конструированию планера и расчету его на прочность.

Трудность составления такой книги очевидна, и поэтому неизбежны промахи в отборе соответствующего материала, весьма обширного, но разбросанного отдельными статьями в журнальной литературе.

Автор с благодарностью примет замечания читателей о недостатках книги.

В заключение автор считает долгом выразить благодарность инж. Д. А. Ромейко-Гурко за его ценные указания и большую помощь при составлении настоящей книги.

*Ландышев*

Москва, июнь 1938 г.

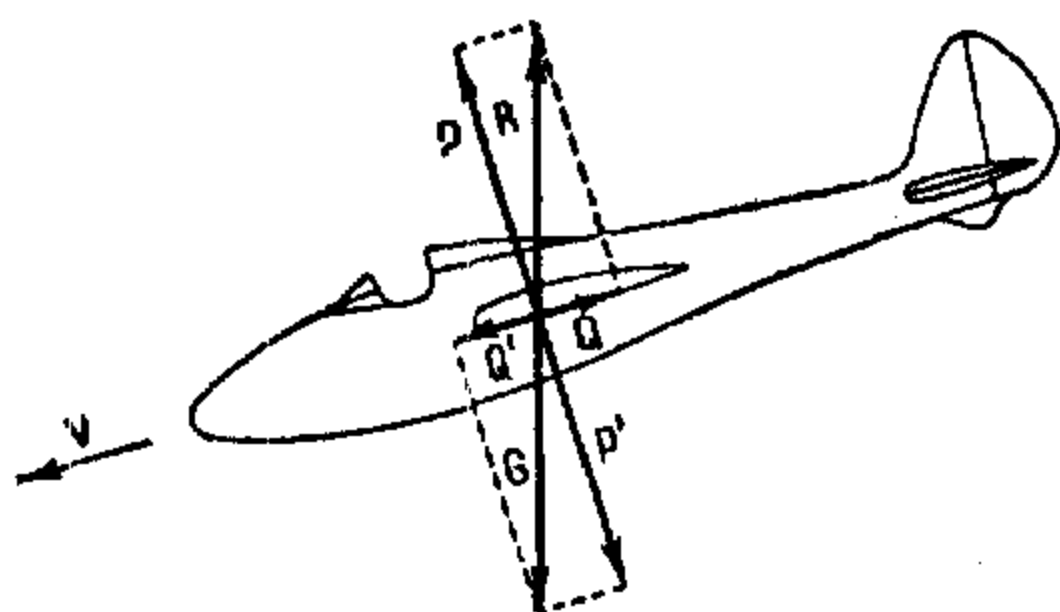


## ГЛАВА I.

### ВВЕДЕНИЕ

#### § 1. СХЕМА СИЛ, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА ПЛАНЕР В ПОЛЕТЕ

На всякое тело,двигающееся в воздушной среде, действуют сила тяжести и сила давления воздуха. Эти силы в равномерном и прямолинейном полете планера можно представить в виде двух равнодействующих  $G$  и  $R$  (фиг. 1). Равнодействующая  $G$  равна весу планера,



Фиг. 1.

приложена в центре тяжести и направлена вертикально вниз. Сила  $R$  есть равнодействующая аэродинамических сил. Пока, для упрощения, будем считать, что силы  $G$  и  $R$  имеют общую точку приложения.

Для прямолинейного и равномерного движения планера необходимо, чтобы силы находились в равновесии, т. е.

$$G = R. \quad (1)$$

Раскладывая силы  $R$  и  $G$  в направлении полета и перпендикулярно ему (как указано на фиг. 1), получим: равнодействующая  $R$  даст силы  $Q$  (лобовое сопротивление) и  $P$  (подъемная сила), а равнодействующая  $G$  —  $P'$  и  $Q'$ . Условие равновесия теперь можно написать в следующем виде:

$$P = P' \quad (2)$$

$$Q = Q'. \quad (3)$$

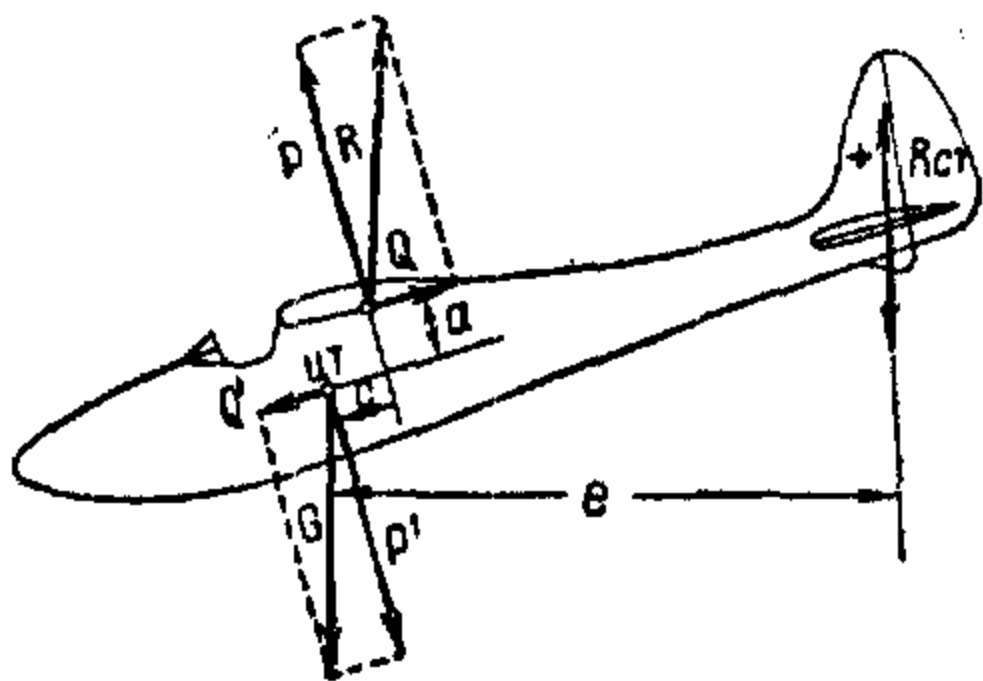
Мы предположили, что силы  $R$  и  $G$  имеют общую точку приложения. Если это условие не соблюдено, то создаются две пары сил с моментами:  $Qa$  от силы  $Q$  и  $Pc$  от силы  $P$  (фиг. 2).

Эти моменты должны быть уравновешены, пользуясь стабилизатором (рулем глубины). Стабилизатор устанавливается под таким углом атаки, при котором появляющаяся на стабилизаторе сила  $R_{ст}$  (фиг. 2) могла бы на плече  $e$  уравновесить упомянутые моменты.

Если планер имеет стремление пикировать (падать на нос), то стабилизатор должен быть установлен под отрицательным углом атаки к линии полета.

При стремлении же планера поднимать нос — под положительным углом.

Условимся обозначать моменты, заставляющие планер поднимать нос, знаком минус, а опускать нос, — знаком плюс. На фиг. 2 видно, что знак момента от силы  $Q$  зависит от положения крыла относительно ц. т. планера, а именно: при высоком положении крыла будет знак минус, при низком — знак плюс. Обычно в планерах ввиду незначительной величины плеча  $a$  сила лобового сопротивления  $Q$  мало сказывается на продольной устойчивости планера.



Фиг. 2.

В зависимости от положения центра тяжести планера относительно центра давления различают передние и задние центровки.

Составляя уравнения равновесия моментов для случая, изображенного на фиг. 2 (передняя центровка), имеем

$$\sum M = + Rc - Qa - R_{st}e = 0. \quad (4)$$

Таким образом при передней центровке, т. е. когда планер имеет тенденцию к пикированию, стабилизатор должен быть установлен под отрицательным углом, чтобы создавать отрицательную силу; при задней центровке стабилизатор устанавливается под положительным углом, чтобы создавать положительную силу.

При совпадении положения равнодействующей  $R$  с положением ц. т. стабилизатор должен быть установлен нейтрально. Обычно это достигается на основном летном угле планера. При переходе планера на другой режим полета этого совпадения не бывает, и приходится пользоваться рулем высоты.

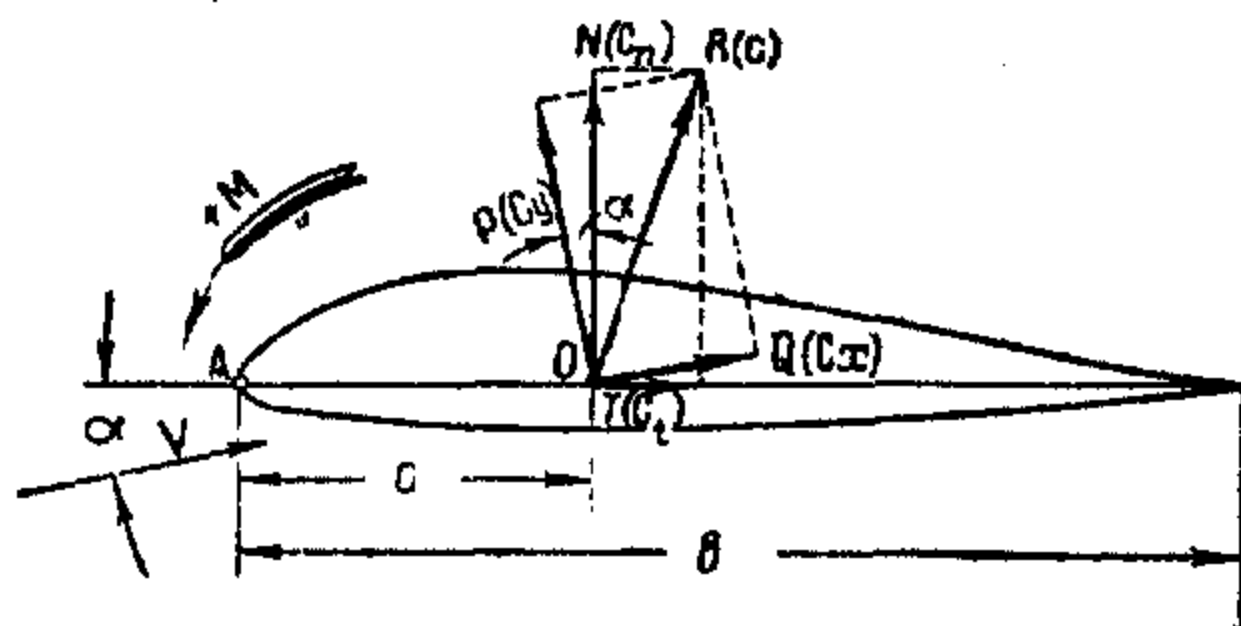
## § 2. СИЛЫ И МОМЕНТЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА КРЫЛО

Поместив крыло в воздушный поток, будем иметь на верхней части профиля область пониженного давления и на нижней — область повышенного давления (за счет разности скоростей потока), в результате чего появится некоторая сила  $R$ . Раскладывая силу  $R$  на два направления по потоку и перпендикулярно ему, будем иметь силы:  $R$  — подъемную силу и  $Q$  — лобовое сопротивление.

Для расчетов устойчивости и на прочность удобнее раскладывать силу  $R$  по хорде и перпендикулярно ей, получая силы  $N$  и  $T$ . Для полной аэродинамической характеристики кроме величины силы

необходимо знать точку приложения равнодействующей силы и ее направление.

Точка приложения равнодействующей называется центром давления или центром парусности. На фиг. 3 центр давления помечен



Фиг. 3.

точкой  $O$ , расположенной на расстоянии  $a$  от начала хорды (на чертеже точка  $A$ ). Точку  $A$  принимаем за центр момента силы.

Напишем момент силы  $R$  относительно этой точки:

$$M = Ra \cos \alpha = Pa \cos \alpha + Qa \sin \alpha = Na.$$

Положение центра давления, считая от передней кромки, выражается коэффициентом  $C_d$ :

$$C_d = \frac{a}{b},$$

откуда  $a$  будет равно

$$a = C_d b.$$

Тогда уравнение момента силы  $R$  перепишется в следующем виде:

$$M = NC_d b. \quad (5)$$

### § 3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ КОЭФИЦИЕНТЫ СИЛ И МОМЕНТОВ

Для более удобного перехода от модели планера, подвергавшейся продувке в аэродинамической трубе, к натуре пользуются отвлеченными или абсолютными коэффициентами.

Как известно, сила сопротивления воздуха пропорциональна массовой плотности воздуха  $\rho \left( \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} \text{ сек}^2 \right)$ , площади поверхности крыла  $S \text{ (м}^2\text{)}$  и квадрату скорости  $V \text{ (м}^2/\text{сек}^2\text{)}$ . Согласно сказанному можем написать все силы в виде:

$$\left. \begin{aligned} R &= C_R \rho S V^2; \\ Q &= C_x \rho S V^2; \\ P &= C_y \rho S V^2; \\ N &= C_n \rho S V^2; \\ T &= C_t \rho S V^2. \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

Коэффициенты  $C_x$ ,  $C_y$ ,  $C_z$ ,  $C_n$  и  $C_l$  являются коэффициентами пропорциональности и не имеют размерности, так как

$$C_x = \frac{R}{\rho S V^2} \left[ \frac{\frac{\text{кг} \cdot \text{сек}^2}{\text{м}^4} \cdot \text{м}^2 \cdot \frac{\text{м}^2}{\text{сек}^2}}{\text{м}^4} = 1 \right].$$

Коэффициент  $C_x$  называется коэффициентом лобового сопротивления,  $C_y$  — подъемной силы.

Таким образом, переходя к аэродинамическим коэффициентам сил, будем иметь для них следующие выражения:

$$\left. \begin{aligned} C_x &= \frac{Q}{\rho S V^2}; \\ C_y &= \frac{P}{\rho S V^2}; \\ C_n &= \frac{N}{\rho S V^2}; \\ C_l &= \frac{T}{\rho S V^2}. \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

Для коэффициента момента аналогично напишем:

$$C_m = \frac{M}{\rho S V^2 b}. \quad (8)$$

В знаменатель кроме известных уже величин входит линейная величина, к которой отнесен замеренный при продувке момент. Для прямоугольного крыла это обычно хорда  $b$ , для крыла с переменной хордой — одна из хорд, характерная для данной формы крыла. Подставляя в формулу (8) значение момента  $M$ , полученного в формуле (5), найдем

$$C_m = \frac{N C_x b}{\rho S V^2 b} = C_n C_x; \quad (9)$$

или

$$C_x = \frac{C_m}{C_n}. \quad (10)$$

Этой формулой выражена зависимость между коэффициентом момента и положением центра давления. Найдем зависимость между силами  $Q$ ,  $P$ ,  $N$  и  $T$  и их коэффициентами  $C_x$ ,  $C_y$ ,  $C_n$  и  $C_l$ .

Из фиг. 3 силы  $N$  и  $T$  можно представить в виде

$$\begin{aligned} N &= P \cos \alpha + Q \sin \alpha; \\ T &= Q \cos \alpha - P \sin \alpha; \end{aligned} \quad (11)$$

или, переходя к коэффициентам,

$$\begin{aligned} C_n &= C_y \cos \alpha + C_x \sin \alpha; \\ C_l &= C_x \cos \alpha - C_y \sin \alpha. \end{aligned} \quad (12)$$

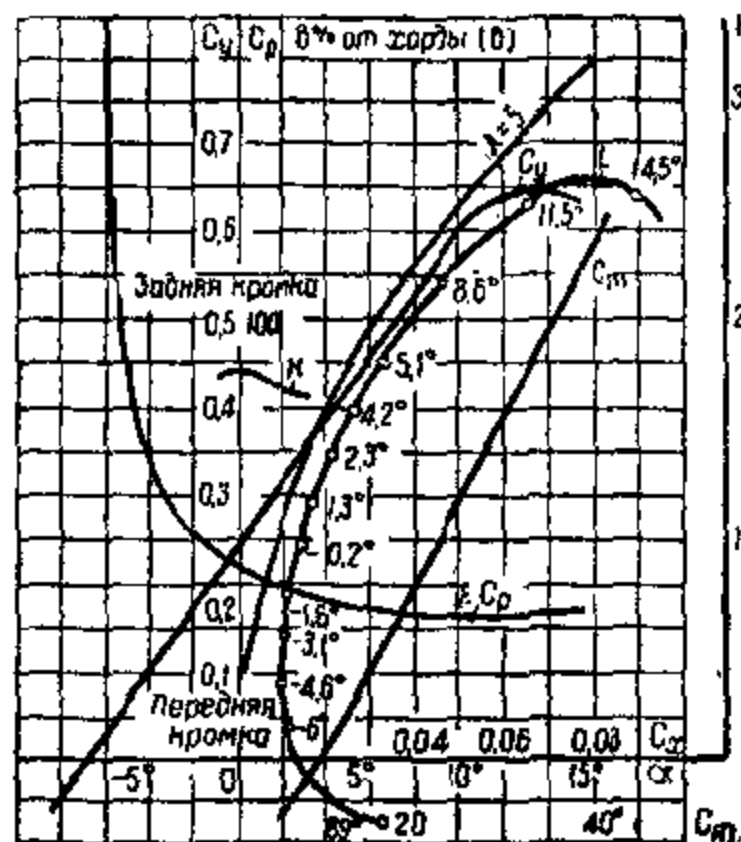
Так как в пределах летных углов атаки (до  $15^\circ$ ) значение  $\sin \alpha$  можно принять равным  $\alpha$  и  $\cos \alpha \approx 1$ , то выше написанные формулы, пренебрегая малым значением величины  $C_{x\alpha}$ , получают следующий вид:

$$\begin{aligned} C_n &\approx C_y; \\ C_l &\approx C_x - C_y \alpha. \end{aligned} \quad (13)$$

Для того чтобы получить наглядное представление о величине и направлении результирующего коэффициента сопротивления воз-

духа, составляются полярные диаграммы (поляры). Если взять прямоугольную систему координат и откладывать на оси абсцисс, параллельной направлению потока  $C_x$ , и на оси ординат, перпендикулярной направлению потока, —  $C_y$ , то мы получим так называемую поляр Лилиенталя первого рода (фиг. 4). Разметка углов атаки ставится на самой кривой.

Обычно на этой же диаграмме строят кривые: качества  $K = \frac{C_y}{C_x}$ ,  $C_m$  по  $C_y$  и  $C_x$  и  $C_x$  в функции угла атаки  $\alpha$ .  $C_d$  в % хорды. Кроме этих кривых, характеризующих силы и моменты, на диаграмме нанесена еще парабола индуктивного со-



Фиг. 4.

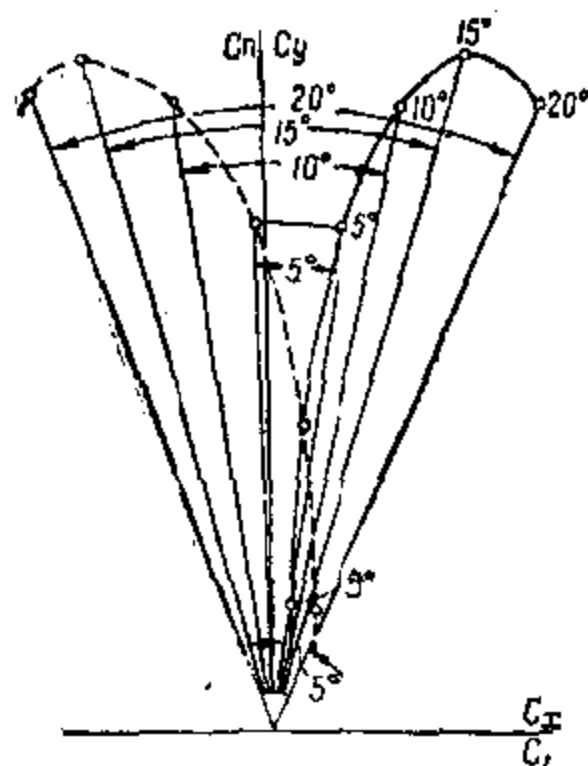
противления с пометкой удлинения  $\lambda$ , при котором производилась продувка. Об индуктивном сопротивлении см. ниже.

Так как величина коэффициента лобового сопротивления  $C_x$  гораздо меньше коэффициента подъемной силы  $C_y$ , масштаб для  $C_x$  берется в пять раз больше масштаба  $C_y$ .

При построении поляры Лилиенталя второго рода вместо коэффициентов  $C_y$  и  $C_x$  откладывают соответственно коэффициенты  $C_n$  и  $C_l$ , вычисленные по формулам (12) и (13).

Пересчет можно произвести и графически. Для этого необходимо построить поляр Лилиенталя первого рода в равных масштабах для  $C_x$  и  $C_y$  и получить направление векторов  $C_x$  по углам атаки  $\alpha$ . Соединяя начало координат с точкой, соответствующей какому-либо углу атаки  $\alpha$ , получаем для него направление  $C_x$ . Поворачивая последний на угол  $\alpha$ , получаем точку поляры Лилиенталя второго рода (фиг. 5). Таким образом строится вся поляр Лилиенталя второго рода.

Для положительных углов атаки вектор  $C_x$  поворачиваем против часовой стрелки и для отрицательных углов атаки по часовой стрелке. Неудобство этого метода заключается в том, что для малых значений угла  $\alpha$  построение усложняется трудностью отсчета.



Фиг. 5.

#### § 4. СВЕДЕНИЯ ПО ТЕОРИИ ИНДУКТИВНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ

Как уже было указано, при положительном угле атаки на крыле возникает положительная сила (направленная вверх)  $R = C_z \rho S V^2$ , которая является равнодействующей всех воздушных сил, действующих на крыло.



Фиг. 6.

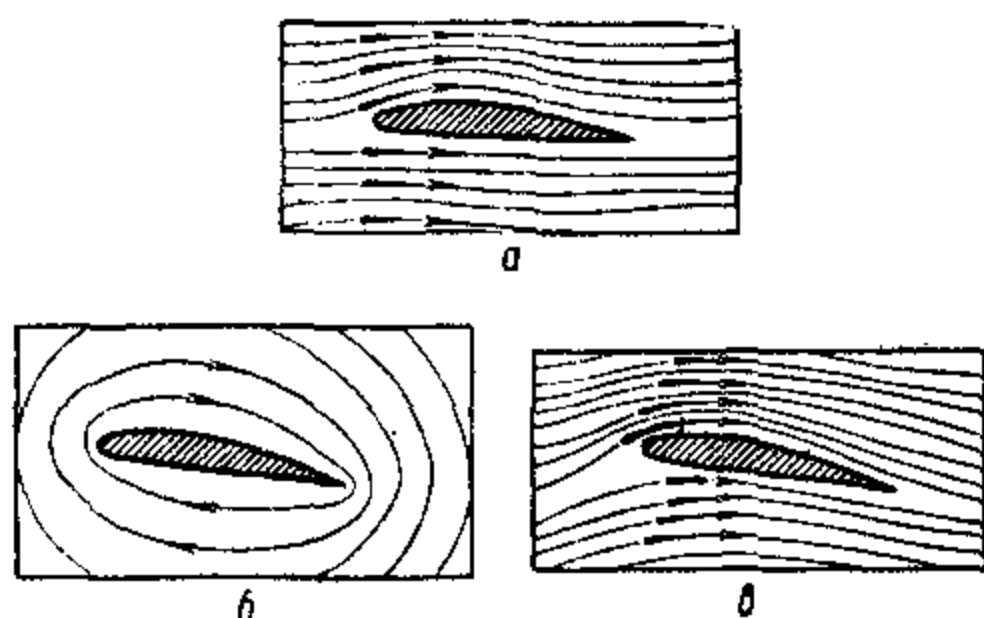
Рассмотрим, как возникает подъемная сила крыла. Для этого обратимся к рассмотрению спектра обтекания профиля (фиг. 6). Из механики известно, что с увеличением скорости потока давление внутри его уменьшается, и наоборот уменьшение скорости вызывает увеличение давления. Связь между скоростью потока и давлением выражается теоремой Бернулли, которую применительно к воздушной среде можно написать в виде:

$$P + \frac{\rho V^2}{2} = \text{const}, \quad (14)$$

т. е. сумма статического давления  $P$  и скоростного напора есть величина постоянная, с размерностью  $\text{кг/м}^2$ .

Следовательно, всякое изменение скорости потока связано с изменением его поперечного сечения. Как видно из фиг. 6, поток на своем пути, т. е. на верхней и нижней поверхностях профиля встречает не одинаковые условия движения. На верхней поверхности профиля крыла, благодаря большей вогнутости, поток суживается, скорость потока увеличивается, вызывая уменьшение давления. На нижней же поверхности поток движется с меньшей скоростью, благодаря чему увеличивается давление. Таким образом на верхней поверхности профиля имеем зону пониженного давления, или депрессии, которая подсасывает крыло вверх, и на нижней поверхности — зону повышенного давления, вытесняющую крыло в том же направлении. При расчете крыла на прочность эти силы суммируются, т. е. заменяются одной силой, действующей вверх и приложенной к хорде профиля крыла.

В теоретической гидродинамике возникновению подъемной силы дается следующее объяснение. Ввиду разности скоростей над крылом и под крылом возникает так называемая циркуляция скорости<sup>1</sup>, направленная по часовой стрелке (фиг. 7, б). Таким образом поток, обтекающий крыло при его движении, является результатом сложения двух потоков — потенциального и циркуляционного. Чисто



Фиг. 7.

потенциальный поток бывает только в начале движения, в следующее же мгновение возникает циркуляционный поток. Для наглядности на фиг. 7 изображены линии тока: у крыла а — поток без циркуляции, б — чисто циркуляционный поток и в — поток с циркуляцией.

Скорости движения циркуляционного и потенциального потоков складываются, в результате чего скорость на верхней поверхности крыла возрастает, так как направление скоростей совпадает, а на нижней падает за счет обратного направления скорости циркуляционного потока. Неравенство скоростей вызывает разность давлений на верхней и нижней поверхностях крыла, в результате чего появляется на крыле подъемная сила, направленная перпендикулярно к потоку.

По теореме проф. Н. Е. Жуковского подъемная сила возникает только в том случае, если вокруг крыла имеется циркуляция. Подъемная сила  $P$  определяется по уравнению

$$P = I \rho V L, \quad (15)$$

где  $I$  — общая циркуляция по крылу в  $\text{м}^2/\text{сек}$ ;  
 $\rho$  — массовая плотность воздуха в  $\text{кг}/\text{сек}^2/\text{м}^3$ ;  
 $V$  — скорость невозмущенного потока в  $\text{м}/\text{сек}$ ;  
 $L$  — размах крыла в м.

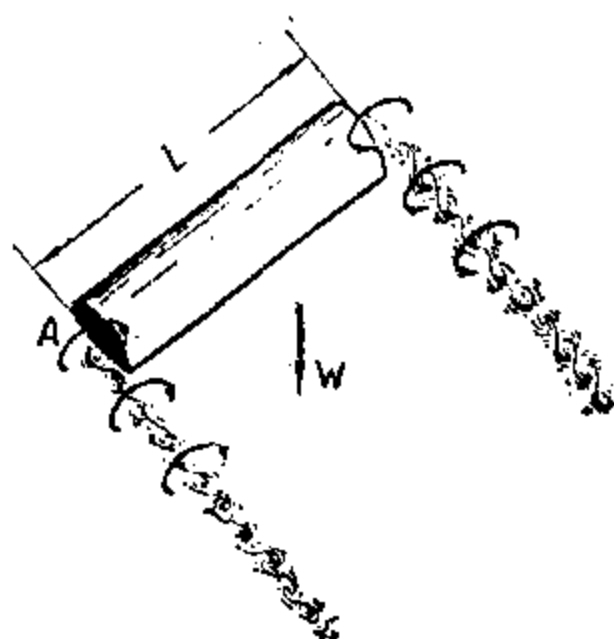
<sup>1</sup> Циркуляция — понятие теоретической гидродинамики и является по отношению к скорости тем же, что работа по отношению к силе, т. е. произведением скорости на путь с размерностью  $\text{м}^2/\text{сек}$ . Прим. ред.

Направление силы  $P$  получается поворотом вектора скорости на прямой угол в сторону, обратную циркуляции.

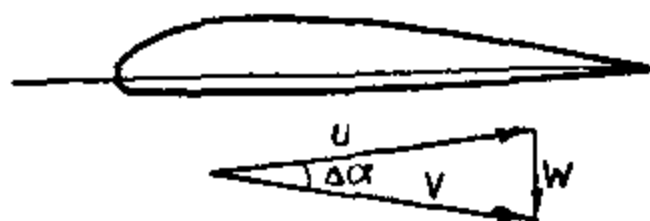
Всякое тело (в том числе и крыло), двигаясь в идеальной среде, т. е. в среде без трения, и плавно обтекаемое создает только подъемную силу. В действительной же среде крыло при движении испытывает трение и подвержено неплавному обтеканию. Сила трения воздуха о поверхность крыла вызывает сопротивление движению. Вторая слагающая сопротивления вызывается неплавным обтеканием профиля, т. е. за счет энергии вихреобразования. Эти два сопротивления суммируются и заменяются одним, носящим название профильного сопротивления.

Для упрощения математического анализа в теории индуктивного сопротивления крыло заменяют системой вихрей, состоящей из при-

соединенного вихря, идущего вдоль размаха, и системы свободных вихрей, сбегающих с задней кромки крыла и представляющих собой вихревую пелену. Эта система вихрей имеет ту же циркуляцию скорости, что и крыло. Однако для крыла с конечным размахом такой



Фиг. 8.



Фиг. 9.

вихрь существовать не может, так как вихрь должен или замыкаться или уходить в бесконечность своими концами. Поэтому для удовлетворения этому условию в крыле с конечным размахом допускают, что с концов крыла сбегают вихри, которые набегающим потоком уносятся в бесконечность. Их называют вихревыми усами или свободными вихрями (фиг. 8).

Такое закручивание потока получается ввиду разности давлений, когда на конце крыла воздух стремится перейти из области повышенного давления в область пониженного давления, т. е. снизу вверх.

Вихревые усы создают в пространстве между ними, т. е. на всей задней кромке крыла, дополнительную скорость  $W$ , направленную вниз (фиг. 8). Дополнительная скорость  $W$  изменяет первоначальное направление потока на угол  $\Delta\alpha$ , и крыло начинает работать в потоке с направлением  $V$  вместо первоначального направления  $u$  (фиг. 9). Угол  $\Delta\alpha$ , на который изменяется направление потока, носит название скоса потока от самоиндукции.

Величина дополнительной скорости выражается формулой

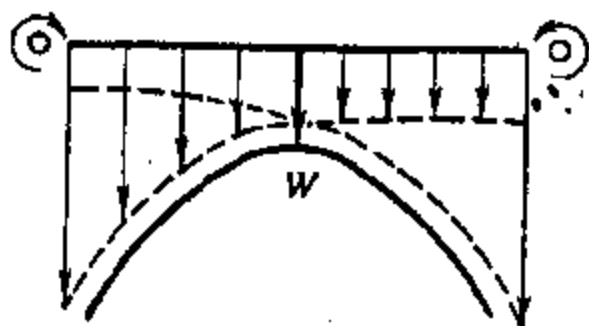
$$W_{\text{сп}} = \frac{\Gamma}{2\pi r}, \quad (16)$$



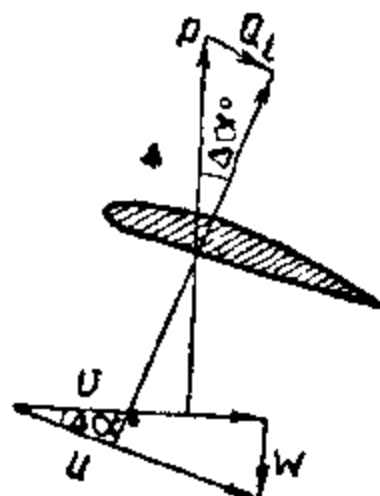
где  $I$  — циркуляция вокруг вихревого шнура,  
 $r$  — расстояние рассматриваемого сечения от оси вихря.

Таким образом величина дополнительной скорости обратно пропорциональна расстоянию сечения от конца крыла. Максимальную величину она будет иметь на конце крыла и минимальную на середине крыла, распределяясь по размаху по закону гиперболы (фиг. 10).

При отклонении потока на угол  $\Delta\alpha$  подъемная сила крыла  $P$  также отклоняется от своего первоначального направления на угол  $\Delta\alpha$ , стараясь быть перпендикулярной новому направлению потока. Отклонение силы  $P$  от первоначального направления создает слагающую силу  $Q_i$ , направленную против движения крыла (фиг. 11). Сила  $Q_i$  носит название индуктивного сопротивления крыла.



Фиг. 10.



Фиг. 11.

В крыле бесконечно большого размаха индуктивное сопротивление отсутствует, так как вызывающие его дополнительная скорость  $W$  и скос потока  $\Delta\alpha$  будут отсутствовать.

Как видно из фиг. 11, индуктивное сопротивление  $Q_i$  будет равно

$$Q_i = P \sin \Delta\alpha. \quad (17)$$

Ввиду незначительной величины угла  $\Delta\alpha$  можно принять

$$\sin \Delta\alpha = \Delta\alpha,$$

тогда

$$Q_i = P \Delta\alpha. \quad (18)$$

В свою очередь  $\Delta\alpha$  равен

$$\Delta\alpha = \frac{W_{cp}}{V}. \quad (19)$$

Для крыла с конечным размахом  $L$  циркуляция, как уже указывалось по теореме Жуковского, выражается формулой

$$I = \frac{P}{\rho V L}. \quad (20)$$

С другой стороны, по экспериментальным данным аэродинамики подъемная сила  $P$  выражается уравнением

$$P = C_p \rho S V^2;$$

тогда

$$I = \frac{C_{pr} S V^2}{\rho V L} = C_y V \frac{S}{L} = C_y V b, \quad (21)$$

где  $b$  — хорда крыла.

Площадь  $S$  может быть представлена в виде

$$S = \frac{L^2}{\lambda}. \quad (22)$$

Тогда формула (21) может быть представлена в следующем виде:

$$I = \frac{C_y V L}{\lambda}. \quad (23)$$

Подставляя в уравнение (16) значение  $I$  из уравнения (23) и заменяя  $r$  размахом  $L$ , получим:

$$W_{cp} = \frac{C_y V}{2\pi\lambda} E, \quad (24)$$

где  $E$  — коэффициент самоиндукции, принимаемый на основании экспериментальных данных для эллиптического крыла равным 4. Для определения величины скоса потока  $\Delta\alpha$ , подставив выведенное значение  $W_{cp}$ , получим:

$$\Delta\alpha = \frac{2}{\pi\lambda} C_y. \quad (25)$$

Переходя от радианов к градусам, получим:

$$\Delta\alpha^\circ = 57.3^\circ \frac{2}{\pi\lambda} C_y. \quad (26)$$

Для вывода индуктивного сопротивления, произведя ряд подстановок, получим окончательно вместо  $Q_i$ :

$$C_i = \frac{2}{\pi} C_y^2. \quad (27)$$

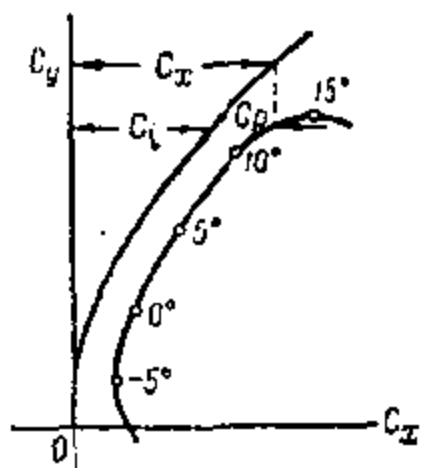
Таким образом скос потока прямо пропорционален коэффициенту подъемной силы  $C_y$ , а индуктивное сопротивление прямо пропорционально квадрату подъемной силы. Для крыла с определенным размахом

$$\Delta\alpha = \text{const } C_y; \quad (28)$$

$$C_i = \text{const } C_y^2. \quad (29)$$

Построение кривой  $C_i$  дает параболу с вершиной в начале координат. Эта парабола называется параболой индуктивного сопротивления. Следовательно, полное сопротивление крыла складывается из профильного сопротивления  $C_p$  и индуктивного  $C_i$

$$C_x = C_p + C_i. \quad (30)$$



Фиг. 12.

На поляре Лиллиенталя эти сопротивления откладываются в виде отрезков  $C_i$  от оси координат до параболы индуктивного сопротивления и отрезков  $C_p$  — от параболы до поляры (фиг. 12).

По поляре Лилиентала можно судить об обтекаемости профиля. У хороших профилей крыла поляра Лилиентала идет почти эквидистантно параболе индуктивного сопротивления на всем диапазоне летных углов.

Момент резкого отхода поляры от параболы индуктивного сопротивления указывает на начало срыва обтекания, т. е. на появление вихрей. На небольших углах атаки профильное сопротивление будет складываться из сил трения, так как вихреобразование будет отсутствовать. Для тонких профилей величина  $C_p$  равна 0,004—0,006 и для толстых  $C_p$  — 0,006—0,008.

## § 5. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПЕРЕГРУЗОК

При выполнении фигур высшего пилотажа, при буксировке с превышением и при попадании планера в вертикальный воздушный поток на планер будет действовать некоторая сила. Отношение этой силы к силе, действующей на планер в свободном прямолинейном полете, называется **перегрузкой**.

Для установления перегрузки, испытываемой планером при совершении какой-либо эволюции полета, необходимо действующую в этом случае силу сравнить с силой, действующей в нормальном прямолинейном полете.

Планер будет считаться прочным только в том случае, если при возникновении в полете любой возможной перегрузки конструкция планера не получит остаточных деформаций. Для соблюдения этого условия необходимо, чтобы сила, выдерживаемая отдельным агрегатом планера (крыло, фюзеляж, оперение и т. д.), была во столько раз меньше разрушающей конструкции силы, во сколько раз предел упругости материала, из которого выполнена конструкция, меньше временного сопротивления.

Отношение разрушающей конструкции силы к допускаемой называется **коэффициентом безопасности**. При этом допускаемая сила устанавливается для каждого класса планеров, максимальная из возможной в эксплуатации нагрузки.

Отношение разрушающей конструкции силы к силе, действующей на планер в нормальном полете, называется **коэффициентом статической перегрузки** или **запасом прочности**. Следовательно, запас прочности равен наибольшей могущей возникнуть в эксплуатации перегрузке, умноженной на коэффициент безопасности.

У нас, в СССР, коэффициент безопасности принимается равным 2. Таким образом, если по новым нормам прочности фигурно-буксировочные планеры должны иметь запас прочности  $n = 10$ , то такой планер может выдержать перегрузку, равную 5.

Условимся разделять перегрузки по их характеру на **статические** и **динамические**. **Статическими** перегрузками будем называть перегрузки, при которых инерционные силы незначительны, и ими можно пренебречь. К таким перегрузкам мы относим буксирные перегрузки. **Динамические** перегрузки сопровождаются большими инерционными силами — перегрузки, возникающие в свободном полете и при совершении фигур высшего пи-

лотажа. Таким образом перегрузки, возникающие в свободном полете, а также при совершении фигур высшего пилотажа, являются свободными перегрузками и перегрузки, возникающие при буксировке, — буксирными.

### Буксирные перегрузки крыла

Если пилот планера, летящего на буксире за самолетом со скоростью  $V$ , берет ручку на себя до тех пор, пока не окажется над самолетом, то крылья планера будут нести нагрузку

$$P = C_{y\max} \rho S V^2 - G_{\text{кр}}. \quad (a)$$

В нормальном полете крылья испытывают нагрузку

$$P_0 = G_{\text{пл}} - G_{\text{кр}}, \quad (b)$$

откуда перегрузка будет равна

$$n = \frac{P}{P_0} = \frac{C_{y\max} \rho S V^2 - G_{\text{кр}}}{G_{\text{пл}} - G_{\text{кр}}}. \quad (c)$$

Разделив числитель и знаменатель этой формулы на площадь крыла  $S$ , получим

$$n = \frac{C_{y\max} \rho V^2 - q}{p - q},$$

где  $p$  — нагрузка на единицу площади крыла (удельная нагрузка);  
 $q$  — вес единицы площади крыла (удельный вес крыла).

Здесь мы принимаем, как и всегда при расчетах на прочность, что вес крыла распределяется равномерно по его площади, что хотя и не совсем соответствует действительности, но больших погрешностей в расчет не вводит.

Из этой формулы можно заключить, что буксирная перегрузка возрастает с возрастанием скорости. С увеличением нагрузки на единицу площади крыла буксирная перегрузка уменьшается.

Увеличение  $q$  также вызывает увеличение буксирной перегрузки, хотя казалось бы, что нагрузка  $q$ , действуя в сторону, обратную аэродинамической силе, уменьшает изгибающие моменты.

Недоразумение выяснится, если мы посмотрим, как изменяются  $P$  и  $P_0$  с возрастанием  $G_{\text{кр}}$  (и, следовательно,  $q$ ). Сила  $P$  будет действительно уменьшаться (см. формулу  $a$ ), но  $P_0$  уменьшается гораздо быстрее, так как  $C_{y\max} \rho S V^2$  на всех режимах буксировки больше, чем  $G_{\text{пл}}$ .

Максимальная перегрузка возникает в момент, когда планер окажется над самолетом и самолет повиснет на буксирном тросе. Нагрузка, которую несут крылья, в этом случае будет равна

$$P_{\max} = G_{\text{пл}} + G_{\text{сам}} - G_{\text{кр}}$$

и перегрузка

$$n_{\max} = \frac{G_{\text{пл}} + G_{\text{сам}} - G_{\text{кр}}}{G_{\text{пл}} - G_{\text{кр}}} = 1 + \frac{G_{\text{сам}}}{G_{\text{пл}} - G_{\text{кр}}}.$$

При этом предполагаем, что крылья не потеряли подъемной силы.

В результате сказанного можно сделать следующие выводы:

1. Чем больше превышение буксируемого планера над самолетом, тем больше перегрузка. Максимальное значение перегрузки наступит в момент, когда самолет окажется под планером.

2. Буксирная перегрузка сильно возрастает с увеличением скорости буксировки.

3. Буксирная перегрузка уменьшается с увеличением нагрузки на единицу площади крыла.

4. Чем тяжелее планер, тем меньшую буксирную перегрузку он будет испытывать.

Так, например, если буксировать планеролет (полетный вес 2750 кг), двухместный планер типа Ш-5, Ш-10 и одноместный планер Г-9 за самолетом Р-5, то окажется, что максимальные буксирные перегрузки будут соответственно равны: 2,22; 8,8; и 11,6.

5. Буксирные перегрузки, если полет совершается с превышением, всегда больше свободных.

6. Буксирные перегрузки, являясь статическими перегрузками, не замечаются пилотом, поэтому они опаснее динамических перегрузок, воздействующих на организм пилота.

Если крыло рассчитано на перегрузку  $n$ , то по достижении буксирной перегрузкой  $n_0$  значения  $n$  крыло при взятии ручки управления на себя доотказа сломается.

Разрушающая скорость буксировки равна (из уравнения с)

$$V_{\text{разр}} = \sqrt{\frac{np - (n-1)q}{\rho C_{y_{\text{max}}}}}$$

Остаточные деформации начнут появляться при другой — безопасной скорости. Так как коэффициент безопасности равен двум, то безопасная буксирная скорость будет равна

$$V_{\text{без}} = \sqrt{\frac{np - (n-1)q}{2 \rho C_{y_{\text{max}}}}} = 0,707 V_{\text{разр.}}$$

Термины для скоростей буксировки «разрушающая» и «безопасная» являются условными.

Планер сломается на «разрушающей» скорости только в том случае, если пилот возьмет ручку доотказа на себя. Безопасная скорость — это лишь наибольшая скорость, при которой крыло планера не сломается ни при каких эволюциях.

### Свободные перегрузки крыла

Если свободный полет совершается с некоторой скоростью  $V$ , при угле атаки  $\alpha$ , то крылья несут воздушную нагрузку, равную

$$P_0 = C_y \rho S V^2.$$

При резком переходе на  $C_{y_{\text{max}}}$  величина нагрузки будет равна

$$P_1 = C_{y_{\text{max}}} \rho S V^2,$$

предполагая переход на  $C_{y \max}$  мгновенным, когда скорость не изменяется.

Крыло при этом будет испытывать инерционную нагрузку

$$P_2 = -nG_{кр}.$$

Полная сила, действующая на крыло, будет равна сумме этих сил, т. е.

$$P = P_1 + P_2 = C_{y \max} \rho S V^2 - nG_{кр}.$$

Сила, действующая на крылья в нормальном горизонтальном полете, равна:

$$G_{пл} = G_{кр}.$$

Тогда перегрузка будет равна:

$$n_c = \frac{C_{y \max} \rho S V^2 - nG_{кр}}{G_{пл} - G_{кр}}.$$

Имея в виду, что

$$G_{пл} = C_{y \max} \rho S V_{\min}^2,$$

можем написать:

$$n_c = \frac{V^2}{V_{\min}^2}.$$

Максимальная перегрузка будет при  $V = V_{\max}$  и равна

$$n_{c \max} = \frac{V_{\max}^2}{V_{\min}^2}.$$

Минимальная перегрузка будет при  $V = V_{\min}$  и равна

$$n_{c \min} = 1$$

Так же, как и при буксирных перегрузках установим разрушающую скорость

$$V_{разр} = V_{\min} \sqrt{n},$$

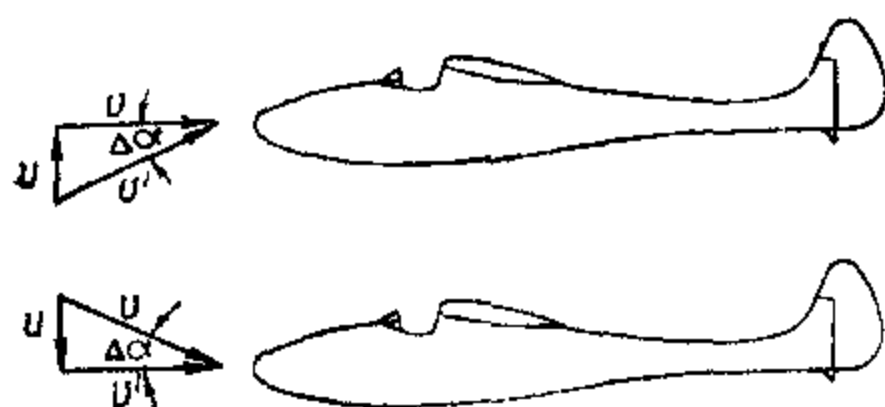
где  $n$  — расчетная разрушающая перегрузка: Безопасная скорость при коэффициенте безопасности 2 равна:

$$V_{без} = V_{\min} \sqrt{\frac{n}{2}} = 0,707 V_{\min} \sqrt{n} = 0,707 V_{разр}.$$

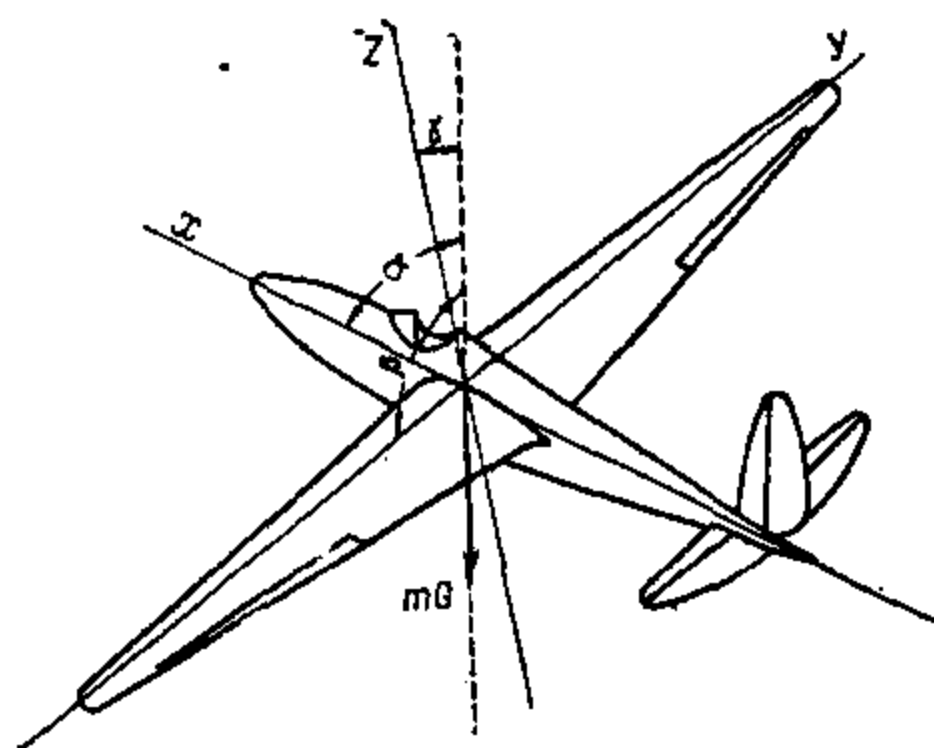
Попадая в восходящий или нисходящий поток, имеющий скорость  $u$ , планер, обладающий скоростью  $V$ , вследствие сложения скоростей (фиг. 13) изменяет угол атаки и, следовательно, величину подъемной силы.

Так как изменение подъемной силы, а с ней и полной силы  $R$  происходит довольно резко, гораздо быстрее, чем вызванное этим изменение скорости, наступает момент, когда полная сила  $R$  перестает быть равной весу планера. Таким образом, имеем явление перегрузки. Чем больше скорость полета у планера, тем большую перегрузку он будет испытывать от одного и того же изменения скорости потока (ветра).

Повышение скорости полета планера заставляет уделять особое внимание перегрузкам от воздушных течений, величина которых существенно влияет на прочность рекордного планера и не зависит от воли пилота.



Фиг. 13.



Фиг. 14.

Рассмотрим движение планера, оси которого проходят через центр тяжести планера, связаны с ним и направлены по трем главным осям инерции планера (фиг. 14).

Если обозначить:

$X$ ,  $Y$  и  $Z$  — проекции на главные оси равнодействующей воздушной силы, действующей на планер;

$a_x$ ,  $a_y$  и  $a_z$  — составляющие полного ускорения ц. т. планера;

$m$  — масса планера;

$\alpha$ ,  $\beta$  и  $\gamma$  — углы главных осей инерции с вертикалью (верх), то тогда

уравнения движения центра тяжести планера могут быть представлены в следующем виде:

$$\left. \begin{aligned} \frac{X}{mg} &= \frac{a_x + g \cos \alpha}{g} = n_x; \\ \frac{Y}{mg} &= \frac{a_y + g \cos \beta}{g} = n_y; \\ \frac{Z}{mg} &= \frac{a_z + g \cos \gamma}{g} = n_z. \end{aligned} \right\} \quad (31)$$

В этих уравнениях  $n_x$ ,  $n_y$  и  $n_z$ , т. е. отношения внешних сил к весу планера, можно представить как перегрузки в направлении осей  $X$ ,  $Y$  и  $Z$ . Например, для крыла внешними силами будут являться:

1. Составляющие воздушных сил на крыло  $X$ ,  $Y$  и  $Z$ .
2. Составляющие сил веса —  $m_{кр}g \cos \alpha$ ,  $m_{кр}g \cos \beta$  и  $m_{кр}g \cos \gamma$ .
3. Составляющие сил инерции  $m_{кр}a_x$ ,  $m_{кр}a_y$ ,  $m_{кр}a_z$ , где  $m_{кр}$  — масса крыла.

Так как для крыла обычно коэффициентом перегрузки называем отношение

$$\frac{Z}{mg} = n_z,$$

то найдем, чему будут равняться силы, деформирующие крыло в вертикальной плоскости  $Z$ .

Пользуясь уравнением движения (31) и принимая, что проекция воздушной силы на ось  $Z$  равна общей силе, действующей на планер, можем написать

$$Z_{кр} = n_z (G_{пл} - G_{кр}),$$

где  $G_{пл}$  — вес планера,

$G_{кр}$  — вес крыла.

Аналогично можем найти силы, деформирующие крыло в двух других плоскостях:

$$Y_k = Y_1 - n_y G_{кр};$$

$$X_k = X_1 - n_x G_{кр}.$$

Для не несущей детали, помещенной в центре тяжести планера, внешними силами будут являться:

1) составляющие силы тяжести и

2) силы инерции.

Обозначив массу не несущей детали через  $m_i$ , можем, как и в первом случае, найти проекции сил на главные оси инерции:

$$\left. \begin{aligned} X_i &= m_i (a_x + g \cos \alpha); \\ Y_i &= m_i (a_y + g \cos \beta); \\ Z_i &= m_i (a_z + g \cos \gamma). \end{aligned} \right\} \quad (32)$$

Сравнивая эти уравнения (32) с приведенными выше уравнениями движения центра тяжести (31), найдем:

$$\frac{X_i}{m_i g} = \frac{X}{mg} = n_x; \quad \frac{Y_i}{m_i g} = \frac{Y}{mg} = n_y; \quad \frac{Z_i}{m_i g} = \frac{Z}{mg} = n_z.$$

Таким образом, найдя перегрузку для какой-либо детали  $\frac{Z_i}{m_i g}$ , можем найти перегрузку (по сравнению с весом) для любой другой детали и крыла. При этом считаем, что рассматриваемая деталь движется так же, как и ц. т. планера.

Если планер кроме поступательного движения обладает еще и вращательным, то вместо ускорений  $a_x$ ,  $a_y$ , и  $a_z$  в формулы должны быть подставлены полные ускорения рассматриваемой детали.

Следовательно, поместив в центре тяжести планера прибор, фиксирующий отношения  $\frac{Z_i}{m_i g}$ , можем установить коэффициенты перегрузок (по отношению к весу), которые испытывает планер при выполнении фигур высшего пилотажа, свободном полете и т. п., и являющиеся основой для составления норм прочности.



## СОСТАВЛЕНИЕ ЭСКИЗНОГО ПРОЕКТА ПЛАНЕРА

### § 1. ЧТО ДОЛЖЕН СОДЕРЖАТЬ ЭСКИЗНЫЙ ПРОЕКТ

Каждый планер проектируется для определенного назначения. Он может служить в качестве учебного, буксировочного, фигурно-пилотажного, рекордного и т. п. К планерам различного назначения предъявляются и разные требования. Перечень требований, предъявляемых к проектируемому планеру, излагается в так называемых технических условиях. В них должны быть изложены следующие данные:

- 1) назначение планера и число мест в нем;
- 2) летные требования к планеру, т. е. летные характеристики (диапазон скоростей, скорости планирования и снижения, фигуры высшего пилотажа и аэродинамическое качество);
- 3) эксплуатационные требования, т. е. степень устойчивости планера, условия обзора из передней и задней кабин, давление на ручку и давление на педали; для буксировочных планеров, кроме того, указывается агрегат буксировки — самолет или автобуксировка;
- 4) материал, из которого должна быть выполнена конструкция и расчетные перегрузки, т. е. должно быть указано, к какому классу прочности относится данный планер;
- 5) особые замечания, относящиеся к данному планеру.

После ознакомления с техническими условиями конструктор приступает к первой стадии работы — к составлению эскизного проекта для получения отправных данных окончательного проекта.

В эскизный проект должны войти следующие материалы:

- 1) общий вид планера в масштабе 1 : 20;
- 2) весовая компоновка;
- 3) примерный аэродинамический расчет;
- 4) центровка планера.

В настоящей книге мы не разбираем вопросов аэродинамики, поэтому и не касаемся производства аэродинамического расчета.

### § 2. ВЕСОВАЯ КОМПАНОВКА ПЛАНЕРА

Вес планера складывается из веса конструкции и веса пилота (или пилотов—в двухместных и многоместных планерах).

Из двух планеров, обладающих одинаковыми конструктивными данными, лучшим считается планер меньшего веса. Поэтому с самого начала конструирования вопросам веса необходимо уделять особое внимание, так как только при правильном и рациональном его разрешении можно ожидать от планера хороших летных характеристик.

В самолетостроении при предварительном определении веса конструкции пользуются понятием весовой отдачи, т. е. отношением полезной нагрузки к полному полетному весу. Это отношение принято обозначать коэффициентом  $K$ .

Выбрав для проектируемого самолета значение коэффициента весовой отдачи по статистическим данным и зная полезную нагрузку

самолета, полетный вес определяют по формуле

$$G_{\text{пол}} = \frac{G_{\text{нагр}}}{K}, \quad (1)$$

тогда вес конструкции будет равен:

$$G_0 = G_{\text{пол}} - G_{\text{нагр}}, \quad (2)$$

где  $G_0$  — вес конструкции;

$G_{\text{пол}}$  — полетный вес;

$G_{\text{нагр}}$  — вес нагрузки.

В планерах вес конструкции в большой степени зависит от величины размаха, а вес нагрузки состоит из веса пилота, т. е. является постоянным, поэтому определение при расчетах весовой отдачи не получило практического применения.

При расчете веса конструкции планера пользуются формулой, определяющей вес как функцию размаха и не учитывающей других факторов, влияющих на вес, а именно, запаса прочности и назначения планера. Несмотря на такое упрощение, формула дает вполне удовлетворительные результаты при ориентировочных расчетах. Для планера, имеющего размах больше 14 м, полетный вес в кг определяется по формуле <sup>1</sup>:

$$G_{\text{пол}} = 15(l - 1), \quad (3)$$

а для размаха меньше 14 м:

$$G_{\text{пол}} = 15(l - 1) + (14 - l)^2, \quad (4)$$

где  $l$  — размах в м.

Подсчитав по формуле (3) или (4) полетный вес планера, вес его конструкции определяют как разность между полетным весом и весом нагрузки [см. формулу (2)].

После определения общего веса конструкции конструктор приступает к распределению его по отдельным агрегатам. Такой разбивкой проверяется правильность выбранного веса конструкции и в случае надобности вводится необходимая поправка.

Вес конструкции планера распределяется на веса следующих групп: 1) крыла, 2) фюзеляжа, с несъемным оборудованием (куда входят приборы, необходимые для полета), 3) оперения и 4) шасси (при наличии его).

Вес каждой из этих групп составляется из веса отдельных частей и узлов, перечисленных ниже.

**Крыло.**

- 1) каркас крыла (набор лонжеронов, нервюр и стрингеров);
- 2) каркас элеронов;
- 3) обшивка крыльев и элеронов;
- 4) подкосы (если они имеются);
- 5) узлы крепления;

<sup>1</sup> Формула предложена инж. О. К. Антоновым.

6) управление в крыле и

7) полотняная обтяжка крыла и элерона с окраской.

Фюзеляж:

1) каркас фюзеляжа (набор стрингеров, шпангоутов, раскосов, лыжной коробки);

2) обшивка;

3) оборудование кабины (сидения пилотов, приборные доски с приборами, отделка кабины, пол, фонарь или козырек, привязные ремни);

4) ручное и ножное управления (ручки, вал управления сектора, тяги, тросы, педали);

5) амортизация лыжи с креплениями;

6) костыль и его крепления;

7) узлы крепления крыла, стабилизатора и

8) обтяжка полотном с окраской.

Хвостовое оперение:

1) горизонтальное оперение с обшивкой и окраской;

2) руль поворотов с обшивкой и окраской;

3) подкосы, узлы крепления, шарниры, кабанчики управления.

Все данные весов заносятся в весовой журнал (табл. 1) планера

Таблица 1

Весовой журнал (форма)

№ п/п	Название детали	Вес кг	Вес к об- щему ве- су пла- нера, %	Приме- чание

и служат основой для дальнейших расчетов при конструировании.

При составлении весового журнала пользуются данными статистики, которые представляются или в виде весовых соотношений отдельных агрегатов (крыльев, фюзеляжа, хвостового оперения) к весу пустого планера

или в виде соотношения с размерами элементов:

вес 1 м конструкции крыла,  
вес 1 пог. м фюзеляжа и др.

На основании статистических данных вес конструкции планера распределяется по отдельным агрегатам следующим образом: вес крыла составляет 58—63%, вес фюзеляжа — 30—32% и вес оперения 12—5% пустого планера.

Уточняя параметры планера, конструктор вес планера может определить более точно методом «удельных весов» по формулам:

Вес крыла

$$G_{кр} = g_{кр} S_{кр}. \quad (5)$$

Вес фюзеляжа

$$G_{ф} = g_{ф} L_{ф}. \quad (6)$$

Вес оперения

$$G_{опер} = g_{опер} S_{опер}. \quad (7)$$

Полетный вес планера равен

$$G_{\text{пол}} = G_{\text{кр}} + G_{\text{ф}} + G_{\text{опер}} + G_{\text{нагр}}, \quad (8)$$

где  $G_{\text{кр}}$ ,  $G_{\text{ф}}$  и  $G_{\text{опер}}$  — веса крыла, фюзеляжа, оперения;

$S_{\text{кр}}$  и  $S_{\text{опер}}$  — площади крыла и оперения;

$L$  — длина фюзеляжа;

$G_{\text{нагр}}$  — вес нагрузки, т. е. пилотов и оборудования.

Кроме того, вес можно определять, пользуясь следующими формулами Лахмана.

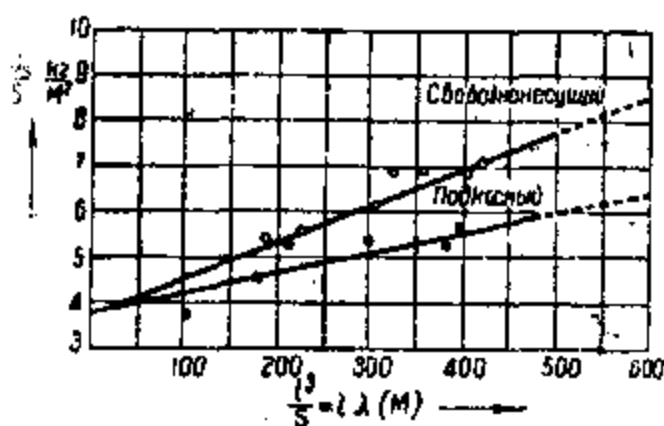
Вес крыла:

$$G_{\text{кр}} = mS + \frac{l^2}{n}. \quad (9)$$

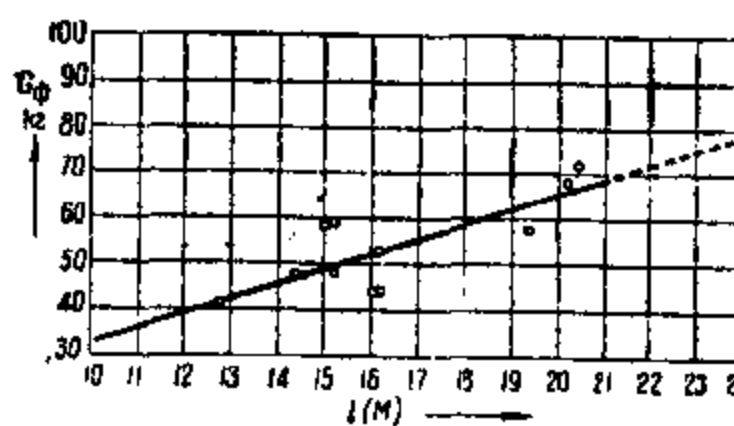
Вес фюзеляжа:

$$G_{\text{ф}} = kl. \quad (10)$$

В вес фюзеляжа, определяемый по формуле (10), входит вес хвостового оперения.



Фиг. 15.



Фиг. 16.

Общий полетный вес планера:

$$G_{\text{пол}} = mS + \frac{l^2}{n} + kl + G_{\text{нагр}}, \quad (11)$$

где  $l$  — размах;

$m \approx 3,81 \text{ кг/м}$ ;

$k \approx 3,27 \text{ кг/м}$ ;

$n_0 = 125 \text{ м}^2/\text{кг}$  — для свободонесущего крыла;

$n_n = 225 \text{ м}^2/\text{кг}$  — для подкосного крыла.

На фиг. 15 и 16 даны графики для определения веса  $1 \text{ м}^2$  крыла в функции  $\frac{l^2}{S} = l \lambda$  и график веса фюзеляжа с оперением в функции размаха  $l$ .

Закончив весовую компоновку, конструктор переходит к центровке проектируемого планера.

### § 3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОЛОЖЕНИЯ ЦЕНТРА ТЯЖЕСТИ ПЛАНЕРА (ЦЕНТРОВКА)

Для производства теоретической центровки необходимо составить чертеж и нанести на него центры тяжести отдельных агрегатов планера. За центр тяжести мелкой детали обычно принимается точка

ее крепления или же определяется «на-глаз». Определить центр тяжести крупных деталей (фюзеляжа, крыла) значительно труднее. Некоторые указания для его нахождения приводим ниже.

Для удобства определения центра тяжести фюзеляжа необходимо разбить его на четыре части, распределяя веса пропорционально боковой проекции этих частей.

Так как вес конструкции фюзеляжа распределяется не равномерно по боковой его площади (ввиду сужения фюзеляжа к хвосту и усиления конструкции в месте крепления крыла), необходимо вводить коэффициент веса. Для носовой части фюзеляжа до шпангоута за спиной первого пилота коэффициент принимается равным 1,5 для центральной части, от этого шпангоута до конца дужки крыла — коэффициент 3; до начала киля — коэффициент 1 и в конце фюзеляжа — коэффициент 2. Обозначая соответственно площади этих отсеков через  $f_1$ ,  $f_2$ ,  $f_3$  и  $f_4$ , можно написать:

$$1,5f_1 + 3f_2 + f_3 + 2f_4 = G_{\Phi}.$$

Вес единицы площади будет равен

$$1 \text{ см}^2 = \frac{G_{\Phi}}{1,5f_1 + 3f_2 + f_3 + 2f_4}.$$

Умножая полученное значение веса единицы площади на  $1,5f_1$ ;  $3f_2$ ;  $f_3$  и  $2f_4$ , получим соответственно веса отсеков фюзеляжа. Центры тяжести отдельных отсеков будут в геометрическом центре их площади.

Центры тяжести можно определить более простым способом. Вырезав в выбранном масштабе из картона или фанеры две проекции фюзеляжа (план и вид сбоку), накладывают одну на другую и уравнивают на игле. Положение равновесия укажет место центра тяжести. При ориентировочных расчетах можно принять положение центра тяжести от носа фюзеляжа на расстоянии

$$x = (0,42 \div 0,47) L_{\Phi}.$$

Центр тяжести крыла при двухлонжеронной конструкции принимается на 40% максимальной хорды. В однолонжеронном крыле — на 35% максимальной хорды (для крыльев не стреловидной формы в плане).

Центр тяжести горизонтального оперения (с стабилизатором) расположен у заднего лонжерона стабилизатора, а если мы имеем целиком подвижное оперение, то на 30% максимальной хорды. Центр тяжести вертикального оперения находится в центре его геометрической площади.

В сидячем положении пилота центр его тяжести находится над тазобедренным суставом.

Наметив, таким образом, точками положения центров тяжести всех агрегатов, можно приступить к центровке планера.

Для получения статических моментов отдельных грузов необходимо наметить систему осей отсчета, от которой будут замеряться плечи моментов. За систему отсчета принимают систему прямоуголь-

ных координат, расположение которых удобно брать так, как показано на фиг. 17.

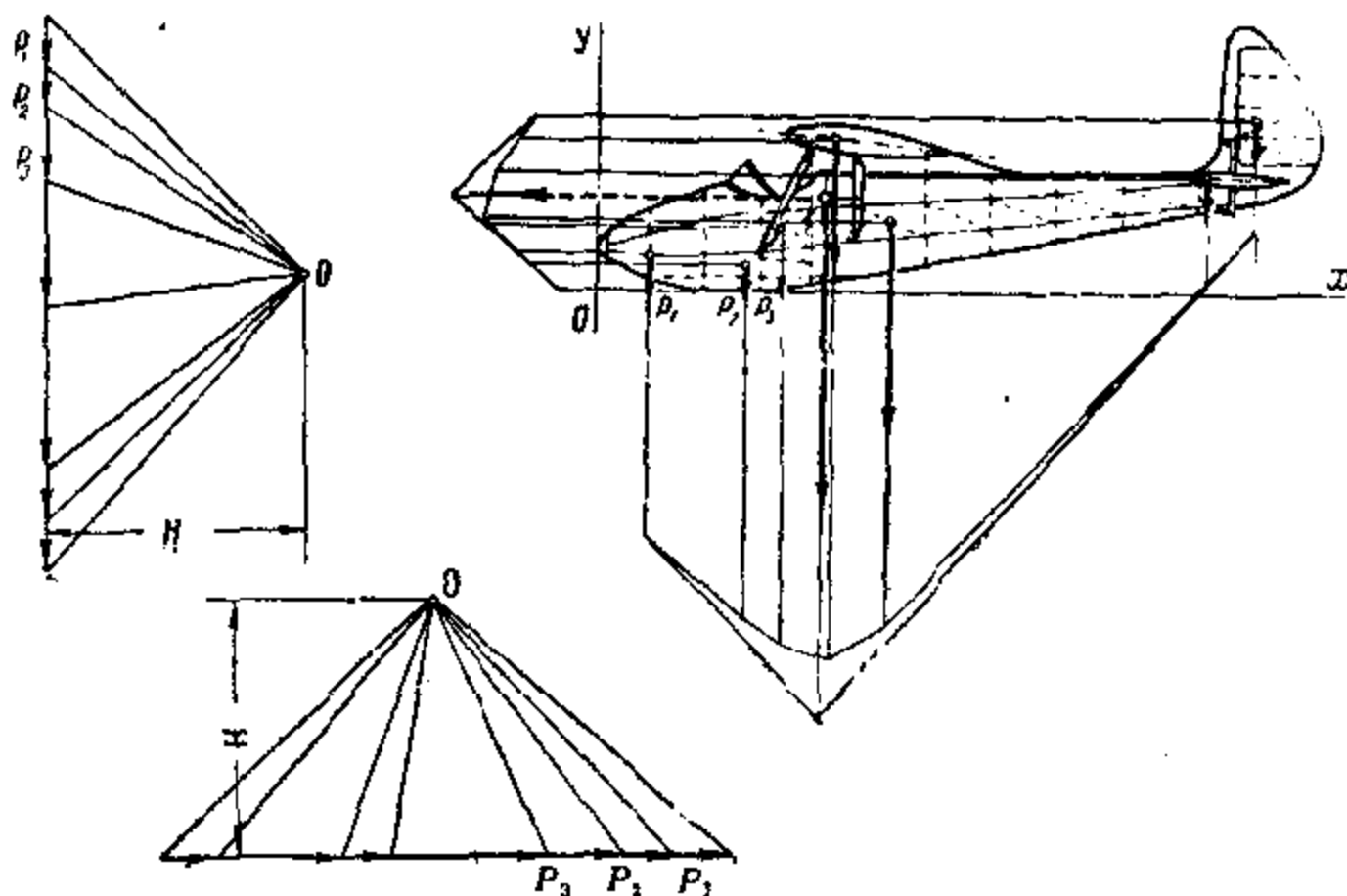
Определение центра тяжести можно производить графически, пользуясь методами графостатики, или аналитическим путем.

Определение центра тяжести графическим путем сводится к построению веревочного многоугольника, которое ведется в следующем порядке.

Веса деталей в выбранном масштабе сил наносятся в виде векторов. В стороне от центровочного чертежа планера проводятся две линии, параллельные осям координат (фиг. 18), на них откладываются в последовательном порядке векторы сил  $P_1, P_2, P_3$  и т. д., в результате построения получаем две диаграммы сил. Назначая для



Фиг. 17.



Фиг. 18.

диаграмм сил одно и то же полюсное расстояние  $H$  и соединяя диаграмму сил с полюсной точкой  $O$  полюсными лучами, получим многоугольник сил. Если теперь провести (в последовательном порядке от начала координат) на центровочном чертеже линии, параллельные полюсным лучам, до пересечения с направлением векторов сил, то получим веревочный многоугольник. Проведя через точки пересе-

чения первого и последнего лучей линии, параллельные осям координат, получим на пересечении этих линий центр тяжести планера.

Производство центровки этим способом мало практикуется, так как при необходимом перемещении грузов чертеж быстро приходит в негодность. Кроме того для получения достаточной точности центровки работа должна выполняться весьма тщательно.

Для определения центра тяжести аналитическим методом строим систему координат, от которой производим отсчет плеч моментов.

Относительно оси  $x$  координаты центра тяжести будут равны:

$$x = \frac{P_1 x_1 + P_2 x_2 + \dots + P_n x_n}{P_1 + P_2 + \dots + P_n} = \frac{\sum P x}{G} \quad (12)$$

Относительно оси  $y$  получим:

$$y = \frac{P_1 y_1 + P_2 y_2 + \dots + P_n y_n}{P_1 + P_2 + \dots + P_n} = \frac{\sum P y}{G} \quad (13)$$

Вычисления удобно сводить в следующую таблицу:

Таблица 2

№ п/п	Наименование деталей	Вес $P$ кг	Плечо $x$	$Px$	Плечо $y$	$Py$
1	Крыло с подкосами . .	50	35,3	1765	22,4	1120
2	Фюзеляж . . . . .	23,63	43,2	1020,82	10,4	245,75
3	Вертикальное оперение	2,2	97,6	214,71	26	57,2
4	Горизонтальное оперение . . . . .	3	90,2	270,6	17,6	52,8
5	Ножное управление . .	1,49	8	11,92	5,3	7,9
6	Ручное управление . .	3,5	22	77	3,8	13,3
7	Оборудование . . . . .	3,18	27,5	87,45	9,5	30,21
8	Пилот . . . . .	80	27,5	2200	9,5	760

Итого . . . . .  $\Sigma P$  167 кг  $\Sigma Px$  5647,5  $\Sigma Py$  2287,16

$$x = \frac{5647,5}{167} = 33,8$$

$$y = \frac{2287,16}{167} = 13,7$$

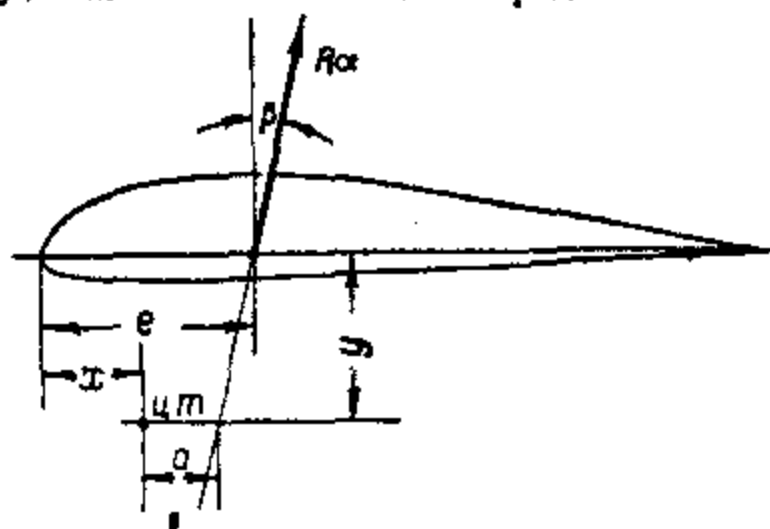
В качестве примера в табл. 2 дана сводка аналитического определения ц. т. для планера Г-13.

Определив положение ц. т. планера, необходимо установить, проходит ли равнодействующая  $R$  через центр тяжести. Для этого строится чертеж, на котором наносится положение центра тяжести относительно средней аэродинамической хорды (фиг. 19). Точку приложения равнодействующей по хорде и ее направление при выбранном угле атаки  $\alpha$  определяем по формулам:

$$\operatorname{tg} \beta = \frac{C_l}{C_n}; \quad C_x = \frac{C_m}{C_n} \approx \frac{C_m}{C_y} \quad (14), (15)$$

В случае, если равнодействующая не проходит через центр тяжести, необходимо среднюю аэродинамическую хорду крыла сдвинуть назад или вперед (смотря по тому, окажется ли ц. т. впереди или сзади направления равнодействующей) на величину  $a + b$ .

Перемещение средней аэродинамической хорды крыла может быть осуществлено как передвижением всего крыла, так и приданием крылу стреловидной формы. Примером может служить планер КИМ-2, где, исходя из требований центровки, крылу придана отрицательная стрелчатость.



Фиг. 19.

Величина  $a$  замеряется по чертежу, величина  $b$  определяется по формуле:

$$b = \frac{g_{кр}}{G} a. \quad (16)$$

При  $b > 1\%$  средней аэродинамической хорды крыла крыло сразу сдвигают на величину  $a + b + c$ .

Величина  $c$  определяется из формулы:

$$c = \frac{g_{кр}}{G} b, \quad (17)$$

где  $g_{кр}$  — вес крыла;

$G$  — полный вес машины.

Если величина  $c < 1\%$  средней аэродинамической хорды, то ею пренебрегают.

После передвижения крыла производят окончательную центровку планера.

Кроме указанного способа для изменения положения центра тяжести иногда практикуют передвижение отдельных грузов по длине фюзеляжа (например, pilota), или вводят дополнительный груз, например, водяной балласт. В этом случае начало отсчета (начало координат) удобно поместить в желаемое положение центра тяжести. Тогда, написав уравнение равновесия относительно этой точки, можно сразу определить количество необходимого груза (при заданном плече) или плечо передвигаемого груза (при заданном его весе).

Уравнения равновесия напишутся в следующем виде:

$$\sum M = \pm P_1 x_1 \pm P_2 x_2 \pm \dots \pm P_n x_n = 0^*. \quad (19)$$

\* Знак  $\pm$  перед выражениями  $P \cdot x$  зависит от расположения груза относительно оси отсчета  $x$ . Для грузов, расположенных влево от оси отсчета, берется знак минус, а для грузов, расположенных вправо от оси отсчета, — плюс.



Теперь предположим, что необходимо определить количество груза  $P_1$  (плечо  $x_1$  задано); тогда

$$P_1 = \frac{P_2 x_2 \pm P_3 x_3 \pm \dots \pm P_n x_n}{x_1}, \quad (20)$$

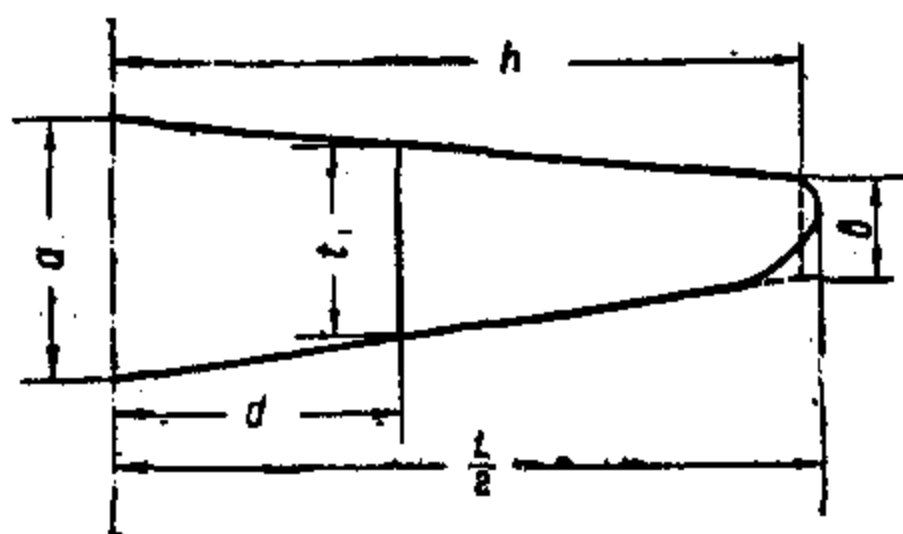
или при заданном весе груза определяем его плечо (местоположение):

$$x_1 = \frac{\pm P_2 x_2 \pm P_3 x_3 \pm \dots \pm P_n x_n}{P_1}. \quad (21)$$

Ниже приведены формулы, служащие для определения размеров и координат средней аэродинамической хорды.

а) Прямоугольное крыло (в плане):

$$l = \frac{S}{L} = \frac{\text{площадь крыла}}{\text{размах}}. \quad (22)$$



Фиг. 20.

б) Трапецевидное крыло (фиг. 20):

$$d = \frac{h(a+2b)}{3(a+b)}, \quad (23)$$

$$l = \frac{2}{3} \left( a + b - \frac{a \cdot b}{a + b} \right), \quad (24)$$

где  $d$  — расстояние средней аэродинамической хорды от оси фюзеляжа;

$l$  — средняя аэродинамическая хорда;

$a$  — максимальная хорда;

$b$  — минимальная хорда крыла;

$h$  — размер, указанный на фиг. 20.

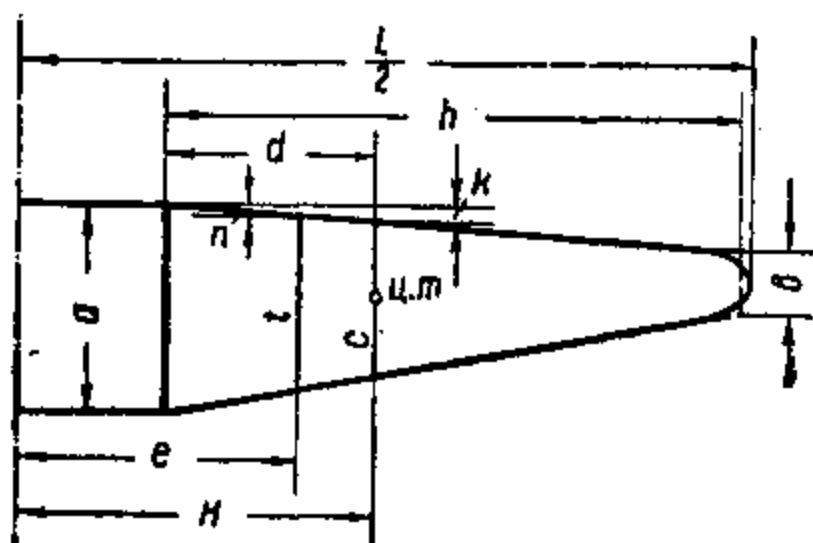
в) Стрельчатое крыло, или крыло с прямоугольной центральной частью (фиг. 21а и 21б):

$$e = \frac{H \cdot S_p}{S_c + S_p} \quad (25)$$

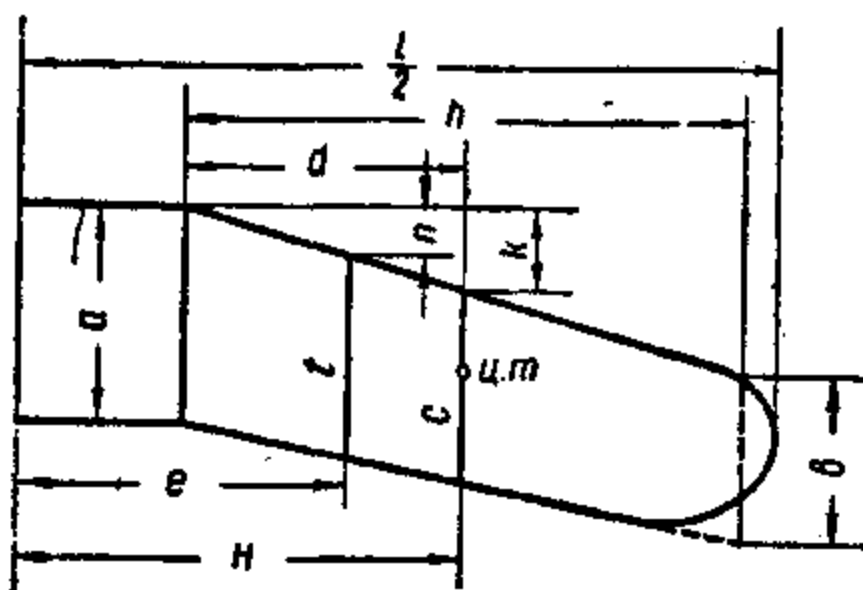
$$l = c + \frac{(a-c)(H-e)}{H} = \frac{cS_p + aS_c}{S_p + S_c} \quad (26)$$

$$n = \frac{k \cdot e}{H} = \frac{k \cdot S_p}{S_p + S_c}, \quad (27)$$

где  $S_p$  — площадь крыла без площади центроплана;  
 $S_c$  — площадь центроплана;  
 $a$  — хорда прямоугольной части крыла;  
 $l$  — расстояние носка средней аэродинамической хорды от носка хорды центроплана;  
 $k$  — размер, указанный на фиг. 21;  
 $c$  — средняя хорда трапецевидной части крыла [определяется по формуле (24)].



Фиг. 21а.



Фиг. 21б.

Центровкой планера заканчивается разработка эскизного проекта, после чего конструктор переходит к рабочему проектированию.

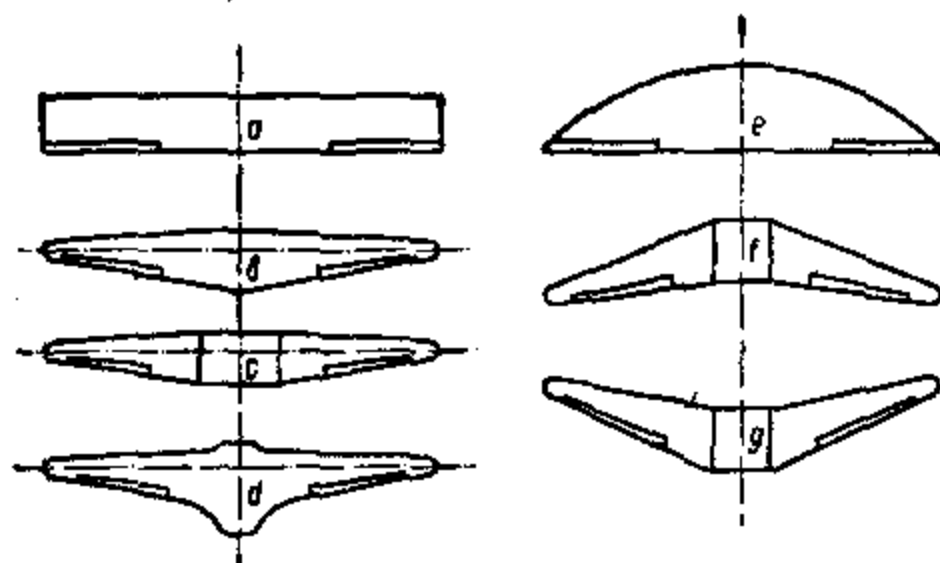
### ГЛАВА III

## КРЫЛЬЯ И ИХ КОНСТРУКЦИЯ

### § 1. ФОРМА КРЫЛЬЕВ В ПЛАНЕ

Очертание крыла в плане, а также в продольном и поперечном сечениях бывает разнообразной формы. Форма крыла обуславливается требованиями аэродинамики, конструкцией, назначением планера и условиями его эксплуатации.

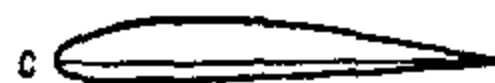
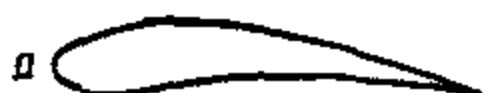
В плане наиболее выгодной в аэродинамическом отношении формой незакрученного крыла является эллиптическая; при такой форме получаются минимальные потери на концевые вихреобразования, т. е. минимальное индуктивное сопротивление; однако ввиду сложности производства и по соображениям уменьшения веса крылья этой формы строятся редко.



Фиг. 22.

По аэродинамическим качествам к эллиптическому крылу стоит близко трапецевидное крыло. Крыло этой формы получило широкое распространение благодаря простоте конструкции и удобству в эксплуатации.

Крылья по очертанию в плане бывают следующей формы (фиг. 22): *a* — прямоугольные, *b* — трапецевидные с округленными концами,



Фиг. 23.

*c* — трапецевидные с прямоугольной центральной частью, *d* — трапецевидные с переходной центральной частью (для крыльев, имеющих зализы, т. е. плавные переходы с крыла на фюзеляж), *e* — параболические, *f* — стреловидные с прямой стрелой и *g* — стреловидные с обратной стрелой.

В поперечном сечении крылья различаются по форме профиля и разделяются на крылья незакрученные и закрученные.

По форме профилей крылья можно подразделить на следующие основные группы (фиг. 23): *a* — выпукловогнутые, *b* — плосковыпуклые, *c* — двояковыпук-

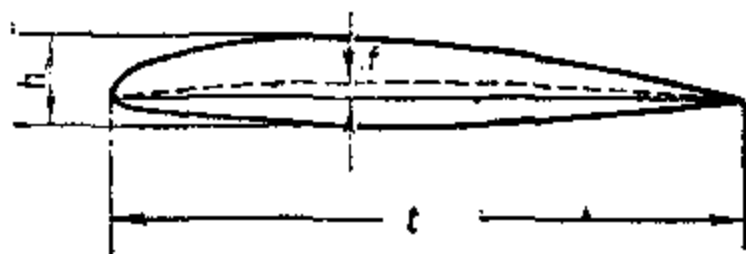
лые несимметричные и *d* — симметричные. Симметричные профили благодаря низкому коэффициенту  $C_x$  и невысокому аэродинамическому качеству ставятся исключительно на хвостовое оперение.

Каждая из этих групп профилей характеризуется толщиной профиля, т. е. отношением максимальной высоты  $h$  профиля к его хорде  $l$ ,

и кривизной средней линии, т. е. отношением максимальной стрелки кривизны  $f$  к хорде  $l$  (фиг. 24).

Данные новейших исследований показали, что наивыгоднейшими профилями являются профили с кривизной средней линии 0,01—0,03 и максимальной толщиной в 0,12 длины хорды.

Увеличение кривизны профиля не дает существенного увеличения аэродинамического качества профиля, несмотря на то, что максимальный коэффициент  $C_y$  с увеличением кривизны увеличивается.



Фиг. 24.

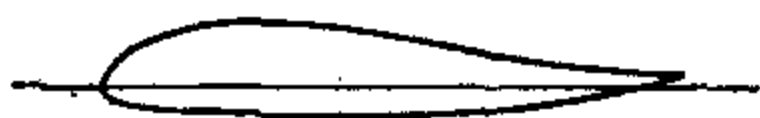
Тонкие профили с относительной толщиной порядка 0,06 также не дают существенных выгод, так как при малом коэффициенте профильного сопротивления  $C_p$  дают также малый коэффициент  $C_y$ .

Свободнонесущие крылья, по соображениям прочности, должны иметь у корня довольно большую высоту профиля, достигающую до 0,16—0,18 хорды  $l$ . Дальнейшее увеличение толщины профиля, как показала практика, невыгодно и в отношении профильного сопротивления  $C_p$ , и в отношении подъемной силы  $C_y$ .

При отсутствии в атласе профиля желаемой толщины можно построить профиль с требуемыми коэффициентами подъемной силы, профильного сопротивления и момента. Для этого надо изменять толщину профиля данной группы от средней линии, а не от хорды; таким образом кривизна профиля останется прежней. Так как при изменении в небольших размерах толщины профиля коэффициенты  $C_y$  и  $C_m$  меняются мало, то их можно оставить без изменения. Коэффициент же профильного сопротивления  $C_p$  можно определить интерполяцией между профилями, имеющими большую и меньшую толщину, чем заданная.

## § 2. ПОНЯТИЕ О ЗАКРУЧЕННЫХ КРЫЛЬЯХ

Крыло с обычным профилем является неустойчивым. С увеличением угла атаки равнодействующая перемещается вперед, продолжая увеличивать угол атаки; с уменьшением же угла



Фиг. 25.

атаки она перемещается назад, стараясь еще больше уменьшить его. Для придания крылу самоустойчивости пользуются или самоустойчивыми профилями или закруткой крыльев.

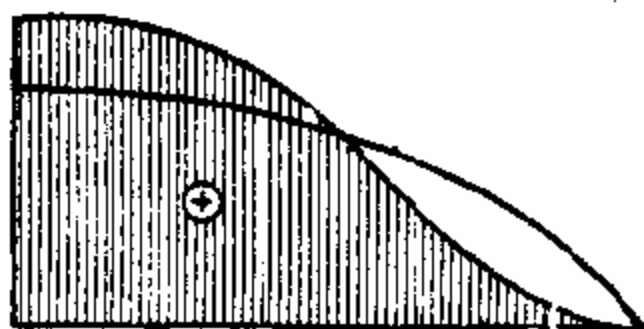
На фиг. 25 представлен типичный самоустойчивый профиль. Характерной его особенностью является загнутая кверху концевая кромка. При небольшой загнутой кромки будем иметь профиль с постоянным центром давления, а при большей — устойчивый профиль.

Профиль постоянного центра давления можно получить из обычных неустойчивых профилей, придавая средней линии профиля S-образный изгиб. Самоустойчивый профиль, видимо, будет иметь более низкие характеристики, чем профиль-прототип, поэтому самоустойчивые профили применяются редко, чаще практикуются профили с постоянным центром давления на летном диапазоне углов.

Более выгодным способом создания самоустойчивого крыла является закрутка крыльев. Закрутка крыльев предусматривает такое распределение циркуляции по размаху, при котором крыло начинает работать как устойчивое. Закрутка может быть или геометрической или аэродинамическая. В первом случае крыло имеет постоянный профиль по размаху и изменяющийся к концу угол атаки. Во втором случае в корневой части крыла ставится более несущий профиль, чем в концевой. Трапецевидные крылья, имеющие профиль переменной толщины по размаху, являются аэродинамически закру-



Фиг. 26.



Фиг. 27.

ченными с общим углом нулевой подъемной силы для всех профилей.

Распределение подъемной силы для закрученных крыльев будет отличаться от незакрученного крыла. Как известно, распределение подъемной силы по размаху происходит по некоторой кривой. Характер кривой при изменении подъемной силы для незакрученного крыла остается неизменным, так как все ординаты меняются пропорционально увеличению или уменьшению подъемной силы. При нулевой подъемной силе кривая распределения подъемной силы превращается в прямую, и ограниченная ею площадь будет равна нулю.

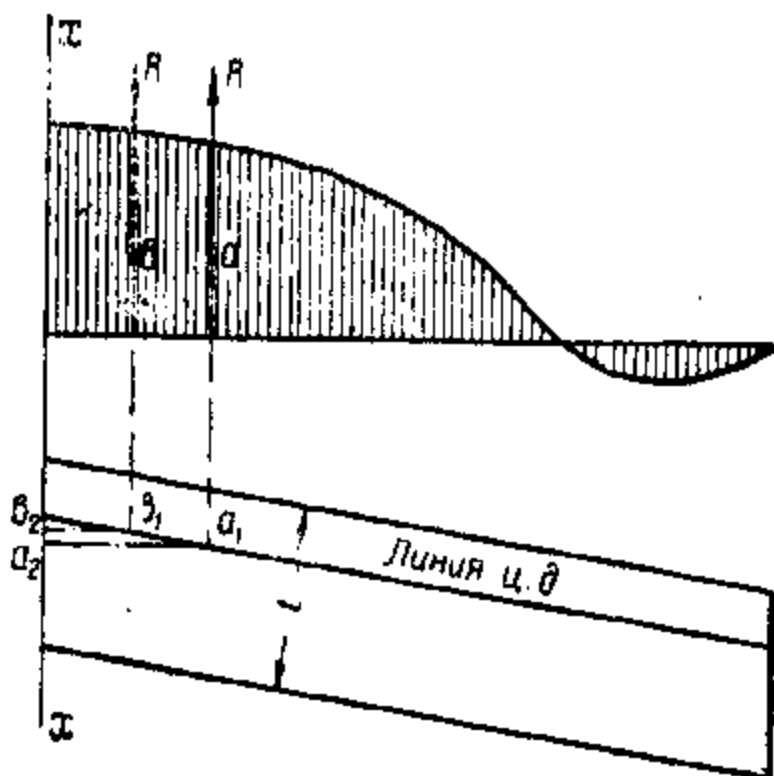
Для закрученного крыла при некотором угле  $\alpha$  центральная часть крыла будет создавать положительную подъемную силу, в то время как концевая — отрицательную (фиг. 26). Угол атаки, при котором суммарная подъемная сила равна нулю, называется углом пикирования<sup>1</sup>. Кривая распределения подъемной силы для такого крыла находится следующим образом. Распределение подъемной силы на требуемом угле атаки для незакрученного крыла накладывается на кривую распределения подъемной силы при пикировании. В результате получается увеличение подъемной силы в корневой части крыла и уменьшение в концевой, т. е. в центральной части прибавится положительная подъемная сила при угле пикирования и на конце крыла вычтется отрицательная (фиг. 27).

<sup>1</sup> Пилоты очень часто называют углом пикирования угол траектории аппарата с горизонтом, что, по сути дела, является углом крутого планирования.

Нетрудно заметить, что при таком характере распределения подъемной силы с увеличением угла атаки точка приложения равнодействующей перемещается к концу, а при уменьшении угла атаки — к центру крыла.

Это свойство используется для создания самоустойчивых крыльев, например, в бесхвостых планерах. Действительно, имея стреловидное крыло с хордой  $l$ , постоянной по размаху, и профиль с постоянным центром давления, получаем следующую картину (фиг. 28).

Пусть при некотором угле атаки  $\alpha_1$  равнодействующая  $R$  находится в точке  $a$ . При угле атаки  $\alpha_2 < \alpha_1$  равнодействующая  $R$  переместится ближе к центру крыла и займет положение в точке  $b$ . Спроектировав эти точки на вид крыла в плане до пересечения с линией центра давления, получим точки  $a_1$  и  $b_1$  и, проектируя последние на ось симметрии крыла  $x-x$ , находим точки  $a_2$  и  $b_2$ . Следовательно, от уменьшения угла атаки центр давления переместится вперед.



Фиг. 28.

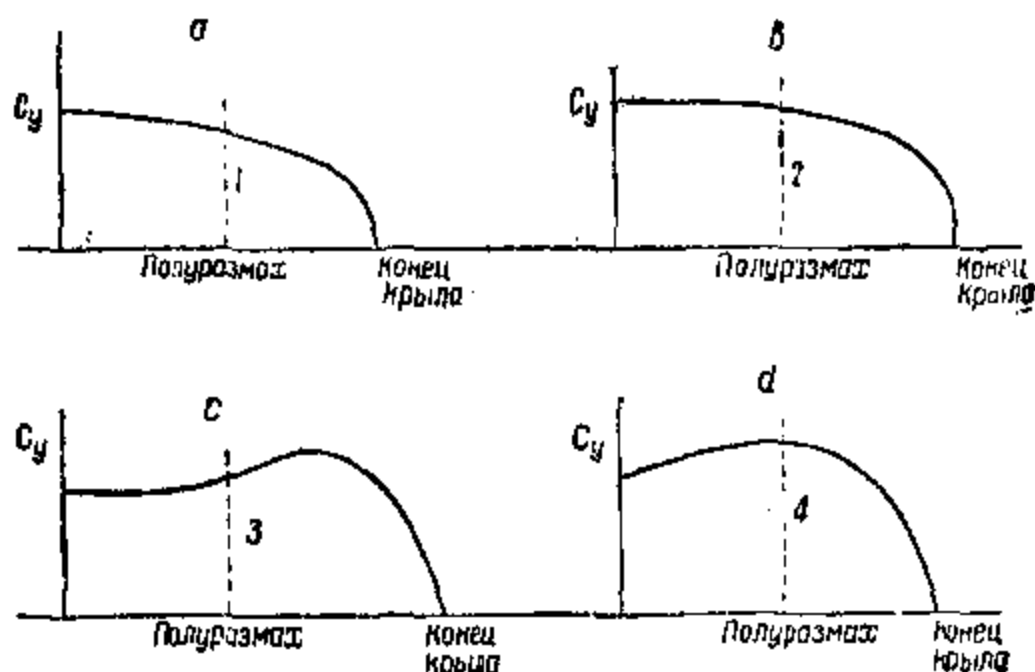
Аналогично рассуждая, найдем, что от увеличения угла атаки центр давления переместится назад. Таким образом имеем в двух случаях восстанавливающие моменты, стремящиеся вернуть планер в нормальное полетное положение. Сделанное допущение не исключает из данного правила крыльев с переменной хордой по размаху и профилем с переменным центром давления.

Самоустойчивые крылья применяются обычно в бесхвостых планерах, где функцию стабилизатора (горизонтального оперения) должно выполнять само крыло, т. е. последнее должно быть самоустойчивым.

В нормальных схемах крыла прибегают к закрутке для создания лучшей поперечной устойчивости на больших углах атаки. Так как срыв потока начинается у конца крыла, то фактический угол срыва в концевой части крыла будет гораздо меньше, чем в корневой, вследствие чего планер потеряет поперечную устойчивость до того, как все крыло перейдет на угол срыва, т. е. на критический режим. Для устранения этого дефекта крыло отрицательно закручивают, т. е. уменьшают угол атаки к концам крыла.

Угол закрутки рассчитывается таким образом, чтобы полученная кривая распределения подъемной силы имела вид, представленный на фиг. 29, т. е.  $C_y$  на части крыла, занятой элеронами, был меньше значения  $C_y$  в корневой части крыла.

Подбор производят на угле немного меньше критического. Показанные на фиг. 29 варианты *a*, *b* и *d* дают удовлетворительную комбинацию; вариант *c* — неудовлетворительную, так как срыв потока



Фиг. 29.

у такого крыла начинается гораздо раньше, чем все крыло перейдет на закритический угол.

### § 3. ПОНЯТИЕ О РАЗРЕЗНЫХ КРЫЛЬЯХ

Для уменьшения разбега, посадочной скорости и пробега планера, а также для обеспечения устойчивости и управляемости на больших углах атаки необходимо заставить крыло работать на больших углах атаки и на возможно больших  $C_y$ . Это достигается введением в практику крыльев особой конструкции, так называемых разрезных крыльев<sup>1</sup>. Для крыла с нормальным профилем коэффициент подъемной силы  $C_y$  достигает своего максимального значения в  $0,60—0,73$  на углах атаки порядка  $16—20^\circ$ . На закритических углах атаки происходит резкое падение подъемной силы, благодаря срыву обтекания, что вызывает увеличение давления на верхней поверхности крыла. Следовательно, диапазон углов, на которых возможна эксплуатация обычного крыла, заключается в пределах от  $0$  до  $18^\circ$ . Поток воздуха ввиду трения о поверхность крыла уменьшает около поверхности свою скорость, образуя пограничный слой, стремящийся двигаться в направлении от области большего к области меньшего давления. Следовательно, пограничный слой будет двигаться по направлению скорости потока до тех пор, пока его кинетическая энергия будет достаточна для преодоления повышения давления. С увеличением угла атаки разность давлений на передней и задней частях верхней поверхности профиля быстро возрастает, и наступает момент,

<sup>1</sup> В практику самолетостроения разрезные крылья введены в 1918—1920 г. г. английским конструктором Хендли-Пейдж.

когда кинетической энергии пограничного слоя нехватает на преодоление этого давления, и на части поверхности профиля слой начнет двигаться в обратном направлении.

Пограничный слой в месте соединения прямого и обратного движений, увеличивая свою толщину, начинает срываться, образуя вихри и нарушая циркуляцию скорости вокруг крыла. Описанная картина имеет место и на небольших углах атаки, однако срыв обтекания в этом случае начинается около задней кромки профиля крыла. При увеличении же угла атаки место срыва быстро перемещается к носку дужки, захватывая все большую и большую часть поверхности крыла. Следовательно, причиной срыва обтекания является нарушение циркуляции скорости вокруг крыла; сохранение циркуляции при больших углах атаки будет увеличивать критический угол, а вместе с ним и подъемную силу крыла.

Сущность конструкции разрезного крыла состоит в том, что при соответствующих режимах полета элементы разрезного крыла (см. ниже) создают в носовой и хвостовой части крыла щели. Действие щели в разрезном крыле следующее.

Пограничный слой, проходя через узкую щель из области повышенного в область пониженного давления (т. е. на верхнюю поверхность крыла), увеличивает свою скорость (теорема Бернулли), а следовательно, и кинетическую энергию. Увеличенная скорость воздушного потока создает большое разрежение над крылом, а увеличенная кинетическая энергия пограничного слоя мешает образованию возвратного тока пограничного слоя, являющегося причиной срыва обтекания. Вследствие этого у крыла увеличивается критический угол и растет подъемная сила. Применением разрезного крыла можно затянуть срыв обтекания до углов в  $25-30^\circ$  и получить увеличение подъемной силы в 1,5 раза.

В зависимости от расположения несущих поверхностей и их количества различают крыло с предкрылком, крыло с закрылком и комбинированное крыло с предкрылком и закрылком. Кроме того, иногда практикуется применение интерсептора<sup>1</sup>.

#### § 4. ЭЛЕМЕНТЫ РАЗРЕЗНОГО КРЫЛА

К элементам разрезного крыла относятся предкрылки, закрылки и интерсепторы.

Предкрылок представляет собой небольшое крылышко, установленное впереди основного профиля крыла; оно может быть расположено по всему размаху крыла или на части его. Увеличение подъемной силы в крыле с предкрылком на больших углах атаки сопровождается увеличением лобового сопротивления на малых углах атаки, т. е. работа крыла в нормальном полете ухудшается.

Для уменьшения лобового сопротивления на малых углах атаки применяется раздвижной предкрылок, который на малых углах атаки плотно прижат к основному профилю, и крыло работает, как

<sup>1</sup> Интерсептор — небольшое крылышко, укрепленное на оси, расположенной у ребра атаки профиля крыла.

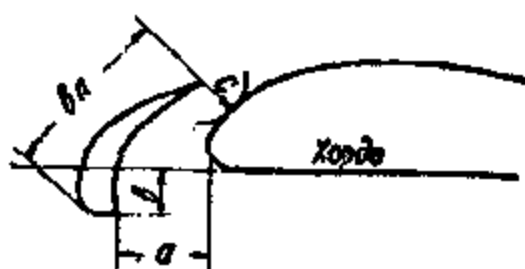


цельное, а при больших углах атаки открывается, образуя между собой и основным профилем щель. В этом случае предкрылок выделяется из основного профиля, или имеет вид тонкой пластинки.

На работу крыла с предкрылком оказывает сильное влияние взаимное расположение крыла и предкрылка. На фиг. 30 положение

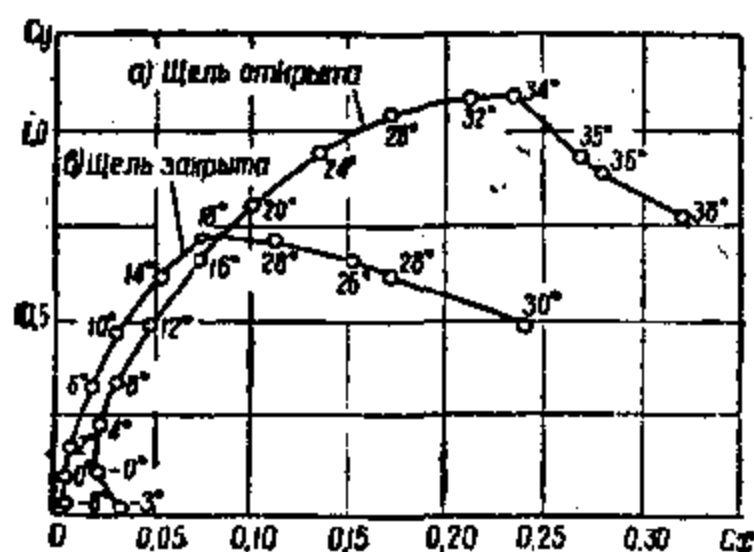


Фиг. 30.

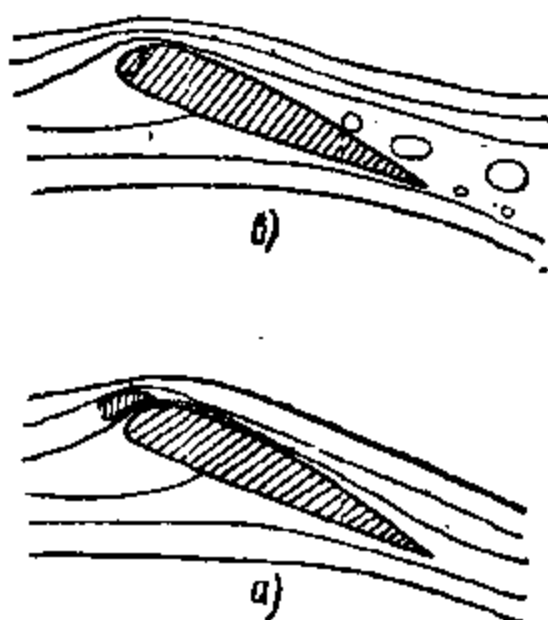


Фиг. 31.

предкрылка улучшает работу крыла на малых углах атаки, положение  $b$ , наоборот, на больших, поэтому в каждом отдельном случае существует вполне определенное положение предкрылка, при котором он дает максимальный эффект. Положение предкрылка характеризуется тремя координатами  $a$ ,  $b$  и  $c$ , показанными на фиг. 31.



Фиг. 32.

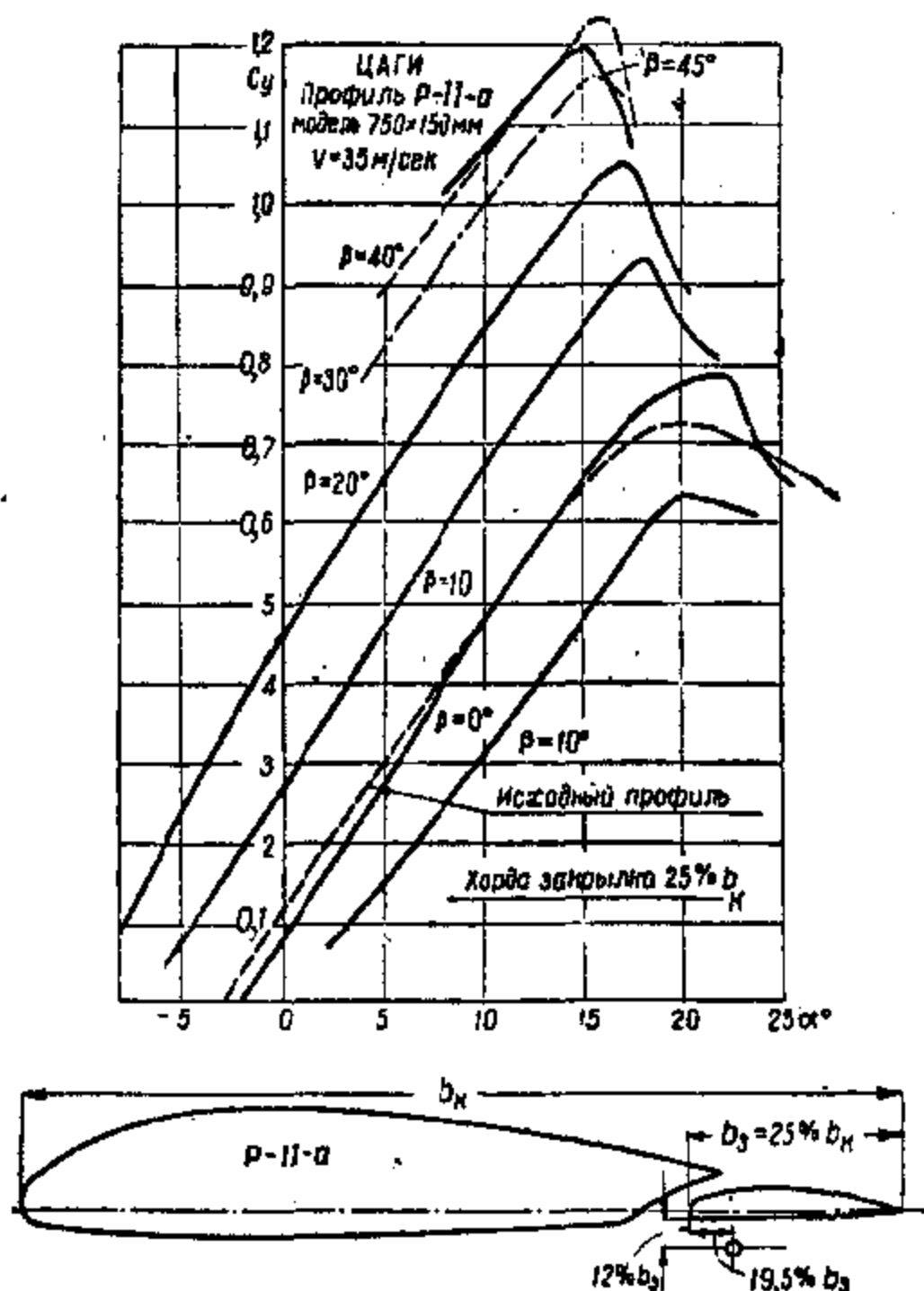


Характеристика крыла видна из фиг. 32, где изображена поляра Лилиентала и аэродинамический спектр обтекания разрезного крыла с открытой и закрытой щелями. При закрытой щели критический угол атаки равен  $18^\circ$  и  $C_y = 0,73$ , при открытом предкрылке  $\alpha = 34^\circ$ ,  $C_y = 1,1$ .

Таким образом критический угол при применении предкрылка увеличивается с  $18$  до  $34^\circ$ . Этим свойством предкрылков пользуются для улучшения поперечной устойчивости и управляемости на больших углах атаки, когда в нормальных крыльях вследствие срыва обтекания эффективность элеронов резко падает. В этом случае предкрылки устанавливаются только на концах крыльев, на части, занятой элеронами. Вообще же, нужно отметить, что в целях увеличения подъемной силы предкрылки применяются редко, чаще для

этой цели употребляются закрылки, дающие большую эффективность и имеющие более простую конструкцию. Для уменьшения посадочной скорости предкрылки не применяются вследствие очень больших углов атаки при  $C_{y\max}$ .

Закрылок представляет собой отгибающуюся вниз часть крыла, расположенную у задней его кромки. Применяющиеся в на-



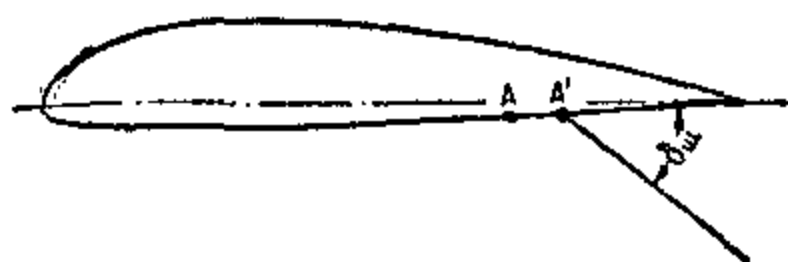
Фиг. 33.

стоящее время закрылки можно разделить на две основных группы: 1) щелевые закрылки и 2) щитки-закрылки.

Щелевые закрылки создают между собой и основным профилем профилированную щель, действие которой аналогично действию щели в крыле с предкрылком. Увеличение подъемной силы в этом случае происходит, во-первых, за счет повышения скорости потока

на верхней поверхности крыла (действие щели) и, во-вторых, за счет уменьшения скорости потока на нижней поверхности крыла, благодаря увеличению кривизны профиля при отклонении закрылка.

На фиг. 33 даны кривые  $C_y$  по  $\alpha$  профиля крыла  $P-II-a$  с щелевым закрылком при разных углах отклонения закрылка. Длина хорды закрылка равнялась 25% хорды исходного профиля. Из диаграммы видно, что при углах отклонения закрылка больше  $40^\circ$  подъемная сила начинает падать, что указывает на срыв обтекания. Увеличение подъемной силы в этом случае сопровождается уменьшением критического угла атаки. При нейтральном положении критический угол равен  $20^\circ$ , отклонение закрылка на  $30^\circ$



Фиг. 34.

уменьшает критический угол до  $16^\circ$ . Кроме того, щелевой закрылок уменьшает  $C_y$  и увеличивает  $C_x$  на малых углах атаки.

Щитки-закрылки имеют отгибающуюся часть, которая сделана в виде щитка, расположенного на нижней поверхности

крыла у задней его кромки; при отклонении щитка кривизна верхней поверхности крыла не нарушается. Шарнир щитка закрылка может быть или неподвижным или перемещаться назад к задней кромке крыла одновременно с отклонением щитка вниз. Щиток с скользящим шарниром известен под названием *цап* (фиг. 34).

Щиток-закрылок обладает рядом преимуществ перед щелевым закрылком: 1) в прижатом состоянии он не создает дополнительного лобового сопротивления, 2) дает довольно высокий  $C_y$  и 3) сильно увеличивает лобовое сопротивление, давая возможность крутого планирования при посадке.

Опыты в аэродинамической трубе с щитками-закрылками показывают, что при открытии щитка между задними кромками крыла и щитка образуется зона пониженного давления. Пониженное давление у задней кромки крыла создает отсос пограничного слоя с верхней поверхности крыла, затягивая момент образования обратного течения в пограничном слое, что обеспечивает плавное обтекание профиля на больших углах атаки, чем у исходного профиля. Отсюда следует, что первой причиной повышения  $C_y$  является увеличенное разрежение на верхней поверхности крыла. Второй причиной, как и в крыле со щелевым закрылком, будет повышенное давление на нижней поверхности профиля.

Изменение картины распределения давления по хорде дужки в разрезных крыльях связано с изменением характера перемещения давления при изменении углов атаки.

По сравнению с исходным профилем предкрылок перемещает центр давления вперед к носу крыла, а закрылок, наоборот, — назад к задней кромке крыла. Комбинированное разрезное крыло, оборудованное предкрылком и закрылком, будет сглаживать это пере-

мещение, так как перемещение закрылком центра давления назад будет в известной степени компенсироваться обратным действием предкрылка.

Применение той или иной схемы разрезных крыльев обуславливается их назначением. В зависимости от назначения разрезные крылья могут быть разделены на три основные группы: 1) крылья, обеспечивающие поперечную устойчивость и управляемость на больших углах атаки, 2) крылья, уменьшающие посадочную скорость, 3) крылья, обладающие всеми перечисленными свойствами. Соответственно этому крылья оборудуются: в первой группе — концевыми предкрылками, во второй группе — закрылками и в третьей группе — предкрылками и закрылками. В этом случае предкрылки и закрылки могут занимать как весь размах крыла, так и часть его.

Необходимо отметить, что вряд ли в планерах явится необходимость применения предкрылков и закрылков по всему размаху, так как устройство концевых предкрылков и закрылков на части размаха крыла дает вполне удовлетворительные результаты. Хорошую поперечную устойчивость и управляемость на больших углах атаки можно получить применением концевых предкрылков, а закрылки, занимающие часть размаха, обеспечат необходимое снижение посадочной скорости.

Предкрылки и закрылки обычно устанавливаются на уже спроектированном крыле с данным профилем. При этом получение необходимого эффекта от разрезного крыла будет зависеть от выбора размеров и форм предкрылка и закрылка.

Таким образом выбор профиля разрезного крыла ничем не отличается от выбора профиля неразрезного крыла, и задача будет сводиться к определению рациональных размеров предкрылков и закрылков, а именно: размаха и хорды предкрылков и закрылков, формы их щели и положения в открытом состоянии.

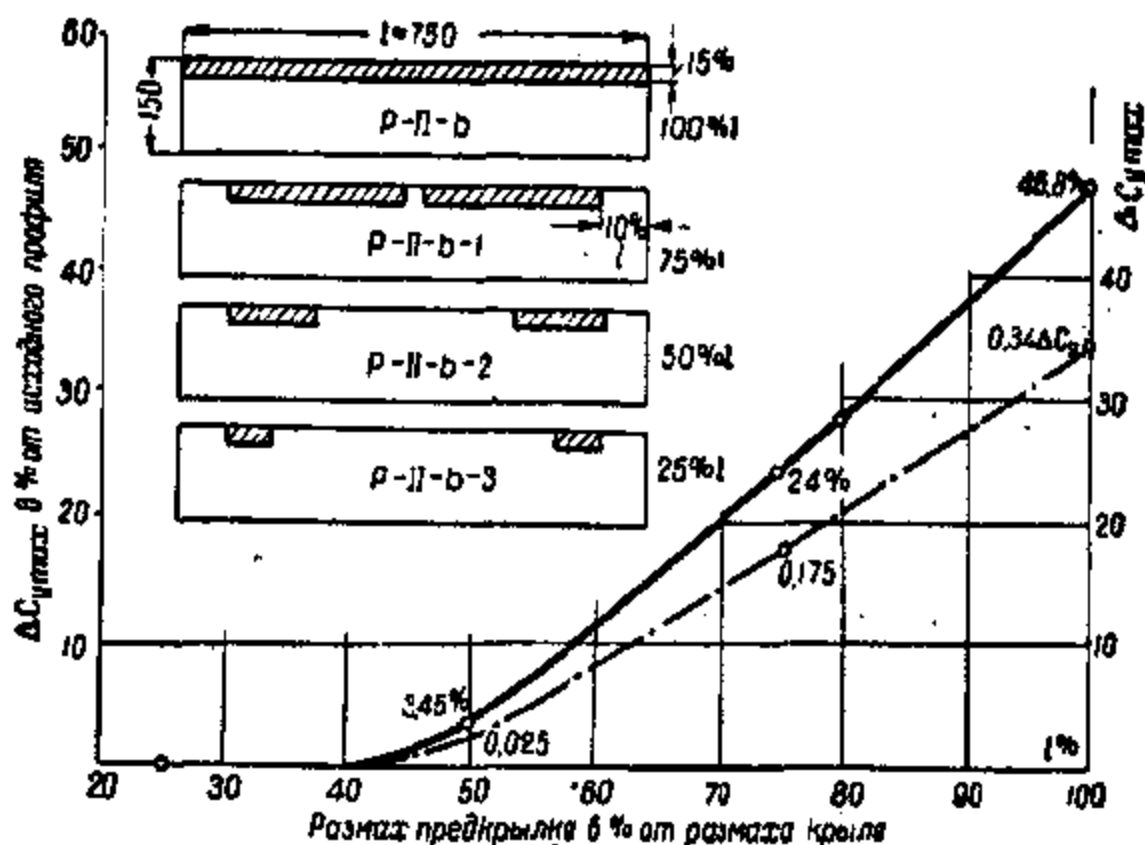
### Крылья с предкрылками

Влияние длины предкрылка на увеличение  $C_{y\max}$  видно из диаграммы продувок профиля Р-11-б (с предкрылками длиной в 100, 75, 50 и 25% размаха, фиг. 35). Наибольшую эффективность в отношении  $C_{y\max}$  дает предкрылок по всему размаху, при котором приращение подъемной силы составляет 46,8% исходного профиля. Предкрылок длиной в 50% размаха дает незначительное (4%) приращение подъемной силы по сравнению с исходным профилем.

Резкое уменьшение приращения подъемной силы в последнем случае объясняется следующим. Благодаря наличию предкрылка концы крыла дольше сохраняют плавное обтекание, нежели средняя часть крыла. Средняя часть крыла при переходе на закритические углы атаки, соответствующие исходному профилю, начинает терять подъемную силу, в то же время концы крыла при открытых предкрылках сохраняют плавное обтекание и, следовательно, работают на  $C_y$ , больших  $C_{y\max}$  исходного профиля. Таким образом увеличение

подъемной силы на концах крыла лишь компенсирует потерю ее в средней части крыла. В зависимости от длины предкрылка и его расположения  $C_y$  может или несколько повышаться (по достижении критического угла исходного профиля), или оставаться постоянным на большом диапазоне углов атаки, или же понижаться.

Постановка концевых предкрылков, как было выше указано, имеет целью сохранение поперечной устойчивости на больших углах атаки. Концевые предкрылки могут работать автоматически, т. е.



Фиг. 35.

при достижении планером определенной скорости предкрылок открывается сам, без воздействия пилота, ввиду большого разрежения на передней части верхней поверхности крыла. Типы механизмов автоматического предкрылка показаны на фиг. 37.

Для получения наибольшего эффекта предкрылок должен быть расположен от концов крыла не дальше 3% величины размаха. Предкрылок может быть рационально применен лишь на углах атаки, при которых у исходного профиля начинается срыв обтекания, так как на прямолинейном участке кривой  $C_y = f(\alpha)$  предкрылок ухудшает работу крыла. Следовательно, для разных профилей и удлинений получим и разные значения углов атаки  $\alpha$ , при которых выгодно применение предкрылка; в среднем значения углов будут колебаться в пределах 10—14°.

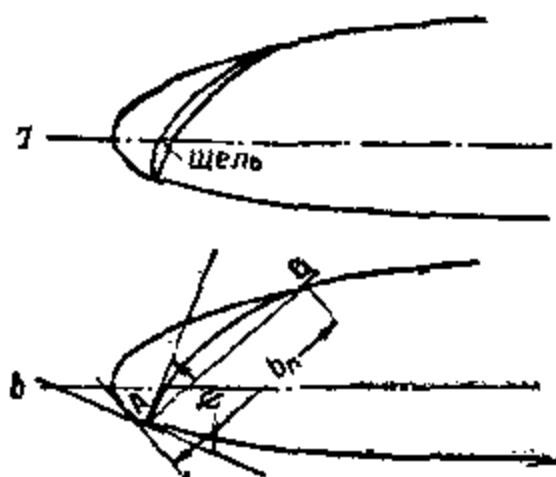
Длина концевых предкрылков должна обеспечить нормальную устойчивость и управляемость на больших углах атаки. Поэтому на длину концевых предкрылков оказывает влияние характер падения подъемной силы на закритических углах атаки: чем падение резче, тем длина предкрылка должна быть больше, и наоборот.

На практике длина концевых предкрылков колеблется в пределах от 14 до 25% полного размаха; такой широкий предел указывает на необходимость тщательного определения длины концевых предкрылков в каждом отдельном случае. Выбор длины предкрылка «с запасом» не рекомендуется, так как иногда для регулировки момента открытия предкрылка приходится делать щель между задним ребром предкрылка и основным профилем, что при излишней длине предкрылка вызовет понижение общего  $C_y$  и увеличение  $C_x$  крыла при закрытых предкрылках.

При падении  $C_y$  на критических углах атаки, соответствующих основному профилю, длина предкрылка должна быть увеличена.

В крыле с сильно суживающейся хордой срыв обтекания наступает одновременно по всему размаху, в то время как в крыле прямоугольном концы крыла благодаря большому скосу потока дольше сохраняют плавное обтекание, чем середина крыла. Следовательно, крыло с эллиптическим распределением подъемной силы (или близко к нему приближающимся) является неустойчивым в поперечном направлении на больших углах атаки. В крыльях же с большой длиной скругленной концевой части невозможно правильно разместить предкрылки по размаху.

Таким образом в описанных крыльях установка концевых предкрылков не даст желаемого результата.



Фиг. 36.

Построение предкрылка показано на фиг. 36, где  $b_n$  — хорда предкрылка и  $\phi$  — лицевой угол, т. е. угол, образованный линией отреза и касательной к нижнему контуру исходного профиля. Положение предкрылка в открытом состоянии будет характеризоваться тремя координатами  $a$ ,  $b$  и  $c$ . Как показали исследования, при одинаковом угле  $\phi$  увеличение хорды предкрылка вызывает возрастание  $C_{y \max}$ , но пределы целесообразного увеличения хорды предкрылка не выяснены. На практике величину хорды предкрылка будет ограничивать, с одной стороны, расстояние переднего лонжерона от носка крыла и, с другой, трудность получения достаточной прочности и жесткости конструкции при большой длине и сравнительно малой высоте профиля предкрылка. Продолжение предкрылка за лонжерон может быть получено за счет уменьшения высоты лонжерона, что, конечно, является нежелательным.

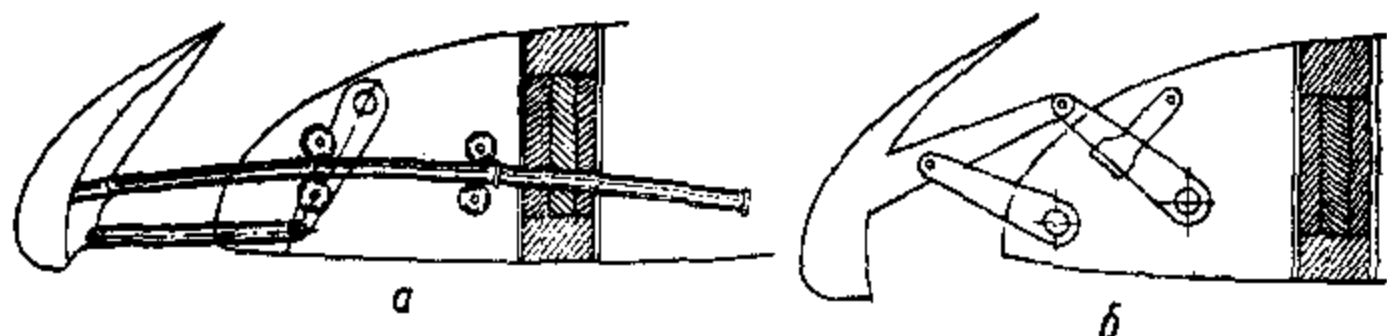
Таким образом нужно считать, что величина хорды предкрылка не будет превышать 20% хорды исходного профиля.

Исследования предкрылков с разными лицевыми углами показали, что с увеличением лицевого угла  $C_{y \max}$  повышается. Продувки для установления наивыгоднейшего лицевого угла в зависимости от других

параметров предкрылка не производилось. На основании имеющихся данных можно сказать, что величина лицевого угла для профиля средней толщины 10—12% должна быть порядка 110—120°.

### Механизм предкрылков

Типы механизмов автоматического предкрылка — роликовый (а) и рычажный (б) — показаны на фиг. 37. Для одновременной работы всех механизмов, а также для того, чтобы щель между основным профилем и предкрылком была постоянной величины, отдельные механизмы соединяются трубой, работающей на кручение, на случай меняющейся по размаху предкрылка нагрузки.

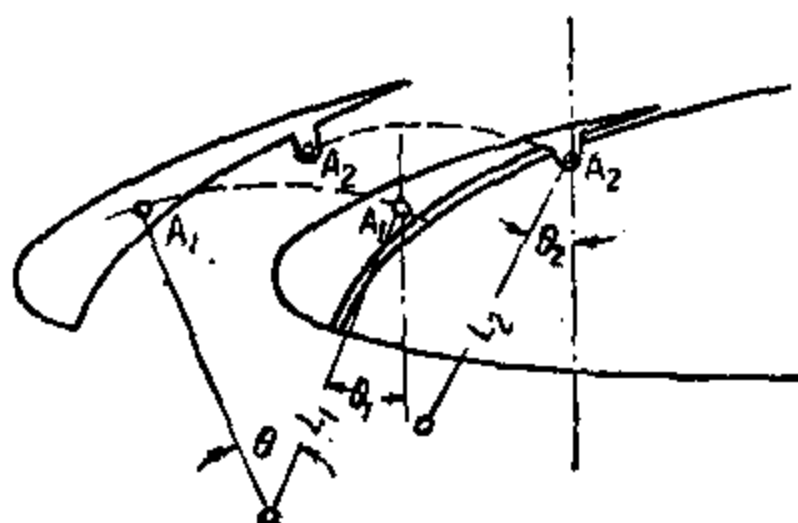


Фиг. 37.

Если хорды предкрылков в открытом и закрытом положениях параллельны, то движение предкрылка в роликовом механизме можно осуществить при помощи прямой трубы. Ось трубы в этом случае устанавливается перпендикулярно направлению равнодей-

ствующей, соответствующей моменту открытия предкрылка. В том же случае, когда при перемещении предкрылка хорда его меняет угол наклона к хорде крыла, труба должна быть соответственно изогнута, как показано на фиг. 37.

Схема рычагов рычажного предкрылка дана на фиг. 38. В отношении рычажного механизма на основании имеющихся иссле-



Фиг. 38.

дований можно сделать следующие выводы:

1. Для получения момента открытия предкрылка на углах атаки порядка 10° необходимо, чтобы угол  $\theta_2$  между перпендикуляром к хорде и задним рычагом был меньше угла  $\theta_1$  между перпендикуляром к хорде и передним рычагом.

2. Увеличение длины переднего рычага сопровождается увеличением координаты  $a$ .

3. При уменьшении длины заднего рычага предкрылок открывается более энергично.

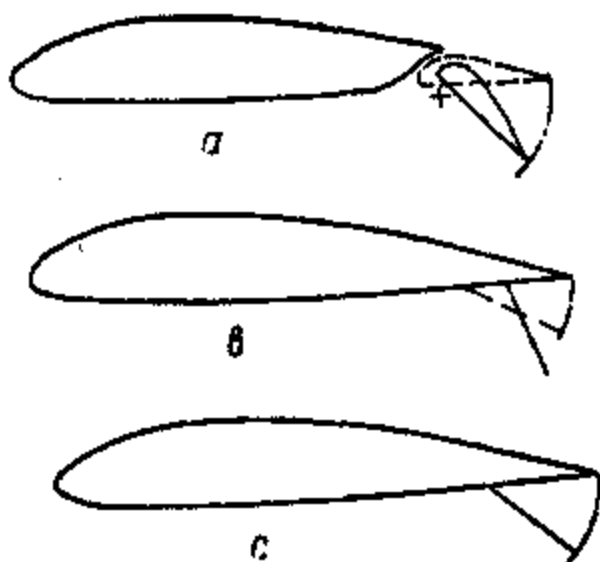
4. Для открытия предкрылка на больших углах необходимо, чтобы угол  $\theta_2$  был больше угла  $\theta_1$ .

### Крылья с закрылками

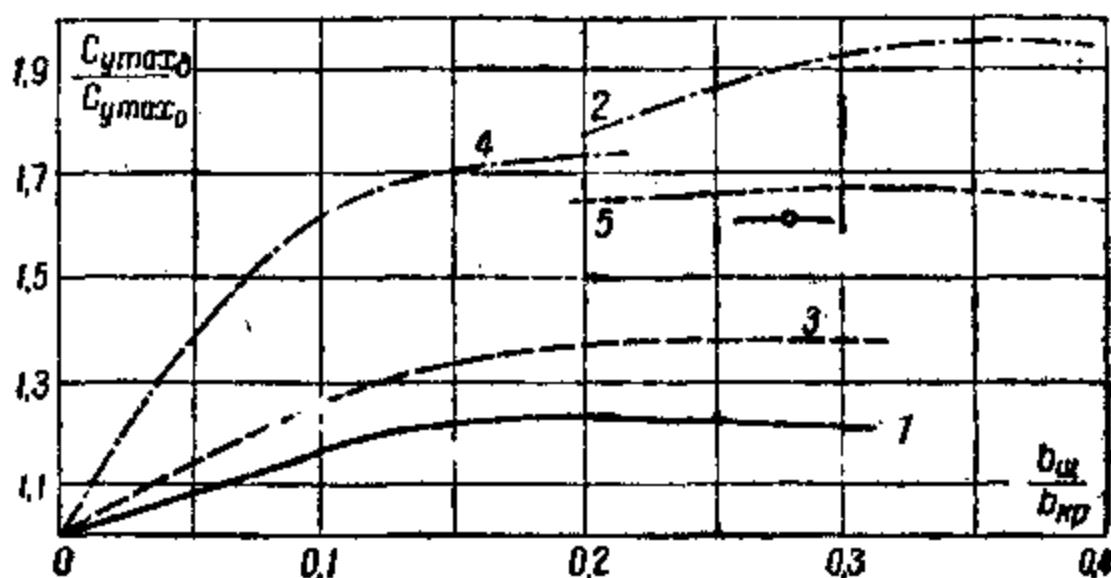
Разрезные крылья с закрылками применяются в том случае, когда необходимо уменьшить посадочную скорость. Типы конструкций закрылков, встречающиеся в настоящее время, следующие: *a* — щелевой закрылок; *b* — щиток типа Цап и *c* — щиток Шренка (фиг. 39).

Для облегчения выбора того или иного типа закрылков, их размеров и положения в открытом состоянии здесь приведены некоторые данные результатов исследования указанных типов закрылков.

Влияние относительных размеров щитка показано на диаграмме (фиг. 40). Из кривых диаграммы видна зависимость между величиной отношения максимального коэффициента подъемной силы с отклоненным щитком к коэффициенту подъемной силы с неотклоненным щитком, т. е.  $\frac{C_{y \max \delta}}{C_{y \max 0}}$ , с одной стороны, и величиной



Фиг. 39.



Фиг. 40.

отношения хорды щитка к хорде крыла, т. е.  $\frac{b_{\delta}}{b_{кр}}$ , с другой. Эти исследования были проведены как для щитков, расположенных по всему размаху, так и для расположенных на части крыла — до элерона.

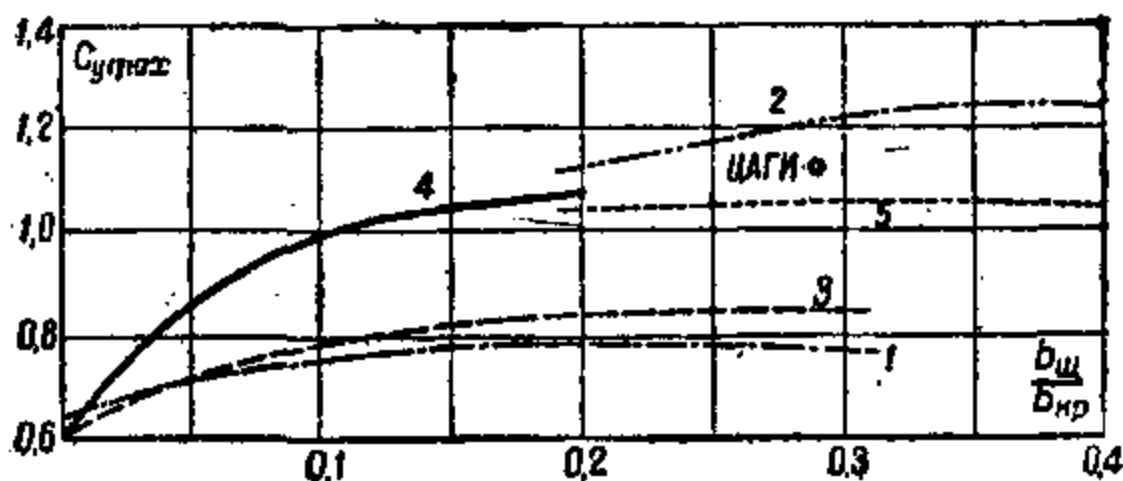
Диаграмма абсолютных значений этих же исследований дана на фиг. 41. Обозначение кривых следующее: 1 — ЦАГИ, модель А, при



длине щитка, равной 29% полуразмаха; 2 — НАСА — скользящий шарнир (щиток Цап), щиток по всему размаху; 3 — ЦАГИ, модель В, длина щитка 38,2%; 4 — АВА — щиток по всему размаху; 5 — НАСА — несскользящий шарнир (щиток Шренка), щиток по всему размаху.

Из кривых диаграммы видно, что в случае щитка с несскользящим шарниром (щиток Шренка) хорду закрылка не следует делать больше 20% хорды крыла, так как дальнейшее увеличение хорды закрылка явно невыгодно. В случае щитка со скользящим шарниром (щиток Цап) максимальный эффект получается при

$$\frac{b_{\text{ш}}}{b_{\text{кр}}} \approx 0,35.$$



Фиг. 41.

Для щитков-закрылков, имеющих разрез посредине (вырез для размещения фюзеляжа), подъемная сила при углах отклонения щитка свыше  $60^\circ$  не увеличивается; для щитков же без указанного выреза подъемная сила продолжает расти и на больших углах отклонения щитка.

Таким образом нужно считать, что  $60^\circ$  есть угол, после которого дальнейшее увеличение  $\delta_{\text{ш}}$  не даст желаемого эффекта. В щелевых закрылках увеличение  $C_{y_{\text{max}}}$  происходит только до угла отклонения закрылка в  $40^\circ$ , после чего  $C_y$  начинает резко падать, при невыгоднейшей хорде закрылка, равной 25% хорды крыла.

Размещение закрылков по размаху крыла и их длина сильно отражаются на эффективности разрезного крыла. Как показали исследования, закрылки, расположенные на концах крыла, по сравнению с закрылками, расположенными по всему размаху, уменьшают эффективность пропорционально уменьшению их площади или длине при одних и тех же углах отклонения  $\delta_{\text{ш}}$  и хорде  $b_{\text{ш}}$ . При одинаковой длине закрылки, расположенные в середине крыла, оказываются эффективнее, чем закрылки на концах крыла.

Установка закрылков по всему размаху крыла планеров не имеет смысла, так как необходимое уменьшение посадочной скорости и увеличение угла планирования может быть легко достигнуто применением закрылков, расположенных в середине крыла — на части его размаха. Кроме того, закрылки, расположенные по всему размаху,

потребуют устройства элеронов-закрылков или, в случае применения щитков-закрылков, — специальных элеронов (элеронов типа Цап или свободных концевых элеронов).

Закрылки, перемещая положение равнодействующей как по хорде крыла, так и по размаху, будут изменять величину момента крыла относительно ц. т. планера. Однако нужно считать, что изменение ско-са потока за крылом благодаря наличию закрылка будет изменять и моменты хвостового оперения, которое будет работать на меньших действительных углах атаки.

Влияние ско-са потока на хвостовое оперение наблюдается при закрылках, не имеющих выреза посредине под или над фюзеляжем. Таким образом применение закрылков не потребует изменения угла установки стабилизатора и мало повлияет на продольную устойчивость планера.

Величины шарнирных моментов  $C_{ш}$  для щитков-закрылков приведены на фиг. 42. Для щелевых закрылков данные о шарнирных моментах отсутствуют, но если принять во внимание компенсацию такого типа закрылка, то усилия, необходимые для его открытия, будут гораздо меньше, чем в щитках-закрылках.

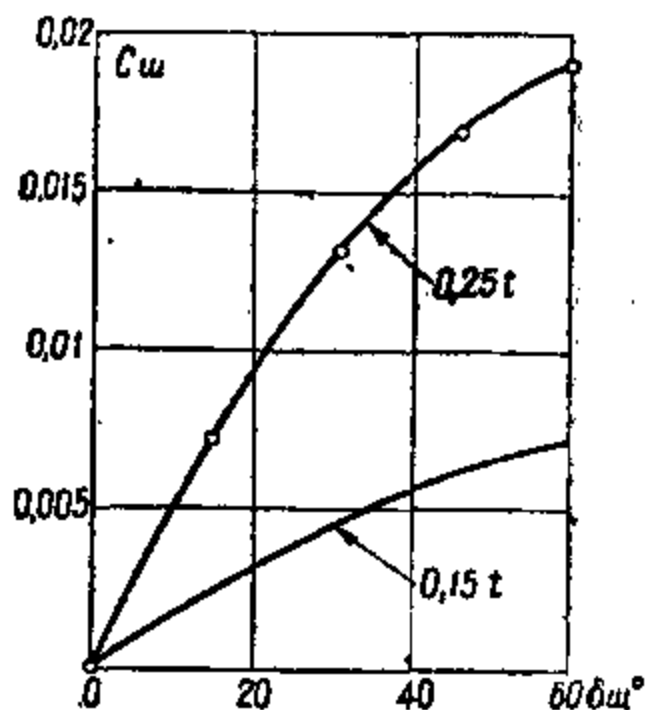
Усилия в управлении подсчитываются по выражению момента:

$$M_{ш} = C_{ш} \rho S V^2 b,$$

где  $S$  — площадь щитка;

$V$  — скорость полета, на которой происходит открытие щитка;

$b$  — хорда щитка.



Фиг. 42.

## § 5. КОНСТРУКЦИЯ КРЫЛЬЕВ

Крыло нормальной конструкции состоит из набора лонжеронов, стрингеров, нервюр, фанерной жесткой обшивки и полотняной обтяжки. Иногда в учебных планерах силовую фанерную обшивку заменяют внутренние расчалки.

Крылья современных планеров по типу конструкции разделяются на моноблочные и кессоны, а по числу лонжеронов — на одно-, двух- и многолонжеронные крылья. Выбор того или иного типа крыла зависит от назначения планера. В рекордных одноместных планерах в последнее время часто применяется однолонжеронная конструкция крыла с жестким фанерным носком, работающим на кручение. Для пилотажных, учебных и двухместных планеров применяются чаще

всего двухлонжеронные крылья. Многолонжеронные и крылья типа моноблок до сих пор не получили широкого распространения в планеризме, так как при малых размерах машины и минимальных конструктивных размерах элементов выигрыш в весе при таких схемах очень сомнителен.

Однолонжеронные же крылья имеют ряд преимуществ, а именно: легко поддаются расчету, дешевы в производстве и выгодны с точки зрения вибрации и перекручивания, так как имеют центр жесткости в передней части крыла. Недостатком однолонжеронных крыльев является сосредоточенная в одном месте передача усилий на фюзеляж, что в двухместных планерах, при расположении второго пилота за лонжероном, является нежелательным и может затруднить применение такого крыла.

Крыло двухлонжеронной конструкции покрывается до второго лонжерона фанерной обшивкой, которая воспринимает часть крутящего момента. Первый лонжерон крыла располагается на 15—25% хорды крыла, второй на 50—60%. Нервюры соединяются между собой носовым стрингером, лонжеронами и задним ободом и в совокупности образуют горизонтальную ферму крыла.

Так как носок крыла в двухлонжеронных крыльях в работу обычно не вводится, то он обшивается для придания ему лучшей формы фанерой толщиной от 1 до 1,5 мм. Межлонжеронная обшивка, воспринимающая часть крутящего момента крыла, делается более толстой—1,5—2 мм, а иногда доходит до 3 мм и подкрепляется стрингерами, идущими вдоль крыла с таким расчетом, чтобы неподкрепленные части фанеры были не больше  $300 \times 200$  мм. Увеличение свободного контура уменьшает допускаемые напряжения в фанере, что при заданном весе обшивки уменьшает участие ее в работе крыла.

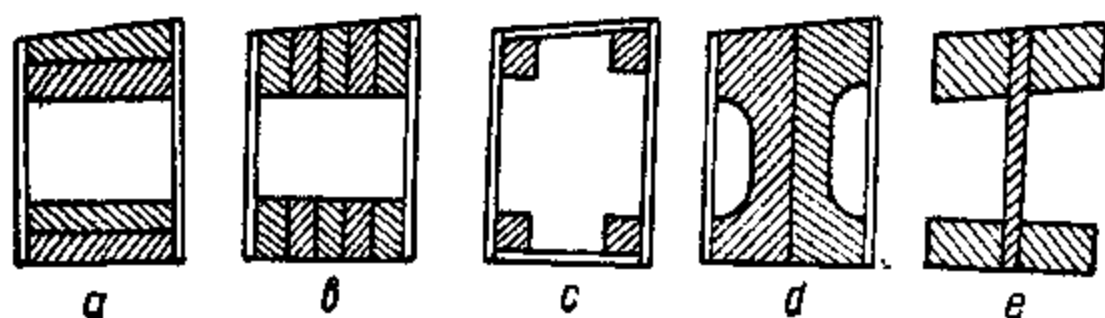
В крыле однолонжеронной конструкции жесткий фанерный носок и лонжерон образуют замкнутый контур-коробку, которая воспринимает лобовые усилия и кручение крыла. Фанерную обшивку носка укрепляют большим количеством нервюр и стрингеров, чем в межлонжеронном участке. Свободный контур в этом случае не должен быть более  $150 \times 200$  мм. Для укрепления фанеры при большом расстоянии между нервюрами в носке крыла устанавливаются ложные нервюры. Для подвески элеронов в однолонжеронных крыльях часто ставится дополнительный лонжерон, который располагают на той части крыла, которая занята элеронами; иногда его продолжают до фюзеляжа, используя его в качестве продольной связи нервюр. В корневой части крыла устанавливается косой лонжерон, воспринимающий лобовые усилия и кручение крыла и передающий их на фюзеляж.

В отличие от лонжеронных конструкций, где отдельные элементы работают на различные виды нагрузок (изгиб, кручение), крыло моноблочного типа работает как балка простейшего типа. Моноблочное крыло является идеальным с точки зрения использования материала, если конструктивно возможно осуществить толщины, получаемые в расчете. Однако ввиду сложности производства эта конструкция крыла в планеризме не получила практического применения.

## § 6. КОНСТРУКЦИЯ ЛОНЖЕРОНОВ

Наиболее распространенной конструкцией деревянных лонжеронов является коробчатая конструкция (фиг. 43, а, б). Лонжерон коробчатого типа состоит из двух полки, обшитых с двух сторон фанерой.

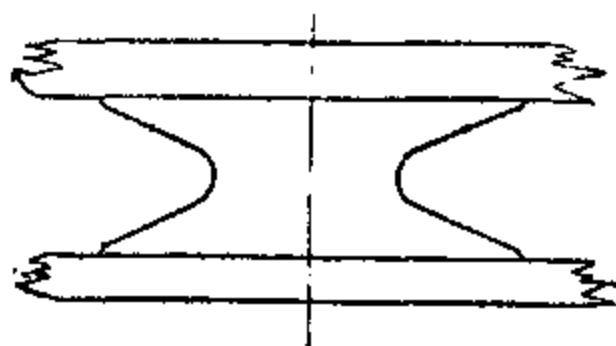
В целях создания равнопрочного сечения и экономии веса верхнюю полку лонжерона изготавливают толще нижней на 40—50%, учитывая, что при изгибе крыла верхняя полка работает на сжатие, а нижняя на растяжение. При большой длине лонжеронов полки их склеиваются по всей длине.



Фиг. 43.

Полки лонжерона изготавливаются из одной рейки или склеиваются из отдельных реек. Склейка (вертикальная и горизонтальная) широко практикуется, так как клееные полки меньше поддаются влиянию атмосферных условий; кроме того, при склейке уменьшается отход материала и улучшается его использование.

Стенки лонжерона изготавливаются из трехслойной березовой фанеры, толщина которой колеблется в пределах от 1 до 3 мм. Для увеличения жесткости стенки ча сдвиг наружный слой фанеры ставится таким образом, чтобы направление волокон шло под углом  $45^\circ$  к направлению полки. Чтобы обеспечить надежную склейку фанерной стенки с полками, последние не должны быть тоньше 10—12 мм. Высота полки меньше 12 мм допустима на конце крыла, где незначительна высота лонжерона.



Фиг. 44.

В целях экономии общего веса конструкции ширина лонжерона с 60—50 мм в месте максимального изгибающего момента постепенно уменьшается и в конце крыла достигает до 20—15 мм. В местах установки металлических креплений в лонжерон вставляются бобышки, которые воспринимают местные усилия. Для плавного изменения момента сопротивления лонжерона и лучшей склейки полки с бобышкой последней придают форму двутавра с длинными усами (фиг. 44). При большой высоте лонжерона внутрь лонжерона вставляются перегородки-диафрагмы для устойчивости фанерной стенки. Диафрагмы следует ставить в местах установки нервюр, тогда они будут служить также и для крепления нервюры к лонжерону.

Нервюры служат, во-первых, для передачи усилий воздушного сопротивления от обшивки крыла к лонжеронам и, во-вторых, для образования необходимой аэродинамической формы крыла; следовательно, контур нервюры должен точно соответствовать выбранной форме аэродинамического профиля. В местах прохода лонжеронов

устанавливаются вертикальные стойки, расстояние между которыми равно ширине лонжерона в данном месте. На фиг. 45 показаны различные типы конструкций деревянных нервюр.

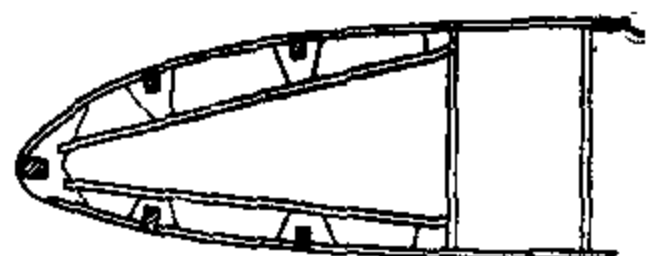
Ферменная нервюра (фиг. 45, а) состоит из верхнего и нижнего поясов, стоек, раскосов и фанерных книц, которые служат для соединения стоек и раскосов с полками нервюры. Наиболее употребительные сечения полков и раскосов  $5 \times 5$  или  $6 \times 6$  мм. Ферменная конструкция является наиболее распространенной благодаря простоте в производстве и большой прочности при малом весе.

Балочная нервюра (фиг. 45, б) состоит из поясов и внутренней фанерной стенки. Фанерная стенка может быть сплошной или иметь вырезы для облегчения. Нервюра этого типа тяжелее ферменной, поэтому применяется чаще всего на конце крыла, где малая высота профиля затрудняет применение ферменной конструкции.

Балочно-ферменная нервюра (фиг. 45, с) относится к типу смешанных конструкций и применяется для усиленных нервюр, входящих в горизонтальную ферму крыла.

Нервюра состоит из полков, фанерной стенки с большими вырезами и раскосов, которые компенсируют вырезы в фанере. Вообще же всякая усиленная нервюра может иметь конструкцию нормальной нервюры, но со значительно увеличенными сечениями полков и раскосов, достигающими до размера  $6 \times 20$  мм.

В однолонжеронных крыльях носовую часть нервюры (до лонжерона) выгодно делать балочной конструкции. Вставка между фанерными стенками небольших бобышек в местах вреза стрингеров легко компенсирует местное ослабление полки нервюры (фиг. 46). Полки нервюры иногда разрезаются лонжеронами, что увеличивает высоту лонжерона на удвоенную толщину полки нервюры и дает возможность крепить обшивку крыла непосредственно к полкам лонжеронов. Разрезные нервюры применяются как в однолонжеронных так и в двухлонжеронных крыльях. Однако нужно считать, что в двух-



Фиг. 46.

лонжеронных крыльях применение разрезных нервюр сильно усложняет сборку крыла.

Расстояние между нервюрами колеблется в зависимости от типа крыла и его размеров. Как правило, уменьшение количества нервюр снижает общий вес планера, но слишком большое расстояние между нервюрами в крыльях с полотняной обшивкой влечет сильное искажение профиля крыла между нервюрами. Уменьшение числа нервюр в крыльях с фанерной обшивкой также себя не оправдывает, если учитывать условия работы обшивки.

Практикой установлено, что наиболее рациональное расстояние между нервюрами равно 150—300 мм. В случае большего расстояния между нервюрами в носке крыла ставятся ложные нервюры для усиления и улучшения формы. Ложные нервюры располагаются между основными и имеют или одинаковый с ними тип конструкции или же облегченный.

В однолонжеронных крыльях более рациональной, видимо, будет нормальная конструкция нервюр, а в двухлонжеронных — облегченная.

На расстояние между нервюрами и их конструкцию может также оказать влияние наличие расчалок и тросов управления, которые должны проходить, не задевая нервюры. Учитывая это обстоятельство, все нервюры крыла могут быть одинаковой конструкции, но с различным расположением стержней и отверстий в стенках. В чисто однолонжеронных крыльях, без вспомогательного лонжерона у шарниров элерона, необходимо усиливать нервюры, на которых расположены кронштейны или шарниры элерона.

## § 8. ВЫБОР ФОРМЫ КРЫЛА В ПЛАНЕ

При решении вопроса о наивыгоднейшей форме крыла приходится учитывать не только аэродинамические требования и вес конструкции, но разрешить ряд таких неизвестных, как удлинение, площадь крыла, форма крыла в плане, профиль и т. п.

Здесь мы рассмотрим вопросы, касающиеся крыла с точки зрения прочности и веса конструкции, считая, что аэродинамический расчет сделан и выбрана уже площадь крыла  $S$ , удлинение  $\lambda$  и размах. Следовательно, определению подлежат форма крыла в плане, коэффициент сужения  $n = \frac{b_{\max}}{b_{\min}}$  и толщина профиля.

### Сравнение крыльев прямоугольной и трапецевидной форм

В качестве примера разберем крыло прямоугольное и трапецевидное (фиг. 47) с одинаковым размахом, площадью и профилем.

При выводе формул примем следующие условные обозначения:

$P$  — расчетное усилие на одно полукрыло;

$L = 2l$  — размах крыла;

$b$  — хорда;

$h = c_1 b$  — расстояние между центрами тяжести полков лонжерона;

$r = c_2 b$  — плечо крутящего момента, т. е. расстояние между центром давления и центром жесткости;

$S = c_3 b^2$  — площадь сечения трубы, работающей на кручение;

$u = c_4 b$  — периметр сечения трубы;

$\tau$  — напряжение на кручение стенок трубы;

$\sigma$  — напряжение полок лонжерона на изгиб;

$M_{из}$  — изгибающий момент;

$M_{кр}$  — крутящий момент.

Изгибающий момент будем представлять в общем виде

$$M_{из} = P x l x a, \quad (1)$$

где  $a$  — коэффициент, учитывающий форму крыла в плане;

$x$  — расстояние сечения от конца крыла в долях полуразмаха  $l$ .

#### Прямоугольное крыло

Изгибающий момент прямоугольного крыла:

$$M_{из x} = P x l x a, \quad (2)$$

так как

$$\frac{b_{\max}}{b_{\min}} = 1, \text{ то } a = \frac{1}{2}.$$

Тогда

$$M_{из x} = \frac{P l x^2}{2} = 0,5 P l x^2. \quad (3)$$

Необходимая площадь полок прямоугольного крыла

$$F_x = \frac{M_{из x}}{h \sigma} = \frac{0,5 P l x^2}{c_1 b \sigma}, \quad (4)$$

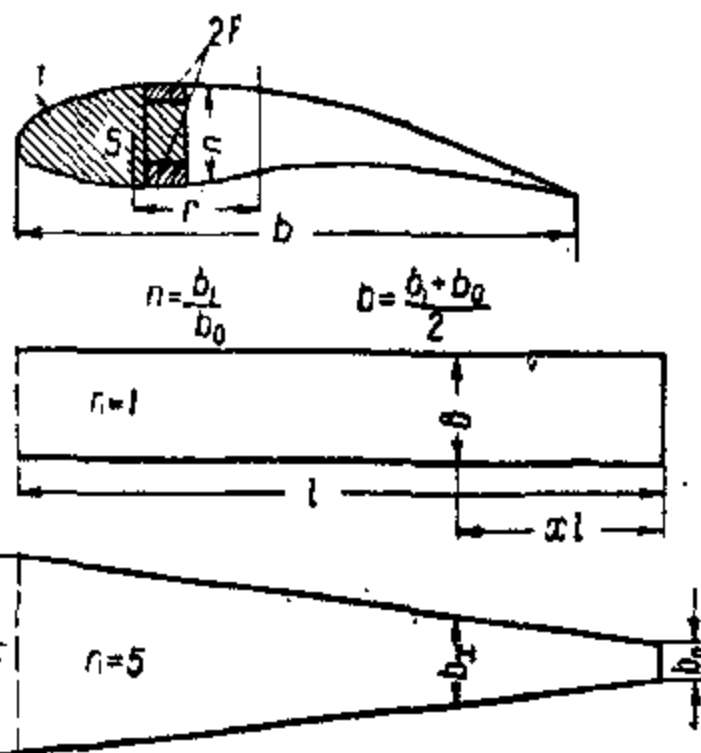
при  $x = 1$

$$M_{из} = 0,5 P l, \quad (5)$$

$$F_1 = \frac{0,5 P l}{c_1 b \sigma}. \quad (6)$$

Относительная толщина полок прямоугольного крыла

$$y = \frac{F_x}{F_1} = \frac{\frac{0,5 P l x^2}{c_1 b \sigma}}{\frac{0,5 P l}{c_1 b \sigma}} = x^2. \quad (7)$$



Фиг. 47.

Крутящий момент:

$$M_{кр\ x} = Pxr = Pxc_2b. \quad (8)$$

Необходимая толщина обшивки трубы:

$$t_x = \frac{M_{кр\ x}}{2S\tau} = \frac{Pxc_2b}{2c_3b^2\tau} = \frac{Pxc_2}{2c_3b\tau}. \quad (9)$$

Площадь сечения обшивки:

$$Ut_x = \frac{Pxc_2}{2c_3b\tau} c_4b = \frac{Pc_2c_4}{2c_3\tau} x, \quad (10)$$

при  $x = 1$

$$M_{кр} = Pr = Pc_2b, \quad (11)$$

$$t_1 = \frac{Pc_2}{2c_3\tau}, \quad (12)$$

$$Ut_1 = \frac{Pc_2c_4}{2c_3\tau}. \quad (13)$$

Относительная площадь обшивки

$$y_{кр} = \frac{Ut_x}{Ut_1} = x. \quad (14)$$

Трапецевидное крыло

Изгибающий момент:

$$M_{из} = \frac{P}{\frac{b_0 + b_1}{2} l} \cdot \frac{b_0 + b_x}{2} l x l x a. \quad (15)$$

В общем случае для трапеции коэффициент  $a$  будет равен:

$$a = \frac{1}{3} \cdot \frac{2b_0 + b_x}{b_x + b_0}. \quad (16)$$

При условии равенства площадей прямоугольного и трапецевидного крыльев можем написать, что  $b_0 + b_1 = 2b$ ; тогда формула изгибающего момента примет вид:

$$M_{из\ x} = \frac{Plx^2(2b_0 + b_x)}{6b}. \quad (18)$$

Необходимая площадь полок:

$$F_x = \frac{M_{из\ x}}{h_x\sigma} = \frac{Plx^2(2b_0 + b_x)}{6bc_1b_x\sigma}. \quad (19)$$

Теперь для сравнения прямоугольного крыла с трапецевидным по весу необходимо отнести полученную площадь полок сечения лонжерона к площади полок у корня в прямоугольном крыле, т. е.

$$y_{из} = \frac{F_x}{F_1} = \frac{\frac{Plx^2(2b_0 + b_x)}{6 \cdot bc_1b_x\sigma}}{\frac{0,5 \cdot Pl}{c_1b\sigma}}; \quad (20)$$



делая сокращения и принимая

$$b_x = b_0 [1 + x(n-1)],$$

получим:

$$\gamma_{\text{н}} = \frac{x^3}{3} \frac{3 + x(n-1)}{1 + x(n-1)}. \quad (21)$$

Крутящий момент:

$$M_{\text{кр}x} = \int_0^x P \frac{b_x}{b_0} dx r_x = \frac{Pc_s}{b} \int_0^x b_x^2 dx. \quad (22)$$

Необходимая толщина обшивки трубы

$$t_x = \frac{M_{\text{кр}x}}{2S_{x\tau}} = \frac{Pc_s}{2bc_s b_x^2 \tau} \int_0^x b_x^2 dx. \quad (23)$$

Площадь сечения обшивки трубы

$$U_x t_x = \frac{Pc_s}{2bc_s \tau b_x} \int_0^x b_x^2 dx. \quad (24)$$

Относительная площадь сечения обшивки (по отношению к площади сечения обшивки у корня в прямоугольном крыле):

$$\gamma_{\text{кр}}^1 = \frac{U_x t_x}{U t}. \quad (25)$$

Заменяя

$$b = \frac{b_0}{2} (n+1)$$

и

$$b_x = b_0 [1 + x(n-1)] \quad (26)$$

получим

$$\gamma_{\text{кр}}^1 = \frac{2 \int_0^x [1 + x(n-1)]^2 dx}{(n+1) [1 + x(n-1)]} = \frac{2x^3 (n-1)^2 + 3x^2 (n-1) + 3x}{3(n-1) [1 + x(n-1)]}. \quad (27)$$

Для определения величины выигрыша в весе трапецевидного крыла по сравнению с прямоугольным необходимо определить объемы полок лонжерона и обшивки.

Объем полок получим интегрированием уравнений (7) и (21).

Объем полок прямоугольного крыла:

$$V_{\text{н}} = F_1 l \int_0^1 x^2 \cdot dx = \frac{1}{3} F_1 l. \quad (28)$$

Объем полок трапецевидного крыла:

$$\begin{aligned} V_{\text{н}}^1 &= \frac{1}{3} F_1 l \int_0^1 \frac{x^2 (n-1) + 3x^2}{x(n-1) + 1} dx = \\ &= \frac{1}{3} F_1 l \left[ \frac{1}{3} + \frac{1}{n-1} - \frac{2}{(n-1)^2} + \frac{2}{(n-1)^2} \ln n \right]. \end{aligned} \quad (29)$$

Выигрыш в весе полок трапецевидного крыла:

$$\bar{V}_n = \frac{V_n^t}{V_n} = \frac{1}{3} - \frac{1}{(n-1)^2} + \frac{1}{n-1} + \frac{2}{(n-1)^3} \ln n. \quad (30)$$

Объем обшивки прямоугольного крыла:

$$V_{кр} = Ut_1 \int_0^1 x dx = \frac{1}{2} Ut_1. \quad (31)$$

Объем обшивки трапецевидного крыла:

$$\begin{aligned} V_{кр}^t &= \frac{2}{3(n+1)} Ut_1 \int_0^1 \frac{x^2(n-1)^2 + 3x^2(n-1) + 3x}{x(n-1) + 1} dx = \\ &= \frac{2}{3(n+1)} Ut_1 \left[ \frac{n-1}{3} + 1 + \frac{1}{n-1} - \frac{1}{(n-1)^2} \ln n \right]. \end{aligned} \quad (32)$$

Выигрыш в весе обшивки трапецевидного крыла:

$$\bar{V}_{кр} = \frac{V_{кр}^t}{V_{кр}} = \frac{4}{3(n+1)} \left[ \frac{n-1}{3} + 1 + \frac{1}{n-1} - \frac{1}{(n-1)^2} \ln n \right]. \quad (33)$$

Для разобранным нами примера  $n = 5$  получим:

$$\bar{V}_n = 0,509$$

$$\bar{V}_{кр} = 0,463.$$

Следовательно, применяя трапецевидное крыло, можно сэкономить около 50% веса полок лонжерона и обшивки по сравнению с крылом прямоугольным.

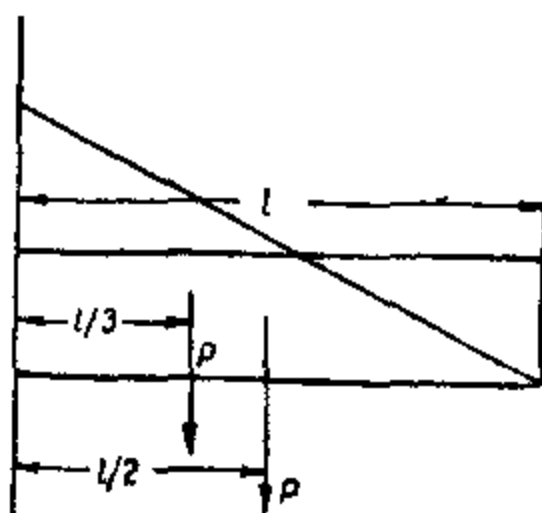
Сравнивая эллиптическое крыло с трапецевидным, получаем для эллиптического крыла некоторое увеличение веса элементов, работающих как на изгиб, так и на кручение; например, в весе полок это увеличение достигает 25%.

Таким образом вес элементов, работающих на изгиб и кручение, является функцией сужения, а наиболее выгодной формой крыла в плане при прямых обводах из условия веса явится треугольная форма.

Как видно из фиг. 48, максимальный изгибающий момент будет равен.

В прямоугольном крыле

$$M = \frac{Pl}{2}.$$



Фиг. 48.

В треугольном крыле

$$M = \frac{Pl}{3}.$$

В аэродинамическом же отношении более выгодным будет эллиптическая форма крыла, так как индуктивное сопротивление крыла с большим сужением увеличивается. Решение задачи о наилучшем сужении с учетом аэродинамики дает наилучшее сужение около 3,5. В практике доходят до величины 4, без заметного ухудшения аэродинамики. Все вышеприведенные соображения действительны для незакрученных крыльев, где нагрузка распределяется пропорционально хордам.

В закрученном же крыле картина может резко измениться. Например, в трапецевидном крыле, положительно закрученном, ординаты нагрузки на большом участке крыла могут быть постоянной величиной. С другой стороны, закрученное крыло прямоугольной формы может иметь характер распределения нагрузки трапецевидного незакрученного крыла. Следовательно, в закрученных крыльях вопрос о форме крыла в плане не играет большой роли благодаря возможности получения эллиптического распределения циркуляции на определенном эксплуатационном угле атаки.

### § 9. РАЗМЕЩЕНИЕ ЛОНЖЕРОНОВ КРЫЛА

При размещении лонжеронов по хорде крыла необходимо учитывать: 1) положение центра жесткости, 2) максимальное использование высоты профиля и 3) жесткость крыла на кручение.

Исходя из требований соблюдения жесткости крыла на кручение, выгодно увеличивать базу лонжеронов; однако при этом получается незначительная высота лонжеронов, что неблагоприятно отражается на весе, так как уменьшение высоты лонжерона требует (при сохранении определенной крепости) увеличения площади сечения полков.

На фиг. 49 показана графическая зависимость коэффициента использования высоты профиля от расстояния между лонжеронами. Из этой диаграммы видно, что чем больше база лонжеронов, тем меньше коэффициент использования высоты и тем меньше используется материал на изгиб.

### Влияние положения центра жесткости на работу крыла

Для борьбы с перекручиванием крыла центр жесткости желательно располагать как можно ближе к носку крыла. Как известно, перекручивание крыла имеет место при увеличении первоначального расчетного крутящего момента за счет появляющегося при деформациях кручения, изменения углов атаки по размаху, а следовательно, и изменения коэффициента момента.

Крутящий момент в случае С определяется формулой:

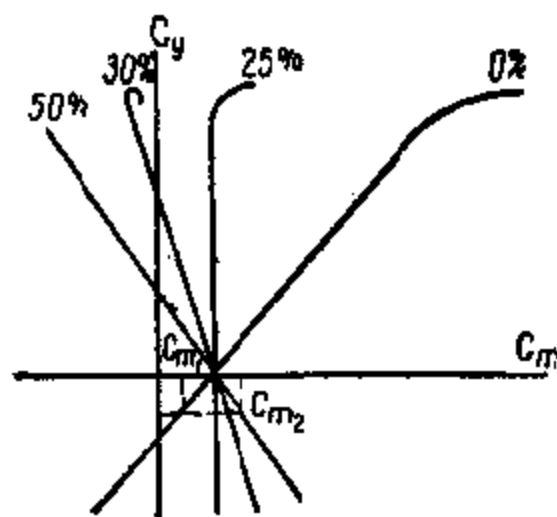
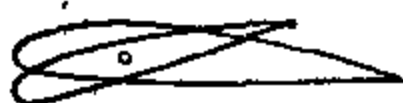
$$M = f \frac{C_{m0}}{C_{x0}} b \cdot G, \quad (34)$$

где  $C_{m0}$  и  $C_{x0}$  соответственно коэффициент момента и лобового сопротивления планера при  $C_y = 0$ . Таким образом увеличение крутящего момента будет иметь место в случае увеличения коэффициента момента.

В продувках крыла коэффициент момента дается относительно носка профиля. В действительности же крыло будет закручиваться относительно своего центра жесткости.

Поэтому необходимо сделать пересчет коэффициента момента относительно центра жесткости крыла (фиг. 50)

Как видно из фиг. 50,  $C_m$  при разных положениях центра жесткости будет иметь одно и то же значение только при  $C_y = 0$ . Теперь пред-



Фиг. 50.

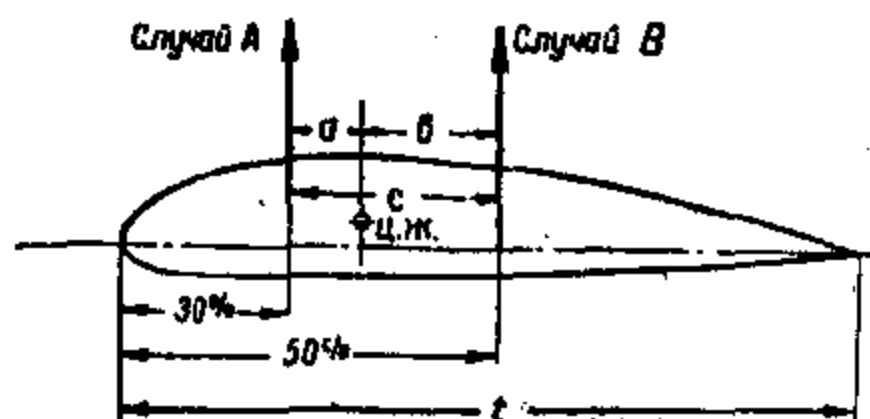
положим, что центр жесткости находится на с е р е д и н е х о р д ы. Под действием скручивающего момента сечение повернется по направлению момента на угол  $\Delta\alpha$ , уменьшив углоатаки, вследствие чего  $C_y$  станет величиной отрицательной, и  $C_m$  увеличивается до значения  $C_{m_1}$  (см. фиг. 50), тогда будет иметь место самозакручивание крыла.

При переднем положении центра жесткости с уменьшением угла атаки уменьшается коэффициент момента  $C_m$ , следовательно, самозакручивания крыла не будет. Чем ближе к носку крыла находится центр жесткости, тем будет меньше самозакручивание крыла. Следовательно, конструктивно выгоднее располагать центр жесткости ближе к носку крыла, или во всяком случае не дальше от него, как на 25% величины хорды, т. е. когда коэффициент момента остается постоянной величиной на летном диапазоне углов.

Однако получить слишком переднее положение центра жесткости будет затруднительно, так как для создания достаточной жесткости крыла на кручение необходимо увеличивать расстояние между лонжеронами, отодвигая тем самым центр жесткости назад. Кроме того, при переднем положении центра жесткости получим большие крутящие моменты в случае В, когда равнодействующая находится на середине хорды. При заднем же положении центра жесткости большие крутящие моменты будут в случае А.

Очевидно, что наивыгоднейшее положение центра жесткости будет таким, при котором крутящие моменты в случаях А и В будут равны. Случай С не учитываем, так как крутящий момент в случае С не зависит от положения центра жесткости.

Для получения равенства крутящих моментов в случаях А и В необходимо, чтобы плечи крутящих моментов, т. е. расстояния между



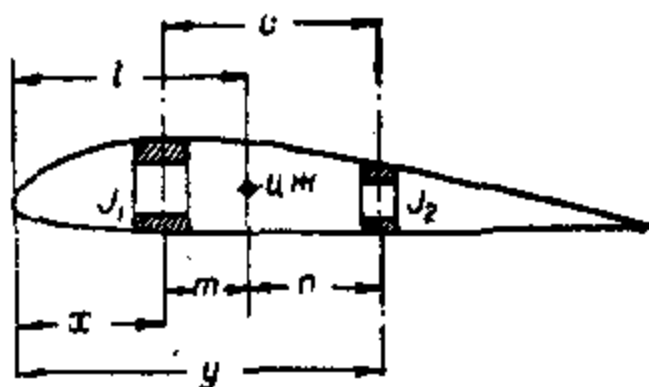
Фиг. 51.

центром жесткости и точками приложения сил, были обратно пропорциональны действующим силам в этих случаях (фиг. 51).

### Определение места расположения лонжеронов

Положение центра жесткости можно изменить как передвижением лонжеронов по хорде, так и подбором моментов инерции их. Когда условиями жесткости и конструктивными соображениями база лонжеронов задана, тогда для определения положения лонжеронов необходимо задаться отношением моментов инерции.

Обозначим заданную величину расстояния между лонжеронами через  $C$ , выражая ее в частях хорды  $l$ , а отношение моментов инерции  $\frac{I_2}{I_1}$  лонжеронов через  $k$ . Зная, что положение центра жесткости делит расстояние между лонжеронами на части, обратно пропорциональные моментам инерции лонжеронов, можем написать (фиг. 52):



Фиг. 52.

$$\frac{I_2}{I_1} = \frac{m}{n}. \quad (35)$$

Так как мы приняли

$$\frac{I_2}{I_1} = k,$$

то

$$\frac{m}{n} = k \text{ или } m = n \cdot k. \quad (36)$$

Принимая во внимание, что  $m + n = C$ , найдем

$$m = \frac{Ck}{1+k} \quad (37)$$

и

$$n = \frac{C}{1+k}. \quad (38)$$

Расстояния лонжеронов от носка профиля будут равны: для переднего лонжерона

$$x = l - \frac{Ck}{1+k},$$

для заднего лонжерона

$$y = l + \frac{C}{1+k}. \quad (39)$$

Принимая, например,  $C = 0,3 l$ ,  $\frac{I_2}{I_1} = 0,6$  и  $l = 0,38 l$ , получим:

$$\begin{aligned} x &= 0,27 l, \\ y &= 0,57 l. \end{aligned}$$

Итак, повторяем, что при размещении лонжеронов приходится принимать во внимание положение центра жесткости, коэффициент использования высоты профиля и жесткость крыла на кручение. Все эти требования ввиду их противоречивости не могут быть полностью удовлетворены. Поэтому приходится принимать компромиссное решение, при котором эти величины имеют среднее значение. При этом условии лонжероны располагаются по хорде крыла от носка профиля на следующих расстояниях: передний лонжерон — 15—25%  $l$  и задний — 50—60%  $l$ .

Центр жесткости при принятом расположении лонжеронов будет находится на 32—35%  $l$  при отношении моментов инерции лонжеронов  $\frac{I_2}{I_1} = 0,6—0,65$ .

В случае однолонжеронной конструкции крыла вопрос о расположении лонжеронов решается более просто. Располагая лонжерон в месте максимальной высоты профиля, получаем: а) идеальное решение вопроса о весе, т. е. максимальное использование высоты профиля, и б) более переднее, чем в двухлонжеронных конструкциях, положение центра жесткости.

Для современных профилей максимальная ордината находится на 30, реже 25%  $l$ , тогда положение центра жесткости будет на расстоянии 25—20%  $l$  от носка профиля. Из изложенного видно, что однолонжеронные крылья более выгодны как с точки зрения веса конструкции, так и с точки зрения самозакручивания крыла.

### Определение высоты лонжеронов

После определения формы крыла в плане, положения центра жесткости и расположения лонжеронов по хорде определяется высота лонжеронов, т. е. высота профиля в местах постановки лонжеронов. Ниже приводим в качестве примера определение высоты лонжерона для корневого сечения крыла.

Изгибающий момент в корне крыла определяется по формулам для прямоугольного крыла:

$$M_{\text{изг}} = \frac{P \cdot l}{2}; \quad (40)$$

Для трапецевидного крыла

$$M_{\text{изг}} = P \frac{l}{3} \frac{b_1 + 2b_0}{b_1 + b_0}, \quad (41)$$

где  $P$  — нагрузка на полуразмах;

$l$  — полуразмах;

$b_0$  — минимальная хорда;

$b_1$  — максимальная хорда.

Затем определяются: необходимый момент сопротивления лонжерона

$$W = \frac{M}{\sigma} \quad (42)$$

и момент инерции

$$I \approx W \frac{H}{2}. \quad (43)$$

Прогиб крыла определится по формуле:

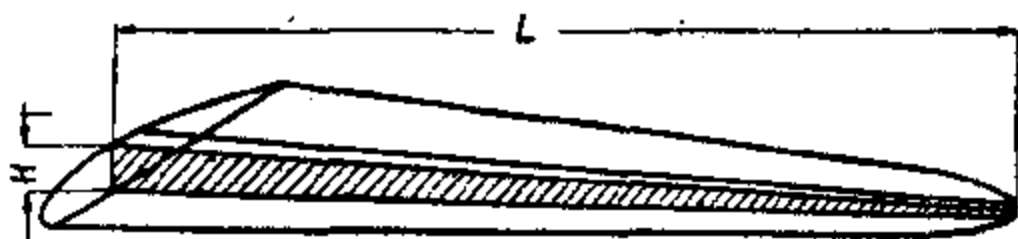
$$f = \frac{Ml^3}{nEI}, \quad (44)$$

где  $n$  — коэффициент для прогиба всего крыла;

$E$  — модуль упругости.

Относительный прогиб:

$$e = \frac{f}{l} = \frac{Ml}{nEI}, \quad (45)$$



Фиг. 53.

или, принимая во внимание формулы (42) и (43)

$$e = \frac{2l\sigma}{EH \cdot n}, \quad (46)$$

определим необходимую высоту лонжерона:

$$H = \frac{\sigma}{E} \cdot l \cdot \frac{1}{e} \cdot \frac{2}{n}. \quad (47)$$

Таким образом мы получили высоту лонжерона как функцию размаха, так как  $\frac{\sigma}{E}$  есть множитель, характеризующий материал,  $\frac{1}{e}$  — обратная величина принятого относительного прогиба и  $n$  — постоянный коэффициент.

Если принять, что  $\frac{\sigma}{E} = 0,004$  (для дерева),  $n = 4$  (для случая равномерно распределенной нагрузки) и относительный прогиб  $e = 0,08$ , то получим

$$H = 0,025l. \quad (48)$$

Иногда полученную зависимость высоты лонжерона от размаха дают в отношении этих величин, т. е.  $\frac{l}{H}$  (фиг. 53). Для крыльев планерного типа это отношение равно  $\frac{l}{H} \leq 40-45$ .

Итак, зная размах крыла, конструктор может легко определить необходимую высоту лонжерона в корне крыла.

### Определение формы лобовой проекции крыла

Рассмотрим, какой должна быть форма лобовой проекции крыла, удовлетворяющая условию наименьшего веса. Кривая лобовой проекции крыла зависит от закона распределения изгибающих моментов по размаху, а последний в свою очередь зависит от характера распределения нагрузки, обуславливаемого формой крыла в плане. Путем соответствующих выкладок можно найти, что высота крыла должна быть пропорциональна корню квадратному величины изгибающего момента, действующего в данном сечении, т. е.

$$y = c \sqrt{M_x}. \quad (49)$$

Ниже даем несколько примеров определения лобовой проекции крыла.

#### Прямоугольное крыло

Изгибающий момент:

$$M_x = \frac{Px^2}{l \cdot 2}. \quad (50)$$

В приведенной формуле выражение  $\frac{P}{l \cdot 2}$  будет постоянной величиной, которая зависит от расчетной нагрузки и размаха. Поэтому обозначим ее через постоянную величину  $a$ , тогда получим следующее уравнение:

$$M_x = a \cdot x^2. \quad (51)$$

Толщина крыла по  $x$ :

$$y = c \sqrt{ax^2} = cx \sqrt{a}. \quad (52)$$

Следовательно, лобовая проекция крыла в этом случае будет иметь вид прямолинейного треугольника.

#### Трапецевидное крыло

Изгибающий момент

$$M_x = \frac{P}{\frac{b_1 + b_0}{2} \cdot l} \cdot \frac{b_0 + b_x}{2} x \cdot \frac{2b_0 + b_x}{b_0 + b_x} \cdot \frac{x}{3}. \quad (53)$$



Делая сокращение и зная, что

$$b_x = b_0 + \frac{b_1 - b_0}{l} \cdot x,$$

найдем

$$M_x = \frac{P}{3} \frac{x^3}{l} \frac{b_0 \left(3 + \frac{x}{l}\right)}{(b_1 + b_0)}.$$

Толщина крыла на расстоянии  $x$  от конца крыла:

$$y = C \sqrt{\frac{P x^3}{3l} \frac{b_0 \left(3 + \frac{x}{l}\right)}{b_1 + b_0}}.$$

Так же, как и в первом случае, вынесем постоянную величину из-под знака радикала и, объединив ее с величиной  $C$ , получим новый коэффициент  $C_1$ . Тогда можно написать уравнение:

$$y = C_1 \frac{x}{l} \sqrt{\frac{b_0 \left(3 + \frac{x}{l}\right)}{b_1 + b_0}}. \quad (56)$$

Постоянный коэффициент  $C_1$  подбираем так, чтобы толщина крыла у корня равнялась 1.

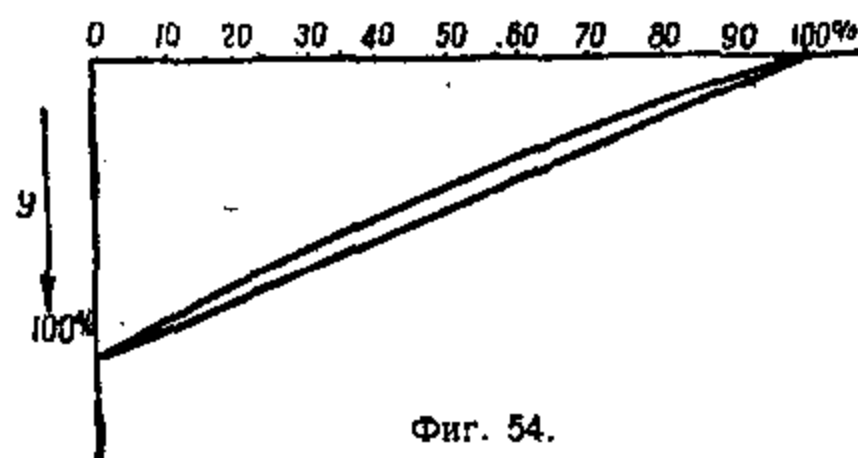
Принимая, например, отношение  $\frac{b_1}{b_0} = 5$ , когда  $b_1 = 5b_0$ , получим

$$y = C_1 \frac{x}{l} \sqrt{\frac{1}{2} + \frac{x}{6l}}.$$

Теперь, задаваясь значениями  $x$ , равными 0; 0,1l; 0,2l ... l, будем иметь следующие данные:

Таблица 3

$x$	0	0,01l	0,2l	0,3l	0,4l	0,5l	0,6l	0,7l	0,8l	0,9l	l
$\frac{y}{C}$	0	0,0719	0,1462	0,2226	0,3012	0,3825	0,465	0,5495	0,6368	0,7245	0,816
$y$	0	0,088	0,1795	0,273	0,369	0,4695	0,570	0,673	0,781	0,887	1



Фиг. 54.

Построив по этим данным кривую лобовой проекции крыла, получим отклонение от прямой в 10% ординаты (фиг. 54). Однако, если учесть, что на конце крыло должно иметь некоторую толщину, а не быть

равным нулю, как принято в таблице, то отклонение от прямой получится довольно значительным.

## РАСЧЕТ СВОБОДНОНЕСУЩИХ КРЫЛЬЕВ

## § 1. РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ ПО ХОРДЕ КРЫЛА

Конструктору для расчета крыла нужно иметь распределение давления по хорде крыла и размаху.

Как показали многочисленные опыты с помощью манометров, давление по хорде крыла распределяется неравномерно. На фиг. 55 приведена диаграмма распределения давления по хорде дужки на угле атаки  $\alpha = 10^\circ$ . Из приведенной диаграммы видно, что:

1) давление по поверхности дужки распределяется неравномерно, максимальную величину давление имеет в первой трети хорды, постепенно падая к концу хорды, где оно равно нулю;

2) большую часть подъемной силы создает зона пониженного давления (депрессии), т. е. верхняя поверхность крыла.

На нижнюю поверхность на летном диапазоне углов падает не более 25% всей подъемной силы. С изменением угла атаки кроме изменения величины подъемной силы меняется и характер распределения давления по хорде крыла.

Изменение угла атаки сопровождается изменением положения равнодействующей и ее наклона (фиг. 56). С увеличением угла атаки равнодействующая перемещается ближе к носку дужки и, наоборот, при уменьшении угла атаки—ближе к задней кромке.

Положение равнодействующей по хорде и ее направление при выбранном угле атаки можно определить по формуле

$$a = \frac{bC_m}{C_n} \approx \frac{bC_m}{C_v}.$$

Угол наклона равнодействующей к хорде

$$\operatorname{tg} \beta = \frac{C_t}{C_n},$$

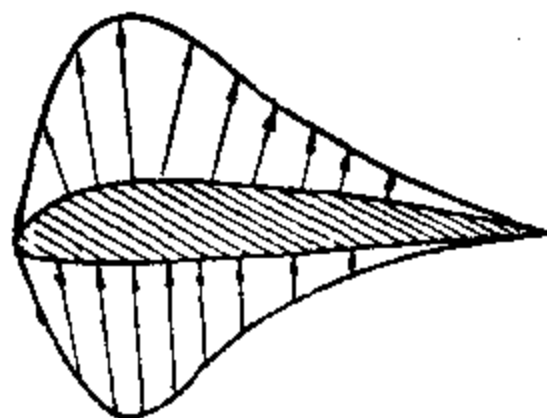
где  $C_m$ ,  $C_n$  и  $C_t$  — соответственно коэффициенты момента, нормальной и касательной к хорде сил;

$a$  — расстояние от носка дужки до точки приложения равнодействующей;

$b$  — хорда крыла;

$\beta$  — угол наклона равнодействующей к хорде.

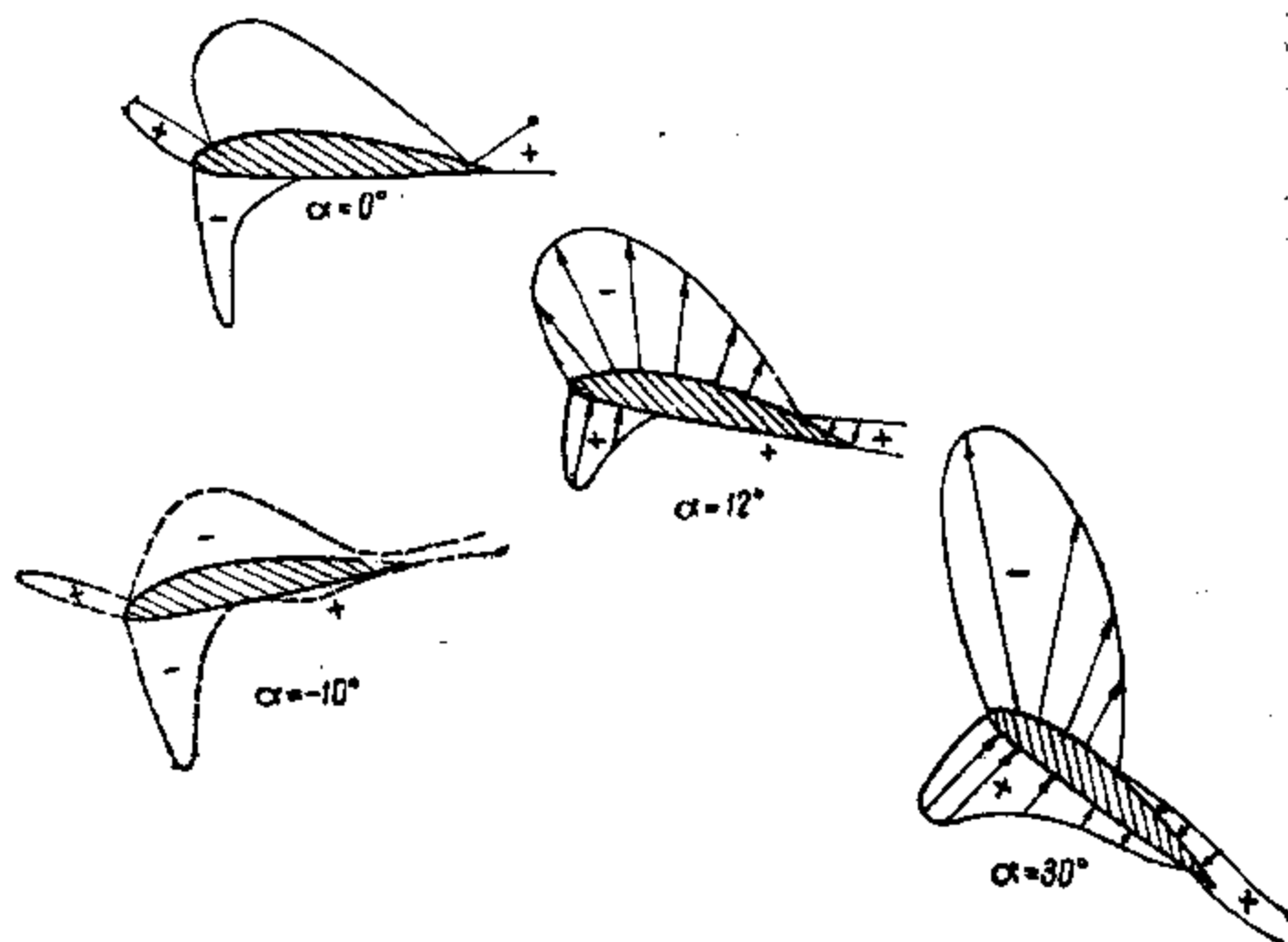
При статических испытаниях крыла допускается упрощенная схема распределения нагрузки по хорде с тем условием, чтобы центр



Фиг. 55.

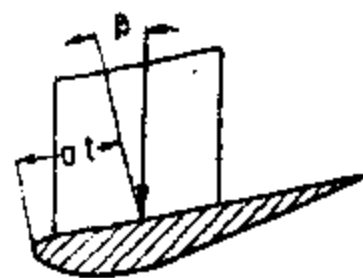
тяжести нагрузки и ее направление совпадали с центром давления и направлением воздушных сил (фиг. 57).

Для создания обшивке крыла нормальных условий работы внутренность крыла должна сообщаться с наружным воздухом. В против-



Фиг. 56.

ном случае на большой высоте полета большое давление внутри крыла будет его раздувать. В полете давление внутри крыла зависит от того, в каком месте поверхности дужки внутренность крыла сообщается с наружным воздухом; благодаря этому всевозможные отверстия будут сильно сказываться на работе обшивки. Обычно отверстия устраивают на задней кромке крыла, в месте небольшого разрежения.



Фиг. 57.

Большое отверстие на верхней поверхности крыла, в месте наибольшей депрессии, вызовет разгрузку верхней и сильное загрузку нижней обшивки крыла. Особо опасны отверстия в передней кромке крыла, где набегающий поток создает зону повышенного давления; тогда большое давление внутри крыла будет его распиравать. Таким обра-

зом полеты на большой скорости с поврежденной обшивкой очень опасны ввиду возможного срыва обшивки.

## § 2. РАСПРЕДЕЛЕНИЕ НАГРУЗКИ ПО РАЗМАХУ

Распределение подъемной силы по размаху может быть представлено двумя случаями:

1) крыло с постоянным профилем и углом установки отдельных сечений;

2) крыло, составленное из нескольких профилей, или крыло с меняющимся углом установки отдельных сечений (закрученное крыло).

В первом случае распределение нагрузки для аэродинамически незакрученного крыла по нормам принимается пропорционально хорде крыла по формуле:

$$q = p_{\text{ср}} b, \quad (1)$$

где  $q$  — погонная нагрузка в кг/м;

$p_{\text{ср}}$  — средняя удельная нагрузка, равная  $\frac{G}{S}$ ;

$G$  — общая расчетная нагрузка на крыло;

$S$  — площадь крыла;

$b$  — хорда крыла.

При таком распределении нагрузки скос потока принимается постоянным по размаху в зависимости от средней дополнительной скорости  $w_{\text{ср}}$  (см. гл. I).

Во втором случае в закрученных крыльях из-за того, что скос потока вдоль крыла будет меняться (так как отдельные сечения крыла работают при разных  $C_v$ ), пользоваться вышеуказанной формулой для построения кривой распределения нагрузки уже нельзя. Для нахождения распределения в этом случае нагрузки по размаху (или пропорциональной ей циркуляции  $\Gamma$ ) приходится пользоваться методами, основанными на вихревой теории Прандтля.

Кривую распределения давления на закрученном крыле можно довольно быстро построить, пользуясь графиками распределения нагрузок на аэродинамически прямом и закрученном крыле (см. «Справочник авиаконструктора», том I, издание ЦАГИ, 1937 г., стр. 90).

Нагрузку на закрученное крыло можно представить в виде

$$P = P_1 + P_2, \quad (2)$$

где  $P$  — нагрузка на закрученном крыле;

$P_1$  — нагрузка на закрученном крыле при угле пикирования ( $C_v = 0$ );

$P_2$  — нагрузка на плоском крыле.

Для получения значений нагрузок  $P_2$  при другом угле атаки (для другого расчетного случая) необходимо изменить значения  $P_2$  пропорционально новому значению угла атаки, т. е.

$$P'_2 = P_2 \frac{\alpha_c}{\alpha'_c}, \quad (3)$$

и давление на закрученном крыле при новом угле атаки будет равно:

$$P' = P_1 + P_2 \frac{\alpha_c}{\alpha_n} \quad (4)$$

где  $\alpha_c'$  — новое значение угла атаки.

При пользовании графиками необходимо помнить, что коэффициенты пропорциональности здесь даны новые, а именно, в два раза больше старых, принятых в нашем изложении, т. е.

$$c_x = 2C_x$$

$$c_H = 2C_H.$$

При новых коэффициентах определение скорости полета по случаям  $A_n$  и  $B_n$  производим по формуле:

$$V = \sqrt{\frac{G}{\frac{\rho}{2} C_v S}} \quad (5)$$

и для случая  $C_k$  по формуле:

$$V_{\text{пнк}} = \sqrt{\frac{G}{\frac{\rho}{2} C_x S}}, \quad (6)$$

где  $G$  — полетный вес планера;

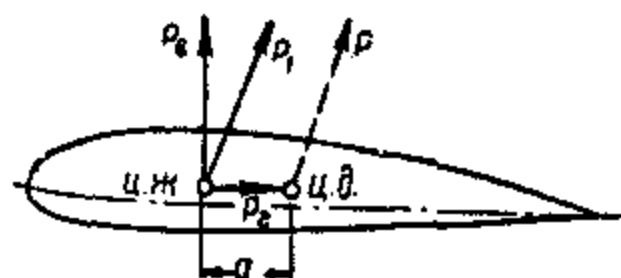
$\rho$  — массовая плотность воздуха у земли = 0,125;

$S$  — площадь крыла;

$C_x$  и  $C_y$  — коэффициенты лобового сопротивления и подъемной силы, отнесенные к скоростному напору.

### § 3. СХЕМА РАБОТЫ КРЫЛА И РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ДЕФОРМАЦИЙ

Конструкция обычного крыла представляет собой пространственную ферму, образованную лонжеронами крыла и нервюрами и закрепленную в корне у фюзеляжа. Такая ферма, являясь статически неопределимой системой, не может быть рассчитана обычными методами строительной механики.



Фиг. 58.

Для упрощения расчетов крыло представляют в виде простейшей балки, работающей на три отдельные вида деформаций: 1) вертикальный изгиб, 2) горизонтальный изгиб и 3) кручение.

Для расчета действующую на крыло силу (фиг. 58) переносим в центр жесткости крыла и разбиваем на три силовых фактора: 1) горизонтальную слагающую  $P_{\Gamma}$ , перпендикулярную вертикальной стенке лонжерона, 2) вертикальную составляющую  $P_{\text{в}}$ , параллельную вертикальной стенке лонжерона, и 3) крутящий момент  $M_{\text{кр}}$ , получающийся от переноса силы в центр жесткости крыла;  $M_{\text{кр}} = P_{\text{в}} a$ .

Таким же образом можно разложить общую косую погонную нагрузку  $q$  на горизонтальную  $q_h$  и вертикальную  $q_v$  \*. Крутящий момент в этом случае по сечениям будет выражаться через погонный крутящий момент, равный  $m = q_v a$ .

Здесь мы считаем, что вертикальный изгиб воспринимается лонжеронами крыла; горизонтальный — горизонтальной фермой крыла, за пояса которой принимаются лонжероны; кручение воспринимается межлонжеронной обшивкой и лонжеронами, т. е. полный крутящий момент распределится между лонжеронами и обшивкой

$$M_{кр} = M_{лонж} + M_{об}.$$

В этом случае суммарный изгибающий момент лонжеронов крыла будет складываться от изгиба в вертикальной плоскости и от кручения, т. е. расчетный изгибающий момент будет равен

$$M_{расч} = M_{верт} + M_{доп}.$$

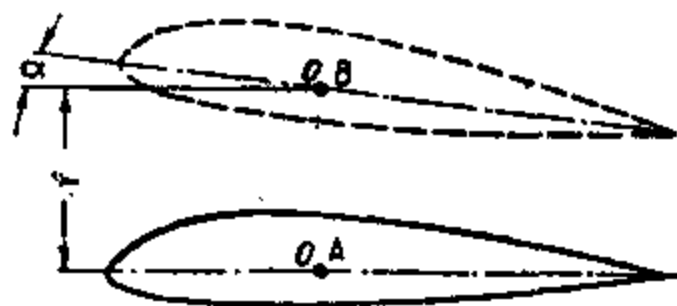
Описанное распределение деформаций, конечно, не является общим для всех случаев; оно, как правило, будет зависеть от конструкции крыла. Вышеописанное распределение принимается для двух- и многолонжеронных крыльев с жесткой обшивкой, работающей при кручении (на срез).

В однолонжеронных крыльях вертикальный изгиб воспринимается лонжероном; горизонтальный изгиб — лонжероном и носовыми стрингерами, подкрепляющими носовую обшивку; кручение крыла полностью воспринимается жестким контуром, состоящим из фанерного носка и стенок лонжерона, так как, считая лонжерон плоской фермой, мы не можем вводить его в работу кручения крыла.

Работа обшивки в кручении крыла оценивается в зависимости от материала (фанера, дюраль) и типа обшивки (гладкая или гофр). Так как при постройке планеров получила распространение только гладкая фанерная обшивка, то в дальнейшем все сказанное будет относиться только к указанному типу обшивки.

#### § 4. ПОНЯТИЕ О ЦЕНТРЕ ЖЕСТКОСТИ КРЫЛА

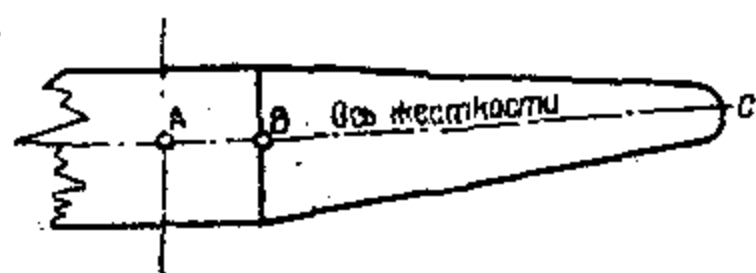
На фиг. 59 показана схема работы крыла. Под действием вертикальной силы крыло будет изгибаться, вызывая перемещение сечения в вертикальной плоскости. На фиг. 59 сечение крыла переместилось из положения А в положение В, имея стрелу прогиба  $f$ . Кроме того,



Фиг. 59.

\* В дальнейшем будем всегда общую силу, действующую в сечении, раскладывать по направлению правых прямоугольных осей координат  $X$ ,  $Y$  и  $Z$ . Ось  $Y$  проводится вверх параллельно вертикальной стенке лонжерона. В крыльях планерного типа обычно вертикальную стенку лонжерона располагают перпендикулярно хорде крыла, тогда ось  $X$  будет параллельна хорде крыла. Ось  $Z$  идет вбок, образуя правую систему прямоугольных координат.

сечение крыла будет закручиваться вокруг некоторой точки  $O$ , называемой центром жесткости. В случае если сила приложена в стороне от указанной точки. Центром жесткости сечения крыла называется точка, в которой приложенная сила вызывает только поступательное

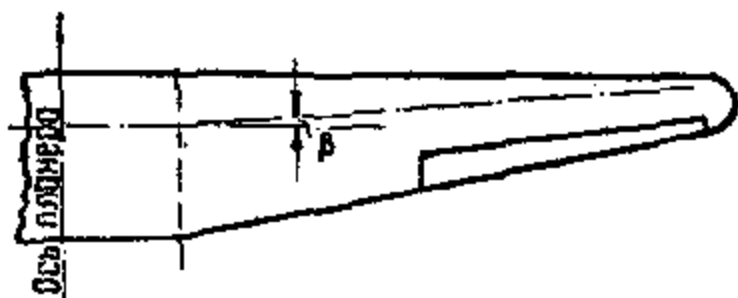


Фиг. 60.

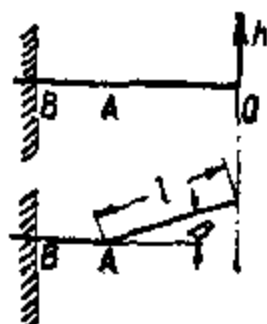
перемещение сечения, но не поворот его (т. е. изгиб крыла без кручения).

При кручении сечения парой сил эта точка остается неподвижной, т. е. поворот сечения будет происходить вокруг этой точки. В каждом сечении крыла будет

только одна такая точка. Геометрическое место центров жесткости называют осью жесткости. На фиг. 60 изображено крыло с нанесенной на него осью жесткости. Ось жесткости обычно получается в виде кривой линии. Однако в расчетах принято ось жесткости спрямлять, т. е. заменять ее прямой линией и



Фиг. 61.



в случае наличия резкого перелома — ломаной линией. Приведенное на фиг. 60 крыло имеет ломаную ось жесткости. Если в таком крыле приложить силу по оси жесткости, то она даст в другом сечении не только изгиб, но и кручение, т. е. крыло будет работать, как кривая балка. Часть балки  $OA$  (фиг. 61) будет испытывать только изгиб, а часть  $AB$  — изгиб и кручение.

Перейдем к вопросу о нахождении центра жесткости. Надо оговориться, что при определении центра жесткости учитываются только те элементы, которые будут воспринимать изгиб; например, для крыла с обшивкой, работающей только на кручение, последняя не должна приниматься во внимание при определении положения ц. ж.

Центр жесткости крыла двухлонжеронной конструкции (фиг. 62) определяется в этом случае как центр тяжести моментов инерции лонжеронов переднего  $I_1$ , заднего  $I_2$ , т. е. по формуле:

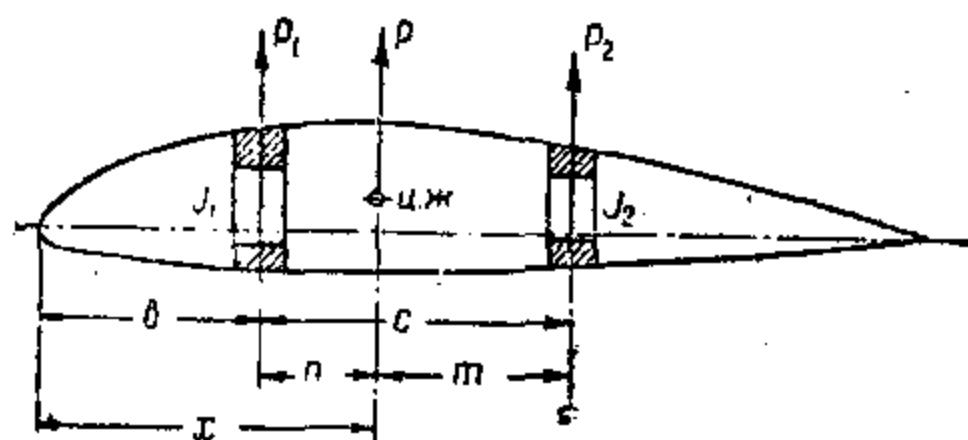
$$X_{ц. ж} = \frac{I_1 b + I_2 (b + c)}{I_1 + I_2} = \frac{\sum I b}{\sum I} \quad (7)$$

Следовательно, центр жесткости крыла будет делить расстояние между лонжеронами на участки, обратно пропорциональные моментам

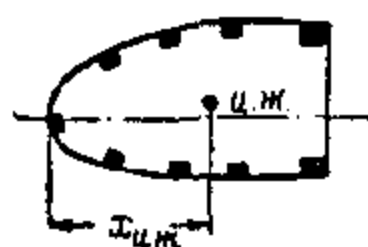
инерции лонжеронов, т. е.

$$\frac{m}{n} = -\frac{I_1}{I_2}. \quad (8)$$

Таким образом при нахождении центра жесткости крыла мы не принимаем в расчет обшивки крыла, считая, что при чистом изгибе она не работает. В крыле однолонжеронной конструкции (фиг. 63) положение центра жесткости определяем по той же формуле.



Фиг. 62.



Фиг. 63.



Фиг. 63а.

При определении центра жесткости мы учитывали только моменты инерции элементов относительно нейтральной оси сечения и не учитывали собственных моментов инерции элементов сечения, т. е. моментов инерции, взятых относительно центра тяжести самого элемента. При больших размерах элементов их собственные моменты инерции получаются довольно большими, и пренебрегать ими уже нельзя. Поэтому в величину момента инерции должна быть включена величина

$$I_{ц.т} = \frac{bh^3}{12}, \quad (9)$$

где  $b$  — ширина элемента;

$h$  — высота элемента сечения.

Тогда полный момент инерции будет равен:

$$I_0 = I + I_{ц.т}. \quad (10)$$

Для удобства записей по подсчету положений центров жесткости по сечениям составляется таблица-форма. Таблица дана ниже (табл. 4). Она может быть использована также при расчете крыла на изгиб.



№ сечения	Обозначения элементов	Фактическая площадь $F_0$	Редукционный коэффициент $k$	Приведенные площади $F = F_0 \cdot k$	Координаты			Моменты инерции		Суммарный момент инерции $I_0 = I + I_{ц.г}$	Статические моменты инерции $S = I_0 \cdot X$	Координата центра жесткости
					X	Z	$Z^2$	собств. $I_{ц.г}$	$J = Z^2 \cdot F$			
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13

Если обшивка не участвует в работе крыла на изгиб, то графы 4 и 5 выпадают.

Описанный способ определения центра жесткости неприменим для открытых профилей, имеющих незамкнутый контур: на расстоянии отсчета  $x$  (фиг. 63, в). Для профилей же, имеющих вырезы подобно изображенному на фиг. 63, а, указанный метод может быть с успехом применен.

Ниже приводим несколько общих указаний о нахождении центра жесткости, а именно:

1) для замкнутых контуров центр жесткости находится вблизи центра тяжести;

2) для открытых профилей ломаной или кривой формы центр жесткости располагается ближе к замкнутой части;

3) для симметричных профилей центр жесткости находится на оси симметрии и в случае двух или нескольких осей симметрии находится в центре тяжести сечения (прямоугольник, круг, эллипс, круглая и эллиптическая труба);

4) вырезы в конструкции, например, вырез кабины пилота в фюзеляже, могут вывести ось жесткости за габариты сечения.

## § 5. ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ РАСЧЕТ КРЫЛА

В предварительном расчете (в первом приближении) лонжероны считаются независимыми друг от друга, и расчет производится без учета кручения и горизонтального изгиба. Порядок предварительного расчета следующий:

1. Устанавливается расчетная разрушающая нагрузка на крыло

по формуле:

$$P_D = n(G_{\Pi} - G_{\text{кр}}) \text{ кг}, \quad (11)$$

где  $n$  — коэффициент перегрузки;

$G_{\Pi}$  — полетный вес планера;

$G_{\text{кр}}$  — вес крыла.

2. Вычисляется средняя удельная нагрузка, равная частному от деления расчетной разрушающей нагрузки на площадь крыла

$$P_{\text{ср}} = \frac{P_D}{S} \text{ кг/м}^2, \quad (12)$$

где  $S$  — площадь крыла.

3. Намечается по крылу несколько расчетных сечений; обычно расчетные сечения берутся по нечетным нервюрам 1, 3, 5, 7 и т. д. и вычисляется для них нагрузка

$$q = P_{\text{ср}} t \text{ кг/м}, \quad (13)$$

где  $t$  — хорда в расчетном сечении.

4. Определяется нагрузка на отсеки крыла по формуле:

$$P_{\text{отс}} = b_n \frac{q_n + q_{n+1}}{2} \text{ кг}, \quad (14)$$

где  $b_n$  — расстояние между расчетным сечением и таким же сечением справа;

$q_n$  — ордината погонной нагрузки в сечении;

$q_{n+1}$  — ордината погонной нагрузки в правом сечении от расчетного (для правого крыла).

Подсчитав значение  $P_{\text{отс}}$  для каждого отсека и сосредоточивая их в центре тяжести отсека, строим эпюру сил.

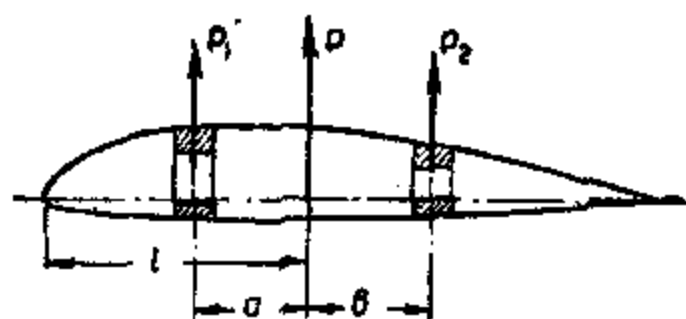
5. Намечается в расчетных сечениях точка приложения равнодействующей по формуле:

$$e = t \frac{C_m}{C_n} \approx t \frac{C_m}{C_y}; \quad (15)$$

так как отношение  $\frac{C_m}{C_n} \approx \frac{C_m}{C_y}$  остается постоянной величиной по размаху для данного расчетного случая, то, вычислив его один раз, получим для вычисления точек приложения равнодействующей формулу:

$$e = t \cdot \text{const}. \quad (16)$$

6. Распределяются между лонжеронами силы, приходящиеся на каждый отсек по закону рычага (фиг. 64)



Фиг. 64.

$$\begin{aligned} P_1 &= P \frac{b}{a+b}, \\ P_2 &= P \frac{a}{a+b} \end{aligned} \quad (17)$$

и строится эпюра сил для каждого лонжерона.

7. Определяются изгибающие моменты лонжеронов по расчетным сечениям.

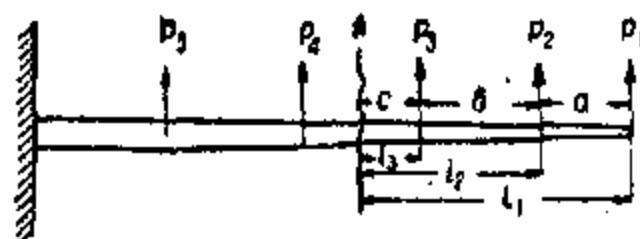
Изгибающий момент в сечении X будет равен (фиг. 65)

$$M_x = p_1 l_1 + p_2 l_2 + p_3 l_3.$$

Полученное значение  $M_x$  может быть представлено в виде:

$$M_x = p_1 a + (p_1 + p_2) b + (p_1 + p_2 + p_3) c.$$

При вычислении изгибающих моментов по сечениям соблюдается следующий порядок: а) опреде-



Фиг. 65.

ляется перерезывающая сила Q в сечении как сумма всех сил справа; б) полученное значение срезывающей силы умножается на расстояние между соседними сечениями X и получается приращение момента  $\Delta M$  в сечении; в) суммируются все приращения

изгибающих моментов правее расчетного сечения и получается изгибающий момент в сечении:

$$M_n = \Delta M_1 + \Delta M_2 + \Delta M_3 + \dots + \Delta M_n. \quad (18)$$

8. Определяются по полученным изгибающим моментам необходимые размеры сечений полок лонжеронов по формуле изгиба:

$$\sigma = \frac{M}{W}, \quad (19)$$

где  $M$  — расчетный изгибающий момент в сечении в  $\text{кг} \cdot \text{см}$ ;

$W$  — момент сопротивления сечения лонжерона в  $\text{см}^3$ ;

$\sigma$  — временное напряжение изгиба в  $\text{кг}/\text{см}^2$  для сосны, равное  $680 \text{ кг}/\text{см}^2$  с поправкой на фактор формы, который может быть определен по графику по отношению

$$\frac{T}{H} = \frac{(\text{высота сжатой полки})}{(\text{высота лонжерона})}.$$

Подробнее о подборе сечений лонжерона см. ниже.

Для однолонжеронного крыла расчет производится аналогично, с той только разницей, что лонжерон крыла будет воспринимать полную силу  $P$ . Расчетными случаями для лонжеронов будут: для переднего лонжерона случай  $A_k$ , для заднего  $B_k$ .

В однолонжеронном крыле расчетным случаем (т. е. случаем, дающим наибольшие изгибающие моменты) будет случай  $A_k$ .

Таким образом сечения переднего лонжерона должны быть подобраны по случаю  $A_k$ ; сечения заднего — по случаю  $B_k$ . При этом при расчете на случай  $A_k$  можно не строить изгибающих моментов для заднего лонжерона, и при расчете на случай  $B_k$  — для переднего лонжерона, так как изгибающие моменты лонжеронов по этим случаям будут меньше расчетных, соответствующих случаям  $B_k$  и  $A_k$ .

## Расчет двухлонжеронного крыла с обшивкой, работающей на кручение

В двухлонжеронном крыле с жесткой фанерной обшивкой последняя будет разгружать лонжероны от изгиба, воспринимая на себя часть крутящего момента. Кроме того, при горизонтальном изгибе крыла обшивка будет работать на срез как стенка балки, поясами которой будут являться лонжероны крыла.

### § 6. ВЕРТИКАЛЬНЫЙ ИЗГИБ

Имея эпюру погонных нагрузок по крылу и угол наклона равнодействующей этих нагрузок, можно построить эпюру вертикальной составляющей погонной нагрузки  $q^B$  для всего крыла и вычислить вертикальные нагрузки по отсекам крыла по известной уже нам формуле:

$$P_{отс} = \frac{q_n^B + q_{n+1}^B}{2} \cdot l_n. \quad (20)$$

Построение эпюры моментов от этих нагрузок производится аналитически или графически.

Уравнение упругой линии выражается формулой

$$\frac{1}{\rho} = \frac{M}{EI}. \quad (21)$$

Напишем уравнения упругих линий для наших лонжеронов

$$\frac{1}{\rho} = \frac{M_1}{E_1 I_1}; \quad \frac{1}{\rho} = \frac{M_2}{E_2 I_2}. \quad (22)$$

Так как мы рассматриваем только изгиб, то сила должна быть приложена в центре жесткости сечения. Тогда прогибы лонжеронов и кривизна упругой линии  $\frac{1}{\rho}$  должны быть равны. Следовательно, можно написать:

$$\frac{M_1}{E_1 I_1} = \frac{M_2}{E_2 I_2}; \quad (23)$$

принимая  $E_1 = E_2$ , получим

$$\frac{M_1}{I_1} = \frac{M_2}{I_2} \quad (24)$$

или

$$\frac{M_1}{M_2} = \frac{I_1}{I_2}, \quad (25)$$

т. е. изгибающие моменты в сечении распределяются пропорционально моментам инерции лонжеронов.

Зная, что общий изгибающий момент в сечении равен сумме моментов, действующих на лонжероны, находим моменты, действующие на лонжероны.

Момент для переднего лонжерона:

$$M_1 = M \frac{I_1}{I_1 + I_2}. \quad (26)$$

Момент для заднего лонжерона:

$$M_2 = M \frac{I_2}{I_1 + I_2}, \quad (27)$$

где  $M$  — общий изгибающий момент, действующий в сечении;

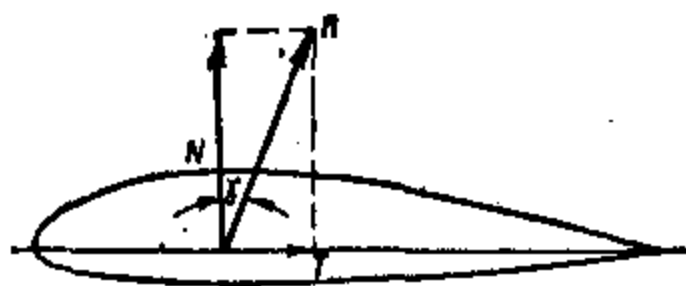
$I_1$  — момент инерции переднего лонжерона;

$I_2$  — момент инерции заднего лонжерона.

Таким образом при расчете на изгиб от вертикальных сил необходимо построить общую эпюру изгибающих моментов крыла от полной вертикальной силы и полученные значения изгибающих моментов разнести по лонжеронам пропорционально их моментам инерции.

## § 7. ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ИЗГИБ

Величины горизонтальных сил, действующих в сечениях крыла, будут зависеть от угла наклона  $\gamma$  равнодействующей аэродинамической силы к плоскости лонжерона (фиг. 66). Строго говоря,  $\operatorname{tg} \gamma$  будет постоянен по размаху только в аэродинамически прямом крыле; для закрученных же крыльев  $\operatorname{tg} \gamma$  будет менять свою величину в зависимости от профиля и перекручивания крыла. Однако в силу того, что угол  $\gamma$  меняется обычно в небольших пределах, и ввиду малости са-



Фиг. 66.

мой горизонтальной силы  $T$ ,  $\operatorname{tg} \gamma$  может быть принят общим для всего крыла. В этом случае нагрузка крыла от горизонтальных сил будет подобна нагрузке от вертикальных сил.

Как видно из фиг. 66, горизонтальная сила  $T$  будет равна

$$T = N \operatorname{tg} \gamma. \quad (28)$$

Изгибающий момент от горизонтальной силы будет равен:

$$M_{\text{гор}} = T x. \quad (29)$$

Заменяя значение  $T$  из предыдущего уравнения, получим

$$M_{\text{гор}} = N x \operatorname{tg} \gamma. \quad (30)$$

Выражение  $Nx$  есть вертикальный изгибающий момент, действующий в сечении  $M_{\text{верт}}$ , следовательно, момент горизонтального изгиба определяется по уравнению

$$M_{\text{гор}} = M_{\text{верт}} \operatorname{tg} \gamma. \quad (31)$$

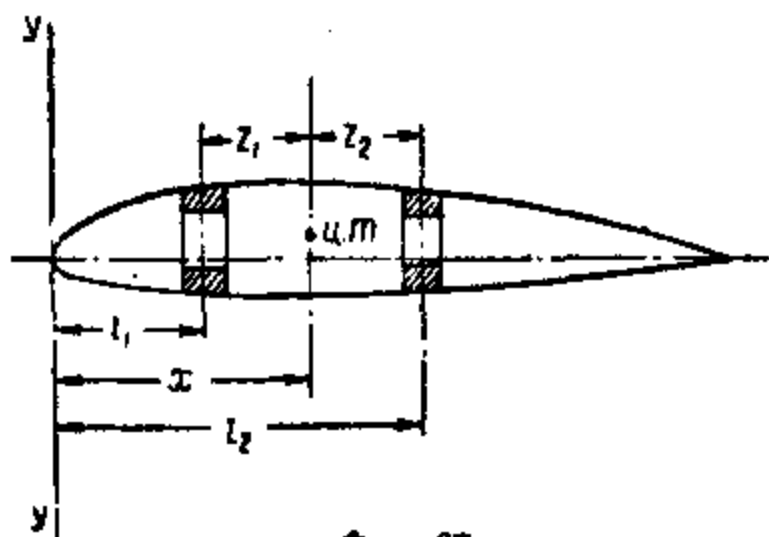
Таким образом, имея эпюру вертикальных изгибающих моментов, горизонтальные изгибающие моменты получим умножением вертикального момента на  $\operatorname{tg} \gamma$ .

При горизонтальном изгибе двухлонжеронное крыло рассчитывается как двухпоясная балка. Поясами балки являются лонжероны

крыла. При определении моментов инерции балки в горизонтальной плоскости обшивка не учитывается, так как она не воспринимает нормальных напряжений, а работает, как стенка балки на касательные напряжения. Стержни, расположенные в носке и хвосте крыла (например, стрингеры), при горизонтальном изгибе не учитываются ввиду их малой жесткости и незначительности.

Таким образом при определении моментов инерции крыла (балки) в горизонтальной плоскости учитывают только площади полок лонжеронов, сосредоточивая моменты инерции в центре тяжести сечения полки и пренебрегая собственными моментами инерции полок.

Для определения момента инерции необходимо найти положение центра тяжести сечения относительно оси  $y$  (фиг. 67)



Фиг. 67.

$$x_{ц.т.} = \frac{l_1 F_{пер} + l_2 F_{задн}}{F_{пер} + F_{задн}} = \frac{\sum lF}{\sum F}, \quad (32)$$

где  $F_{пер}$  и  $F_{задн}$  — соответственно сумма площадей полок (верхней и нижней) каждого лонжерона.

Зная положение центра тяжести сечения, определяют его момент инерции

$$I_y = F_{пер} Z_1^2 + F_{задн} Z_2^2, \quad (33)$$

где  $Z_1$  и  $Z_2$  — соответственно расстояния от центра тяжести балки до центра тяжести элемента сечения (ц. т. лонжерона).

Напряжения от горизонтального изгиба в поясах (лонжеронах) определяются по формулам:

$$\sigma_1 = \frac{M_{гор} Z_1}{I_y} \quad (34)$$

$$\sigma_2 = \frac{M_{гор} Z_2}{I_y},$$

где  $\sigma_1$  и  $\sigma_2$  — соответственно суммарные напряжения для переднего и заднего лонжеронов, т. е. для верхней и нижней полок лонжеронов.

Обшивка крыла, как указывалось выше, работает на сдвиг, воспринимая касательные напряжения, как стенка балки. Касательные же напряжения для балки выражаются формулой:

$$\tau = \frac{QS_c}{Ib}, \quad (35)$$

где  $Q$  — общая перерезывающая сила (горизонтальная), действующая в сечении:

$S_c$  — статический момент части сечения, расположенной по одну сторону нейтральной оси относительно последней;  
 $I$  — момент инерции всего сечения;  
 $b$  — ширина сечения около нейтральной линии (обычно толщина стенок).

Статический момент  $S_c$  может быть представлен в виде:

$$S_c = F_1 \cdot Z_1, \quad (36)$$

а момент инерции

$$I = F_1 \cdot H Z_1, \quad (37)$$

где  $F_1$  — суммарная площадь полок одного лонжерона;  
 $H$  — расстояние между поясами балки, т. е. ее высота относительно оси  $y$ .

Подставляя полученные значения  $S_c$  и  $I$  в уравнение напряжения для балки, получим:

$$\tau = \frac{Q}{bH} = \frac{Q}{F_{\text{обш}}}. \quad (38)$$

В приводимых формулах площадь обшивки  $F_{\text{обш}}$  должна быть взята как сумма площадей среза верхней и нижней части обшивки. Так как обычно толщина верхней и нижней части обшивки одинакова, то площадь обшивки

$$F_{\text{обш}} = 2H\delta,$$

Тогда

$$\tau = \frac{Q}{2H\delta},$$

где  $H$  — расстояние между лонжеронами;  
 $\delta$  — толщина обшивки.

Следовательно, можно сделать заключение, что касательные напряжения в двухпоясной балке не зависят от площади сечения поясов и величина их является постоянной по всему сечению.

Горизонтальную перерезывающую силу  $Q_{\text{гор}}$  в сечении получим как сумму всех горизонтальных сил, находящихся вправо от сечения. Так как в расчете крыла на вертикальный изгиб были подсчитаны вертикальные перерезывающие силы по сечениям крыла, то, как уже указывалось, горизонтальную перерезывающую силу в сечении получим умножением вертикальной на  $\text{tg } \gamma$ , т. е.

$$Q_{\text{гор}} = Q_{\text{верт}} \text{tg } \gamma.$$

При расчете же крыла на случай  $C_n$  от лобовых усилий перерезывающие силы придется подсчитывать самостоятельно.

В практике расчета получение изгибающих моментов может быть представлено двумя способами.

В том случае, когда отношение моментов инерции лонжеронов остается постоянным (при  $E = \text{const}$ ) по всем сечениям крыла, то, поместив нагрузку  $P$  в центр жесткости сечения, разносим ее по лонжеронам

по правилу рычага, что будет соответствовать разнесению нагрузки пропорционально моментам инерций лонжеронов. За плечи рычага принимаем расстояния от лонжеронов до центра жесткости.

Если же постоянство отношений моментов инерции не выдерживается, то изгибающий момент  $M$ , действующий в сечении, раскладывается пропорционально моментам инерции лонжеронов.

Получив изгибающие моменты лонжеронов, можем найти срезающие силы по лонжеронам по формуле:

$$Q_n = \frac{M_n - M_{n-1}}{\Delta l} = \frac{\Delta M}{\Delta l},$$

где  $M_n$  — изгибающий момент в сечении, для которого находим срезающую силу;

$M_{n-1}$  — изгибающий момент в левом сечении от расчетного;

$\Delta l$  — расстояние между  $n$  и  $(n-1)$  сечениями;

$Q_n$  — срезающая сила в сечении.

Нагрузки в отсеках, определенные по формуле

$$p_{отс} = \frac{q_n + q_{n+1}}{2} l,$$

необходимо разнести по узлам, т. е. по расчетным сечениям. Разложение силы  $p_{отс}$ , действующей в отсеке, есть разложение силы, приложенной в центре тяжести отсека на сечения по правилу рычага (фиг. 68). Разложение силы  $p_{отс}$  по правилу рычага дает:

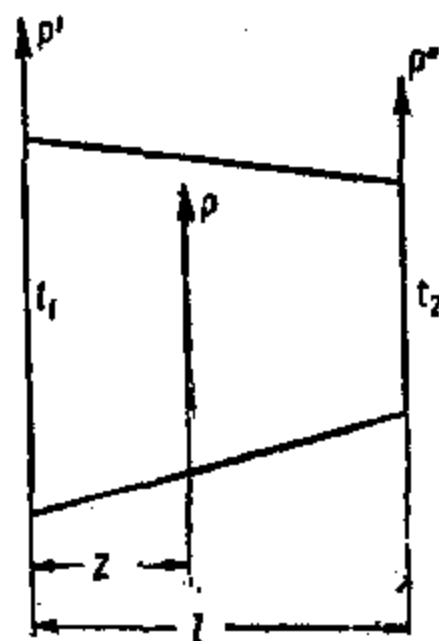
$$\begin{aligned} p'' = Z \frac{p_{отс}}{l} &= \frac{l}{3} \frac{k+2}{k+1} \frac{p_{отс}}{l} = \\ &= \frac{k+2}{3(k+1)} p_{отс}, \end{aligned}$$

где

$$k = \frac{l_1}{l_2}$$

и

$$p' = p_{отс} - p''.$$



Фиг. 68.

Раскладывая таким образом нагрузки отсеков по сечениям и просуммировав силы, приходящиеся на сечения от двух соседних отсеков, получим нагрузки в узлах, т. е.

$$p_n = p'_n + p''_{n-1},$$

здесь  $p_n$  — сила в узле.

## § 8. КРУЧЕНИЕ КРЫЛА

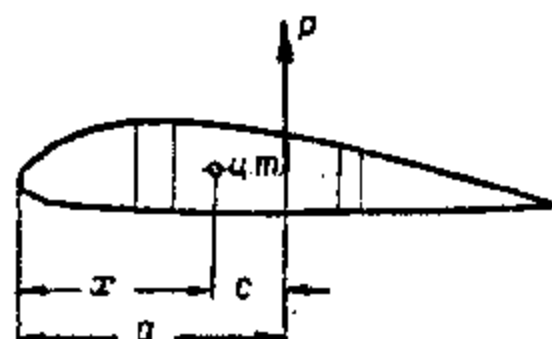
Крутящий момент, действующий на крыло, появляется в связи с переносом силы  $P$  в центр жесткости крыла. При этом плечом крутящего момента будет расстояние от центра давления до центра жест-



кости крыла. Следовательно, для расчета крыла на кручение необходимо найти ось жесткости крыла. Если найти точку приложения равнодействующей и положения центров жесткости по сечениям, то определение плеч крутящих моментов не представит никаких затруднений. Как видно из фиг. 69, плечо крутящего момента будет равно

$$c = a - x. \quad (1)$$

Имея эпюру вертикальных сил и плечи моментов, находим крутящий момент в каждом сечении, который будет равен произведению силы на плечо, т. е.



Фиг. 69.

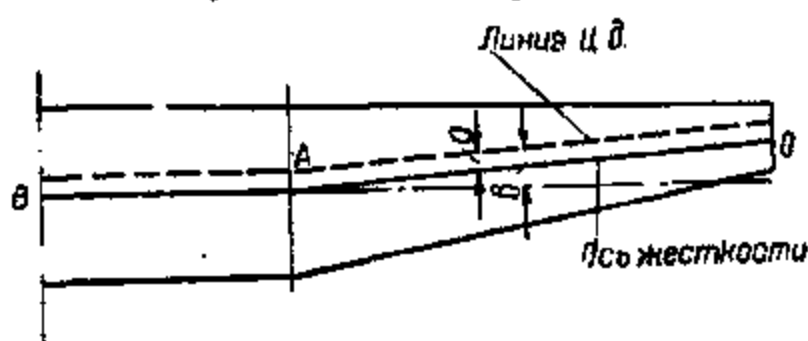
$$\begin{aligned} \Delta M_1 &= P_1 c_1 \\ \Delta M_2 &= P_2 c_2 \\ &\dots \dots \dots \\ \Delta M_n &= P_n c_n. \end{aligned} \quad (2)$$

Суммируя крутящие моменты, действующие по сечениям от конца крыла до данного сечения, найдем суммарные крутящие моменты в каждом сечении:

$$\begin{aligned} M_1 &= \Delta M_1 \\ M_2 &= \Delta M_1 + \Delta M_2 \\ &\dots \dots \dots \\ M_n &= \Delta M_1 + \Delta M_2 + \dots + \Delta M_n. \end{aligned} \quad (3)$$

По полученным значениям строится эпюра крутящих моментов крыла.

Иногда может случиться, что положение оси жесткости по размаху крыла относительно линии центров давления будет меняться. Например, ось жесткости крыла до полуразмаха находится впереди центра давления крыла и дальше сзади него; поэтому при подсчете крутящих моментов по сечениям необходимо учитывать знак момента. Если при кручении угол атаки стремится увеличиться, то знак момента надо считать положительным, а отрицательным, — если крутящий момент уменьшает угол атаки.



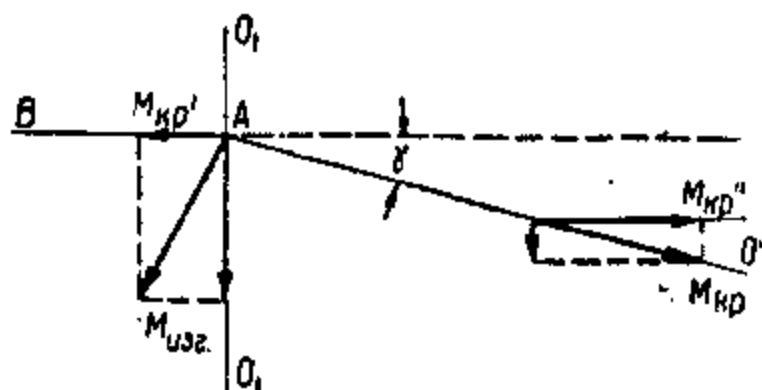
Фиг. 70.

В случае, если крыло имеет в какой-нибудь точке перелом оси центров жесткости (фиг. 70), то для части крыла АВ плечи крутящих моментов будут равны расстоянию от центра давления до мнимой оси жесткости, являющейся продолжением оси жесткости части крыла АВ. Для части крыла ОА крутящий момент надо брать, принимая за плечи

расстояния  $a$ ; для части крыла  $AB$  плечом момента будет расстояние  $b$ . Таким образом в точке  $A$  значения крутящих моментов для части  $OA$  и  $AB$  будут различными, и эпюра крутящих моментов будет иметь скачок. Следовательно, вычисления крутящих моментов в случае перелома оси жесткости придется производить два раза.

Задача нахождения крутящих моментов в части крыла  $AB$  упростится, если подойти к решению следующим образом.

Как уже было указано в § 4, силы, приложенные по оси жесткости в части  $OA$ , в месте перелома оси жесткости создадут кру-



Фиг. 71.

тящий момент. Следовательно, изгибающий момент  $M_{изг}$  от части крыла  $OA$  можно представить в виде вектора  $M$ , перпендикулярного оси  $OA$ , и разложить его, как показано на фиг. 71. Горизонтальная составляющая, направленная по оси  $AB$ , дает крутящий момент  $M_{кр}$ , а вертикальная — изгибающий момент. Крутящий момент будет равен:

$$M_{кр} = M_{изг} \sin \gamma,$$

где  $M_{изг}$  — изгибающий момент в месте перелома оси жесткости;  
 $\gamma$  — угол, образованный осью  $OA$  и продолжением оси  $AB$ .

Кроме того, необходимо учесть крутящий момент от части крыла  $OA$ :

$$M_{кр} = M_{кр} \cos \gamma. \quad (4)$$

Сумма горизонтальных векторов от изгибающего и крутящего моментов, сложенная с собственным приращением крутящего момента, дает значение крутящего момента в сечении  $O'—O'$ :

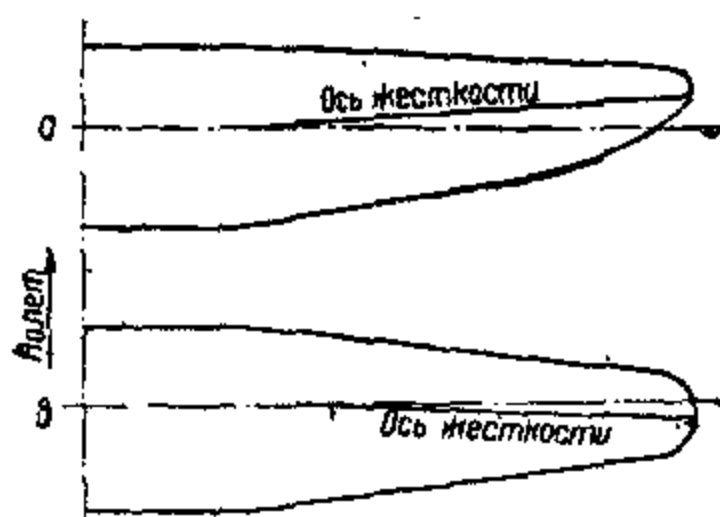
$$M_{кр O'—O'} = M_{кр} + M_{кр}'' + \Delta M_{O'—O'}. \quad (5)$$

Для остальных сечений крыла, расположенных левее сечения  $O'—O'$ , подсчет крутящих моментов ведем по тому же принципу, т. е. действие части крыла  $OA$  заменяем суммой  $(M_{кр} + M_{кр}'')$  и складываем ее с приращениями крутящих моментов, полученных для части крыла  $AB$ .

Таким образом, получив значение  $M_{кр}$  для сечения  $O'—O'$ , суммируем его со значениями приращения местных крутящих моментов  $\Delta M$  и получим крутящие моменты в части крыла  $AB$ . Как видно из фиг. 71, направление горизонтальных векторов (крутящих моментов) от изгибающих и крутящих моментов не совпадает. Поэтому сумма  $M_{кр} = M_{кр}' + M_{кр}''$  должна быть взята с учетом знаков.

Если стрела оси жесткости направлена по полету (фиг. 72, а), то горизонтальная составляющая (крутящий момент) от вектора изгиба будет со знаком плюс, и наоборот, если стрела оси жесткости на-

правлена против полета (фиг. 72, б), то крутящий момент от вектора изгиба будет со знаком минус. Знак же горизонтальной составляющей (крутящего момента) от вектора кручения получим из расчета на кручение части крыла  $OA$ , т. е., если крутящий момент стремится увеличить угол атаки, он берется со знаком плюс, и наоборот, если крутящий момент уменьшает угол атаки, знак момента будет минус.



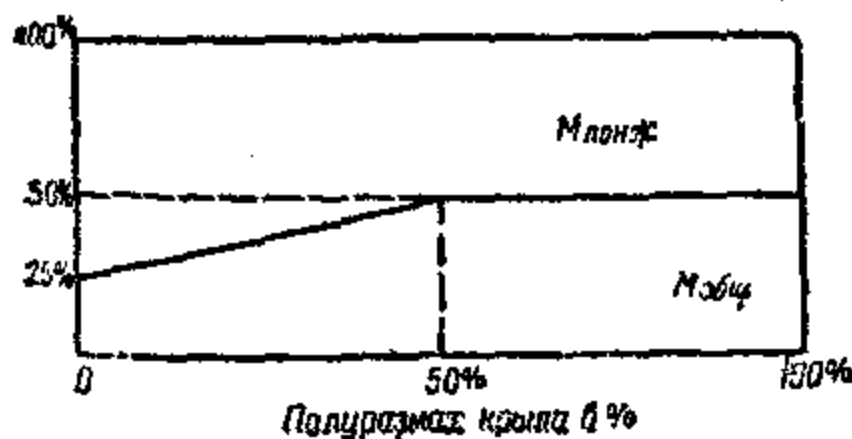
Фиг. 72.

Полученные скручивающие моменты по сечениям распределяются между обшивкой крыла и лонжеронами по кривой Беляева (фиг. 73). Необходимо отметить, что эта кривая не пригодна для любого крыла. Указанным графиком распределения крутящего момента между лонжеронами и обшивкой (фиг. 73) можно пользоваться при приближенных расчетах.

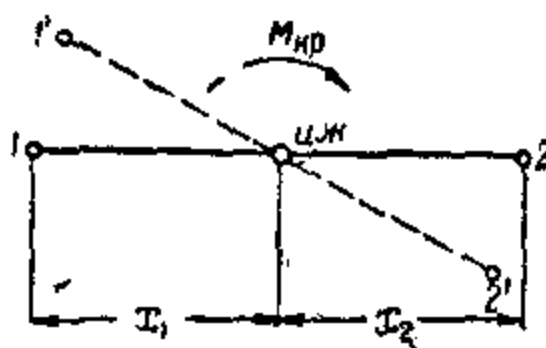
Часть величины крутящего момента, приходящаяся на лонжероны, распределяется между лонжеронами пропорционально их моментам инерции и расстоянию от центра жесткости (фиг. 74), т. е.

$$Q = M_{\text{лонж}} \frac{I_1 x_1}{\sum I x^2} \quad (6)$$

Рассмотрим это более подробно.



Фиг. 73.



Фиг. 74.

Пусть под действием крутящего момента  $M_{\text{лонж}}$  сечение закрутилось вокруг своего центра жесткости и центры лонжеронов переместились из положений 1—2 в положение 1' и 2' (фиг. 74).

Сила, приходящаяся на каждый лонжерон, будет равна:

$$\begin{aligned} Q_1 &= K I_1 x_1, \\ Q_2 &= K I_2 x_2, \end{aligned} \quad (7)$$

где  $K$  — коэффициент пропорциональности;  
 $x$  — расстояние от центра жесткости до лонжерона;  
 $I$  — момент инерции.

Так как сумма моментов всех сил, действующих на лонжероны, относительно центра жесткости должна быть равна  $M_{\text{лонж}}$  — крутящему моменту, воспринимаемому лонжеронами, то, составляя сумму моментов, будем иметь

$$Q_1 x_1 + Q_2 x_2 = M_{\text{лонж}}.$$

Подставляя в эту формулу значение сил  $Q$  из предыдущего уравнения, получим:

$$M_{\text{лонж}} = K(I_1 x_1^2 + I_2 x_2^2).$$

Отсюда значение коэффициента пропорциональности:

$$K = \frac{M_{\text{лонж}}}{\sum I x^2}.$$

Пользуясь полученным значением  $K$ , найдем силы, действующие на лонжероны.

На передний лонжерон:

$$Q_1 = \frac{I_1 x_1}{I_1 x_1^2 + I_2 x_2^2} M_{\text{лонж}}. \quad (8)$$

На задний лонжерон:

$$Q_2 = \frac{I_2 x_2}{I_1 x_1^2 + I_2 x_2^2} M_{\text{лонж}}. \quad (9)$$

Знаки сил  $Q$  легко определить по смыслу, зная направление крутящего момента  $M_{\text{кр}}$  в данном сечении. Для случая, показанного на фиг. 74, момент  $M_{\text{кр}}$  действует по часовой стрелке. Очевидно, сила  $Q_1$  для переднего лонжерона будет направлена вверх, т. е. со знаком плюс, а для заднего лонжерона направлена вниз, т. е. со знаком минус. Сила  $Q_0$ , действующая по обшивке, будет направлена внизу крыла по полету, а вверх против полета.

Определим, какая сила  $Q_0$  приходится на обшивку от кручения крыла:

$$Q_0 = \frac{M_0}{h_{\text{ср}}}, \quad (10)$$

где  $M_0$  — доля крутящего момента, приходящаяся на обшивку;  
 $h_{\text{ср}}$  — средняя высота лонжерона.

$$h_{\text{ср}} = \frac{h_1 + h_2}{2},$$

где  $h_1$  и  $h_2$  — соответственно высоты переднего и заднего лонжеронов.

При этом обшивку считаем работающей только в части крыла между лонжеронами; часть обшивки, покрывающая носок и заднюю часть крыла, не учитываем. Имея величину срезающей силы  $Q_0$ , действующей на обшивку крыла, строим эпюру  $Q_0$  для всего крыла, беря зна-

чения  $Q_0$  для верхней или нижней части крыла, по которым и производим проверку напряжений в обшивке по формуле:

$$\tau_0 = \frac{Q_0}{F_{\text{общ}}} = \frac{Q_0}{\delta H}, \quad (11)$$

где  $\tau_0$  — напряжение среза в обшивке (для фанеры  $\tau = 80 \text{ кг/см}^2$ );  
 $Q_0$  — срезывающая сила, действующая по обшивке крыла в рассматриваемом сечении;

$H$  — расстояние между лонжеронами в сечении;

$\delta$  — толщина обшивки.

Перерезывающие силы, приходящиеся на лонжероны от кручения крыла, создадут дополнительный изгибающий момент  $M_{\text{доп}}$  в вертикальной плоскости крыла. Тогда полный расчетный изгибающий момент в вертикальной плоскости будет складываться из изгиба вертикальными силами  $M_{\text{верт}}$  и изгибающих моментов  $M_{\text{доп}}$ , вызванных кручением крыла, т. е.

$$M_{\text{расч}} = M_{\text{верт}} + M_{\text{доп}}.$$

Подсчет дополнительных изгибающих моментов от сил производим по известной нам уже формуле

$$M_{\text{доп}} = Q_1 a + Q_2 (a + b) + Q_3 (a + b + c)$$

или по формуле

$$M_{\text{доп}} = Q_1 a + (Q_1 + Q_2) b + (Q_1 + Q_2 + Q_3) c, \quad (13)$$

т. е. аналогично подсчету в случае изгиба вертикальными силами. Знак момента будет равен знаку перерезывающей силы  $Q$ . Так как обычно для переднего лонжерона расчетным случаем бывает случай А, то равнодействующая будет почти всегда находиться впереди центра жесткости, и перерезывающая сила  $Q$  на передний лонжерон, а следовательно, и  $M_{\text{доп}}$  будут совпадать с направлением  $Q$  и  $M_{\text{верт}}$  от вертикальных сил, т. е. будут со знаком плюс. Для заднего лонжерона получим аналогичную картину, т. е. в случае В (расчетный случай для заднего лонжерона) знак  $Q$  и  $M_{\text{доп}}$  от кручения будут совпадать с  $Q$  и  $M$  от вертикальных сил.

### Формула Бредта

Напряжения и деформация кручения в обшивке подсчитываются по формуле Бредта:

$$\tau = \frac{M_{\text{кр}}}{2\delta F_{\text{ср}}}, \quad (14)$$

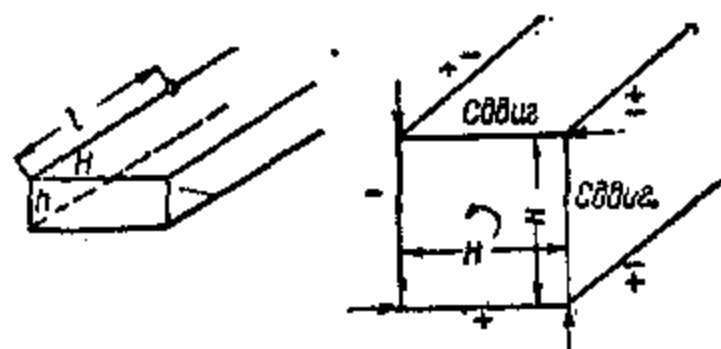
где  $M_{\text{кр}}$  — крутящий момент в сечении;

$\delta$  — толщина обшивки;

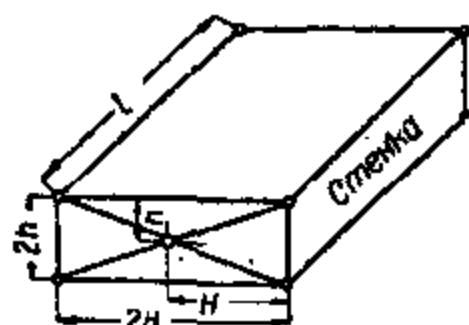
$F_{\text{ср}}$  — площадь контура, описанного средней линией обшивки и стенкой лонжерона.

Представим себе крыло в виде простейшей пространственной коробки (фиг. 75) и рассмотрим распределение в ней сил при кручении.

Для простоты рассуждений допустим, что коробка имеет квадратное сечение и обшита со всех сторон жесткой обшивкой. Верхняя и нижняя плоскости будут соответствовать межлонжеронной обшивке и боковые поверхности — лонжеронам. Пусть на коробку действует скручивающий момент  $M_{кр}$ , который разложим на 4 силы, получив 2 пары



Фиг. 75.



Фиг. 76.

сил. Так как коробка симметрична, то очевидно 50% величины крутящего момента воспримется горизонтальными плоскостями и 50% — вертикальными. Возьмем теперь коробку с прямоугольным сечением и предположим, что крутящий момент распределяется также поровну между панелями, т. е. 50% величины момента воспринимается горизонтальными силами и 50% — вертикальными силами (фиг. 76).

Вертикальные силы при этом будут равны:

$$P_v = \frac{M_{кр}}{2H}, \quad (15)$$

а горизонтальные

$$P_r = \frac{M_{кр}}{2h}. \quad (16)$$

Определим, какие усилия и напряжения будут при этом в продольных поясах (лонжеронах). Возьмем для этого на продольном поясе точку, которая отстоит от рассматриваемого сечения (плоскости действия сил) на расстоянии  $l$ ; тогда горизонтальная сила

$$P_r = \frac{M_{кр}}{2h}$$

создает в точке момент

$$M_1 = \frac{M_{кр}}{2h} l \quad (17)$$

и вертикальная сила  $P_v$

$$M_2 = \frac{M_{кр}}{2H} P_v. \quad (18)$$

Продольная сила в лонжероне от горизонтальной пары будет равна

$$S_r = - \frac{M_{кр} l}{2hH}; \quad (19)$$

и сила от вертикальной пары

$$S_B = \frac{M_{кр} l}{2Hh}.$$

Так как  $S_B = -S_G$ , то усилие в этой точке будет равно нулю.

Для других точек продольного пояса (лонжерона), рассуждая аналогично, найдем, что продольная сила в лонжероне равна нулю. Итак, если крутящие моменты распределяются на две равных по моменту пары, то силы в поясах равны нулю. Этот вывод к крылу полностью не применим и может быть использован при грубых прикидках. Если крутящий момент не делится пополам, то в лонжеронах появятся силы.

Применяя к коробке формулу Бредта и допуская, что толщина стенок  $\delta$  постоянна, получим, что в первой стенке действует сила

$$p_G = H \delta \tau; \quad (21)$$

во второй стенке сила

$$p_B = h \delta \tau. \quad (22)$$

Напряжение в коробке будет

$$\tau = \frac{M_{кр}}{2F\delta} = \frac{M_{кр}}{2hH\delta},$$

так как  $F = hH$ .

Подставляя полученное значение  $\tau$  в приведенные выше формулы (21), (22) для сил, действующих в стенках, получим

$$\begin{aligned} p_G &= \frac{M_{кр} H \delta}{2hH\delta} = \frac{M_{кр}}{2h}; \\ p_B &= \frac{M_{кр} h \delta}{2hH\delta} = \frac{M_{кр}}{2H}. \end{aligned} \quad (23)$$

Крутящие моменты относительно центра жесткости вертикальных и горизонтальных сил будут равны:

$$\begin{aligned} M_G &= \frac{M_{кр} h}{2h} = \frac{M_{кр}}{2}; \\ M_B &= \frac{M_{кр} H}{2H} = \frac{M_{кр}}{2}. \end{aligned} \quad (24)$$

Таким образом формула Бредта приводит к тому, что крутящий момент распределяется пополам между лонжеронами и обшивкой, и продольные силы в лонжеронах при этом, как было доказано выше, будут равны нулю.

### Кручение прямоугольной призмы

При расчете крыла на кручение нас будет интересовать картина распределения крутящего момента для данного конкретного случая по длине крыла в зависимости от жесткости стенок и обшивки.

Предположим, что коробка закручивается моментом  $M = 1$  и что торцевые сечения не деформируются (в этом месте стоит нервиюра);

обозначим момент, воспринимаемый обшивкой, через  $K$ , и тогда момент, воспринимаемый лонжеронами, будет  $(1 - K)$ . При таком обозначении сила, действующая по обшивке, будет равна (фиг. 76):

$$P_r = \frac{k}{2h}, \quad (25)$$

а по лонжеронам:

$$P_b = \frac{(k-1)}{2H}. \quad (26)$$

Определим силы, которые возникают в лонжеронах у корня (в конце коробки). Под влиянием горизонтальной силы будем иметь:

$$S_r = -\frac{lk}{4hH}, \quad (27)$$

а от вертикальной слагающей эта сила будет

$$S_b = \frac{l(1-k)}{4hH}. \quad (28)$$

Полная сила в поясах (лонжеронах) будет равна алгебраической сумме сил, т. е.

$$S = \frac{(1-k)l}{4hH}. \quad (29)$$

Из уравнений работы верхней и нижней поверхности определяется величина  $K$ , которую мы здесь приводим без вывода<sup>1</sup>:

$$K = \frac{1 + 3\beta}{2 + 3(\alpha + \beta)}; \quad (30)$$

здесь

$$\alpha = \frac{H^2}{l^2} \frac{E_l F_{л}}{G_0 F_0}, \quad (31)$$

$$\beta = \frac{h^2}{l^2} \frac{E_l F_{л}}{G_{ст} + F_{ст}}, \quad (32)$$

где  $H$  — половина расстояния между лонжеронами в см;  
 $h$  — половина средней высоты лонжеронов; средняя высота лонжеронов будет равна

$$\frac{h_1 + h_2}{2};$$

$l$  — расстояние сечения от места заделки (длина коробки);

$F_{л}$  — суммарная площадь полок лонжеронов в сечении;

$F_{ст}$  — суммарная площадь стенок сечения лонжеронов;

$F_0$  — площадь среза обшивки между лонжеронами, равная  $4Hh$  (если толщина обшивки на нижней и верхней поверхности одинакова);

$E_l$  — модуль упругости для лонжеронов (для сосновых лонжеронов  $E = 100\,000 \text{ кг/см}^2$ );

$G_0$  — модуль упругости 2-го рода (модуль сдвига обшивки) для фанеры  $G = 8000 \text{ кг/см}^2$ , если фанера поставлена рубашкой по размаху, и  $G = 20\,000 \text{ кг/см}^2$ , — если под углом  $45^\circ$ .

<sup>1</sup> Определение величины  $K$  сделано инж. Беляевым.



Определив таким образом значение коэффициентов  $K$ , строим эпюру распределения крутящего момента между обшивкой и лонжеронами.

Более удобным представляется другой способ построения кривой распределения крутящего момента. Для этого нужно определить относительный угол закручивания в сечениях по формуле Грасгофа:

$$\alpha = \frac{M_{кр}}{4} \left( \frac{1}{I_{xл} G_{л} + I_{x0} G_0} + \frac{1}{I_{yl} G_{л} + I_{y0} G_0} \right) r,$$

где  $M_{кр}$  — крутящий момент в сечении;

$I_{xл}$  — момент инерции лонжеронов относительно оси  $x-x$ ;

$I_{yl}$  — момент инерции лонжеронов относительно оси  $y-y$ ;

$I_{x0}$  — момент инерции обшивки относительно оси  $x-x$ ;

$I_{y0}$  — момент инерции обшивки относительно оси  $y-y$ ;

$G_0$  — модуль сдвига обшивки (берется по таблице в зависимости от направления рубашки);

$G_{л}$  — модуль сдвига лонжеронов в среднем значения  $G_0$  и  $G_{л}$  можно принять равным  $8000 \text{ кг/см}^2$ ;

$r$  — эмпирический поправочный коэффициент.

Практически  $r$  можно принять за постоянную величину, от корня крыла до его середины  $r = 3$ , начиная же от середины,  $r$  уменьшается и у конца крыла доходит до единицы.

Значения моментов инерции лонжеронов  $I_{xл}$  и  $I_{yl}$  относительно осей  $x-x$  и  $y-y$  подсчитаны при расчете крыла на изгиб и поэтому могут быть взяты:  $I_{xл}$  — из расчета крыла на вертикальный изгиб и  $I_{yl}$  из расчета на горизонтальный изгиб.

Моменты инерции обшивки могут быть определены по формулам:

$$I_{x0} = F_{обш} \left( \frac{h}{2} \right)^2, \quad (32')$$

$$I_{y0} = F_{обш} \left( \frac{H}{2} \right)^2, \quad (32'')$$

где  $F_{обш}$  — площадь обшивки крыла, равная  $2 H \delta$ ;

$H$  — расстояние между лонжеронами;

$h$  — средняя высота лонжеронов, равная  $\frac{h_1 + h_2}{2}$ ;

$h_1$  — высота переднего лонжерона;

$h_2$  — высота заднего лонжерона.

Зная величину относительного угла закручивания, определяем величину крутящего момента, воспринимаемого обшивкой по формуле:

$$M_0 = \alpha I_{x0} G_0, \quad (32''')$$

где  $M_0$  — момент, приходящийся на обшивку;

$\alpha$  — относительный угол закручивания;

$I_{x0}$  — момент инерции обшивки относительно оси  $x-x$ ;

$G_0$  — модуль сдвига обшивки.

Описанный способ удобен тем, что величины моментов лонжеронов бывают уже определены в расчете крыла на изгиб, и для вычисления

относительных углов закручивания крыла потребуется определить заново только моменты инерции обшивки.

Если по формуле Грасгофа определить коэффициент распределения крутящего момента, то он будет равен:

$$K = I_{x0} G_0 \frac{r}{4} \left( \frac{1}{I_{xл} G_{л} + I_{x0} G_0} + \frac{1}{I_{yл} G_{л} + I_{y0} G_0} \right) \quad (32''''')$$

и тогда момент, воспринимаемый обшивкой, будет равен

$$M_0 = K M_{кр},$$

где  $M_0$  — крутящий момент, воспринимаемый обшивкой;

$M_{кр}$  — общий крутящий момент, действующий в сечении.

Определить  $\alpha$  и  $K$  в этом случае можно так же, как и в первом, для 4—6 сечений крыла, и по полученным значениям построить общую кривую для всего крыла так, как описано ниже. Здесь необходимо указать, что формулы Бредта и Грасгофа учитывают пространственные деформации, т. е. допускают возможность свободного искажения поперечного сечения.

У корня крыла (у фюзеляжа) стержни (лонжероны) особо сильно препятствуют искажению плоских сечений, и формулы, построенные с учетом этих искажений, становятся неточными.

По предложению В. Н. Беляева, область, в которой общие формулы кручения становятся недействительными, называют областью Шухова, а всю остальную часть кессона (до конца крыла) — областью Бредта.

Вообще говоря, область Шухова может оказаться не только у самого корня крыла, но и там, где имеются сосредоточенные силы, например, стык консоли крыла с центропланом в трех точках или продольный вырез в руле высоты или элероне для установления кабанчиков или шарниров. Во всех подобных случаях для быстрой ликвидации области Шухова необходимо ставить торцевые стенки (нервюры), которые распределяют усилия сдвига по контуру обшивки. Следовательно, образование областей Шухова по длине консоли крайне нежелательно, и если бы область Шухова распространилась на всю длину крыла, то это было бы равносильно полному уничтожению обшивки, и кручение должно было бы восприниматься одними лонжеронами. Формулы, определяющей длину области Шухова у корня крыла, пока еще нет; инж. С. Я. Макаров предполагает, что эта длина близка к величине высоты лонжерона.

Обычно для построения кривой распределения крутящего момента достаточно взять по размаху 4—5 сечений и подсчитать для них значение  $K$ . Затем можем получить общую картину распределения момента по размаху. Для этого построим прямоугольную систему координат (фиг. 73) и на оси ординат отложим значения  $K$ , выраженные в процентах, т. е.  $K \cdot 100\%$ , а на оси абсцисс полуразмах крыла также в процентах. Высчитав положение по полуразмаху тех сечений, для которых высчитаны значения  $K$ , отмечаем точками значения  $K \cdot 100\%$ ; соединив построенные таким образом точки плавной кривой, получим кривую распределения крутящего момента по размаху, по которой и можем определить значения  $K$  в интересующем нас сечении.

Рассмотрим теперь расчет крыла на кручение в случае  $C_n$ . Как известно, в случае  $C_n$  на крыло действует скручивающий момент:

$$M = l \frac{C_{m0}}{C_{x0}} Ql \quad (3)$$

и лобовая сила

$$X = l \frac{C_{xкр}}{C_{x0}} Q, \quad (34)$$

где  $l$  — коэффициент безопасности, равный 2;  
 $C_{m0}$  — коэффициент момента крыла для нуля подъемной силы;  
 $C_{xкр}$  — коэффициент сопротивления крыла при  $C_y = 0$ ;  
 $C_{x0}$  — коэффициент сопротивления планера при  $C_y = 0$ ;  
 $Q$  — общий полетный вес планера;  
 $l$  — хорда крыла, к которой при продувках отнесен  $C_m$ .

Так как расчет крыла от лобовых усилий был разобран в § 6, то здесь рассмотрим только кручение крыла.

Для расчета будем пользоваться формулой, известной из аэродинамики и выражающей погонный крутящий момент в сечении:

$$\Delta m = l C_m \rho l^2 v_{пик}^2 \quad (35)$$

где  $\Delta m$  — погонный крутящий момент в сечении;  
 $l$  — коэффициент безопасности, определяемый нормами прочности = 2;  
 $\rho$  — массовая плотность воздуха у земли = 0,125;  
 $l$  — хорда в расчетном сечении;  
 $v_{пик}$  — скорость пикирования в м/сек.

Величину скорости пикирования найдем из уравнения

$$v_{пик}^2 C_{x0} \rho S = G \quad (36)$$

или

$$v_{пик}^2 = \frac{G}{C_{x0} \rho S}, \quad (37)$$

где  $S$  — площадь крыла;  
 $C_{x0}$  — коэффициент сопротивления планера при  $C_y = 0$ ;  
 $G$  — полетный вес планера.

В каждом конкретном случае величина

$$l \rho v_{пик}^2 C_m = \text{const}$$

для всех сечений крыла; следовательно, расчетный погонный крутящий момент в каждом сечении будет равен:

$$\Delta m = \text{const } l^2. \quad (38)$$

Вычислив для каждого расчетного сечения величину погонного момента, строим эпюру погонных крутящих моментов, по которой и производится дальнейший расчет.

Погонный крутящий момент имеет размерность в кг, так как

$$\Delta m = l \rho C_m l^2 v_{пик}^2 = \left[ \frac{\text{кг} \cdot \text{сек}^2}{\text{м}^4} \text{м}^2 \frac{\text{м}^2}{\text{сек}^2} \right] = \text{кг}.$$

Дальнейший ход расчета аналогичен разносу вертикальных нагрузок по сечениям крыла. Считаем, что моменты на отсеке, которые по величине своей будут равны площадям эпюры погонных моментов для данного отсека и, равные

$$\Delta M = \frac{\Delta m_1 + \Delta m_2}{2} \Delta l, \quad (39)$$

действуют в центре тяжести отсека ( $\Delta l$  — ширина отсека). Таким образом получим величины крутящих моментов, действующих по отсекам крыла.

Сосредоточенный момент разносим по правилу рычага по соответствующим сечениям, суммируя те из них, которые приходятся на сечение от двух соседних отсеков. Для этого определяем значения передаточного коэффициента.

$$K_1 = \frac{\Delta m_1}{\Delta m_2}$$

и определяем момент в правом и левом сечениях отсека.

Момент в правом сечении:

$$\Delta M_{кр}^+ = \frac{K_1 + 2}{3(K_1 + 1)} \Delta M_{кр};$$

в левом сечении:

$$\Delta M_{кр}^- = \Delta M_{кр} - \Delta M_{кр}^+.$$

Не надо забывать, что значения коэффициента  $K$ , подсчитанные при разносе вертикальной силы по сечениям, будут расходиться с величиной  $K_1$  для разноса крутящего момента. В первом случае коэффициент  $K$  определялся, как

$$K = \frac{l_1}{l_2}, \quad (40)$$

а для кручения

$$K_1 = \frac{\Delta m_1}{\Delta m_2} = \frac{t_1^2}{t_2^2} = K^2. \quad (41)$$

Получив крутящие моменты в сечениях, суммируем их, начиная с конца, и получаем окончательные моменты по сечениям:

$$M_n = \Delta M_1 + \Delta M_2 + \dots + \Delta M_n. \quad (42)$$

Определив таким образом крутящие моменты по сечениям крыла в случае  $C_k$ , дальнейший расчет производим в указанном ранее порядке.

Часто бывает, что изгибающие моменты от кручения крыла в случае  $C_k$  для заднего лонжерона превышают значения изгибающих моментов в случае  $B_k$ . Поэтому подсчет изгибающих моментов в случае  $C_k$  для заднего лонжерона обязателен, в то время как для переднего лонжерона изгибающие моменты по случаю  $C_k$  можно не определять, зная заранее, что они окажутся менее, чем в случае  $A_k$ , и будут иметь обратный знак.

## § 9. ОДНОЛОНЖЕРОННЫЕ КРЫЛЬЯ

Наиболее распространенной конструкцией крыла современного планера является однолонжеронная конструкция. При расчете однолонжеронного крыла рассматривается жесткий фанерный носок с лонжероном, который и воспринимает всю нагрузку, хвостовая же часть считается неработающей в силовой схеме крыла.

Расчет однолонжеронного крыла производится в том же порядке, как и двухлонжеронного.

Определив общую разрушающую нагрузку на крыло, надо построить эпюры вертикальных и горизонтальных погонных нагрузок. Порядок построения погонных нагрузок указан в § 2. Вертикальный компонент погонных нагрузок воспринимается изгибом лонжерона. Горизонтальный компонент воспринимается изгибом лонжерона и носовых стрингеров.

В случае наличия заднего лонжерона, служащего для подвески элерона и идущего до фюзеляжа, горизонтальная нагрузка воспринимается растяжением и сжатием поясов горизонтальной фермы, образованной главным лонжероном и лонжероном-стрингером. В корневой части крыла устанавливается дополнительный косой лонжерон, который обеспечивает крылу жесткую заделку на фюзеляже от скручивающих усилий. Кроме того, косой лонжерон будет служить как бы подкосом для лонжерона крыла в горизонтальной плоскости и, следовательно, уменьшит горизонтальный изгибающий момент у корня крыла. Однако ввиду малой длины пролета косого лонжерона при расчете на горизонтальный изгиб его не учитывают, а считают лишь на скручивающие усилия.

### Вертикальный изгиб

Имея эпюру вертикальных погонных нагрузок, строим эпюру перерезывающих сил и изгибающих моментов по правилам § 6. При этом вертикальный изгибающий момент полностью будет восприниматься лонжероном крыла.

### Горизонтальный изгиб

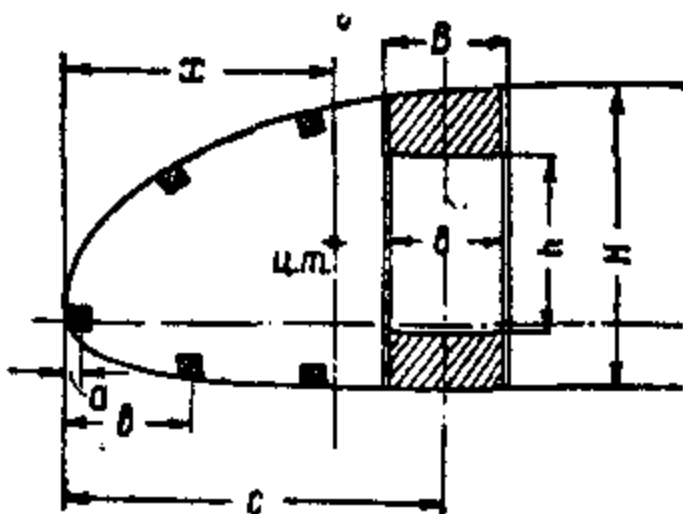
Определение горизонтальных изгибающих моментов по сечениям крыла производим в порядке, указанном в § 7. Горизонтальный изгиб будет восприниматься отдельными силовыми элементами горизонтальной фермы крыла, и определение в них (поясах) усилий ничем не будет отличаться от крыла двухлонжеронной конструкции, т. е. нужно будет найти положение нейтральной оси горизонтальной фермы и затем определить суммарные усилия в поясах балки (лонжероне, стрингере).

Так как в наборе продольных элементов однолонжеронного крыла нет однотипности, то ниже даются указания, какие элементы можно вводить в работу крыла на горизонтальный изгиб.

В крыле, не имеющем дополнительного лонжерона, горизонтальную форму крыла образуют носовые стрингеры и лонжерон. Обычно учитываются не все носовые стрингеры; стрингеры, близко

расположенные к лонжерону, не учитываются ввиду того, что они будут находиться близко к нейтральной оси и практически не будут напряжены. Например, если сечение носка крыла имеет вид, изображенный на фиг. 77, то два стрингера, расположенные у лонжерона, в расчет не вводятся, а учитывают только лонжерон и три стрингера, расположенных ближе к носу крыла.

Определим для этого случая положение нейтральной оси относительно носка крыла. Очевидно можно написать



Фиг. 77.

$$X = \frac{Fa + (F_1 + F_2)b + (F'_1 + F'_2)c}{F + (F_1 + F_2) + (F'_1 + F'_2)}, \quad (1)$$

где  $F$  — площадь носового стрингера;  
 $(F_1 + F_2)$  — суммарная площадь второго и третьего стрингеров;  
 $(F'_1 + F'_2)$  — суммарная площадь полок лонжерона;  
 $a, b$  и  $c$  — соответственно расстояния центра тяжести элементов до носка крыла.

Тогда момент инерции сечения относительно оси  $y-y$  будет равен:

$$I_y = F x_{01}^2 + (F_1 + F_2) x_{02}^2 + (F'_1 + F'_2) x_{03}^2, \quad (2)$$

где  $x_0$  — расстояние от центра тяжести элемента до нейтральной оси.

Напряжение в элементах горизонтальной балки найдется по формуле:

$$\sigma = \frac{M_{гор}}{I_y} x_0. \quad (3)$$

Однако здесь необходимо указать, что учитывать стрингеры имеет смысл только тогда, когда они обладают довольно большой жесткостью и не разрезаны по длине, в противном случае горизонтальный изгиб будет воспринимать один лонжерон.

Для определения напряжений в лонжероне необходимо найти его момент сопротивления относительно оси  $y-y$ . Как видно из фиг. 77, момент сопротивления лонжерона относительно оси  $y-y$  будет равен:

$$W_y = \frac{HB^3 - hb^3}{6B}, \quad (4)$$

и напряжение в лонжероне найдется по общеизвестной формуле:

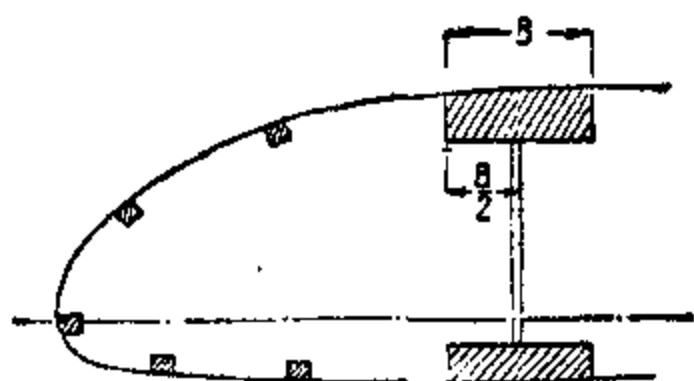
$$\sigma = \frac{M_{гор}}{W_y}. \quad (5)$$

Если же в крыле имеется дополнительный лонжерон-стрингер, служащий для подвески элерона и закрепленный в корне крыла, то горизонтальный изгиб будет восприниматься фермой, образованной лонжероном и лонжероном-стрингером. Носовые стрингеры в этом случае в работу крыла не вводятся. Определение усилий ничем не будет отличаться от описанного в разборе горизонтального изгиба двухлонжеронного крыла.

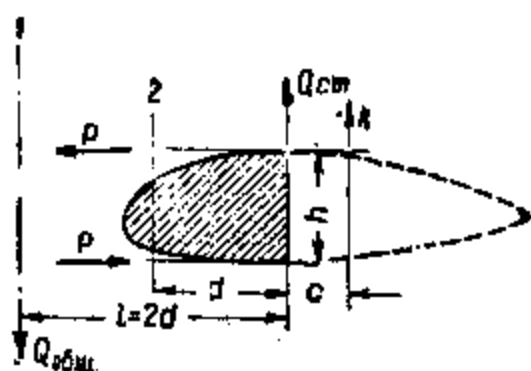
## Кручение

Для определения крутящих моментов необходимо нанести на план крыла положение оси жесткости и центров давления. Нанесение центров давления не встретит никаких затруднений. Точное определение центра жесткости D-образного замкнутого профиля является сложной задачей и поэтому практически при решении вопросов прочности неприменимой. В расчетах будем принимать, что центр жесткости совпадает с центром тяжести сечения. Следовательно, при определении центра жесткости будем учитывать лонжерон и носовые стрингеры; обшивку носка в расчет не вводим. Расчет с учетом обшивки носка см. ниже. Тогда положение центра жесткости определится отношением:

$$X_{ц. ж.} = \frac{\sum I l}{\sum I},$$



Фиг. 78.



Фиг. 79.

где  $\sum I$  — означает сумму статических моментов, т. е. моментов инерции всех элементов сечения, способных воспринимать изгиб (полки, стрингеры), умноженных на плечо;

$\sum I l$  — является суммой тех же моментов, но без предварительного умножения их на плечо.

Нахождение центра жесткости было описано в § 4. После нахождения положения оси жесткости определяются крутящие моменты, действующие в расчетных сечениях.

Подсчет моментов совершенно аналогичен описанному в § 8.

Рассмотрим работу на кручение D-образного профиля, каким является носок однолонжеронного крыла. Расчетное сечение изображено на фиг. 78. Кручение будет восприниматься стенкой лонжерона и обшивкой носка. Пусть в сечении крыла действует вертикальная сила, равная сумме всех вертикальных сил, расположенных правее сечения, т. е. перерезывающая сила (фиг. 79).

Так как момент кручения по формуле Бредта будет равен

$$M_{кр} = 2 F \tau d,$$

то легко найти составляющие силы  $Q_{ст.}$  и  $Q_{обш.}$ , действующие по стенке и по обшивке.

Силы  $Q_{ст.}$  и  $Q_{обш.}$  определяются по формулам (фиг. 79)

$$Q_{обш.} = - \frac{R c}{l}, \quad (6)$$

$$Q_{ст.} = + \frac{R (c + l)}{l}. \quad (7)$$

Очевидно, что

$$R = Q_{обш.} + Q_{ст.} \quad (8)$$

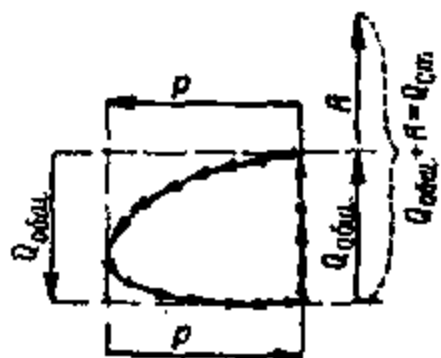
где  $Q_{обш.}$  — перерезывающая сила, воспринимаемая обшивкой носка;

$Q_{ст.}$  — перерезывающая сила, приходящаяся на стенку лонжерона.

Очень важно отметить, что, если плечо  $C$  положительно (т. е. перерезывающая сила  $R$  расположена впереди стенки лонжерона, а не сзади, как это указано на фиг. 79), то величина секущей силы  $Q_{ст.}$ , воспринимаемой стенкой лонжерона, будет больше всей силы  $R$ . Это очень важное обстоятельство, которое не следует упускать из виду. Происходит это за счет догрузки стенки моментом кручения. Наоборот, сила, действующая по обшивке  $Q_{обш.}$ , меньше  $R$ . Перенос  $Q_{обш.}$  с линии 1 (фиг. 79) на носок (линия 2) получаем момент переноса:

$$M_n = Q_{обш.} d. \quad (9)$$

Момент переноса будет восприниматься горизонтальными панелями, вызывая в них две равные силы противоположного знака



Фиг. 80.

$$P = \frac{M_n}{h} = Q_{обш.} \frac{d}{h}.$$

Таким образом схема работы носка будет подобна изображенной на фиг. 80, где по контуру обшивки течет равномерный замкнутый поток касательных напряжений (т. е. напряжений сдвига). Если мы теперь спроектируем поток касательных усилий в обшивке на вертикаль и горизонталь, то получим две пары сил  $Q_{обш.}$  и  $P$ , взаимнообратных по знаку (фиг. 80). В стенке лонжерона, кроме того, будет действовать еще секущая сила  $R$ , так что полная секущая сила в стенке будет равна

$$Q_{ст.} = Q_{обш.} + R. \quad (10)$$

При этом в отличие от крыла двухлонжеронной конструкции вертикальный изгиб лонжерона будет вызывать только сила  $R$  (перерезывающая сила от вертикальных сил), так как сила  $Q_{обш.}$  будет непрерывно погашаться равной и обратной ей по знаку силой  $Q_{обш.}$ , подходящей к лонжерону с носка. Следовательно, вертикальный изгиб крыла



будет вызываться силой  $R$  (вертикальной составляющей воздушной нагрузки); на срез стенки лонжерона проверяется суммарной силой  $R + Q_{\text{обш.}}$ , действующей в данном сечении.

Для проверки напряжений в интересующем нас сечении необходимо определить площадь контура  $F$  (на фиг. 79 заштрихована) и найти погонное напряжение кручения по формуле:

$$u = \tau \delta = \frac{M_{\text{кр}}}{2F}. \quad (11)$$

Площадь носка крыла определяется, как площадь полуэллипса. Погонное напряжение будет постоянным по всему контуру сечения, в то время как напряжения кручения могут быть различны, если различна толщина обшивки. Напряжение кручения в зависимости от толщины стенки будет равно:

$$\tau = \frac{u}{\delta} = \frac{M_{\text{кр}}}{2F\delta}. \quad (12)$$

Так как толщина обшивки носка обычно бывает постоянна, то напряжение в любой точке носка будет также постоянно и равно:

$$\tau = \frac{u}{\delta} = \frac{M_{\text{кр}}}{2F\delta}, \quad (13)$$

где  $\delta$  — толщина обшивки носка;

$M_{\text{кр}}$  — крутящий момент в сечении.

Полное напряжение в стенке лонжерона будет равно

$$\tau = \frac{M_{\text{кр}}}{2F\delta} + \frac{R}{F_{\text{ст}}} K, \quad (14)$$

где  $F_{\text{ст}} = h\delta_{\text{ст}}$  — площадь сечения стенки лонжерона толщиной  $\delta$  и высотой  $h$  (в случае коробчатого сечения лонжерона должна быть взята суммарная толщина стенок лонжерона);

$R$  — полная перерезывающая сила в сечении от вертикальных сил, равная сумме всех сил, действующих от данного сечения до конца крыла (подсчитывается при расчете крыла на вертикальный изгиб);

$K$  — коэффициент перераспределения касательных напряжений.

Для тонкой стенки, не работающей на изгиб (теряющей устойчивость от нормальных напряжений), но работающей на сдвиг, т. е. на касательные напряжения,  $K = 1$ . Для стенки, не теряющей устойчивости ни от сдвига ни от изгиба,  $K = 1,5$ . Для очень тонкой стенки, теряющей устойчивость и работающей по Вагнеру, т. е. за пределами упругости,  $K = 2$ . В этом случае во второй половине формулы (14) получим напряжение растяжения, а не касательные напряжения.

В однолонжеронном крыле (в отличие от двухлонжеронного) кручение не будет вызывать дополнительный изгиб лонжерона; круче-

ние однолонжеронного крыла будет догружать только стенку лонжерона, работающую на срезающие усилия, и восприниматься полностью жесткой замкнутой трубой, образованной обшивкой носка и стенкой лонжерона.

При расчете однолонжеронной конструкции на кручение необходимо также помнить о том, что у заделки мы будем иметь область Шухова, где формула Бредта будет неприменима, и поэтому при конструировании необходимо руководствоваться указаниями, приведенными в § 8.

Рассмотрим работу косого лонжерона в однолонжеронном крыле. Как уже указывалось, косой лонжерон будет воспринимать крутящий момент у корня крыла. Как видно из фиг. 81, крутящий момент, действующий в корневой части крыла, будет восприниматься основным и косым лонжеронами, вызывая в них две равные вертикальные силы противоположного знака. Сила  $P$ , приходящаяся на косой лонжерон, будет направлена вверх, если крутящий момент действует против хода часовой стрелки, и наоборот.

Косой лонжерон под действием силы  $P$  будет изгибаться, и изгибающие моменты в сечениях косого лонжерона будут равны

$$M = P \cdot x,$$

где

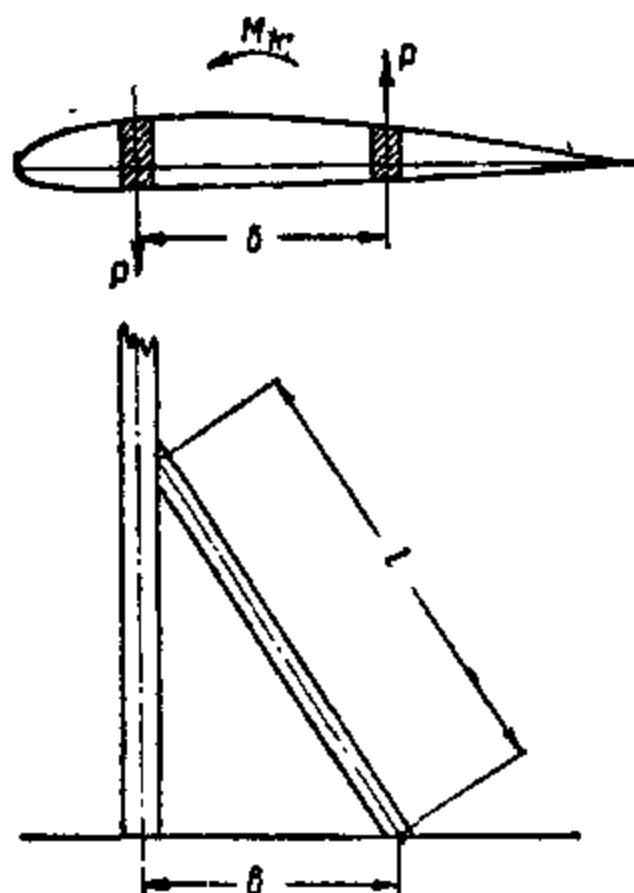
$$P = \frac{M_{кр}}{b}.$$

Максимальный изгибающий момент будет в месте стыка косого лонжерона с основным лонжероном:

$$M_{max} = P l,$$

здесь  $l$  — длина косого лонжерона.

Сечения лонжерона проверяются по общим правилам работы коробчатых лонжеронов, описанных ниже в § 10. Обычно полки косого лонжерона получаются незначительными и их делают одинаковой толщины. Вообще же нужно указать, что обычно расчетным случаем для косого лонжерона является случай  $C_k$ , так что в косом лонжероне знак изгибающего момента будет минус, а следовательно, нижняя полка лонжерона будет сжата и должна быть большей толщины, чем верхняя.



Фиг. 81.

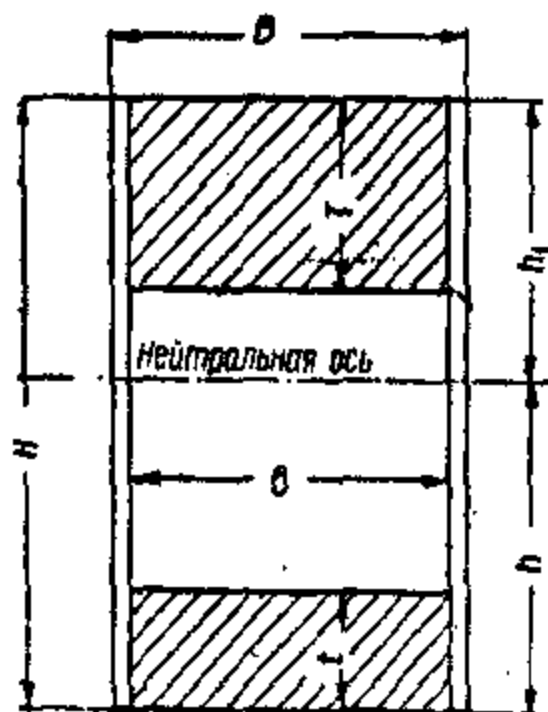
а) Расчет деревянных лонжеронов коробчатого профиля

Расчет деревянных коробчатых лонжеронов (фиг. 82) на изгиб производится по формуле:

$$R_{изг.} \leq \frac{M}{W}, \quad (1)$$

где  $R_{изг.}$  — разрушающее напряжение изгиба;  
 $M$  — разрушающий изгибающий момент;  
 $W$  — момент сопротивления.

Испытания на изгиб балок коробчатого сечения показали, что разрушающее напряжение будет меняться в зависимости от формы



Фиг. 82.

сечения. Под понятием формы сечения подразумевается не только конфигурация сечения, но и относительные его размеры. В сплошных сечениях разрушающее напряжение получается большим, чем в сечениях коробчатого типа. Объясняется это тем, что сжатые волокна дерева получают не одновременно разрушающие напряжения. Прежде всего разрушающего значения достигает напряжение в крайних сжатых волокнах, а затем появляется в волокнах, лежащих ближе к нейтральной оси. Поэтому в формулу изгиба должен быть введен некоторый коэффициент, меньший единицы, учитывающий форму сечения, и тогда формула для расчета лонжерона коробчатого сечения будет иметь следующий вид:

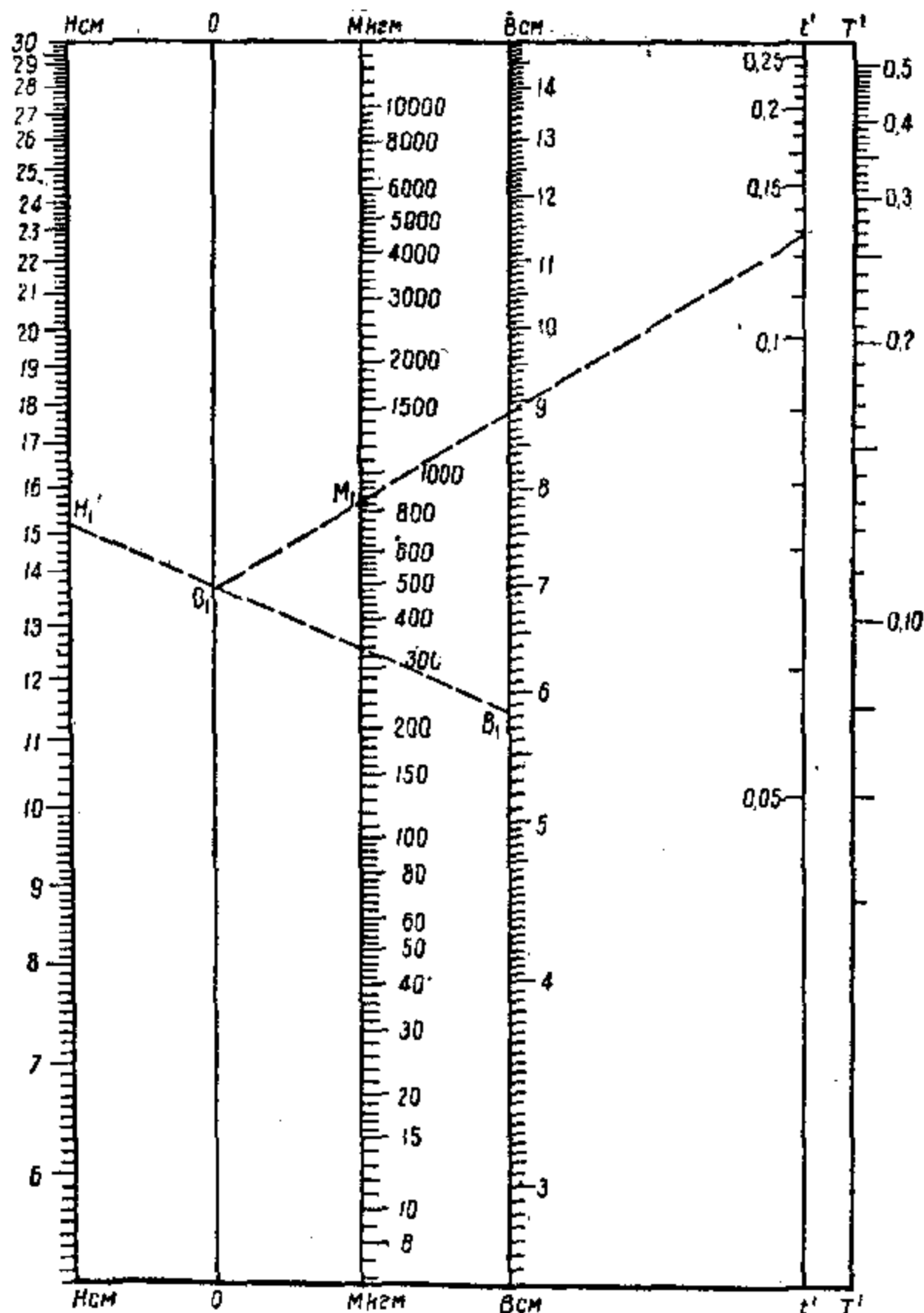
$$M \leq W R_{изг.} \Phi. \quad (2)$$

Коэффициент  $\Phi$  носит название коэффициента формы. Таким образом коэффициент формы  $\Phi$  будет отвлеченным числом, показывающим, во сколько раз временное сопротивление  $\Phi R_{изг.}$  при изгибе лонжерона (бруса) не сплошного прямоугольного сечения будет меньше временного сопротивления  $R_{изг.}$  сплошного прямоугольного сечения.

Предварительный подбор сечений лонжерона по изгибающим моментам, полученным в расчете первого приближения (без учета кручения и горизонтального изгиба), можно производить на основании номограммы М. М. Шишмарева (фиг. 83)<sup>1</sup>.

<sup>1</sup> В эту номограмму автор внес некоторые исправления, принимая во внимание новые величины разрушающих напряжений по сравнению с принятыми в номограммах.

Имея высоту и ширину лонжерона, а также изгибающий момент  $M$ , подбираем по номограмме относительные толщины полок верхней  $T' = \frac{T}{H}$  и нижней  $t' = \frac{t}{H}$ . Зная высоту лонжерона, легко определить



Фиг. 83.

и абсолютные толщины полок умножением относительных толщин  $T'$  и  $t'$  на высоту лонжерона  $H$  (фиг. 82).

Определение относительных толщин полок  $T'$  и  $t'$  по номограмме производится следующим образом. На прямых  $H-H$  и  $B-B$  берем по масштабам точки, соответствующие заданным величинам  $H$  и  $B$  (высота и ширина лонжерона). Полученные точки соединяем прямой  $H_1-B_1$  и отмечаем на прямой  $O-O$  точку  $O_1$ , которая определится пересечением прямых  $O-O$  и  $H_1-B_1$ . На прямой  $M-M$  находим точку  $M_1$ , соответствующую заданному моменту  $M$ . Через точки  $O_1$  и  $M_1$  проводим прямую до встречи с прямой  $t'-t'$  и, наконец, через точку пересечения проводим горизонталь до встречи с прямой  $T'-T'$ . Относительные толщины полок  $T'$  и  $t'$  получим в точках  $T'_1$  и  $t'_1$  по масштабу, нанесенному на прямых  $T'-T'$  и  $t'-t'$ . Полученные значения  $T'$  и  $t'$  умножаем на высоту лонжерона и получаем абсолютные размеры полок  $T$  и  $t$ .

При подборе полок по номограмме фанерные стенки лонжерона не учитываем; в этом расчете они идут в запас прочности. Как уже указывалось, при изгибе лонжерона появляются скалывающие напряжения, которые воспринимаются фанерной стенкой лонжерона.

Скалывающие напряжения, которые воспринимаются фанерной стенкой лонжерона, проверяются по формуле:

$$\tau = \frac{QS_z}{I\delta}, \quad (3)$$

где  $Q$  — перерезывающее усилие в сечении;

$S_z$  — статический момент любой полки относительно нейтральной оси (так как статические моменты полок относительно нейтральной оси будут равны между собой);

$I$  — момент инерции лонжерона.

Определение необходимой толщины фанерной стенки производится на основании следующих формул.

Статический момент сечения лонжерона относительно растянутого края сечения (фиг. 82)

$$M_{cr} = \frac{B}{2} (2TH + t^2 - T^2); \quad (4)$$

площадь полок

$$F = B(T + t);$$

тогда расстояние центра тяжести от растянутого края сечения будет равно

$$h = \frac{M_{cr}}{F}. \quad (5)$$

Статический момент нижней полки относительно нейтральной оси:

$$S_z = Bt \left( h - \frac{t}{2} \right). \quad (6)$$

Момент инерции сечения

$$I = \frac{B}{3} [h^3 + h_1^3 - (h_1 - T)^3 - (h - t)^3]. \quad (7)$$

Толщина стенки <sup>1</sup>:

$$\delta = \frac{S_z Q}{260 I'}$$

Для трехслойной фанеры  $\tau = 130 \text{ кг/см}^2$ .

Вычисление всех величин, входящих в формулу определения толщины стенки лонжерона, рекомендуется производить в порядке, указанном в табл. 5.

Таблица 5

Ф о р м а

Д а н н ы е	Номер сечений		
	1	3	5
Расстояние сечения от корня крыла $X$ , м . . .			
Высота лонжерона $H$ , см . . . . .			
Ширина полки $B$ , см . . . . .			
Изгибающий момент $M$ , кг·см . . . . .			
Относительная толщина полок			
$T'$ . . . . .			
$t'$ . . . . .			
Абсолютная толщина полок . . . . .			
$T$ , см . . . . .			
$t$ , см . . . . .			
$T^2$ , см <sup>2</sup> . . . . .			
$t^2$ , см <sup>2</sup> . . . . .			
$2HT$ , см <sup>2</sup> . . . . .			
$F$ , см <sup>2</sup> . . . . .			
$h$ , см . . . . .			
$h_1$ , см . . . . .			
$S_z$ , см <sup>3</sup> . . . . .			
$I$ , см <sup>4</sup> . . . . .			
$Q$ , кг . . . . .			
$\delta$ , см . . . . .			

Перейдем к более детальному рассмотрению вопроса о расчете деревянных профилей. Подсчет напряжений может быть представлен двумя случаями:

1. Напряжение для консольной части крыла, испытывающей только изгиб:

$$\sigma_{\max} = \frac{M}{W} + \sigma', \quad (8)$$

где  $M$  — изгибающий момент в сечении;

$W$  — момент сопротивления сечения;

$\sigma$  — напряжения от горизонтального изгиба.

2. Напряжение в пролете лонжерона (для подкосных крыльев), где кроме изгибающего момента действует продольная сила  $S$

$$\sigma_{\max} = \frac{M}{W} + \frac{S}{F} + \sigma', \quad (9)$$

где  $S$  — продольная сила, действующая по лонжерону;

$F$  — площадь полок сечения.

<sup>1</sup> Здесь мы приняли, что лонжерон обшит с двух сторон, т. е.  $\delta = 2 \delta_{\text{ст.}}$

Определив действительные напряжения, нужно сравнить их с разрушающими напряжениями для данного материала. Действительные напряжения не должны превышать разрушающего напряжения  $K_{вр}$  т. е.

$$\sigma_{max} \leq K_{вр} \quad (10)$$

Если сечение испытывает один изгиб, то  $K_{вр}$  равно временному сопротивлению материала ( $K_{изг}$ ) на изгиб. В случае же совместного действия изгиба и сжатия (или растяжения) разрушающие напряжения  $K_{вр}$  нужно выбирать руководствуясь отношением действительных напряжений

$$\frac{\sigma_{сж}}{\sigma_{изг} + \sigma_{сж}}$$

Если, например, мы получили для нашего сечения напряжения  $\sigma_{сж} = 150 \text{ кг/см}^2$  и  $\sigma_{изг} = 300 \text{ кг/см}^2$ , то отношение:

$$\frac{\sigma_{сж}}{\sigma_{сж} + \sigma_{изг}} = \frac{150}{150 + 300} = \frac{1}{3}$$

Пользуясь графиком фиг. 84, в этом случае для авиационной сосны

$$K_{вр} = 530 \text{ кг/см}^2.$$

График фиг. 84 с числовыми величинами  $K_{изг}$  построен для сплошного прямоугольного сечения, поэтому в расчетные формулы деревянных профилей необходимо вводить коэффициент формы  $\Phi$ . Для случая одного изгиба формула получит вид:

$$\sigma_{изг} = \frac{M}{W} \leq K_{изг} \Phi. \quad (11)$$

Для совместного действия изгиба и сжатия имеем:

$$\sigma = \frac{M}{W} + \frac{S}{F} \leq K_{изг} \Phi - (K_{изг} \Phi - K_{сж}) \frac{\sigma_{сж}}{\sigma_{изг} + \sigma_{сж}}.$$

При совместном действии изгиба и растяжения в приведенную выше формулу вместо  $K_{сж}$  нужно вписать величину  $K_{раст}$ .

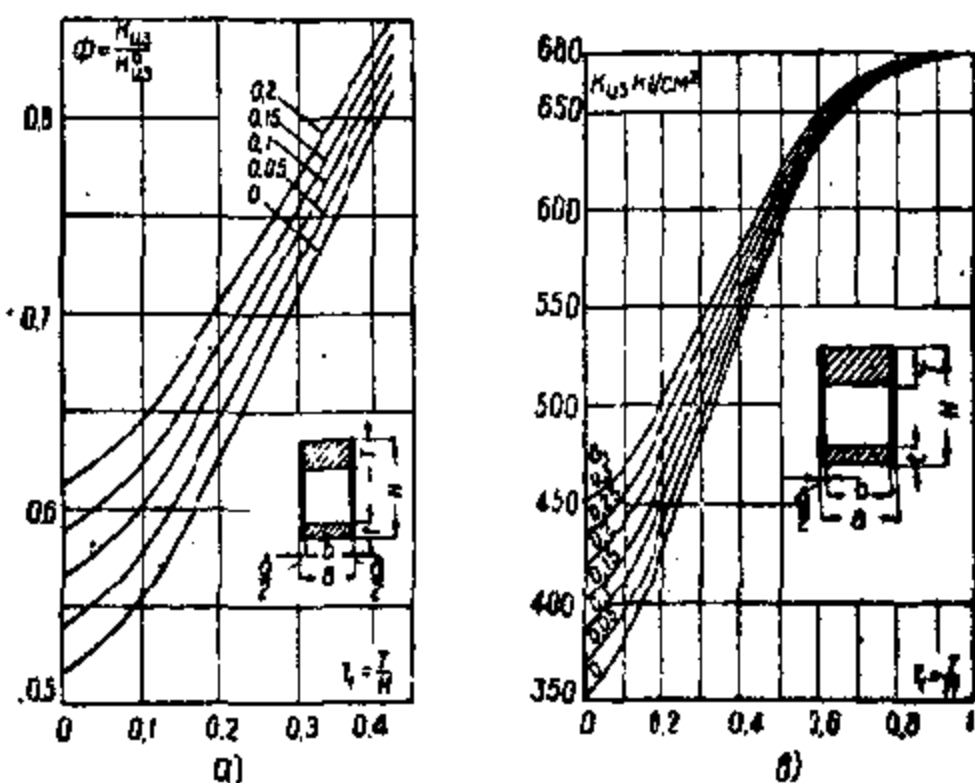
Как уже указывалось, коэффициент формы  $\Phi$  зависит от того поддерживающего действия, которое оказывают на более напряженные волокна менее напряженные. Это поддерживающее влияние оценивается коэффициентом  $K$ , который находится опытным путем в зависимости от отношения высоты сжатой полки  $T$  к высоте профиля  $H$

Зная коэффициент  $K$ , можно путем соответствующих выкладок прийти к выражению для фактора формы  $\Phi$ :

$$\Phi = \frac{K_{\text{сж}}}{K_{\text{изг}}} + \left(1 - \frac{K_{\text{сж}}}{K_{\text{изг}}}\right) K. \quad (12)$$

Так как  $\Phi$  есть функция  $K$ , а  $K$  в свою очередь функция  $\frac{T}{H}$ , то для  $\Phi$  строится кривая в зависимости от  $\frac{T}{H}$ , которой и можно пользоваться непосредственно при расчетах (фиг. 85).

До сих пор при определении коэффициента  $\Phi$  мы пренебрегали влиянием стенки лонжерона.



Фиг. 85.

В коробчатом сечении стенки имеют коэффициент формы, равный 1, поэтому, если влияние стенки довольно велико, то коэффициент  $\Phi$  можно выразить

$$\Phi_2 = \frac{\Phi + 2 \frac{\delta}{b}}{1 + 2 \frac{\delta}{b}}, \quad (13)$$

где  $\delta$  — толщина стенки;

$b$  — ширина сечения без стенок;

$\Phi$  — фактор формы без учета стенок.

На фиг. 85 даны кривые коэффициента  $\Phi$  с учетом стенки лонжерона, оценивающейся величиной:

$$\delta' = \frac{\delta}{B},$$

где  $\delta$  — суммарная толщина стенки лонжерона;

$B$  — ширина лонжерона.



## б) Проектирование лонжеронов коробчатого профиля

Имея высоту  $H$ , ширину  $B$  лонжерона и изгибающий момент  $M$ , необходимо при проектировании рациональным образом разместить материал профиля. Очевидно, что для соблюдения этого условия необходимо, чтобы количество материала, вошедшее в состав профиля, было наименьшим, а это потребует создания равнопрочного сечения, т. е. такого, при котором полки (сжатая и растянутая) разрушались бы одновременно. Следовательно необходимо определить относительные

размеры полок:

$$\tau = \frac{T}{H}$$

и нижней

$$\tau_1 = \frac{t}{H}$$

Так как полки будут разной толщины, то центр тяжести будет не в середине и момент инерции будет равен

$$I = \frac{b}{3} [h^3 - (h - t)^3 + h_1^3 - (h_1 - T)^3];$$

тогда момент сопротивления сжатой полки

$$W_T = \frac{I}{h_1} \quad (14)$$

и момент сопротивления растянутой полки

$$W_t = \frac{I}{h}.$$

Из условия равнопрочности сечения можем написать напряжения для полок:

верхней полки, испытывающей сжатие,

$$\frac{M}{W_T} \leq K_{сж}; \quad (15)$$

нижней полки, испытывающей растяжение,

$$\frac{M}{W_t} \leq K_{раст}. \quad (16)$$

Как показала практика, если менять толщину одной из полок (например,  $T$ ), оставляя другую неизменной, то момент сопротивления последней ( $W_t$ ) почти не будет меняться. Это будет справедливо независимо от того, остается ли неизменяемой полка толстая или тонкая. Поэтому в первом приближении нужное  $\tau_1$  можно найти, считая приближенно  $\tau = \tau_1$  по формулам:

$$\tau_1 = \frac{1}{2} [1 - \sqrt[3]{1 - A_1}]$$

и

$$\tau = 0,5 [1 - \sqrt[3]{1 - A}],$$

где

$$A_1 = \frac{6M}{K_{\text{раст}} b H^2},$$

$$A = \frac{6M}{K_{\text{сж}} b H^2};$$

Практически достаточно бывает первого приближения.

Получив значения относительных размеров полок  $\tau$  и  $\tau_1$ , вычисляем абсолютные размеры полок, умножая значение  $\tau$  и  $\tau_1$  на высоту профиля  $H$ , т. е.

$$T = \tau H$$

и

$$t = \tau_1 H.$$

Подобранные таким образом  $T$  и  $t$  будут наивыгоднейшими, так как соответствуют равнопрочным размерам полок лонжерона.

Итак, каждую полку в данном сечении приходится подбирать (или проверять) по формулам:

для верхней полки

$$\frac{M_{\text{изг}}}{W_T} \leq K;$$

для нижней полки

$$\frac{M_{\text{изг}}}{W_1} \leq K_1.$$

Моменты сопротивления полок  $W_T$  и  $W_1$  определяются по приведенным выше формулам.

Разрушающие напряжения должны быть взяты:  
для верхней полки:

$$K = K_{\text{изг}} \Phi;$$

для нижней полки:

$$K_1 = K_{\text{раст}}.$$

Если принять для авиационной сосны

$$K_{\text{изг}} = 680 \text{ кг/см}^2$$

и

$$K_{\text{раст}} = 700 \text{ кг/см}^2,$$

то

$$K = \Phi \cdot 680 \text{ кг/см}^2;$$

$$K_1 = 700 \text{ кг/см}^2.$$

Числовой пример подбора равнопрочных полок по графикам приведен нами ниже в § 11.

**а) Определение напряжений: в обшивке, стрингерах, панели**

До сих пор мы предполагали, что обшивка крыла работает только на срез, а изгиб крыла полностью воспринимают на себя лонжероны. При этом для обеспечения крылу достаточной прочности требуется довольно большая высота лонжеронов, что, естественно, приводит к увеличению толщины крыла. Однако современный рекордный планер должен иметь по возможности крыло тонкого профиля, так как увеличение толщины крыла вызовет ухудшение летных характеристик. При малой же высоте лонжеронов в тонком крыле получение достаточной прочности будет затруднительно без чрезмерного увеличения веса лонжеронов. Так как материал в лонжероне малой высоты используется плохо, поэтому в тонком крыле представляется выгодным использовать при изгибе также и ту часть обшивки, которая будет наиболее удалена от нейтральной оси.

Таким образом возникла конструкция крыла монокок и моноблок.

Для использования обшивки ее необходимо сделать достаточно жесткой, чтобы при сравнительно небольших напряжениях она не теряла устойчивости. Это можно осуществить частой расстановкой ребер жесткости (стрингеров), подкрепляющих обшивку. Следовательно, при расчете моноблочного крыла должны быть учтены не только пояса (полки лонжеронов, стрингера), но и часть обшивки.

Вводить в работу крыла всю обшивку не приходится по следующим соображениям:

1. Так как обшивка крыла обычно не бывает прямой, то при растягивающих усилиях, прежде чем она начнет работать, в стрингерах будут уже некоторые напряжения, и при увеличении нагрузки напряжения в стрингерах будут превосходить напряжения в обшивке.

2. При сжимающих усилиях тонкая пластина обшивки не может полностью работать, так как часть обшивки, наиболее удаленная от стрингеров, в силу малой жесткости потеряет устойчивость.

Таким образом напряжения в обшивке по ее ширине будут различными, и пластина в целом будет напряжена меньше, чем стрингер. Кроме того, обшивка бывает подвержена действию поперечной изгибающей нагрузки, которая будет еще больше искривлять обшивку и тем самым уменьшать ее участие в восприятии сжимающих и растягивающих усилий.

Для оценки степени участия обшивки в сопротивлении изгибу при подсчете момента инерции сечения площадь всей обшивки умножается на некоторый коэффициент  $k$ , меньший единицы. Коэффициент  $k$  носит название редуцированного коэффициента. Следовательно, в расчете должна фигурировать приведенная площадь элемента сечения, которая будет равна

$$F_{пр} = kF. \quad (1)$$

где  $F$  — фактическая площадь;

$k$  — редуцированный коэффициент.

Практически нас будет интересовать значение редуцированного коэффициента при разрушении крыла, так как расчет крыла ведется по

разрушающим нагрузкам. В этом случае редуцированным коэффициентом будет называться отношение напряжения в момент разрушения крыла в данном элементе сечения (стрингер, обшивка) к разрушающему напряжению материала этого элемента (сосна, фанера) на растяжение, т. е.

$$k = \frac{\sigma_{кр}}{K_{раст}} \quad (2)$$

где  $\sigma_{кр}$  — напряжение в элементе сечения в момент разрушения крыла;

$K_{раст}$  — разрушающее напряжение материала элемента на растяжение.

Рассмотрим вопрос более подробно.

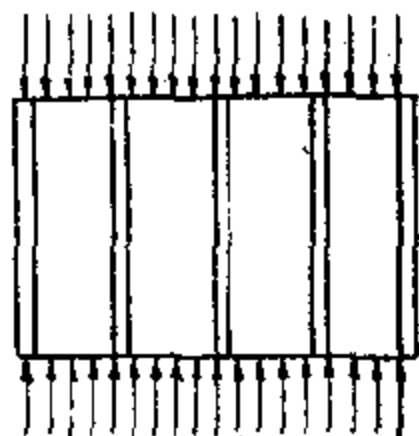
На фиг. 86 изображена панель из тонкой обшивки, подкрепленной стрингерами, которая нагружена равномерно распределенной нагрузкой на сжатие. При малых нагрузках и незначительных напряжениях панель будет работать как однородный брусок и напряжения сжатия будут равномерны по всему сечению панели, т. е.

$$\sigma = \frac{P}{F},$$

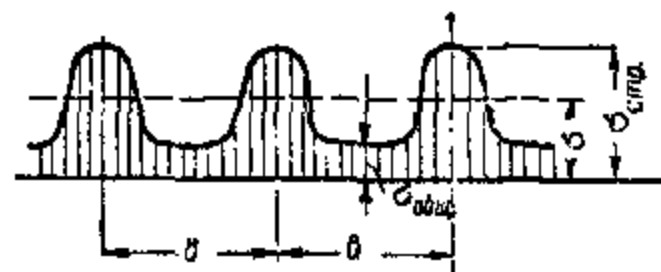
где  $P$  — общая сила;

$F$  — суммарная площадь стрингеров и обшивки.

С увеличением нагрузки напряжения в обшивке и стрингерах начинают расти неравномерно; у стрингеров напряжение будет больше, чем у обшивки. Это указывает на то, что обшивка работает не всей своей площадью одинаково, и наступает момент, когда сжатая обшивка



Фиг. 86.



Фиг. 87.

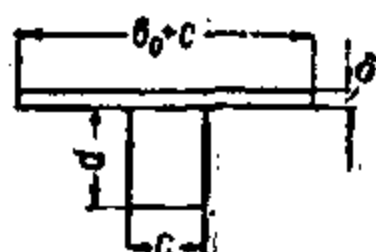
начинает коробиться, т. е. терять свою устойчивость. Построив действительную эпюру напряжений для панели, получим вид, изображенный на фиг. 87, т. е. величина напряжения в стрингерах  $\sigma_{стр}$  в несколько раз больше напряжений в обшивке  $\sigma_{обш}$ . Следовательно, усилия будут

распределяться непропорционально фактическим площадям обшивки и стрингеров; стрингеры воспримут большую часть силы, нежели обшивка площади, равной со стрингерами. Напряжения в панели, найденные по элементарной формуле напряжения сжатия, будут меньше фактического напряжения в стрингерах  $\sigma_{стр}$  и больше напряжения в обшивке  $\sigma_{обш}$ , т. е. будут занимать некое среднее значение, т. е.  $\sigma_{стр} > \sigma > \sigma_{обш}$ . Для определения величины действительных напряжений в обшивке и стрингерах панели существует два способа.

#### Первый способ (немецкий)

Действительную эпюру напряжений  $A$  заменяют расчетной  $B$  таким образом, чтобы площади эпюр были равны (фиг. 89). При этом

считают, что часть обшивки между стрингерами работает так же, как стрингер, а часть обшивки не работает вовсе. Ширину  $b_0$  называют работающей шириной и определяют по формуле Кармана



Фиг. 88.

$$b_0 = 1,78 \sqrt{\frac{E}{\sigma_{стр}}}, \quad (3)$$

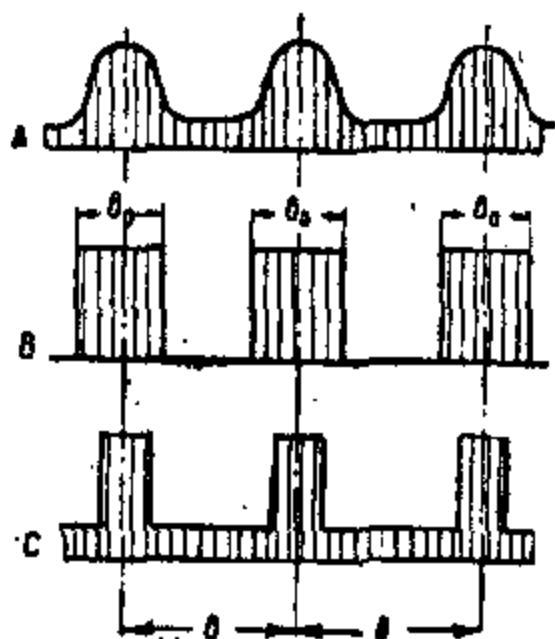
где  $\delta$  — толщина обшивки;  
 $E$  — модуль нормальной упругости;  
 $\sigma_{стр}$  — напряжение сжатия в стрингере.

Так как напряжения в стрингере  $\sigma_{стр}$  возрастают пропорционально силе, то работающая ширина  $b_0$  будет уменьшаться с увеличением нагрузки, и наименьшую величину  $b_0$  будет иметь в момент разрушения стрингера. В работающую ширину  $b_0$  должна быть включена ширина стрингера  $c$ ; тогда работающая ширина будет равна  $b_0 + c$  (фиг. 88).

Напряжение в панели определится делением силы на площадь  $F$ , которая будет равна:

$$F = ndc + m(b_0 + c)\delta, \quad (4)$$

где  $n$  — количество стрингеров;  
 $d$  — высота стрингера;  
 $c$  — ширина стрингера;  
 $b_0$  — работающая ширина;  
 $\delta$  — толщина обшивки;  
 $m$  — количество участков обшивки.



Фиг. 89.

Определив площадь, находим напряжение по элементарной формуле

$$\sigma = \frac{P}{F}.$$

### Второй способ (американский)

При применении этого способа определения действительных напряжений эпюру действительных напряжений  $A$  заменяют (как и в первом способе) расчетной  $C$  (фиг. 89), из условия равенства площадей эпюр, с той лишь разницей, что обшивка считается работающей полностью с постоянным напряжением по ширине, меньшим напряжения в стрингере. Это допущение равносильно тому, что стрингеры являются для обшивки как бы направляющими, предохраняющими ее от преждевременной потери устойчивости. Для определения величины силы, выдерживаемой панелью, нужно знать площади стрингеров и обшивки.

Определим площади одного стрингера и одного участка фанеры (фиг. 90):

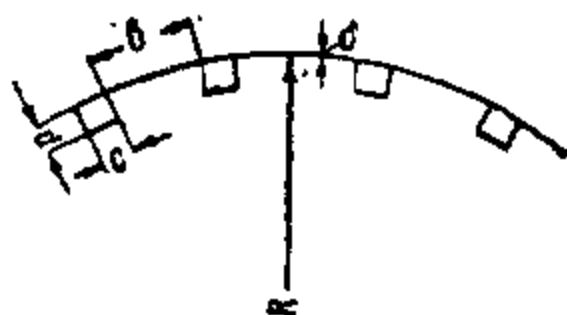
$$F_{стр} = dc \quad \text{и} \quad F_{обш} = (b + c)\delta;$$

тогда, зная напряжения в элементах панели—стрингерах и обшивке—и их площади, можно определить общую силу, выдерживаемую панелью:

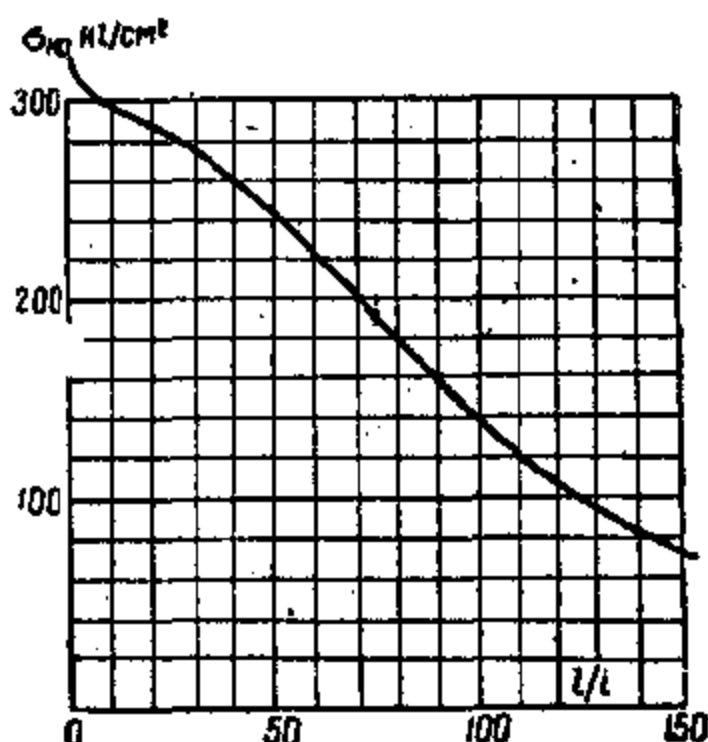
$$P = n\sigma_{\text{стр}} F_{\text{стр}} + m\sigma_{\text{обш}} F_{\text{обш}}. \quad (5)$$

Величину напряжения в стрингере  $\sigma_{\text{стр}}$  находим как критическое напряжение продольного изгиба для стрингера, считая концы его заделанными.

На фиг. 91 приведена кривая критических напряжений для авиационной сосны в функции гибкости стрингера, т. е. отношения длины стержня  $l$  к его радиусу инерции  $I$ . Зная отношение  $l/I$ , можно, пользуясь этим графиком, определить величину критического напряжения в стрингере. За длину стержня  $l$  принимается расстояние между нервюрами, считая, что на нервюрах стрингер зашпелен.



Фиг. 90.



Фиг. 91.

Необходимо помнить, что в первом способе величины момента инерции, площади и радиуса инерции стрингера должны быть определены с учетом работающей ширины обшивки (фиг. 89), а во втором способе учитывается один стрингер. Напряжения в обшивке  $\sigma_{\text{обш}}$  могут быть найдены по формуле

$$\sigma_{\text{обш}} = \frac{0,12E}{b} (1 - \delta) \left( 1 + \frac{360\delta}{R} \right), \quad (6)$$

где  $E$  — модуль нормальной упругости;

$b$  — расстояние между стрингерами;

$R$  — радиус кривизны обшивки (фиг. 90).

Все величины в этой формуле должны выражаться в кг и см, причем для толщины  $\delta$ , превышающей 3 мм, формула идет в запас надежности, а при  $\delta = 1$  см становится явно неверной, так как дает  $\sigma_{\text{обш}} = 0$ . Это необходимо учитывать при определении  $\sigma_{\text{обш}}$ .

## б) Определение редуционных коэффициентов

Как уже было указано, редуционным коэффициентом  $k$  является отношение критического напряжения элемента к его разрушающему. Очевидно, что в растянутой зоне критические напряжения будут

равны разрушающим, поэтому редуциционный коэффициент  $k$  будет равен единице. В сжатой же зоне ввиду того, что критическое напряжение является пределом работы стойки на продольный изгиб, оно будет меньше разрушающего напряжения на сжатие, и редуциционный коэффициент будет меньше единицы. Однако в действительности приходится учитывать то обстоятельство, что при изгибе крыла вследствие искажения его формы отдельные его элементы будут нагружаться неравномерно как в сжатой, так и в растянутой зонах. Практически невозможно получить постоянные напряжения в обшивке и стрингерах, лежащих на одинаковых расстояниях от нейтральной оси, поэтому в величину критического напряжения должна быть введена поправка  $k_0$  (коэффициент неравномерности). Эта поправка будет тем больше, чем хуже выполнено крыло, чем слабее подкреплена обшивка стрингерами и чем больше отношение ширины кессонной части крыла к его высоте. При расчетах можно считать эту поправку в пределах  $0,5 < k_0 < 1$ .

Расчетные редуциционные коэффициенты получаются умножением редуциционного коэффициента  $k$  на коэффициент неравномерности  $k_0$ , т. е. на растяжение  $k_+ = k_0 k$  и на сжатие  $k_- = k_0 k$ . Так как при растяжении  $k = 1$ , то в растянутой зоне редуциционным коэффициентом будет являться коэффициент неравномерности  $k_0$ .

Это будет верно только в случае, если элементы сечения (стрингеры, обшивка) выполнены из одного материала, т. е. имеют одинаковый модуль нормальной упругости. Если же элементы выполнены из разных материалов, то редуциционные коэффициенты элементов нужно еще умножить на отношение их модулей нормальной упругости, т. е. привести все редуциционные коэффициенты к одному материалу.

Получив значение редуциционных коэффициентов, дальнейший расчет моноблочного крыла будет идти нормальным порядком, а именно:

- 1) умножаются все площади сечения на редуциционные коэффициенты (с учетом разнородности материала и коэффициента неравномерности);
- 2) к полученному однородному сечению применяются обычные положения для расчета балок на изгиб, т. е. находится нейтральная ось и вычисляются моменты инерции сечения.

Напряжения в любом элементе сечения найдутся по формуле

$$\sigma = k \frac{MZ}{I}. \quad (7)$$

Следовательно, для одного и того же расстояния от нейтральной оси фактические напряжения в элементах сечения будут относиться, как их редуциционные коэффициенты.

Расчет моноблочного крыла может быть сведен к расчету на изгиб в двух плоскостях и на кручение.

При определении центра жесткости моноблочного крыла должны быть взяты приведенные площади элементов, равные

$$F_{np} = kF,$$

где  $F_{пр}$  — приведенная площадь;  
 $k$  — редуцированный коэффициент данного элемента;  
 $F$  — геометрическая площадь элемента.

Более подробно см. § 4. Все дополнительные сведения по расчету моноблочного крыла даны в приведенном ниже примере расчета.

### в) Пример расчета моноблочного крыла<sup>1</sup>

Пусть требуется рассчитать сечение крыла по схеме, приведенной на фиг. 92.

#### Расчет на изгиб

Изгибающий момент в сечении считаем определенным в предварительном расчете и равным

$$M = 300\,000 \text{ кг} \cdot \text{см.}$$

Изгибающий момент будут воспринимать шесть элементов (стрингер, расположенный в носке, не учитываем, так как он практически не работает). Следовательно, задача будет четырежды статически неопределимой, поэтому приходится задаваться некоторыми отношениями заранее. Удобно будет оценить работу стрингеров и обшивки в изгибе и подобрать полки лонжерона. Оценить работу стрингеров и обшивки можно некоторым эмпирическим коэффициентом, который может меняться от 0 (стрингера и обшивка перерезаны или вообще отсутствуют) до 1 (безлонжеронное многострингерное крыло). Для обычных схем крыльев планеров (лонжерон и жесткий фанерный носок) этот коэффициент находится в пределах от 0,6 до 0,9 и зависит от степени подкрепленности фанеры и от размеров стрингеров. При некотором навыке этот коэффициент можно назначить, не прибегая к дальнейшему пересчету. Возьмем для рассматриваемого сечения предварительно его величину в 0,9. Тогда момент, воспринимаемый полками лонжеронов, будет равен:

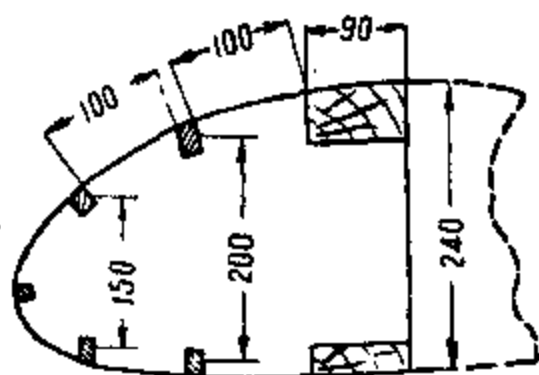
$$M = 0,9 \cdot 300\,000 = 270\,000 \text{ кг} \cdot \text{см.}$$

Для подбора полок воспользуемся графиками, данными на фиг. 93, 94, 95<sup>2</sup>.

График фиг. 93 дает величину «единичного разрушающего момента»  $M_1$  для сжатой полки  $T$ , а фиг. 94 то же самое для растянутой полки  $t$ ,

<sup>1</sup> Пример взят из статьи инж. Макарова «Расчет крыла и фюзеляжа монокок» журнал «Самолет» № 12, 1936 и № 1 и 2, 1937.

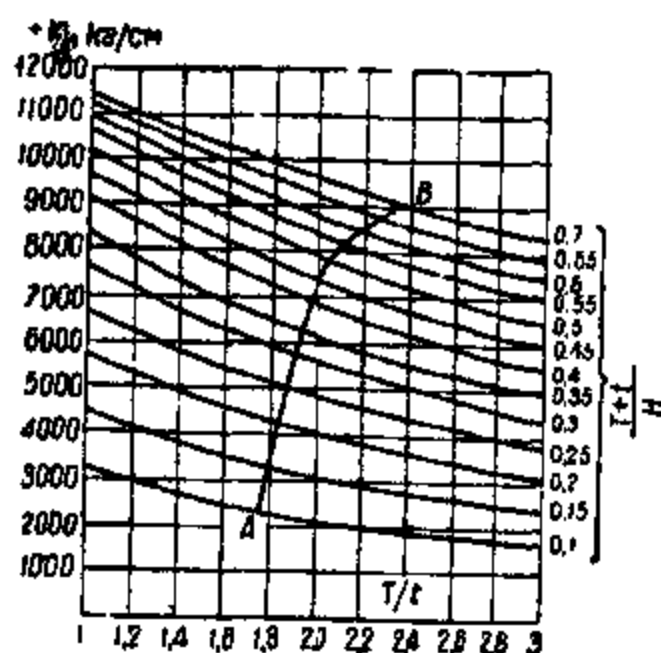
<sup>2</sup> Графики взяты из работы инж. Макарова, см. технический бюллетень ЦКБ № 9 за 1934 г. Графики построены по напряжениям для сосны  $K_{раст} = 700 \text{ кг/см}^2$ ,  $K_{сж} = 400 \text{ кг/см}^2$  и  $K_{изг} = 600 \text{ кг/см}^2$  без учета поддерживающего влияния фанерной стенки лонжеронов.



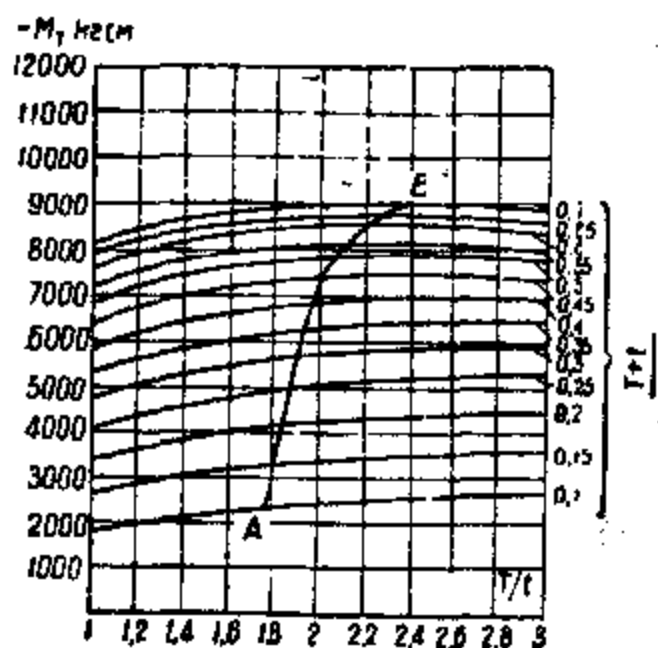
Фиг. 92.



при сечении высотой  $H = 10$  см и шириной  $B = 1$  см в зависимости отношения толщин полок  $\frac{T}{t}$  и величины заполнения  $\frac{T+t}{H}$ .



Фиг. 93.



Фиг. 94.

Если наложить один график на другой и найти точки пересечения кривых  $\frac{T}{t}$ , то получится кривая  $AB$  для лонжерона с равнопрочными полками.

Как видно из графиков, наивыгоднейшее соотношение полок зависит от величины заполнения

$\frac{T+t}{H}$  и для ходовых значений

$\frac{T+t}{H} = 0,2 \div 0,05$ , отношение

$\frac{T}{t} = 1,8 \div 2$ . По этой кривой  $AB$

и будем подбирать лонжерон.

График на фиг. 95 служит для проверки растянутой полки на сжатие в случаях  $D_n$  и  $E_n$ .

Делаем приведение нашего сечения с заданным изгибающим моментом к единичному разрушающему моменту; вычисляем величину

$$\frac{bH^2}{100} = \frac{9 \cdot 24^2}{100} = 52,$$

т. е. узнаем, во сколько раз момент сопротивления нашего сечения больше момента сопротивления, принятого в графиках. Тогда единичный

разрушающий момент будет равен

$$M_1 = \frac{270\,000}{52} = 5200 \text{ кг} \cdot \text{см.}$$

По кривой АВ фиг. 93 этой цифре соответствует величина заполнения

$$\frac{T+t}{H} = 0,27,$$

и отношение полок

$$\frac{T}{t} = 1,88.$$

Решая эти два уравнения совместно, найдем

$$(T + 1,88t) = 0,27H = 0,27 \cdot 240 = 65 \text{ мм}$$

или

$$t = 23 \text{ мм};$$

$$T = 42 \text{ мм.}$$

Дальнейший расчет можно вести одним из двух способов:

- 1) задаваться сечениями стрингеров заранее или
- 2) подбирать эти площади по тому проценту изгибающего момента, который мы предназначили к поглощению стрингерами и обшивкой (в нашем примере 10%).

Несмотря на то, что иногда не получается совпадения заданных размеров стрингеров с требуемыми по расчету и приходится делать пересчет, все же проще пользоваться первым способом.

В данном примере будем пользоваться первым способом.

Допустим, что все стрингеры одинаковы и имеют размеры, указанные на фиг. 96. Расчет будем вести по первому (немецкому) способу, т. е. считать часть обшивки  $b_0$  такой же работоспособной, как и самый стрингер.

Определим работающую ширину обшивки по формуле:

$$b_0 = 1,78 \sqrt{\frac{E}{\sigma_{стр}}},$$

где  $\delta$  — толщина обшивки;

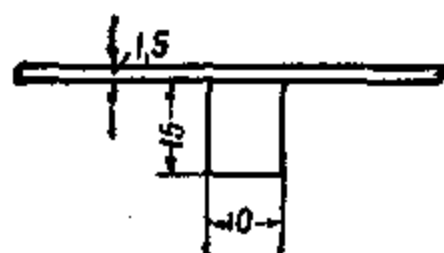
$E$  — модуль нормальной упругости;

$\sigma_{стр}$  — напряжение сжатия в стрингере.

Здесь мы принимаем, что напряжение и модуль нормальной упругости для фанеры (в случае, если фанера поставлена рубашкой параллельно размаху) и сосны одинаковы.

При определении критического напряжения для фанеры на сжатие считаем, что на протяжении приведенной ширины  $b_0$  оно равно критическому напряжению в стрингере.

Согласно приведенной формуле при увеличении напряжения сжатия в стрингере  $\sigma_{стр}$  ширина уменьшается и будет минимальной;



Фиг. 96.

когда напряжение в стрингере будет критическим,  $\sigma_{стр} = \sigma_{кр}$ . Что не делать пересчетов, можно заранее принять в запас прочности и большую возможную величину для напряжения  $\sigma_{стр}$ .

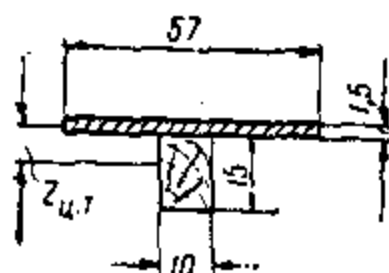
По графику фиг. 91 находим, что для очень коротких стержней не превышает  $300 \text{ кг/см}^2$ ; эту величину мы и принимаем.

Тогда работающая ширина для каждого стрингера будет равна

$$b_0 + c = 1,7 \sqrt{\frac{E}{\sigma}} + c = 1,7 \cdot 0,15 \sqrt{\frac{10^8}{300}} + 1;$$

$$b_0 + c = 4,7 + 1,0 = 5,7 \text{ см.}$$

Расчетное сечение стрингера принимают по фиг. 97. Вычисляем его площадь, центр тяжести и моменты инерции.



Площадь:

$$F = 5,7 \cdot 0,15 + 1,0 \cdot 1,5 = \\ = 0,85 + 1,5 = 2,35 \text{ см}^2.$$

Центр тяжести:

$$z_{ц.т.} = \frac{0,75 \cdot 1,5}{2,35} = 0,5 \text{ см.}$$

Момент инерции:

$$I = 0,85 \cdot 0,6^2 + \frac{1,0}{12} \cdot 1,5^3 + 1,5 \cdot (0,75 + 0,5)^2 = \\ = 0,3 + 0,28 + 0,09 = 0,67 \text{ см}^4.$$

Радиус инерции в направлении, перпендикулярном обшивке,

$$i = \sqrt{\frac{I}{F}} = \sqrt{\frac{0,67}{2,35}} = \frac{0,67}{2,35} = 0,53 \text{ см.}$$

Пусть в нашем случае расстояние между нервюрами

$$l = 25 \text{ см,}$$

тогда гибкость стрингера

$$\frac{l}{i} = \frac{25}{0,53} = 47.$$

По кривой продольного изгиба (фиг. 91) и по найденной гибкости стержня определяем критическое напряжение для стрингера

$$\sigma_{кр} = 250 \text{ кг/см}^2.$$

Так как в нашем случае носок не слишком длинен, то для коэффициента неравномерности принимаем значение

$$k_0 = 0,9.$$

Таким образом для растянутой зоны редуцированный коэффициент будет

$$k_+ = 1 \cdot 0,9 = 0,9$$

и для сжатой зоны

$$k_- = k_0 \frac{\sigma_{кр}}{K_{сж}} = 0,9 \frac{250}{350} = 0,64$$

расчетное сечение, показанное на фиг. 92, преобразуется в данное на фиг. 98.

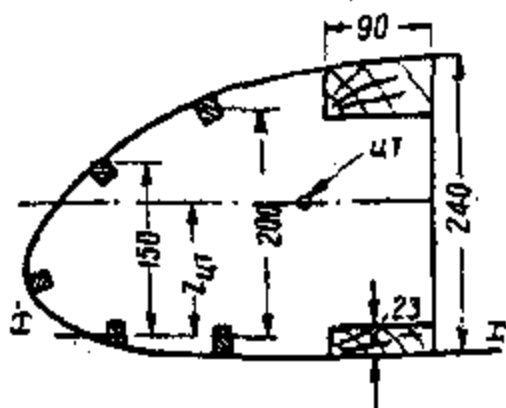
Редукционный коэффициент для полок лонжерона принимаем равным единице ввиду большой жесткости полок. Находим приведенные площади стрингеров:

верхнего стрингера

$$F_{пр. в.} = k_- F = 0,64 \cdot 2,35 = 1,5 \text{ см}^2;$$

нижнего стрингера

$$F_{пр. н.} = k_+ F = 0,9 \cdot 2,35 = 2,1 \text{ см}^2.$$



Фиг. 98.

Центр жесткости сечения находим, пренебрегая практически неработающим в носке стрингером и эффектом фанерной стенки лонжерона. Проводим ось  $X-X$  через центр тяжести нижней полки лонжерона и для простоты будем считать, что центр тяжести нижних стрингеров лежит также на этой оси. Следовательно, статические моменты нижних стрингеров и нижней полки лонжеронов будут равны нулю. Тогда координата центра тяжести относительно этой оси будет равна:

$$Z_{ц. т.} = \frac{1,5 \cdot 15 + 1,5 \cdot 20 + 9 \cdot 4,2 \left( 24 - \frac{4,2 + 2,3}{2} \right)}{2 \cdot 1,5 + 2 \cdot 2,1 + 9 (4,2 + 2,3)} = 12,7 \text{ см}$$

или 13 см.

Момент инерции сечения подсчитываем, пренебрегая собственными моментами инерции  $I_{собств.} = \frac{bh^3}{12}$  стрингеров и моментом инерции стенки лонжерона, и получаем:

$$\begin{aligned} I = \sum \left( a^2 F + \frac{bH^3}{12} \right) &= 1,5 \cdot 2^3 + 2,1 \cdot 13^2 + 1,5 \cdot 7^2 + 2,1 \cdot 13^2 + \\ &+ 9 \cdot 4,2 \left( 24 - \frac{4,2 + 2,3}{2} - 13 \right)^2 + \frac{9 \cdot 4,2^3}{12} + 9 \cdot 2,3 \cdot 13^2 + \\ &+ \frac{9 \cdot 2,3^3}{12} = 80 + 710 + 2240 + 57 + 3500 + 9 \approx 6600 \text{ см}^4. \end{aligned}$$

Окончательные напряжения в стрингерах и лонжероне находим по формуле:

$$\sigma = k k_E \frac{M Z}{I},$$

где  $k$  — редуцированный коэффициент;

$k_E = \frac{E_2}{E_1}$  — отношение модулей упругости приводимого материала к рассматриваемому;

$M$  — изгибающий момент в сечении;

$Z$  — расстояние элемента от нейтральной оси.

Так как ранее мы приняли  $E_2 = E_1$ , то  $k_E = 1$ . Считая размеры стрингеров одинаковыми, проверим один из них — наиболее нагруженный, т. е. наиболее удаленный от нейтральной оси.

В нашем примере будут напряжения:

Сжатая сторона сечения:  
в стрингере

$$\sigma_{\text{стр}} = 0,64 \frac{300\,000 \cdot 7}{6600} = 200 \text{ кг/см}^2,$$

в лонжероне

$$\sigma_{\text{лонж}} = 1,0 \frac{300\,000 \left( 24 - 13 - \frac{2,3}{2} \right)}{6600} = 440 \text{ кг/см}^2.$$

Растянутая сторона сечения:  
в стрингере

$$\sigma_+ = 0,9 \frac{300\,000 \cdot 13}{6600} = 525 \text{ кг/см}^2,$$

в лонжероне

$$\sigma_+ = 1,0 \frac{300\,000 \left( 13 + \frac{2,3}{2} \right)}{6600} = 640 \text{ кг/см}^2.$$

Сравним полученные напряжения с разрушающими. Очевидно, для растянутой половины разрушающими напряжениями (как для

стрингера, так и для лонжерона) будут напряжения на растяжение, т. е.  $K_{\text{раст}} = 700 \text{ кг/см}^2$ .

Для сжатой половины разрушающие напряжения для стрингера должны быть взяты по графику фиг. 91. Для нашего случая при

гибкости стрингера  $\frac{l}{i} = 47$  кри-

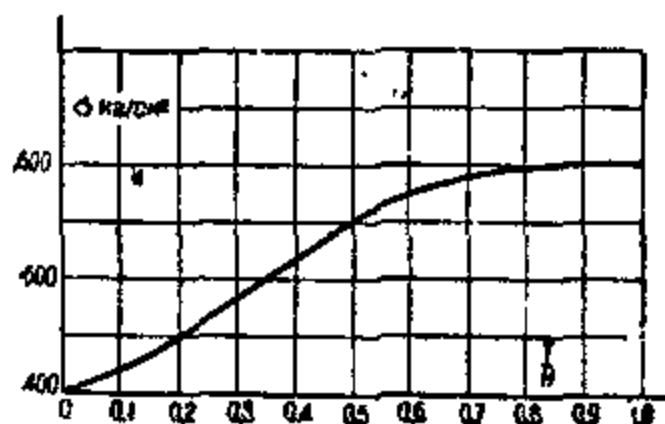
тическое напряжение будет равно  $\sigma_{\text{кр}} = 250 \text{ кг/см}^2$ . Для полки лонжерона напряжения вычислены

по известной формуле  $K_{\text{сж}} = 600 \Phi$ .

Для быстроты вычислений приведен график, дающий сразу величину разрушающих напряжений для сосновой сжатой полки при изгибе, в функции  $\frac{T}{H}$  (фиг. 99).

Для нашего случая отношение

$$\frac{T}{H} = \frac{42}{240} = 0,175,$$



Фиг. 99.

а напряжение по графику фиг. 99 будет

$$\sigma_{-} = 440 \text{ кг/см}^2.$$

Следовательно, получим следующие избытки прочности на нормальные напряжения:

Сжатая сторона сечения:  
в стрингере

$$\eta_{-} = \frac{250}{200} = 1,25,$$

в лонжероне

$$\eta_{-} = \frac{440}{440} = 1,00.$$

Растянутая сторона сечения:  
в стрингере

$$\eta_{+} = \frac{700}{525} = 1,33,$$

в лонжероне

$$\eta_{+} = \frac{700}{640} = 1,09.$$

В практике расчетов нормальными избытками прочности считаются: для лонжеронов от 1 до 1,05 и для стрингеров от 0,95 до 1,25.

Таким образом в рассмотренном нами примере надо было бы несколько уменьшить величину сечения. Избыток материала мы получили за счет того, что учитывали стрингера и обшивку коэффициентом 1—0,9 (т. е. считали, что на них приходится 10% изгибающего момента), а в действительности разгрузка от них оказалась порядка 15%. Если же заниматься подбором наиболее рационального сечения, то нужно растянутые стрингеры брать меньше по размерам, как это делается с полкой лонжерона.

Примеров расчета обшивки по второму (американскому) способу мы не приводим, но даем лишь определение редуцированного коэффициента для обшивки. Расстояние между стрингерами  $b = 100$  мм и радиус кривизны дужки в этом участке  $R = 1800$  мм.

Вычисляем критическое напряжение для обшивки по формуле

$$\begin{aligned}\sigma_{\text{обш}} &= \frac{0,12E}{b} (1 - \delta) \left( 1 + \frac{360\delta}{R} \right) = \\ &= \frac{0,12 \cdot 10^5}{10} (1 - 0,15) \left( 1 + \frac{360 \cdot 0,15}{1800} \right) = 200 \text{ кг/см}^2.\end{aligned}$$

Если принять максимально возможное напряжение сжатия для фанеры параллельно волокнам  $350 \text{ кг/см}^2$ , то редуцированный коэффициент для обшивки будет равен:

$$k = \frac{200}{350} = 0,57.$$

Раньше же мы получили приведенную ширину обшивки  $b_0 + e = 57$  мм, которая соответствует редукционному коэффициенту

$$k = \frac{57}{100 + 10} = 0,52.$$

Как видим, разница в коэффициентах, определенных обоими способами небольшая.

### Расчет на кручение

Расчет на кручение моноблочного крыла может быть сведен к расчету на кручение однолонжеронного крыла и изложен в § 9. Напомним лишь порядок расчета на кручение:

1. Нанести на план крыла ось жесткости и линию центров давления.
2. Построить эпюру плеч по отрезкам, заключенным между упомянутыми двумя линиями.
3. Вычислить приращения крутящих моментов, для чего сила, действующая в сечении, умножается на плечо крутящего момента.
4. Строится эпюра крутящих моментов; суммарный крутящий момент в сечении будет равен сумме приращений крутящих моментов, действующих правее сечения.
5. Производится проверка напряжений в обшивке.

### § 12. ПОРЯДОК РАСЧЕТА КРЫЛА НА ПРОЧНОСТЬ

После того как в предыдущих параграфах была подробно разобрана работа крыла, дадим последовательный порядок расчета его на прочность. При этом будем считать, что сечения крыла подобраны в предварительном расчете. Порядок расчета следующий:

1. Определяется общая разрушающая нагрузка на крыло

$$P_p = n(G_{пл} - G_{кр}),$$

средняя удельная нагрузка

$$P_{ср} = \frac{P_p}{S_{кр}}. \quad (1)$$

2. Определяются погонные нагрузки по расчетным сечениям

$$q = P_{ср} l. \quad (2)$$

3. Определяются силы на отсек

$$P_{отс} = \frac{q_n + q_{n+1}}{2} l \text{ (длина пролета)}. \quad (3)$$

4. Разносится по узлам сила  $P_{отс}$ , сосредоточенная в центре тяжести отсека

$$P^* = P_{отс} \frac{k+2}{3(k+1)}, \quad (4)$$

$$P' = P_{отс} - P^*,$$

здесь

$$k = \frac{t_n}{t_{n+1}}.$$

5. Определяются силы по узлам, для чего производится суммирование сил, приходящихся на сечение от двух соседних отсеков

$$P_n = P'_n + P'_{n-1}. \quad (5)$$

6. Вычисляются перерезывающие силы в узлах, для чего суммируются все силы, расположенные правее данного сечения, т. е.

$$Q = P_1 + P_2 + \dots + P_n. \quad (6)$$

7. Определяются приращения изгибающих моментов по расчетным сечениям:

$$\Delta M_n = Q_n X, \quad (7)$$

здесь  $X$  — расстояние между соседними сечениями.

8. Определяется изгибающий момент в сечении путем сложения всех приращений моментов, расположенных правее сечения:

$$M_n = \Delta M_1 + \Delta M_2 + \dots + \Delta M_n. \quad (8)$$

Так как при вычислении нагрузок на крыло мы брали общую косую погонную нагрузку, то для того чтобы полученные у нас моменты рассматривать, как моменты от вертикальных сил, надо значение моментов исправить на  $\cos \gamma$ .

Наклон равнодействующей к хорде определяется по формуле

$$\operatorname{tg} \gamma = \frac{C_t}{C_n}. \quad (9)$$

9. Строится эпюра изгибающих моментов от вертикальных сил путем умножения момента, действующего в сечении на  $\cos \gamma$

$$M_v = M \cos \gamma.$$

Для распределения изгибающих моментов по лонжеронам необходимо вычислить моменты инерции их относительно оси  $X-X$ . Момент инерции лонжеронов (фиг. 82) определяется по формуле

$$I = \frac{B}{3} [h^3 - (h_1 - T)^3 + h_1^3 - (h - t)^3]. \quad (10)$$

10. Разносятся изгибающие моменты по лонжеронам.

Изгибающий момент для первого лонжерона будет равен:

$$M_1 = \frac{M I_1}{I_1 + I_2}. \quad (11)$$

Для второго лонжерона:

$$M_2 = \frac{M I_2}{I_1 + I_2}. \quad (12)$$

Следовательно, зная изгибающий момент в сечении, разносим его по лонжеронам пропорционально их моментам инерции. Таким образом получается эпюра изгибающих моментов по лонжеронам от изгиба крыла. Для получения расчетных изгибающих моментов должны быть учтены дополнительные изгибающие моменты от кручения.



## Кручение

Для расчета крыла на кручение наносим на план крыла центры давления и ось жесткости крыла. Процент приложенной равнодействующей относительно носка крыла будет равен:

$$X = t \frac{C_m}{C_y} \cdot 100\%.$$

Более точно вместо  $C_y$  надо брать  $C_n$ , который, как известно, будет равен:

$$C_n = C_y \cos \alpha + C_x \sin \alpha.$$

Положение центра жесткости относительно носка хорды определено по известной нам уже формуле (см. § 4).

$$X_{ц. ж.} = \frac{\sum n}{\sum I}.$$

Далее расчет на кручение проводится в следующем порядке.

1. Определив положение центра давления и центра жесткости, числяем плечо крутящего момента

$$a = X - X_{ц. ж.}$$

2. Умножая силу  $P$ , действующую в сечении на плечо  $a$ , получим приращения крутящих моментов  $\Delta M_{кр}$  по сечениям. Следует отметить, что при определении  $\Delta M_{кр}$  надо брать силу  $P$  в сечении, а не перерезывающую силу  $Q$ , как мы делали при определении приращений изгибающих моментов.

3. Суммируя приращения крутящих моментов, расположенных правее сечения, получим крутящий момент в сечении:

$$M_{кр. л} = \Delta M_1 + \Delta M_2 + \dots + \Delta M_n. \quad (1)$$

В случае, если ось жесткости крыла имеет перелом, то крутящие моменты для центральной части крыла (за переломом оси жесткости) следует определять, как было указано в § 8.

4. Определяются относительные углы кручения по формуле Грассгофа:

$$\alpha = r \frac{M_{кр}}{4} \left( \frac{1}{I_{xл} G_{л} + I_{x0} G_0} + \frac{1}{I_{yл} G_{л} + I_{y0} G_0} \right). \quad (1)$$

5. Распределяется крутящий момент между обшивкой крыла лонжеронами. Момент, воспринимаемый обшивкой:

$$M_{обш} = \alpha I_{x0} G_0. \quad (1)$$

Момент, воспринимаемый лонжеронами:

$$M_{лонж} = M_{кр} - M_{обш}; \quad (1)$$

здесь  $M_{кр}$  — общий крутящий момент в сечении.

6. Определяются перерезывающие силы, действующие по обшивке:

$$Q_0 = \frac{M_{\text{общ}}}{h}. \quad (20)$$

7. Определяются перерезывающие силы, действующие на лонжероны от кручения.

Сила на первом лонжероне:

$$Q_{\text{л1}} = \frac{I_1 X_1}{I_1 X_1^2 + I_2 X_2^2} M_{\text{лонж}}; \quad (21)$$

на втором лонжероне:

$$Q_{\text{л2}} = \frac{I_2 X_2}{I_1 X_1^2 + I_2 X_2^2} M_{\text{лонж}}. \quad (22)$$

Считая грубо, что центр жесткости находится по середине расстояния между лонжеронами, перерезывающую силу от кручения получим по формуле:

$$Q_{\text{л1}} = -Q_{\text{л2}} = \frac{M_{\text{лонж}}}{H}, \quad (23)$$

здесь  $H$  — расстояние между лонжеронами.

Ясно, что в этом случае силы, воспринимаемые лонжеронами, будут равны по величине и обратны по знаку.

8. Строится эпюра дополнительных изгибающих моментов  $M_{\text{доп}}$  от кручения. Для этого опять для каждого сечения вычисляется общая сила как сумма всех сил справа, полученные значения сил умножаются на расстояния между соседними сечениями и получается  $\Delta M_{\text{доп}}$ . Суммируя все  $\Delta M_{\text{доп}}$ , расположенные правее сечения, получаем  $M_{\text{доп}}$  в сечении.

Произведя все перечисленные подсчеты, переходим к проверке напряжений в элементах сечения. Для этого определяем суммарный изгибающий момент

$$M = M_{\text{в}} + M_{\text{доп}}. \quad (24)$$

Напряжения в лонжероне проверяем по формуле:

$$\sigma_{\text{изг}} \leq \frac{M}{W},$$

где  $\sigma_{\text{изг}}$  — разрушающее напряжение на изгиб для коробчатого лонжерона с учетом фактора формы;

$M$  — изгибающий момент в сечении;

$W$  — момент сопротивления сечения.

Если лонжерон имеет полки разной толщины, напряжения полок подсчитываются для верхней и нижней полок отдельно по формулам, приведенным в § 10. Напряжение в обшивке крыла определяется по формуле

$$\tau = \frac{Q_0}{F_{\text{общ}}}, \quad (25)$$

здесь  $F_{\text{общ}}$  — площадь среза одной панели обшивки (верхней или нижней).

## Горизонтальный изгиб

Изгибающие моменты, действующие в плоскости хорды крыла, могут быть получены путем умножения вертикальных изгибающих моментов на  $\operatorname{tg} \gamma$ :

$$M_{\text{гор}} = M_{\text{верт.}} \operatorname{tg} \gamma.$$

Если брать значения изгибающих моментов, полученных от общих сил, то можно получить горизонтальные изгибающие моменты:

$$M_{\text{гор}} = M \sin \gamma.$$

Вычисляем положение нейтральной оси двухпоясной горизонтальной балки:

$$X_{\text{ц. т.}} = \frac{l_1 F_{\text{пер}} + l_2 F_{\text{задн}}}{F_{\text{пер}} + F_{\text{задн}}} = \frac{\sum F l_i}{\sum F},$$

здесь  $F_{\text{пер}}$  и  $F_{\text{задн}}$  соответственно сумма площадей полок переднего и заднего лонжеронов.

Определяем момент инерции двухпоясной балки относительно оси  $y-y$

$$I_y = F_{\text{пер}} X_1^2 + F_{\text{задн}} X_2^2; \quad (29)$$

здесь  $X_1$  и  $X_2$  — соответственно расстояния от центра тяжести балки до оси лонжерона.

Вычисляем напряжения в лонжеронах от горизонтального изгиба крыла.

Напряжение в первом лонжероне:

$$\sigma_1 = \frac{M_{\text{гор}} X_1}{I_y}. \quad (30)$$

Напряжение во втором лонжероне:

$$\sigma = \frac{M_{\text{гор}} X_2}{I_y}. \quad (31)$$

Определяем перерезывающую силу, действующую в горизонтальной плоскости  $Q_{\text{гор}}$ . Имея перерезывающие силы по сечениям крыла, действующие в вертикальной плоскости  $Q_{\text{верт.}}$ , получим:

$$Q_{\text{гор}} = Q_{\text{верт.}} \operatorname{tg} \gamma. \quad (32)$$

Определяем касательные напряжения в обшивке от изгиба крыла в горизонтальной плоскости:

$$\tau_{\text{изг}} = \frac{Q_{\text{гор}}}{F_{\text{обш}}}; \quad (33)$$

здесь за площадь обшивки должна быть взята суммарная площадь среза обшивки, т. е. площадь среза верхней и нижней панелей.

Теперь можно установить суммарные напряжения в лонжеронах путем суммирования напряжений от вертикального и горизонтального изгибов:

$$\sigma_{\text{сум}} = \sigma_{\text{верт}} + \sigma_{\text{гор.}}$$

### § 13. МЕТОД ГРАФИЧЕСКОГО ИНТЕГРИРОВАНИЯ

При помощи графического интегрирования можно построить для балки, нагруженной любой погонной нагрузкой  $q$ , эпюры перерезывающих сил  $Q$ , изгибающих моментов  $M$  и, что особенно для нас будет важно, определить углы закручивания поперечных сечений и прогибы крыла.

Этот метод представляет собою интегрирование графическим путем уравнения кривой, где численное значение интеграла заменяется численным значением соответствующей площади.

Имея эпюру погонных нагрузок  $q$ , для полного решения задачи прочности крыла необходимо произвести интегрирование четыре раза: 1-й интеграл дает срезающую силу  $Q$ , 2-й интеграл дает изгибающий момент  $M$ , которому пропорциональна кривизна  $\frac{1}{\rho} = \frac{M}{EI}$ , 3-й интеграл дает девиацию  $\varphi$  и, наконец, 4-й интеграл дает прогибы крыла  $y$ .

Решение задачи при помощи графического интегрирования будет сводиться к ряду последовательных построений эпюр, определению их площадей  $S$  с последующим умножением площади на значение масштабов эпюры. Покажем ход решения задачи отдельно для изгиба и для кручения крыла.

#### *Расчет крыла на изгиб*

Погонные нагрузки, подсчитанные по расчетным сечениям крыла, будем считать заданными величинами, от которых и поведем дальнейший расчет.

Как уже было указано, при расчете крыла на вертикальный изгиб необходимо взять вертикальную погонную нагрузку  $q_{\text{верт}}$ , которую получим умножением косоугольной погонной нагрузки на  $\cos \gamma$  (см. § 6). Порядок проведения расчета по данному методу следующий.

1. Строится эпюра погонных нагрузок по расчетным сечениям крыла (фиг. 100, а); при этом построении наиболее удобными масштабами будут: для сил 1 мм—5 кг/м, а для длин 1 : 20.

2. Определяется эпюра перерезывающих сил  $Q$ , т. е. находятся значения  $Q$  по расчетным сечениям. Для этого подсчитываются площади эпюры  $q$  каждый раз от конца крыла до рассматриваемого сечения; полученные значения площадей умножаются на масштабы длин и погонной нагрузки; в результате получим значения перерезывающей силы по расчетным сечениям, т. е. получим эпюру перерезывающих сил (фиг. 100, б). Если обозначить масштаб длин через  $a \left( \frac{\text{м}}{\text{мм}} \right)$  и масштаб погонной нагрузки  $\beta \left( \frac{\text{кг/м}}{\text{мм}} \right)$ , величины перерезывающей силы  $Q$  по сечениям крыла, т. е. ординаты  $a - a' \dots d - d'$ , получим следующим образом:

$$\begin{array}{llll} \text{ордината } a - a' = & \text{площади } O - I - I & (a\beta), \\ \text{» } b - b' = & \text{» } O - II - II & (2\beta), \\ \text{» } c - c' = & \text{» } O - III - III & (3\beta), \\ \text{» } d - d' = & \text{» } O - IV - IV & (4\beta). \end{array}$$

3. На основании эпюры перерезывающих сил строится эпюра изгибающих моментов  $M$  (фиг. 100, с).

Так же, как и в первом случае, обозначим масштаб длин  $\alpha$  ( $\frac{M}{\text{мм}}$ ) и масштаб перерезывающих сил  $m$  ( $\frac{\text{кг}}{\text{мм}}$ ); тогда значения моментов по сечениям, т. е. ординаты  $l-l' \dots k-k'$ , будут равны:

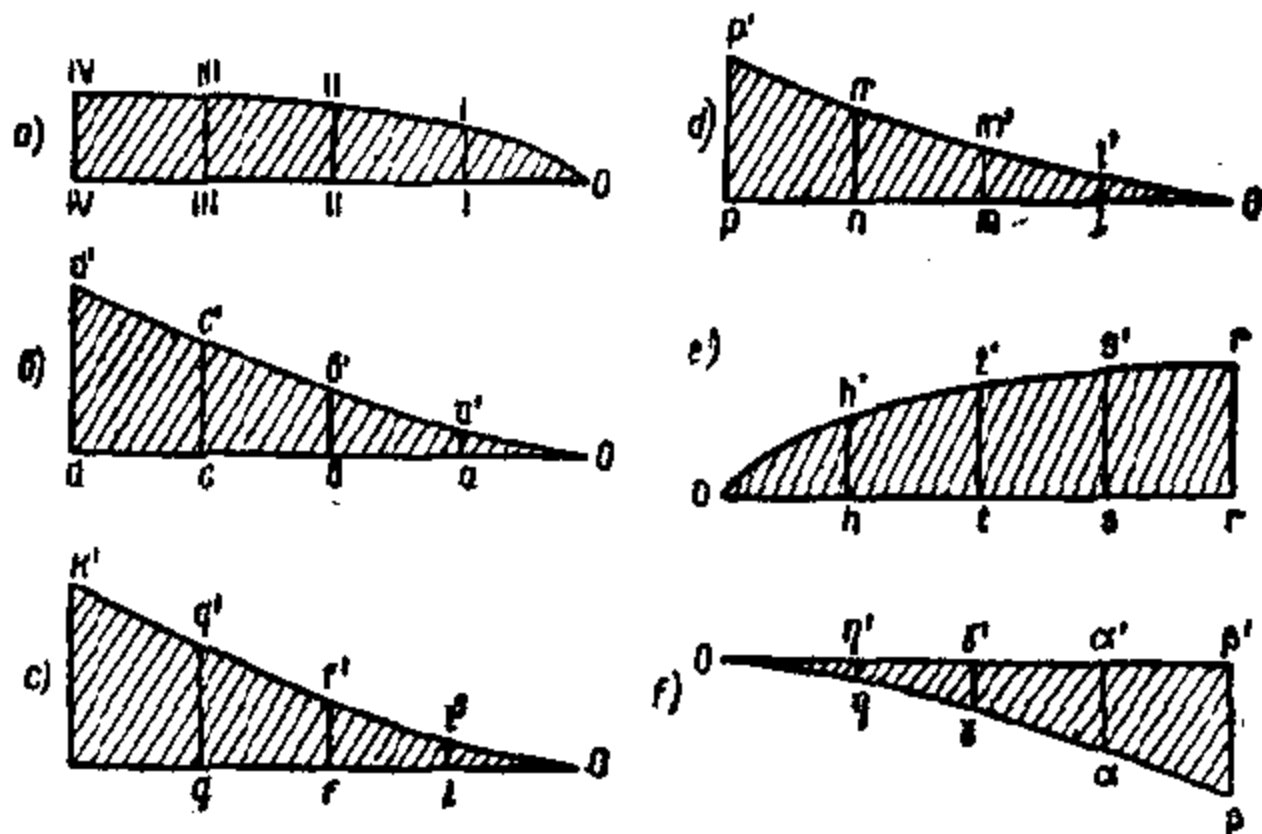
ордината  $l-l' = \text{площади } O-a-a' (\alpha m)$

»  $l-l' = \text{» } O-b-b' (\alpha m)$

»  $q-q' = \text{» } O-c-c' (\alpha m)$

»  $k-k' = \text{» } O-d-d' (\alpha m).$

Таким образом получим эпюру изгибающих моментов  $M$ :



Фиг. 100.

4. Подсчитывается по расчетным сечениям кривизна лонжерона  $\frac{1}{\rho} = \frac{M}{EI}$  путем деления величины момента  $M$ , действующего в сечении,

на жесткость изгиба лонжеронов  $EI$ ,

где  $E$  — модуль нормальной упругости;

$I$  — момент инерции лонжеронов.

Затем строится эпюра  $\frac{M}{EI}$  (фиг. 100, d), где

ордината  $l-l' = \frac{\text{ординате } l-l'}{EI_1},$

»  $m-m' = \frac{\text{ординате } l-l'}{EI_2},$

»  $n-n' = \frac{\text{ординате } q-q'}{EI_3},$

»  $p-p' = \frac{\text{ординате } k-k'}{EI_4}.$

5. Вычисляются углы девиации  $\varphi$  по расчетным сечениям. Для этого надо проинтегрировать графически эпюру  $\frac{M}{EI}$ .

Обозначая масштаб длин  $\alpha$  (м/мм) и масштаб кривизны лонжеронов  $\frac{M}{EI}$  через  $n$  ( $\frac{1}{\text{см}} \text{ мм}$ ), значения углов девиации  $\varphi$ , выраженные в радианах, будут равны (фиг. 100, e):

- ордината  $r - r' =$  площади  $p - p' - o$  ( $\alpha n$ ),
- »  $s - s' =$  площади  $p - p' - l - l'$  ( $\alpha n$ ),
- »  $t - t' =$  площади  $p - p' - m - m'$  ( $\alpha n$ ),
- »  $h - h' =$  площади  $p - p' - n - n'$  ( $\alpha n$ ).

6. Интегрируется графически эпюра углов девиации  $\varphi$ , выраженных в радианах, и в результате получается эпюра стрел прогиба от вертикального изгиба крыла (фиг. 100, f). Если по примеру предыдущего обозначить масштаб длин  $\alpha$  (м/мм) и масштаб углов девиации  $k$  (рад/мм), значения прогибов крыла по расчетным сечениям получим следующим образом:

- ордината  $\beta - \beta' =$  площади  $o - r - r'$  ( $\alpha k$ ),
- »  $\alpha - \alpha' =$  площади  $o - s - s'$  ( $\alpha k$ ),
- »  $\gamma - \gamma' =$  площади  $o - t - t'$  ( $\alpha k$ ),
- »  $\eta - \eta' =$  площади  $o - h - h'$  ( $\alpha k$ ).

### Расчет крыла на кручение

Для проведения расчета крыла на кручение наносятся на план крыла ось центров давления и ось центров жесткости. Зная в каждом расчетном сечении плечо крутящего момента  $a$  и вертикальную составляющую погонной нагрузки  $q_{\text{верт}}$ , строим эпюру погонных крутящих моментов  $m$ .

Погонный крутящий момент определяем по формуле:

$$m = q_{\text{верт}} a,$$

где  $q_{\text{верт}}$  — вертикальная составляющая погонной нагрузки в сечении;  
 $a$  — плечо крутящего момента в сечении.

Если ось жесткости крыла имеет перелом, то для центральной части крыла плечи крутящих моментов должны быть вычислены согласно указаниям, данным в § 8.

Дальнейший расчет проводится в следующем порядке:

1. Строится эпюра  $m$  по полученным значениям погонных крутящих моментов (фиг. 101, a).

2. Определяется эпюра крутящих моментов  $M_{\text{кр}}$  (фиг. 101, b), для чего графически интегрируется эпюра погонных крутящих моментов. Обозначив масштаб длин  $\alpha$  (м/мм) и масштаб погонных крутящих

моментов  $k$  (кг/мм), значения  $M_{кр}$ , т. е. ординаты  $e-e' \dots h-h'$ , получаем следующим образом:

$$\begin{aligned} \text{ордината } e-e' &= \text{площадь } o-a-a' (\alpha k), \\ & \cdot \quad f-f' = \text{площадь } o-b-b' (\alpha k), \\ & \cdot \quad g-g' = \text{площадь } o-c-c' (\alpha k), \\ & \cdot \quad h-h' = \text{площадь } o-d-d' (\alpha k). \end{aligned}$$

Необходимо заметить, что размерность погонного момента кручения будет  $m$  [кг], поскольку погонная нагрузка выражается в кг/м, а плечи в м.

Вопрос об определении углов кручения крыла, а также о прогибе крыла более подробно будет рассмотрен в § 14.

Итак, метод графического интегрирования дает довольно быстрое и точное решение расчетных данных для балок, нагруженных произвольной нагрузкой. При пользовании этим методом надо особенно обращать внимание на правильное использование масштабов, так как наибольшее количество ошибок происходит за счет неправильного их использования.

Ниже приводим пример пользования масштабом в методе графического интегрирования.

Пусть, например, при построении эпюр погонных нагрузок (фиг. 100, а)

мы приняли масштаб длин  $1:20$  и масштаб сил  $1:5$ ; нам нужно получить значение перерезывающей силы в сечении  $I-I$ , т. е. определить ординату  $a-a'$  эпюры  $Q$  (фиг. 100, б).

Для этого подсчитаем площадь  $O-I-I'$  эпюры погонных нагрузок, т. е. от конца эпюры до сечения  $I-I$ ; предположим, что площадь  $O-I-I'$  равна  $2000 \text{ мм}^2$ . Чтобы теперь получить значение перерезывающей силы для данного сечения, нужно полученную площадь умножить на масштаб длин и сил. Так как мы приняли масштаб сил в  $1 \text{ мм} = 5 \text{ кг/м}$  и масштаб длин в  $1 \text{ мм} = 20 \text{ мм}$ , то очевидно один квадратный миллиметр площади эпюры будет равен

$$\frac{1}{5} \text{ кг/м} \cdot \frac{1}{20} \text{ м} = 0,01 \text{ кг}.$$

Зная же площадь эпюры и значение масштаба, определяем перерезывающую силу в сечении  $I-I$  [ордината  $a-a'$  (по фиг. 100, б)]

$$Q_{I-I} = 2000 \cdot 0,01 = 20 \text{ кг}.$$

Аналогично подсчитываются значения масштабов во всех случаях при пользовании методом графического интегрирования.

При расчете крыла кроме требований прочности должны быть учтены также требования жесткости крыла, хотя нормы прочности и не предусматривают этого.

Под действием внешних нагрузок отдельные сечения крыла будут перемещаться в вертикальной плоскости и одновременно закручиваться. Следовательно, при определении деформаций следует различать деформации изгиба и деформации кручения.

Наличие указанных деформаций может существенно влиять на аэродинамический расчет, а следовательно, и на расчет прочности конструкции. Так, например, большие деформации кручения в случае  $C_k$  могут привести к явлению дивергенции, т.е. самозакручиванию крыла. Следовательно, жесткость крыла должна быть такой, чтобы появляющиеся деформации крыла не превышали того предела, сверх которого крыло будет терять устойчивость. Кроме того, необходимо учесть, что явления вибрации крыла на больших скоростях также будут связаны с вопросом устойчивости крыла. Таким образом при расчете крыла на прочность необходима проверка на получающиеся деформации крыла. Как уже указывалось, будем различать деформации изгиба и деформации кручения.

### Определение углов закручивания

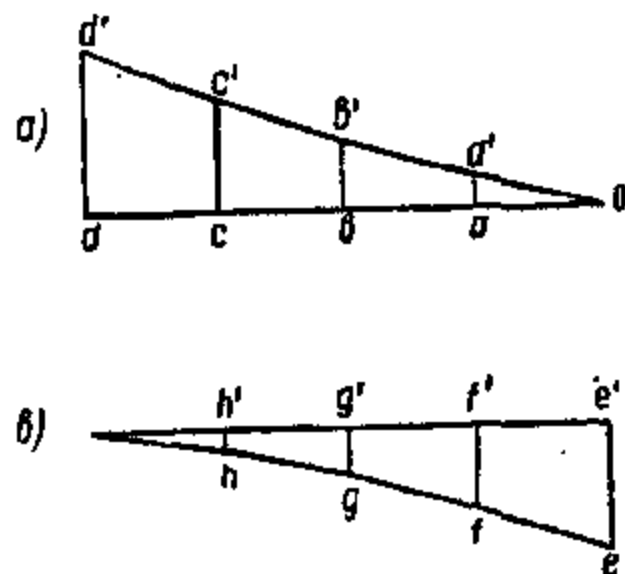
При распределении крутящего момента нами уже были подсчитаны относительные углы закручивания  $\alpha$  (на длине 1 см) и равные:

$$\alpha = r \frac{M_{\text{общ}}}{4} \left( \frac{1}{I_{x\pi} G_{\pi} + I_{x0} G_0} + \frac{1}{I_{y0} G_{\pi} + I_{y0} G_0} \right). \quad (1)$$

Суммируя относительные углы закручивания от корня крыла, получим действительные углы кручения крыла, т.е.

$$\varphi = \int_0^x \alpha dx. \quad (2)$$

Решаем данное уравнение графическим интегрированием, для чего строим эпюру относительных углов закручивания (фиг. 102, а). Интегрируя графически эпюру относительных углов закручивания, получим эпюру действительных углов закручивания, выраженных в радианах. Обозначим масштаб длин  $\alpha$  (м/мм) и масштаб относительных углов закручивания  $\pi$  ( $\frac{1}{\text{см}}$ /мм). Тогда значения углов закручивания



Фиг. 102.



в радианах по сечениям крыла (ординаты  $e—e' \dots h—h'$ ) получим дующим образом:

$$\text{ордината } e - e' = \text{площади } o - d - d' (\alpha n),$$

$$f - f' = \quad \quad \quad o - c - c' (\alpha n),$$

$$g - g' = \quad \quad \quad o - b - b' (\alpha n),$$

$$h - h' = \quad \quad \quad o - a - a' (\alpha n).$$

Для перехода от радианов к градусам необходимо ординаты эпю действительных углов кручения умножить на переходной коэффициент  $\frac{180}{\pi} = 57,3^\circ$ , т. е.

$$\psi_1^0 = 57,3^\circ (e - e')$$

$$\vdots \vdots \vdots \vdots \vdots \vdots \vdots \vdots \vdots \vdots \vdots \vdots$$

$$\psi_4^0 = 57,3^\circ (h - h').$$

Определение и пользование масштабом, т.е. множителем ( $\alpha n$ ), было описано выше в § 13.

Определение углов закручивания однолонжеронного крыла ведется в таком же порядке. Относительные углы закручивания вычисляются по формуле Бредта:

$$\alpha = \frac{M_{кр} u^2}{4 F^2 F_{обш} G} \frac{1}{cm}, \quad (3)$$

где  $M_{кр}$  — крутящий момент в сечении;

$u$  — периметр работающего контура;

$F$  — площадь работающего контура;

$F_{обш}$  — площадь обшивки по периметру работающего контура (если толщина обшивки по периметру постоянна, то  $F_{обш} = u \delta$ );

$G$  — модуль сдвига обшивки.

Наиболее удобный порядок вычислений показан в табл. 6.

После определения относительных углов закручивания можно построить их эпюру. Интегрируя графически эту эпюру и умножая полученные значения на  $57,3^\circ$ , получим углы закручивания крыла в градусах по расчетным сечениям.

Порядок проведения графического интегрирования ничем не отличается от разобранных выше при определении углов кручения двухлонжеронного крыла. Необходимо заметить, что направление волокон в стенках лонжерона обычно не совпадает с направлением волокон обшивки. В этом случае при подсчете площади обшивки  $F_{обш}$  необходимо ввести приведенную площадь стенки, равную фактической, умноженной на отношение модулей сдвига  $G$  стенки и обшивки, т. е.

$$F_{обш} = F_{об} + F_{ст} \frac{G_{ст}}{G_{обш}}, \quad (4)$$

где  $F_{об}$  — площадь обшивки носка;  
 $F_{ст}$  — площадь стенки;  
 $G_{ст}$  — модуль сдвига для стенки;  
 $G_{обш}$  — модуль сдвига для обшивки носка.  
 Ясно, что в случае если  $G_{ст} = G_{обш}$ , то

$$F_{обш} = F_{об} + F_{ст}. \quad (5)$$

Ф о р м а

Таблица 6

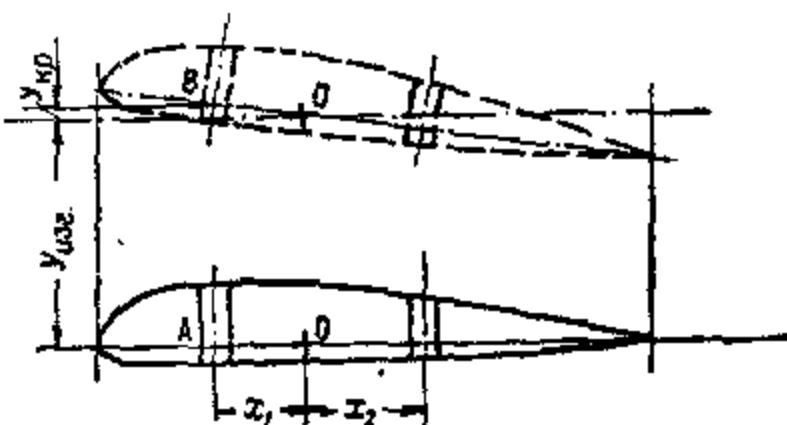
Расчетные величины	Обозначения величин	Сечения			
		1	2	3	4
Момент кручения . . . . .	$M_{кр}$ кг·см				
Периметр работающего контура . . . . .	$u$ см				
Квадрат этого периметра	$u^2$ см <sup>2</sup>				
Площадь работающего контура . . . . .	$F$ см <sup>2</sup>				
Квадрат этой площади	$F^2$ см <sup>4</sup>				
Площадь обшивки по периметру работающего контура . . . . .	$F_{обш}$ см <sup>2</sup>				
Величина $A$ . . . . .	$\frac{M_{кр} u^3}{4 F^2 F_{обш}}$ кг см <sup>3</sup>				
Относительный угол кручения . . . . .	$\frac{A}{G} = \frac{1}{cm}$				

### Определение прогибов крыла

Прогиб крыла будет складываться из прогибов, возникающих от изгиба и от кручения. Как видно из фиг. 103, если бы сечение испытало один изгиб, то лонжерон крыла переместился бы из положения  $A$  в положение  $B$ , имея стрелу прогиба  $Y_{изг}$ . Однако за счет поворота сечения вокруг своего центра жесткости лонжерон получает дополнительный прогиб  $Y_{кр}$ . Как нетрудно заметить, прогиб от кручения будет равен

$$Y_{кр} = x \operatorname{tg} \varphi, \quad (6)$$

где  $x$  — расстояние лонжерона от центра жесткости крыла;  
 $\varphi$  — угол закручивания в радианах.



Фиг. 103.

Ввиду малости угла  $\varphi$  будем считать, что  $\operatorname{tg} \varphi = \varphi$ , тогда

$$Y_{\text{кр}} = x \varphi. \quad (7)$$

Следовательно, полный прогиб будет:

$$Y = Y_{\text{изг}} + Y_{\text{кр}}. \quad (8)$$

Определение прогибов от изгиба крыла было нами уже описано в § 13; вычислив кривизну лонжерона

$$\frac{1}{\rho} = \frac{M}{EI},$$

строим эпюру и, интегрируя ее графически два раза, получим в первый раз углы девиации, т. е. углы наклона и во второй раз — прогибы  $Y_{\text{изг}}$ .

Ниже приведем краткое описание аналитического способа определения прогибов крыла от изгиба. Величина прогиба  $Y_{\text{изг}}$  может быть представлена как фиктивный момент от нагрузки  $\frac{M}{EI}$ . Вычислим по сечениям крыла величины  $\frac{M}{EI} = q_i$  путем деления момента, действующего в сечении на  $EI$ , и будем рассматривать их как погонные нагрузки по сечениям крыла.

Теперь необходимо от этих нагрузок определить фиктивные моменты  $M_\phi$ . Для этого определяем нагрузки, действующие на отсек по известной нам уже формуле

$$P_\phi = \frac{q_i + q_{i+1}}{2} l, \quad (9)$$

здесь  $l$  — длина отсека.

Сосредоточивая нагрузки в центре тяжести отсека и разнося их известным нам уже способом по узлам (сечениям), строим эпюру сил  $P_\phi$ . Значение коэффициента  $k$  при этом будет равно:

$$k = \frac{q_i}{q_{i+1}}.$$

Фиктивный момент от этих нагрузок и дает величину прогиба  $Y_{\text{изг}}$ . Фиктивные моменты берем относительно свободного конца крыла, а не относительно места его заделки, как это делается при определении изгибающих моментов. Следовательно, наибольшую величину фиктивного момента  $M_\phi$  (прогиба  $Y_{\text{изг}}$ ) получим на конце крыла; у места же заделки  $M_\phi$  (прогиб  $Y_{\text{изг}}$ ) будет равен нулю. Таким образом порядок определения фиктивных моментов  $M_\phi$  (прогибов) отличается от описанного нами подсчета изгибающих моментов только тем, что, во-первых, за погонную нагрузку в сечении мы приняли величину:

$$q_i = \frac{M_x}{EI}, \quad (10)$$

где  $M_x$  — изгибающий момент, действующий в сечении;

$E$  — модуль нормальной упругости лонжеронов;

$I$  — момент инерции лонжеронов относительно оси  $X-X$ ,

и, во-вторых, фиктивные моменты  $M_\phi$  (прогибы) берутся относительно свободного конца крыла.

Определение прогибов от кручения крыла аналитическим методом не встретит затруднений, так как, зная угол закручивания сечения  $\varphi$ , выраженный в радианах, и имея расстояние лонжерона до центра жесткости  $x$ , прогиб от кручения определяем по формуле:

$$Y_{кр} = x \varphi.$$

Суммируя прогибы от изгиба и кручения, получим полный прогиб крыла:

$$Y = Y_{изг} + Y_{кр}.$$

Ввиду незначительности угла закручивания  $\varphi$  в расчетах часто пренебрегают прогибами от кручения и прогибы от изгиба считают окончательными. В однолонжеронной конструкции, учитывая к тому же малую величину,  $x$  определение прогибов от кручения не будет иметь смысла.

Так как при расчете крыла на вертикальный изгиб мы разносим изгибающий момент  $M_{изг}$  между лонжеронами пропорционально их жесткостям  $EI$ , то очевидно прогибы  $Y_{изг}$  лонжеронов будут равны. Следовательно, при определении прогибов крыла  $Y_{изг}$  можно вычислять прогиб для одного из лонжеронов или крыла в целом, так как они между собой будут равны. При этом нужно помнить, что, если вычисляется прогиб крыла по одному из лонжеронов, то при определении величины  $\frac{M}{EI}$  должны быть взяты величины:  $M$  — часть изгибающего момента, воспринимаемая данным лонжероном, и  $I$  — момент инерции данного лонжерона.

Если вычисляется прогиб крыла как одной балки, то соответственно должно быть взято: для  $M$  — полный изгибающий момент, действующий в сечении, и для  $I$  — суммарный момент инерции лонжеронов равный сумме моментов инерции переднего и заднего лонжеронов.

Другое дело с определением прогиба от кручения  $Y_{кр}$ ; так как в этом случае расстояния лонжеронов от центра жесткости будут не одинаковы, то и прогибы лонжеронов от кручения будут различны. Полученные прогибы крыла будут возникать при разрушающих нагрузках. Фактически же они будут при разрушении несколько больше во-первых, за счет того, что материал лонжеронов перейдет за пределы пропорциональности, и, во-вторых, за счет неточности расчета при пользовании формулой Бредта при определении углов закручивания по всему размаху крыла. Как уже указывалось, у места заделки крыла будем иметь область Шухова, где обшивка при наличии жестких лонжеронов будет работать плохо и угол закручивания сильно увеличится за счет деформаций сдвига полок и за счет их изгиба. Здесь угол кручения крыла получится больше подсчитанного по формуле Бредта, поэтому необходимо в корневой части крыла для угла кручения ввести поправочный коэффициент больше единицы, т. е.

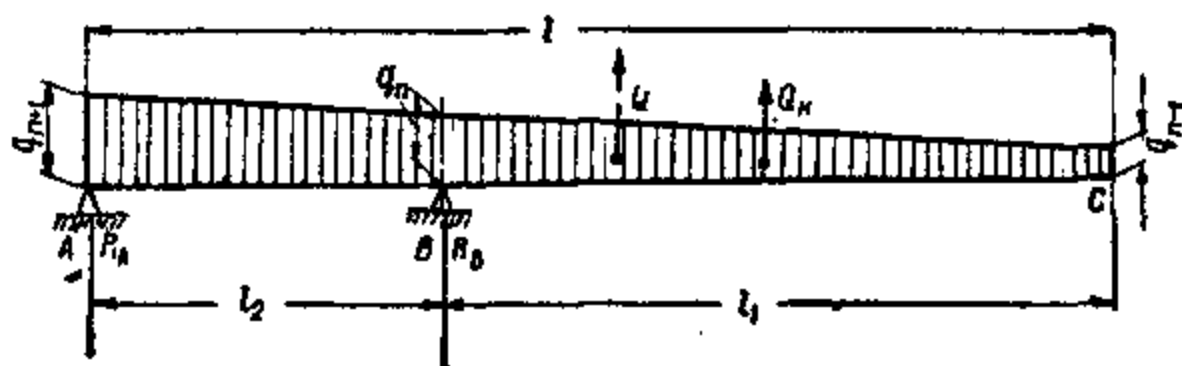
$$\varphi = k \varphi_0.$$

Значение коэффициента  $k$  для нормальной конструкции планерного крыла —  $1,1 \div 1,3$ .

# РАСЧЕТ ПОДКОСНОГО КРЫЛА

## § 1. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ИЗГИБАЮЩИХ МОМЕНТОВ И РЕАКЦИЙ

В гл. IV был разобран расчет свободнонесущего крыла, в котором лонжерон представляется консольной балкой, закрепленной на фюзеляже. В крыле же подкосного типа лонжерон будет лежать на двух опорах и будет представлять, таким образом, однопролетную балку  $AB$  с консолью  $BC$  (фиг. 104).



Фиг. 104.

Построение эпюры погонных нагрузок на такое крыло очевидно ничем не будет отличаться от описанного выше способа, т. е. нагрузка по размаху будет распределяться пропорционально хордам крыла. Следовательно, имея схему подкосного крыла, можем построить эпюру погонных нагрузок так, как мы делали в гл. IV для свободнонесущего крыла.

Разберем построение эпюры изгибающих моментов для подкосного крыла, считая, что нагрузка по размаху распределяется в общем случае по закону трапеции (фиг. 104). Вертикальная нагрузка будет восприниматься двумя опорами  $A$  и  $B$ . Для нахождения реакции опор составим условия равновесия моментов и сил относительно опоры  $A$

$$\begin{aligned} \sum M_A &= 0; \\ \sum Y_A &= 0. \end{aligned} \tag{1}$$

Очевидно, что изгибающий момент в точке  $A$  будет складываться из двух моментов: момента от силы  $Q$ , равной общей нагрузке на крыло и приложенной в центре тяжести грузовой площади, и момента от реакции опоры  $B$ , пока еще нам неизвестной.

В уравнение равновесия сил войдут три силы: общая нагрузка на крыло  $Q$  и реакции опор  $A$  и  $B$  (фиг. 104).

После сделанных замечаний можем написать приведенные выше уравнения в следующем виде:

$$\sum M_A = Q \frac{l}{3} \frac{q_{n+1} + 2q_{n-1}}{q_{n+1} + q_{n-1}} - R_B l_2 = 0; \tag{2}$$

$$\sum Y_A = R_A - Q + R_B = 0. \tag{3}$$

В ранее приведенном уравнении выражение  $Q \frac{l}{3} \frac{q_{n+1} + 2q_{n-1}}{q_{n+1} + q_{n-1}}$  есть момент от воздушной нагрузки относительно точки  $A$ ; обозначим его через  $M_A^Q$ , и тогда уравнение переписывается в виде:

$$\sum M_A = M_A^Q - R_B l_2 = 0. \quad (4)$$

Откуда

$$R_B = \frac{M_A^Q}{l_2}. \quad (5)$$

Определив  $R_B$ , находим реакцию опоры  $A$

$$R_A = Q - R_B. \quad (6)$$

Таким образом порядок определения реакции опор следующий. Определяется изгибающий момент от воздушной нагрузки относительно опоры  $A$  (на фюзеляже) в предположении, что опора  $B$  отсутствует. Полученное значение момента затем делится на расстояние между опорами, т. е. на длину пролета, и тогда получается значение реакции  $B$ . Вычитая полученное значение реакции опоры  $B$  из общей нагрузки на крыло  $Q$ , получим величину реакции опоры  $A$ .

После определения величины реакций опор необходимо найти изгибающие моменты в пролете; в консольной части изгибающие моменты определяются по правилам, изложенным в гл. IV. Для этого действие консоли заменим изгибающим моментом, который создадут силы, приходящиеся на консольную часть в месте крепления подкоса, т. е. на опоре  $B$ , с обозначением  $M_{\text{кон}}$ , и перерезывающей силой  $Q_{\text{кон}}$  равной общей воздушной нагрузке на консоль.

В точке крепления подкоса (фиг. 105), т. е. на опоре  $B$ , реакции опоры  $R_B$  и перерезывающая сила консоли  $Q_{\text{кон}}$  складываются, в результате чего будем иметь силу

$$R_B^n = R_B - Q_{\text{кон}}.$$

Если возьмем сечение в пролете на расстоянии  $x$  от опоры  $B$ , то изгибающий момент будет складываться из трех величин: 1) момента  $M_{\text{кон}}$  от консольной части, 2) момента от силы  $R_B^n = R_B - Q_{\text{кон}}$  и 3) момента от нагрузки  $q$  в пролете. Следовательно, изгибающий момент будет равен:

$$M_x = M_{\text{кон}} - R_B^n x + M_q. \quad (7)$$

Определим величину  $M_q$ , т. е. момент от нагрузки в пролете.

Нагрузка от опоры  $B$  до рассматриваемого сечения будет равна

$$\frac{q_n + q_x}{2} \cdot x.$$

Так как нагрузка распределяется по закону трапеции, то плечо изгибающего момента будет

$$\frac{x}{3} \cdot \frac{q_x + 2q_n}{q_x + q_n}.$$

Теперь можем написать момент от нагрузки в пролете

$$M_q = \frac{q_n + q_x}{2} \cdot x \cdot \frac{x}{3} \cdot \frac{q_x + 2q_n}{q_x + q_n} = \frac{q_x + 2q_n}{6} x^2.$$

Подставляя полученное значение  $M_q$  в уравнение изгибающего момента в сечении, получим:

$$M_x = M_{\text{кон}} - R_B^n x + \frac{q_x + 2q_n}{6} x^2,$$

где  $q_x$  — ордината погонной нагрузки в сечении;  
 $q_n$  — ордината погонной нагрузки на опоре  $B$  (крепление подкоса);

$x$  — расстояние сечения от опоры  $B$ ;

$M_x$  — изгибающий момент в сечении;

$R_B^n = R_B - Q_{\text{кон}}$ ;

$Q_{\text{кон}}$  — общая нагрузка (воздушная), действующая на консоль;

$M_{\text{кон}}$  — момент на опоре  $B$  от консольной части.

Полученное выражение  $R_B$  для усилия в подкосе было бы справедливо, если бы подкос стоял вертикально. Но так как подкос стоит наклонно, то реакция  $R_B$  является проекцией на вертикаль силы, действующей по подкосу. Зная одну проекцию этой силы, ее направление и направление другой проекции (на лонжерон), легко находим силу в подкосе и по лонжерону (фиг. 105).

Сила в подкосе

$$S_n = \frac{R_B}{\sin \theta}. \quad (10)$$

Сила в лонжероне

$$S_l = \frac{R_B}{\tan \theta}. \quad (11)$$

Фиг. 105.

Если крыло имеет продольное  $V$ , то в величину реакции опоры должна быть введена поправка на угол  $V$ , т. е.

$$R'_B = R_B \cos \alpha,$$

где  $\alpha$  — угол, образованный линией хорд крыла с горизонталью;

$R_B$  — реакция опоры  $B$ , нормальная к плоскости крыла.

В лонжероне при этом появится дополнительная сила (растягивающая)  $S'_l = R_B \sin \alpha$ .

Как нетрудно заметить, знак сил  $S_n$  и  $S_l$  будет зависеть от расположения подкоса. При нижнем положении подкоса в лонжероне будет действовать сжимающая сила —  $S_l$ , а самый подкос растягиваться силой  $+S_n$ . При верхнем расположении подкоса сила по лонжерону будет растягивающей  $+S_l$  и по подкосу сжимающей —  $S_n$ . Ясно, что при перемене знака нагрузки, например, в случае  $D_K$  и  $E_K$ , знаки усилий будут обратными.

Следовательно, в пролете лонжерон будет подвержен кроме вертикального изгиба действию сжимающей или растягивающей силы  $S_d$ .

В зависимости от знака силы  $S_d$  будем различать сжато-изогнутые и растянуто-изогнутые лонжероны.

## § 2. РАСЧЕТ СЖАТО-ИЗОГНУТЫХ ЛОНЖЕРОНОВ

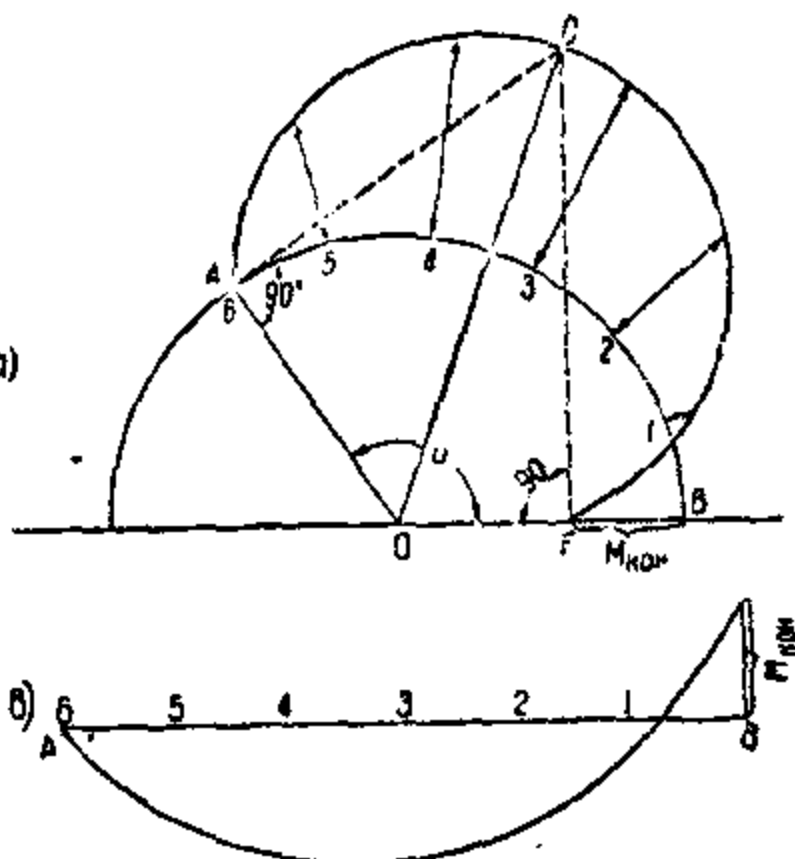
Построение эпюр изгибающих моментов может быть выполнено при помощи «кругов Ченцова» (для лонжерона постоянного сечения) и методом Гау (переменного сечения).

### [Круги Ченцова

Для расчета по этому способу лонжерон приводится к схеме, изображенной на фиг. 106, т. е. отбрасывается консоль и ее действие заменяется моментом  $M_{кон}$ . Сжимающая сила в пролете лонжерона определяется по приведенной выше формуле. Обычно в пролете лонжерон бывает переменного сечения, поэтому находим средний момент инерции  $I_{ср}$ . Средний момент инерции определяем как среднее арифметическое значение

$$I_{ср} = \frac{I_1 + I_2}{2}, \quad (12) \quad a)$$

где  $I_1$  — максимальный момент инерции в пролете (очевидно — в месте крепления подкоса);  
 $I_2$  — минимальный момент инерции лонжерона в пролете (в точке крепления крыла к фюзеляжу).



Фиг. 107.

Определив необходимые величины, можно приступить к построению кругов Ченцова (фиг. 107), которое выполняется в следующем порядке:

1. Вычисляется радиус большого круга

$$R = qj', \quad (13)$$



здесь  $q$  — погонная нагрузка; если в пролете погонная нагрузка распределена по трапеции, то берется среднее значение, т.

$$q_{\text{ср}} = \frac{q_A + q_B}{2};$$

здесь  $q_A$  и  $q_B$  — соответственно значения погонных нагрузок на опорах  $A$  и  $B$ .

Величина  $j$  определяется по уравнению:

$$j = \sqrt{\frac{EI_{\text{ср}}}{S}} \text{ [см]},$$

где  $E$  — модуль упругости лонжерона;

$I_{\text{ср}}$  — средний момент инерции;

$S$  — сжимающая сила.

2. Находится угол между радиусами:

$$\alpha^\circ = 57,3 \frac{l}{j} \text{ [в градусах]},$$

здесь  $l$  — длина пролета.

3. Проводится в выбранном масштабе круг радиусом  $R$  и из центра круга  $O$  под углом  $\alpha^\circ$  к радиусу  $OB$  проводится радиус  $OA$  (фиг. 107, а).

4. В точке  $B$  откладывается в том же масштабе, что и для радиуса круга  $R$ , значение  $M_{\text{коп}}$  к центру  $O$  и получается точка  $F$ .

В общем случае величина опорного момента откладывается к центру, если момент разгружает пролет, и от центра, если момент догружает пролет.

5. Из точек  $A$  и  $F$  восстанавливаются перпендикуляры до пересечения в точке  $C$ .

6. Соединяется полученная точка  $C$  с центром большого круга  $O$  и на полученной прямой  $OC$  строится, как на диаметре, окружность.

7. Эпюра моментов получается графически между кругами радиусов  $R$  и  $\frac{CO}{2}$ ; при этом положительные значения моментов будут отложены внутри большого круга.

Для получения величин моментов пролет делится на четное число частей (4—6); на такое же количество частей делится и угол  $\alpha^\circ$ . Величина момента для каждого сечения берется по радиусу, соответствующему данному сечению. Затем эпюру моментов перестраивают на горизонтальную ось балки (фиг. 107, б), учитывая, что в некотором масштабе длина дуги  $AB$  соответствует длине пролета  $l$  балки. Таким образом получается эпюра моментов с учетом сжимающей силы  $S$ .

По величине угла  $\alpha^\circ$  можно судить об устойчивости лонжерона. Так, например, если угол  $\alpha^\circ$  приближается к  $180^\circ$ , то осевая сила  $S$  близка к критической и при  $\alpha = 180^\circ$   $S = P_{\text{кр}}$ , т. е. в данном случае имеем неустойчивую балку; наоборот, небольшое значение угла  $\alpha$  указывает на большой запас устойчивости балки.

Критическую силу при длине пролета  $l$  получим по формуле Эйлера:

$$P_{\text{кр}} = \frac{\pi^2 EI}{l^2}. \quad (15)$$

Зная сжимающую силу по лонжерону  $S$ , можем сравнить ее с критической силой  $P_{кр}$ , т. е. найти запас устойчивости лонжерона

$$\mu = \frac{P_{кр}}{S}. \quad (16)$$

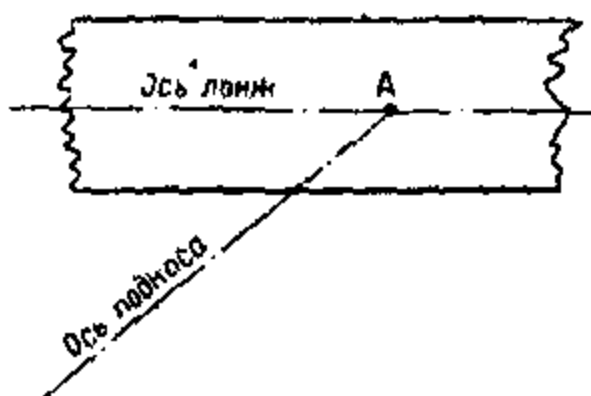
### Эксцентриситет

До сих пор мы предполагали, что в узле  $A$  (крепление подкоса) пересекаются геометрические оси подкоса и лонжерона (фиг. 108). В этом случае лонжерон будет нагружен внешними силами и центральной силой  $S$ , идущей по лонжерону.

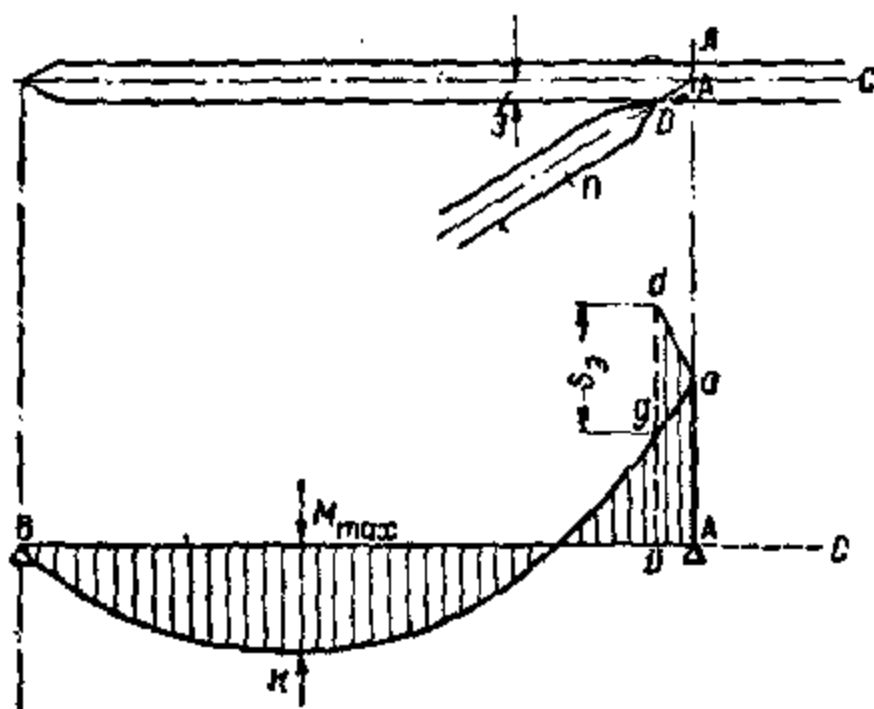
Однако на практике ось лонжерона обычно не проходит через точку крепления подкоса (фиг. 109), т. е. точка пересечения осей  $A$  не совпадает с фактической точкой прикрепления подкоса  $D$ .

Рассмотрим, какое влияние окажет на эпюру изгибающих моментов такое взаимное расположение по сравнению с прикреплением подкоса в точке  $A$ .

Если бы подкос прикреплялся в точке  $A$ , то эпюра изгибающих моментов была бы  $BkaA$ , где  $aA$  было бы равно опорному моменту консоли  $AC$ . При отодвигании точки  $D$  от  $A$  консоль увеличивается и становится равной  $DC$ , благодаря чему опорный момент будет  $Dd$ . Внутри пролета эпюра не изменится, так как реакция на опоре  $A$  останется прежней. Следовательно, в этом случае получим эпюру моментов  $BkgdaA$ , которая в сечении  $D$  будет иметь по сравнению с прежней скачок, равный моменту усилия в лонжероне  $S$  относительно точки



Фиг. 108.



Фиг. 109.

крепления подкоса  $D$ , т. е. этот добавочный момент от эксцентриситета осевого усилия будет равен:

$$M = S \cdot \varepsilon. \quad (17)$$

Таким образом несовпадение точек  $A$  и  $D$ , т. е. несовпадение точки пересечения осей лонжерона и подкоса с фактической точкой крепле-

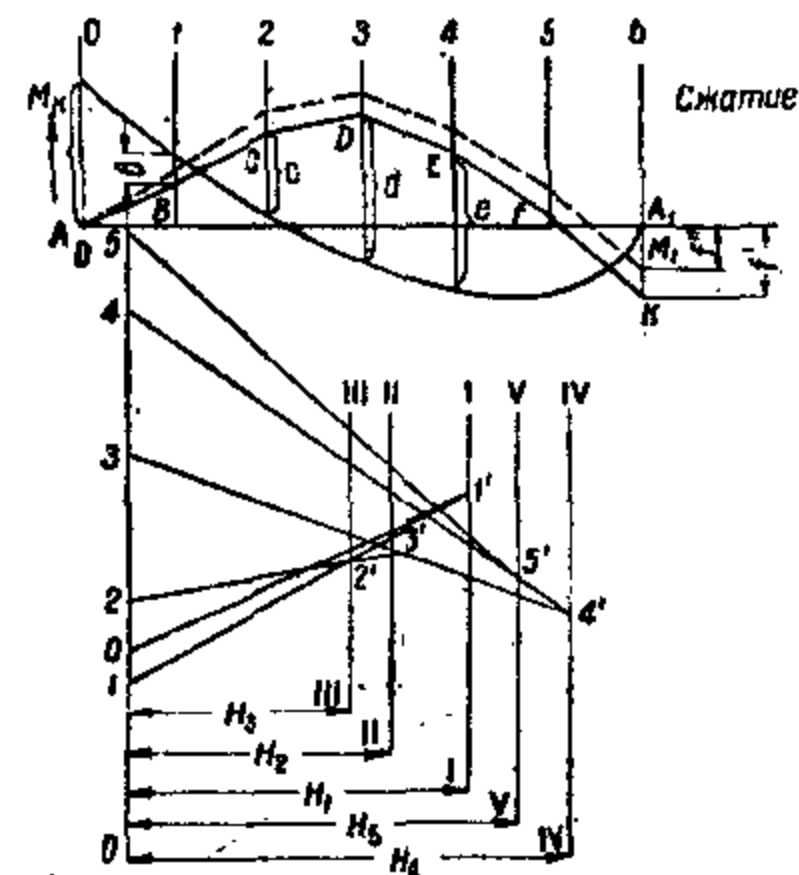
ния подкоса, приносит лишь вред, так как консольный момент увеличивается, а наибольший пролетный момент  $M_{\max}$  остается без изменений.

Практически, если учесть, что область  $AD$  невелика, то увеличение консольного момента мало отразится на прочности балки; к тому же этот участок укрепляется накладками узла и вставкой бобышки. В корневой части крыла, очевидно, будет иметь место момент эксцентриситета, если точка крепления не совпадает с нейтральной осью лонжерона. Момент от эксцентриситета, как и в первом случае, будет равен произведению продольной силы  $S$  на эксцентриситет  $e$ . Знак момента будет зависеть от положения точки крепления относительно оси лонжерона и от знака продольной силы  $S$ . Так например, при сжимающей продольной силе  $S$  и вниз вынесенной точке крепления лонжерона на фюзеляже момент будет со знаком плюс. Вообще при расчетах будем считать момент положительным

если он действует на левую часть пролета против хода часовой стрелки, и наоборот, отрицательным, если он действует по ходу часовой стрелки. Зная же знак момента от эксцентриситета и от поперечной нагрузки, суммирование этих моментов с учетом знаков находим суммарный момент.

### Метод Гау

Эпюры изгибающих моментов, с учетом переменного значения момента инерции по длине пролета, могут быть построены по методу Гау. Здесь так же, как и при построении кругов Ченцова, прежде всего находится продольная сила  $S$ , действующая



Фиг. 110.

по лонжерону. Затем строится эпюра изгибающих моментов  $M_0$  без учета продольных сил для всей балки, но с учетом момента от эксцентриситета (фиг. 110).

Масштаб длин  $\frac{1}{\lambda}$  (например,  $\frac{1}{\lambda} = \frac{1}{30}$ ) выбирается таким, чтобы построение удобно помещалось на чертеже.

Порядок расчета рекомендуется следующий.

1. Делится весь пролет балки между опорами на четное число частей и для каждого сечения находится полюсное расстояние:

$$H = \frac{EI}{\lambda S}, \quad (18)$$

где  $H$  — полюсное расстояние в см;

$E$  — модуль упругости в кг/см<sup>2</sup>;

$S$  — усилие сжатия в кг;

$\frac{1}{\lambda}$  — масштаб длин;

$l$  — длина пролета;

$I$  — момент инерции данного сечения в см<sup>4</sup>;

$n$  — число частей, на которые разбит пролет.

2. Проводится произвольно основная вертикаль  $O—O$ , на расстояниях  $H_1, H_2, H_3 \dots$  от нее — вспомогательные вертикали, соответствующие каждому сечению.

3. Из произвольно взятой точки  $O$  на основной вертикали (фиг. 110) проводится под произвольным наклоном прямая  $O—1$  до пересечения с вертикалью, соответствующей первому сечению  $1—1$ .

4. Параллельно этой прямой проводится прямая на эпюре моментов  $M_0$  из точки  $A$  до пересечения с линией сечения балки 1 и получается точка  $B$ .

5. Измеряется отрезок  $b$  между точкой пересечения и эпюрой  $M_0$  и переносится на вертикаль  $O—O$  от точки  $O$  до точки  $1$ , с сохранением направления от  $M_0$ .

6. Из полученной точки  $1$  проводится прямая  $1—1'$  до пересечения этой линии с вертикалью  $II—II$  в точке  $2'$ .

7. Параллельно линии  $1—1'$  на эпюре моментов  $M_0$  проводится из точки  $B$  прямая до пересечения с линией сечения балки 2 и находится точка  $C$ .

8. Измеряется отрезок  $c$  и по тому же направлению откладывается на основной вертикали от точки  $1$  и находится точка  $2$ .

9. Из точки  $2$  проводим прямую  $2—2'$  до пересечения с вертикалью  $III—III$  в точке  $3'$ .

10. Из точки  $C$  на эпюре моментов  $M_0$  проводится линия, параллельная прямой  $2—2'$ , до пересечения с линией сечения балки 3 и находится точка  $D$ .

11. Измеряется отрезок  $d$  и переносится на вертикаль  $O—O$  от точки  $2$  до точки  $3$ .

12. Полученная точка  $3$  соединяется прямой с точкой  $3'$  до пересечения с вертикалью  $IV—IV$  и находится точка  $4'$ .

13. На эпюре моментов  $M_0$  проводится из точки  $D$  прямая, параллельная прямой  $3—3'$ , до пересечения с линией сечения 4 и находится точка  $E$ .

14. Замеряется отрезок  $e$  и переносится на основную вертикаль от точки  $3$ ; получаем точку  $4$  и т. д.

Таким образом продолжаем построение, пока ломаная кривая не подойдет к узлу  $A'$ . Обычно с первого раза эта ломаная кривая не попадет в точку  $A'$ , тогда замеряют ошибку  $f'$  и строят вторую ломаную линию по этому же способу, беря другой наклон первой прямой. В результате такого построения получается кривая, показанная на фиг. 110 пунктиром. Если совпадения кривой с точкой  $A'$  не получилось, то опять замеряют ошибку  $f''$ .

Истинное положение точек ломаной линии находим по формуле

$$y = \frac{y_2 f' - y_1 f''}{f' - f''},$$

где  $f'$  и  $f''$  — конечные ошибки первого и второго построений;  
 $y_1$  и  $y_2$  — ординаты ломаной линии на одной абсциссе для первого и второго построений.

Построив по точкам  $y$  эпюру дополнительных моментов  $M_{\text{доп}}$  действия сжимающей силы (соединив полученные точки  $y$  плавной кривой), эпюру окончательных моментов  $M$  получим суммированием этих эпюр, т. е. значение момента  $M$  в каждом сечении будет равно

$$M = M_0 + M_{\text{доп}}. \quad (2)$$

Причем дополнительный момент  $M_{\text{доп}}$  берется со знаком минус, если он расположен сверху балки, в то время как момент от поперечного изгиба  $M_0$  берется со знаком плюс, при том же расположении.

Полученные ординаты  $y$  будут представлять собой прогибы оси балки в масштабе  $\frac{M_0}{S}$ , т. е., измерив в масштабе моментов отрезок между прямой  $A-A'$  и кривой  $ABCDEFA'$  в каком-либо сечении и разделив его на осевое усилие  $S$ , получим прогиб в этом сечении в см.

Получив окончательную эпюру изгибающих моментов, проверяем сечения по формуле

$$\sigma_{\text{изг}} = \frac{M}{W} + \frac{S}{F}. \quad (21)$$

Сравнив полученные напряжения с разрушающими для данного сечения, в случае надобности усиливают или облегчают их. При значительных изменениях сечений необходимо контрольное построение.

В заключение необходимо отметить: если при пользовании методом кругов Ченцова угол  $\alpha^\circ$  получается незначительным, т. е.  $< 45^\circ$  и при пользовании способом Гау полюсные расстояния получаются очень большими, то влияние осевого усилия на величину изгиба от общего момента незначительно и им можно пренебречь, т. е. можно считать эпюру изгибающих моментов  $M_0$  от поперечного изгиба окончательной расчетной эпюрой.

Для случая растяжения эпюра изгибающих моментов с учетом растягивающей силы может быть построена по методу Гау, с той только разницей, что при построении отрезки между  $M_0$  и точками пересечения ломаной кривой с линиями сечения балки откладываются на основной вертикали в обратном направлении. Так как при растяжении продольная сила, спрямляя балку, уменьшает прогибы и изгибающие моменты, то в противоположность случаю сжатия продольная сила будет облегчать работу лонжерона в пролете. В практике расчетов облегчения, даваемые растягивающими силами изгибу, обычно невелики, так как лонжероны для этого слишком жестки, поэтому влиянием растягивающей силы обычно пренебрегают.

Вообще говоря, в подкосных схемах планеров длина пролета обычно бывает незначительной, поэтому даже сжимающая сила не может оказать существенного влияния на эпюру изгибающих моментов (учитывая при этом большую жесткость лонжерона). Только для некоторых легких учебных машин, имеющих лонжероны малой жесткости, сжимающие и растягивающие усилия могут оказать существенное влияние на изгиб лонжеронов.

Независимо от того, построена ли эпюра изгибающих моментов с учетом или без учета продольных сил, сечения в пролете должны проверяться по формуле:

$$\sigma_{\text{изг}} = \frac{M}{W} \pm \frac{S}{F}; \quad (22)$$

при этом знак перед величиной  $\frac{S}{F}$  зависит от знака силы  $S$ . В случае сжатия должен быть взят знак плюс и, наоборот, в случае растяжения — минус.

### § 3. РАСЧЕТ ПОДКОСОВ

Как уже было указано выше, усилие в подкосе получим по формуле

$$S_n = \frac{R_B}{\sin \theta},$$

где  $R_B$  — реакция точки крепления подкоса;

$\sin \theta$  — угол, образованный осями лонжерона и подкоса.

Если направление оси подкоса не совпадает с плоскостью действия силы (фиг. 111), то, очевидно, необходимо в величину  $S_n$  ввести поправку на  $\cos \beta$

$$S_p = \frac{S_n}{\cos \beta}, \quad (23)$$

где  $S_p$  — расчетное усилие в подкосе;

$S_n$  — вертикальная составляющая силы в подкосе;

$\beta$  — угол, образованный вертикалью и осью подкоса.

При определении усилий в подкосах в случае  $S_n$  будем поступать следующим образом.

Пусть в сечении действует скручивающий момент (фиг. 111). Скручивающий момент вызовет в точках крепления подкоса две равные противоположного знака силы  $P$ :

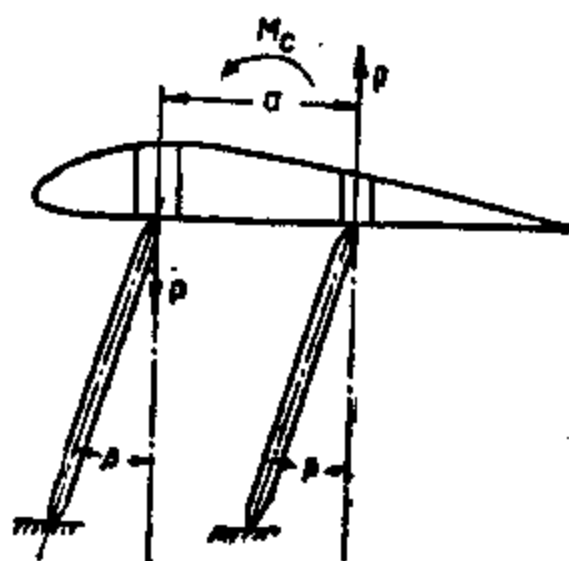
$$P_1 = -P_2 = \frac{M_c}{a}, \quad (24)$$

где  $M_c$  — скручивающий момент в плоскости заделки подкосов;

$a$  — расстояние между лонжеронами;

$P_1$  — вертикальная слагающая усилия в переднем подкосе;

$P_2$  — вертикальная слагающая усилия в заднем подкосе.



Фиг. 111.

Так как крутящий момент в случае  $C_n$  направлен против хода часовой стрелки (фиг. 111), то в переднем подкосе будет сжимающая сила и в заднем растягивающая. Силы  $P_1$  и  $P_2$  будут реакциями опор (крепления подкосов).

Следовательно, как уже указывалось, вертикальная реакция разложится на два направления: по подкосу  $S_n$  и по лонжерону  $S_l$ .

Эти усилия определим по вышевыведенным формулам:

$$S_n = \frac{P}{\sin \alpha},$$

$$S_l = \frac{P}{\lg \alpha}.$$

При несовпадении подкоса с плоскостью действия силы  $P$  усилие по подкосу находим по известной уже нам формуле:

$$S_p = \frac{S_n}{\cos \beta}.$$

Таким образом для расчета подкосов необходимо определить в них растягивающие и сжимающие усилия, по которым проверяются напряжения в подкосах. Очевидно, что при нижнем расположении подкосов растягивающие усилия будут в случаях  $A_n$  и  $B_n$ . В случае  $C_n$  в переднем подкосе будет сжимающая сила и в заднем — растягивающая. Случаи  $D_n$  и  $E_n$  дадут при этом сжимающие усилия. При верхнем расположении подкосов знаки усилий по расчетным случаям переменятся на обратные.

## ГЛАВА VI

### КОНСТРУКЦИЯ И РАСЧЕТ ЭЛЕРОНОВ

#### § 1. РАЗМЕРЫ ЭЛЕРОНОВ

Элероном называется подвижная задняя часть крыла, служащая для управления планером вокруг продольной оси  $x-x$ . Отклонение элерона изменяет вогнутость профиля и, следовательно, его характеристики.

Опущенный элерон увеличивает, а поднятый уменьшает подъемную силу соответствующего полукрыла. Ввиду несимметричного распределения нагрузки по размаху результирующая подъемная сила перемещается в сторону опущенного элерона, поэтому возникает момент крена и, как вторичное явление, момент рысканья.

Основную роль в возникновении момента рысканья играет увеличение индуктивного сопротивления на стороне опущенного элерона и уменьшение его (при больших  $C_p$ ) на стороне поднятого элерона (индуктивный момент рысканья). Кроме того, изменение профильного сопротивления при отклонении элеронов без компенсации (на больших  $C_p$ ) создает дополнительный момент, складывающийся с индуктивным.

Для обычных элеронов момент рысканья направлен в неблагоприятную сторону, он вызывает скольжение и, как следствие, — момент крена от скольжения, противоположный моменту крена от элеронов. Для уменьшения момента рысканья рекомендуется дифференциальное управление элеронами и осевая компенсация. При переходе на критические углы атаки эффективность элеронов сильно уменьшается, т. е. момент крена падает и иногда меняет свой знак.

При определении площади элерона обычно пользуются процентным отношением площади элерона к площади крыла, или более точно — методом инж. Пышнова.

Площадь элерона по отношению к площади крыла лежит в следующих пределах:

$$S_e = (0,075 + 0,10) S_{кр}.$$

Метод Пышнова основан на подборе статического момента элерона и его коэффициента. Значение коэффициента элерона выражается отношением:

$$C_e = \frac{Q_e}{Q_{кр}};$$

здесь  $Q_e$  — статический момент элерона, равный произведению площади элерона на расстояние от центра тяжести элерона до оси симметрии планера ( $Q_e = S_e \cdot l_e$ );

$Q_{кр}$  — статический момент крыла.

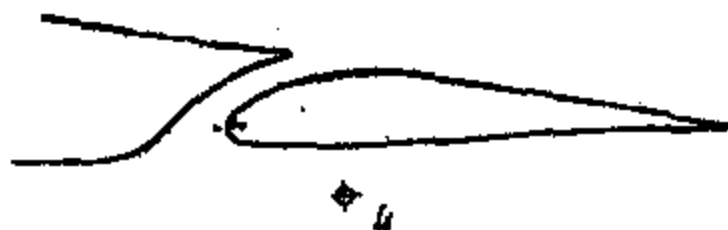
Пышнов дает величину коэффициента  $C_e = 0,20 + 0,25$ , указывающего на достаточность данных размеров элерона для данного планера. Следовательно, зная  $C_e$  и  $Q_{кр}$ , можно определить  $Q_e$  и отсюда, задаваясь плечом  $l_e$ , удовлетворяющим общей компоновке машины, получить  $S_e$ . Обычно элерон располагается возможно дальше к концу крыла, что увеличивает  $l_e$ , а следовательно, при заданном  $Q_e$  получается уменьшение площади элерона.

Для уменьшения давления на ручку управления элероны устраиваются компенсированными. Некомпенсированные элероны (фиг. 112) применяются для легких учебных машин и в случае узких элеронов (с малой хордой); для планеров, имеющих широкий элерон, устройство компенсации весьма желательно.

На фиг. 113 приведены два типа аэродинамических компенсаторов, наиболее употребительных в планерах. Компенсатор типа а



Фиг. 112.



Фиг. 113.



представляет собой щелевой элерон; б—элерон типа Фрайз. Хотя об эти типа элеронов являются элеронами с осевой компенсацией, в практике же под этим названием подразумевают только тип Фрайз. Элероны с осевой компенсацией уменьшают момент рысканья, так как выступающий носок поднятого элерона повышает местное профильное сопротивление. В щелевом элероне щель будет увеличивать эффективность элерона на критических углах атаки.

Элероны типа Фрайз в последнее время получили большое распространение благодаря целому ряду преимуществ перед щелевыми а именно: 1) в нейтральном положении они создают меньшее лобовое сопротивление и 2) позволяют осуществить весовую компенсацию без применения грузов, выступающих за габарит крыла. Компенсация элеронов указанных типов составляет 25—27,5% площади элерона.

Перекомпенсация (увеличение площади компенсатора сверх указанного предела) может явиться причиной возникновения вибраций, в особенности на малых углах атаки. Поэтому ее следует избегать. При этом необходимо указать, что перекомпенсация элерона в отличие от перекомпенсации руля может не вызвать обратных усилий на ручке управления (имея в виду обратные действия элеронов) и остаться, таким образом, незамеченной летчиком.

Наивыгоднейшей хордой элерона является 0,25—0,3 хорды крыла.

## § 2. КОНСТРУКЦИЯ ЭЛЕРОНОВ

Основным элементом в конструкции элерона является лонжерон, работающий не только на изгиб, но и на кручение. Кручение элерона воспринимается жестким фанерным носком, который в щелевом элероне и элероне типа Фрайз выгодно обшивать фанерой, разгружая таким образом лонжерон от кручения. В некомпенсированном же элероне лонжерон обычно располагают по передней кромке элерона, и, следовательно, жесткий носок будет отсутствовать, что заставит лонжерон работать и на кручение.

Иногда элерон полностью зашивается фанерой, тогда кручение будет восприниматься верхней и нижней панелями обшивки. Конструкция такого рода невыгодна с точки зрения весовой компенсации.

В элероне с полотняной обшивкой для создания жесткости на кручение ставятся косые нервюры — раскосы, которые вместе с лонжероном, задним ободом и основными нервюрами образуют горизонтальную ферму элерона. Нервюры элерона являются продолжением основного профиля крыла.

Лонжерон элерона имеет или коробчатое сечение, или, при незначительной высоте, делается в виде сплошной прямоугольного сечения рейки, обшитой с двух сторон тонкой фанерой. Фанера предохраняет лонжерон от раскалывания.

Рычаг управления элероном устанавливается в центре тяжести элерона. Иногда при длинных элеронах на них устанавливается несколько рычагов с целью разгрузки от кручения и более равномерной передачи усилий от тяг управления на конструкцию

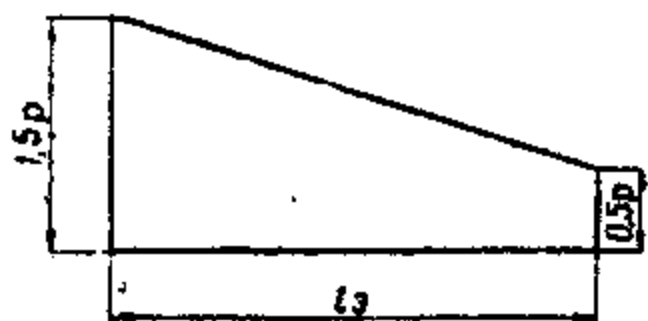
элерона. Кроме того, при элеронах с большим размахом их разделяют на две части, чтобы избежать заклинивания шарниров элерона при деформациях крыла.

### § 3. РАСЧЕТ ЭЛЕРОНА

В конструкции нормального элерона воздушная нагрузка передается с обшивки на нервюры и с них — на лонжерон. Так как центр тяжести эпюры нагрузки на нервюру не совпадает с осью лонжерона, то нагрузка с нервюры передается на лонжерон со скручивающим моментом. Суммарный скручивающий момент погашается в месте расположения кабанчика моментом, создаваемым усилием в тяге управления.

Лонжерон элерона крепится на нескольких шарнирах к заднему или добавочному лонжерону крыла. С расчетной точки зрения лонжерон элерона является неразрезной балкой, нагруженной вертикальной нагрузкой и скручивающим моментом.

Определение пролетных и опорных изгибающих моментов лонжерона элерона производится по теореме о трех моментах. Эпюру скручивающих моментов строим суммированием моментов, передаваемых нервюрами, начиная с свободных концов лонжерона до крепления кабанчика.



Фиг. 114.

По нормам прочности планеров разрушающая нагрузка на элерон определяется по формуле

$$P = 0,043 v_{\max}^2$$

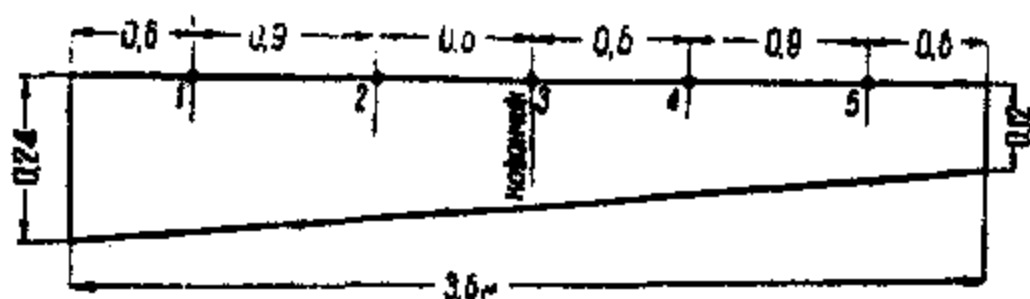
здесь  $v_{\max}$  — максимальная скорость буксировки в м/сек.

Распределение нагрузки по размаху пропорционально хордам; распределение по хорде происходит как показано на фиг. 114.

#### Пример расчета элерона

Данные для расчета

1. Максимальная скорость буксировки планера  $v_{\max} = 140$  км/час.
2. Площадь элерона  $S_e = 0,65$  м<sup>2</sup>.
3. Размах элерона  $l = 3,6$  м.



Фиг. 115.

Эскиз элерона с размещением опор и кабанчика дан на фиг. 115.

## Изгиб

### Решение

Определяем нагрузку на элерон:

$$P = 0,043 \left( \frac{140}{3,6} \right)^2 = 65 \text{ кг.}$$

Средняя удельная нагрузка:

$$P_{\text{ср}} = \frac{65}{0,65} = 100 \text{ кг/м}^2.$$

Для определения изгибающих моментов построим эпюру погонных нагрузок на элерон.

Вычисляем значения  $q$  по расчетным сечениям:

$$q_0 = 0,24 \cdot 100 = 24 \text{ кг/м}$$

$$q_1 = 0,23 \cdot 100 = 23 \text{ „}$$

$$q_2 = 0,20 \cdot 100 = 20 \text{ „}$$

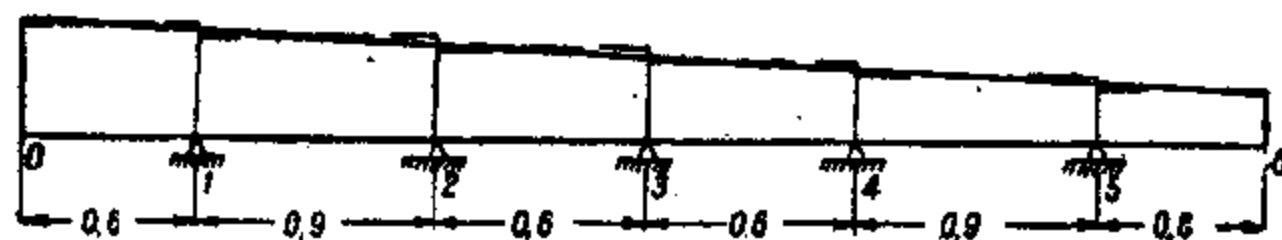
$$q_3 = 0,18 \cdot 100 = 18 \text{ „}$$

$$q_4 = 0,16 \cdot 100 = 16 \text{ „}$$

$$q_5 = 0,13 \cdot 100 = 13 \text{ „}$$

$$q_6 = 0,12 \cdot 100 = 12 \text{ „}$$

Полученная эпюра погонных нагрузок (фиг. 116) заменяется расчетной. Для  $q$  берется среднее значение, т. е. в каждом пролете



Фиг. 116.

нагрузка, распределенная по трапеции, заменяется нагрузкой, распределенной по прямоугольнику. Тогда расчетная схема примет вид, изображенный пунктиром на фиг. 116.

Вычисляем средние значения  $q$  для пролетов

$$q_{0-1} = \frac{24 + 23}{2} = 23,5 \text{ кг/м}$$

$$q_{1-2} = \frac{23 + 20}{2} = 21,5 \text{ „}$$

$$q_{2-3} = \frac{20 + 18}{2} = 19,0 \text{ „}$$

$$q_{3-4} = \frac{18 + 16}{2} = 17,0 \text{ „}$$

$$q_{4-5} = \frac{16 + 13}{2} = 14,5 \text{ „}$$

$$q_{5-6} = \frac{13 + 12}{2} = 12,5 \text{ „}$$

Для определения опорных изгибающих моментов пользуемся теоремой о трех моментах.

Вычисляем моменты на опорах 1 и 5 от действия консоли:

$$M_1 = \frac{ql^3}{2} = \frac{23,5 \cdot 0,3^3}{2} = 1,06 \text{ кгм};$$

$$M_5 = \frac{ql^3}{2} = \frac{12,5 \cdot 0,3^3}{2} = 0,56 \text{ кгм}.$$

Остальные опорные моменты будут найдены, пользуясь уравнением трех моментов. Приводим это уравнение в общем виде:

$$M_{n-1}l_n + 2M_n(l_n + l_{n+1}) + M_{n+1}l_{n+1} = \\ = -\frac{6F_n a_n}{l_n} - \frac{6F_{n+1} b_{n+1}}{l_{n+1}},$$

где  $F$  — площадь эпюры изгибающих моментов в пролете, рассматриваемом, как свободно лежащая балка;

$a_n$  и  $b_n$  — горизонтальные расстояния центра тяжести эпюры моментов от опор  $(n-1)$  и  $n$ .

Составим уравнение для пролета 1—2:

$$M_1 l_{1-2} + 2M_2(l_{1-2} + l_{2-3}) + M_3 l_{2-3} = -\frac{6F_{1-2} a_1}{l_{1-2}} - \frac{6F_{2-3} b_2}{l_{2-3}}.$$

Определяем величины, входящие в уравнение. Для балки, как просто опертой, при равномерно распределенной нагрузке эпюра имеет вид параболы с наибольшей ординатой

$$\frac{ql^2}{8}.$$

Площадь параболического сегмента равна

$$F = \frac{2}{3} l \cdot \frac{ql^2}{8} = \frac{ql^3}{12}.$$

Центр тяжести находится по середине пролета, а поэтому

$$a_n = b_n = \frac{l}{2},$$

и, следовательно, выражение

$$\frac{6F_n a_n}{l_n} = \frac{ql_n^3}{4}.$$

Подставляя численные значения, найдем:

$$\frac{ql_{1-2}^3}{4} = \frac{21,5 \cdot 0,9^3}{4} = 4,1 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$$

$$\frac{ql_{2-3}^3}{4} = \frac{19,0 \cdot 0,6^3}{4} = 0,86 \text{ »}$$

$$\frac{ql_{3-4}^3}{4} = \frac{17,0 \cdot 0,3^3}{4} = 0,91 \text{ »}$$

$$\frac{ql_{4-5}^3}{4} = \frac{14,5 \cdot 0,6^3}{4} = 2,64 \text{ »}$$

Определив правые части уравнений, напомним последние для нашей балки, зная, что  $M_1 = 1,06 \text{ кг} \cdot \text{м}$  и  $M_5 = 0,56 \text{ кг} \cdot \text{м}$ :

$$-1,06 \cdot 0,9 + 2M_2 \cdot 1,5 + M_3 \cdot 0,6 = -4,1 - 0,86$$

$$M_2 \cdot 0,6 + 2M_3 \cdot 1,2 + M_4 \cdot 0,6 = -0,86 - 0,91$$

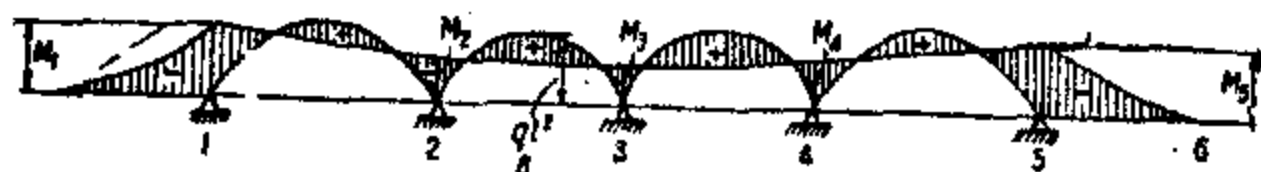
$$M_3 \cdot 0,6 + 2M_4 \cdot 1,5 - 0,56 \cdot 0,9 = -0,91 - 2,64.$$

Решая эти уравнения с тремя неизвестными  $M_2$ ,  $M_3$  и  $M_4$ , найдем:

$$M_2 = -1,3 \quad \text{кгм}$$

$$M_3 = -0,166 \quad \text{»}$$

$$M_4 = -1,14 \quad \text{»}$$



Фиг. 117.

Полная эпюра изгибающих моментов для лонжерона получается графическим построением, как это показано на фиг. 117 (на чертеже заштрихована).

### Кручение

Элерон является некомпенсированным, и лонжерон расположен на передней кромке элерона. Плечо крутящего момента (расстояние от центра тяжести эпюры нагрузки до передней кромки элерона) будет равно:

$$C \approx 0,42t,$$

здесь  $t$  — хорда элерона.

При размещении лонжеронов на некотором расстоянии от передней кромки элерона (например, в щелевых элеронах) плечо крутящего момента будет равно:

$$C = 0,42t - a,$$

где  $a$  — расстояние лонжерона от носка нервюры элерона.

Кабанчик элерона расположен на третьей опоре. Следовательно, крутящие моменты надо подсчитывать от конца элерона до кабанчика, где крутящий момент погашается усилием в тяге управления. Определяя крутящие моменты по опорам, надо нагрузку, действующую на пролет, заменять равнодействующей, приложенной посередине отсека. Очевидно, что плечо крутящего момента следует подсчитывать также по средней линии отсека.

Силы по отсекам:

$$P_{0-1} = q_{\text{ср}} l_{\text{ото}} = 24,5 \cdot 0,3 = 7,3 \text{ кг}$$

$$P_{1-2} = 21,5 \cdot 0,9 = 19,3 \text{ кг}$$

$$P_{2-3} = 19,0 \cdot 0,6 = 11,4 \text{ »}$$

$$P_{3-4} = 16,0 \cdot 0,6 = 9,6 \text{ »}$$

$$P_{4-5} = 17,0 \cdot 0,9 = 15,3 \text{ »}$$

$$P_{5-6} = 12,5 \cdot 0,3 = 3,7 \text{ »}$$

Плечи крутящих моментов:

$$C \approx 0,42 l.$$

Величину  $l$  берем по средней линии пролета:

$$C_{0-1} = 0,42 \cdot 0,235 = 0,1 \text{ м}$$

$$C_{1-2} = 0,42 \cdot 0,215 = 0,09 \text{ »}$$

$$C_{2-3} = 0,42 \cdot 0,19 = 0,08 \text{ »}$$

$$C_{3-4} = 0,42 \cdot 0,17 = 0,071 \text{ »}$$

$$C_{4-5} = 0,42 \cdot 0,145 = 0,061 \text{ »}$$

$$C_{5-6} = 0,42 \cdot 0,125 = 0,052 \text{ »}$$

Местные крутящие моменты:

$$\Delta M_{кр} = Fc$$

$$\Delta M_1 = 0,1 \cdot 7,3 = 0,73 \text{ кгм}$$

$$\Delta M_2 = 0,09 \cdot 19,3 = 1,74 \text{ »}$$

$$\Delta M_3 = 0,08 \cdot 11,4 = 0,91 \text{ »}$$

$$\Delta M_4 = 0,071 \cdot 9,6 = 0,68 \text{ »}$$

$$\Delta M_5 = 0,061 \cdot 15,3 = 0,93 \text{ »}$$

$$\Delta M_6 = 0,052 \cdot 3,7 = 0,19 \text{ »}$$

Эпюра полных крутящих моментов получается суммированием местных моментов  $\Delta M$  от свободных концов лонжерона до кабанчика управления.

Крутящие моменты:  
для левой части лонжерона (влево от кабанчика):

$$M_1 = 0,73 \text{ кгм}$$

$$M_2 = 0,73 + 1,74 = 2,47 \text{ кгм}$$

$$M_3 = 2,47 + 0,91 = 3,38 \text{ »}$$

для правой части:

$$M_3 = 0,19 \text{ кгм}$$

$$M_4 = 0,19 + 0,93 = 1,12 \text{ кгм}$$

$$M_5 = 1,12 + 0,68 = 1,8 \text{ »}$$

Полный крутящий момент на опоре 3 (в месте крепления кабанчика элерона):

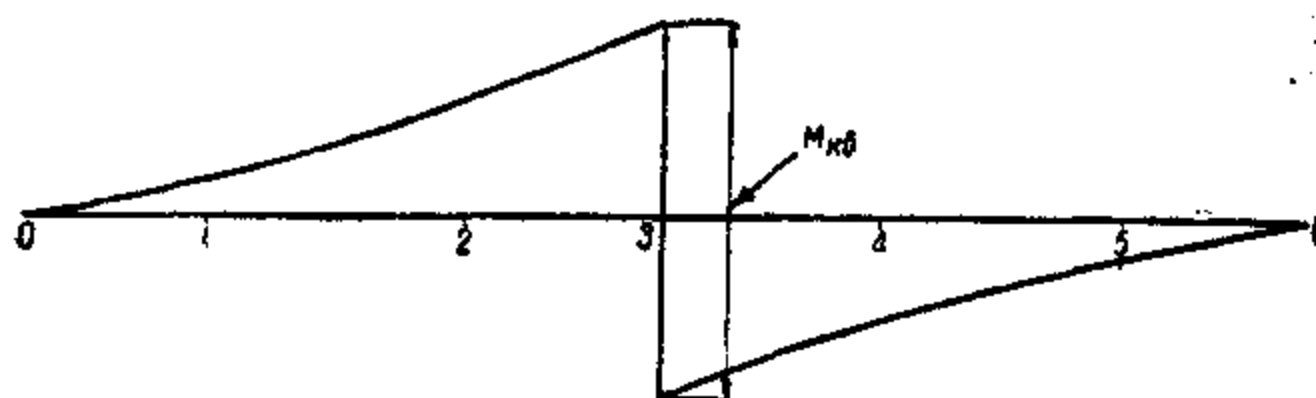
$$M_3 = 3,38 + 1,8 = 5,18 \text{ кгм.}$$

По полученным значениям  $M_{кр}$  на фиг. 118 построена эпюра крутящих моментов, где  $M_{кр}$  момент кабанчика. Сечения лонжерона элерона должны проверяться на совместное действие изгиба и кручения.

Суммарный момент:

$$M_{сум} = \sqrt{M_{изг}^2 + M_{кр}^2}.$$

В тех случаях, когда нормальные напряжения (изгиб) получаются незначительными по сравнению с напряжениями на срез (кручение)



Фиг. 118.

первыми можно пренебречь. Напряжение на срез при чистом скручивании можно приблизительно подсчитать по формуле Бредта или более точно по формуле:

$$\tau = \frac{M_{кр}}{2b(h-t)(B-b)},$$

где  $M_{кр}$  — крутящий момент;  
 $b$  — толщина стенки лонжерона;  
 $h$  — высота лонжерона;  
 $B$  — ширина лонжерона;  
 $t$  — толщина одной полки.

Критическое напряжение в этом случае находим по формуле:

$$\tau = 5E \frac{b}{h},$$

здесь  $E$  — модуль упругости стенки.

Если элерон имеет жесткий фанерный носок, способный воспринимать напряжения среза, то скручивающий момент полностью относим к носку и лонжерон проверяем только на нормальные напряжения (изгиб). Напряжения в фанерном носке от кручения определяем по формуле Бредта.

## ГЛАВА VII

### КОНСТРУКЦИЯ И РАСЧЕТ ОПЕРЕНИЯ

#### § 1. ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАЗМЕРОВ ОПЕРЕНИЯ

Оперение в простейшей своей форме состоит из двух поверхностей: вертикальной, расположенной по оси фюзеляжа, и другой — горизонтальной. Каждая из указанных поверхностей разделяется на переднюю, неподвижную (стабилизатор и киль) и заднюю, в виде управляемого крылышка, способного отклоняться.

<sup>1</sup> Проф. Г. Г. Ростовцев, Строительная механика самолета.

В планерах обычно горизонтальное оперение делается целиком подвижным без стабилизатора. В учебных же машинах поверхность горизонтального оперения обязательно состоит из неподвижного стабилизатора и руля высоты.

В последнее время в связи с повышением скорости полета и применением буксировки очевидно устройство стабилизатора должно войти в практику не только учебных планеров, так как на большой скорости полета планер становится очень чутким к движениям целиком подвижного руля, и наличие стабилизирующего неподвижного органа весьма желательно.

Площади вертикального и горизонтального оперения по отношению к площади крыла лежат в следующих пределах:

Площадь горизонтального оперения:

$$S_{г. о} = (0,12 + 0,14) S_{кр.}$$

Площадь вертикального оперения:

$$S_{в. о} = (0,06 + 0,09) S_{кр.}$$

В свою очередь площадь оперения делится в следующем отношении:

Горизонтальное оперение:

$$S_{ст} = (0,65 + 0,55) S_{г. о};$$

$$S_{р. в} = (0,35 + 0,45) S_{г. о}.$$

Вертикальное оперение:

$$S_{кнля} = (0,10 + 0,15) S_{в. о};$$

$$S_{р. н} = (0,9 + 0,85) S_{в. о}.$$

В учебных машинах часто площадь вертикального и горизонтального оперений делится в одинаковых пропорциях, т. е.

$$S_{ст} = 0,50 S_{г. о};$$

$$S_{р. в} = 0,50 S_{г. о};$$

$$S_{кнля} = 0,50 S_{в. о};$$

$$S_{р. н} = 0,50 S_{в. о}.$$

Для более точного определения площадей оперения пользуются методом инж. Пышнова. Указанный метод основан на подборе статических моментов площадей, поскольку одна площадь без учета плеча не определит эффекта оперения. Обозначая через  $Q$  с соответствующим индексом статический момент какого-либо оперения относительно центра тяжести планера, будем иметь:

$$Q_{г. о} = S_{г. о} L_{г. о},$$

$$Q_{в. о} = S_{в. о} L_{в. о},$$



где  $S$  — соответственная площадь оперения;

$L$  — плечо оперения, равное расстоянию от центра тяжести планера до центра давления данного оперения.

При  $L > 1,5 b_{\text{ср}}$   $L$  разрешается брать как расстояние от центра тяжести планера до оси шарниров рулей. Действие рулей оценивается отношением:

$$C = \frac{Q_{\text{опер}}}{Q_{\text{кр}}},$$

где  $Q_{\text{опер}}$  — статический момент оперения;

$Q_{\text{кр}}$  — статический момент площади крыла относительно продольной оси планера, равный произведению площади крыла на расстояние от середины крыла до центра тяжести площади половины крыла:

Для прямоугольного крыла:

$$Q_{\text{кр}} = \frac{Sl}{4}.$$

Для эллиптического:

$$Q_{\text{кр}} = \frac{Sl}{4,7}.$$

Для треугольного:

$$Q_{\text{кр}} = \frac{Sl}{6}.$$

Следовательно, для статических коэффициентов будем иметь:

Коэффициент вертикального оперения

$$C_{\text{в.о}} = \frac{Q_{\text{в.о}}}{Q_{\text{кр}}}.$$

Коэффициент горизонтального оперения

$$C_{\text{г.о}} = \frac{Q_{\text{г.о}}}{Q'_{\text{кр}}}.$$

$Q'_{\text{кр}}$  есть произведение площади крыла на длину средней аэродинамической хорды крыла, равное отношению  $\frac{S^2}{l}$ .

По данным Пышнова, значения указанных коэффициентов должны быть равны:

$$C_{\text{в.о}} = 0,095; \quad C_{\text{г.о}} = 0,38.$$

Большие отклонения в значениях коэффициентов  $C$  в сторону уменьшения указывают конструктору на недостаточность площади соответствующего оперения.

Так как оперение должно работать одинаково как на положительных, так и на отрицательных углах атаки, то для оперения употребляются симметричные профили. Толщина профиля колеблется в пределах 0,06—0,08  $t$  и только у небольшого числа двухместных машин достигает порядка 0,10—0,12  $t$ .

В целях уменьшения давления на ручку и педали рули делаются компенсированными. В планерах обычно применяется наружная или

роговая компенсация. Указанный тип компенсации основан на том, что давление воздуха на небольшой, выступающий за ось вращения участок руля создает момент, облегчающий поворот руля. Кроме того, компенсатор будет уменьшать и кручение лонжерона руля.

Величина компенсации, т. е. площади руля, находящегося впереди оси вращения, в среднем колеблется в пределах 12—15% площади руля. Такую же компенсацию имеет и целиком подвижное горизонтальное оперение, т. е. площадь горизонтального оперения (в этом случае находящаяся впереди оси вращения) будет составлять 0,12—0,15% общей площади. Указанный тип компенсации будет хорошо действовать до углов отклонения руля в 10—15°; сверх этого предела давление на ручку начинает быстро расти.

## § 2. КОНСТРУКЦИЯ ОПЕРЕНИЯ

Очертание оперения в плане отличается большим разнообразием, но основными формами являются эллиптическая, трапецевидная и прямоугольная. Последние две формы чаще употребляются в конструкциях учебных машин.

При эллиптической форме задний обод оперения должен быть согнут по контуру оперения; обычно его выклеивают из нескольких реек, в то время как при прямоугольной и трапецевидной форме обод может быть изготовлен из целой прямой рейки.

По своей конструкции горизонтальное и вертикальное оперение, так же как и крыло, состоит из лонжеронов, нервюр, распорок и стрингеров. В рулях устанавливаются обычно косые нервюры — раскосы, создающие рулю жесткость на кручение.

В целиком подвижном горизонтальном оперении устанавливается один лонжерон, который работает на оба вида деформаций — изгиб и кручение. Лонжерон заделывается в трубу, на которой крепится рычаг управления рулем глубины. Труба лежит в подшипниках, укрепленных на бортах фюзеляжа, являющихся опорами руля. Поэтому жесткость оперения при изгибе будет зависеть от расстояния между подшипниками, т. е. от базы закрепления. Очевидно это расстояние будет ограничивать ширина фюзеляжа в месте крепления оперения, однако нужно считать, что 90—120 мм являются минимальными допустимыми размерами.

Люфт подшипников появится тем быстрее, чем меньше указанное расстояние, так как при несимметричных нагрузках на оперение силы, приходящиеся на подшипники (опоры), возрастают с уменьшением базы.

Труба заделывается в лонжерон при помощи двух-трех вертикальных болтов, соединяющих лонжерон с трубой (фиг. 119). Место между трубой и полками лонжерона заполняется ясеновой фиброй. Длина заделываемого конца трубы должна обеспечить жесткую заделку трубы в лонжероне; средний размер, установленный практи-



Фиг. 119.

кой, 150—200 мм. Так как горизонтальное оперение такого типа должно быть целиком подвижно, то оно всегда является свободнонесущим.

В горизонтальном оперении со стабилизатором стабилизатор имеет два лонжерона. Передний лонжерон имеет стреловидную форму в плане, а иногда он является вместе с тем ребром атаки. Оба лонжерона укрепляются на фюзеляже при помощи металлических накладок. Руль высоты имеет один лонжерон, который может быть неразрезным, или жестко заделанным в центре, если даже руль высоты разделен рулем направления. В некомпенсированном или частично компенсированном руле этот лонжерон работает на изгиб и кручение благодаря тому, что нервюры, передающие нагрузку на лонжерон, являются консольными. Вся нагрузка на руль высоты через шарниры руля передается на задний лонжерон стабилизатора.

Оперение с стабилизатором может быть свободнонесущим, подкосным и расчаленным. Подкосы могут быть прикреплены как к верхней, так и к нижней поверхности стабилизатора. При этом второй конец подкоса закрепляется соответственно на киле и на нижней части фюзеляжа. Ленты же крепятся наверху к колонке киля, а внизу—к каркасу фюзеляжа. Следовательно, в этом случае будем иметь целиком расчаленное оперение — как вертикальное, так и горизонтальное.

В вертикальном оперении колонки киля являются консольными от верхней панели фюзеляжа. Киль обычно бывает двухлонжеронной конструкции, причем задний лонжерон воспринимает кроме части нагрузки, действующей на киль, нагрузку, действующую на руль поворотов.

Шарниры рулей выполняются обычно в виде ушковых и вильчатых болтов.

Лонжероны оперения делаются коробчатого, двутаврового или одностенного (швеллерного) сечения. Наиболее загруженные лонжероны и лонжероны, работающие на кручение, делаются коробчатого сечения. Для первого лонжерона стабилизатора и киля обычно применяются одностенные лонжероны или лонжероны двутаврового сечения.

В целях уменьшения крутящего момента фюзеляжа вертикальное оперение по своей форме делается малого размаха, так как в этом случае уменьшается плечо крутящего момента, а следовательно, и самый момент. Однако чрезмерное увеличение глубины руля будет увеличивать крутящие моменты лонжерона руля, поэтому при выборе формы оперения приходится считаться и с этим обстоятельством.

Уменьшение размаха в горизонтальном оперении будет уменьшать изгибающие моменты, однако, как и в вертикальном оперении, за счет увеличения хорд оперения возрастут крутящие моменты, которые могут оказать существенное влияние, в особенности при целиком подвижном горизонтальном оперении. Вообще нужно отметить, что уменьшение размаха в оперении вполне рационально, поскольку при небольших  $C_x$  увеличение индуктивного сопротивления оперения, являющегося следствием малого размаха, ничтожно по абсолютной величине.

Нагрузка по нормам должна получаться из рассмотрения статического равновесия планера для случаев А, В, С и D по формуле

$$P = \frac{M'}{l} / \quad (1)$$

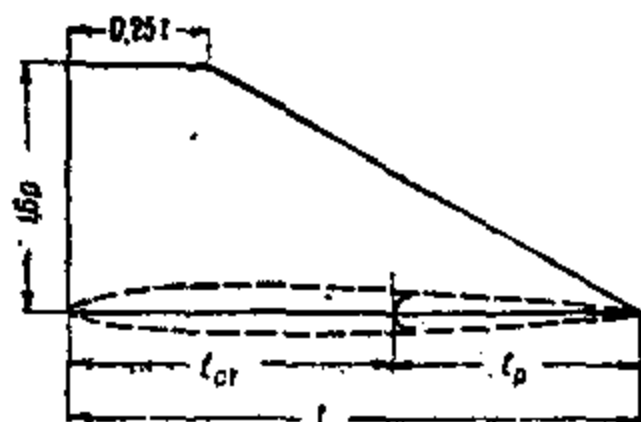
где  $M'$  — момент планера относительно его центра тяжести, получаемый из продувки модели всего планера без хвостового оперения;

$l$  — расстояние от центра тяжести планера до центра давления оперения; если  $l > 1,5 l_{cp}$ , то  $l$  можно брать как расстояние от центра тяжести планера до оси шарниров рулей высоты;

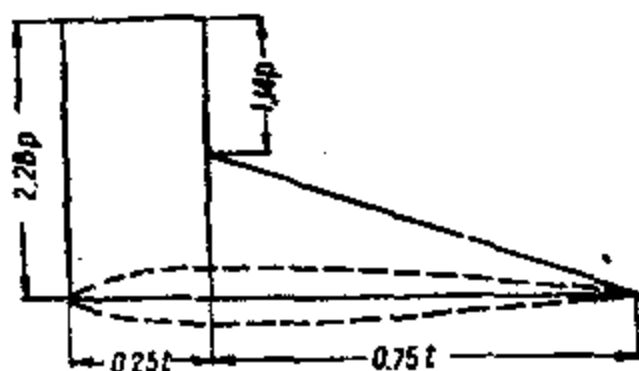
$/$  — коэффициент безопасности.

Следовательно,  $P$  определяется в случаях А, В и D по формуле

$$P = \frac{C_m n G}{C_H} \frac{l'}{l}, \quad (2)$$



Фиг. 120.



Фиг. 121.

где  $C_m$  — коэффициент момента по продувке для угла атаки соответствующего случая;

$G$  — вес планера;

$n$  — перегрузка норм;

$C_H$  — берется для угла атаки соответствующего случая;

$l'$  — плечо, к которому отнесен  $C_m$  при продувке.

В случае С

$$P = 2 \frac{C_{mp} S v^2 l'}{l}, \quad (3)$$

где  $v$  — скорость, соответствующая случаю  $C_H$ ;

$S$  — площадь оперения.

Распределение нагрузки по размаху оперения производится пропорционально хордам.

Распределение нагрузки по хорде для руля со стабилизатором показано на фиг. 120, а для целиком подвижного руля (без стабилизатора) — на фиг. 121.

Методы расчета оперения не отличаются от методов, применяемых при расчете крыльев. Так как в планерах оперение обладает значитель-

ной жесткостью, обусловленной конструктивными соображениями, то без ущерба для прочности расчет значительно упрощают по сравнению с крыльями, например, не учитывают влияния обшивки и нервюр на распределение нагрузки между лонжеронами стабилизатора. Поэтому, не останавливаясь на методах расчета оперения, дадим числовые примеры расчета.

#### Пример расчета горизонтального оперения

Рассчитать оперение планера Г-17 на случай А.

Данные для расчета.

1. Оперение целиком подвижно.
2. Полетный вес планера  $G = 206$  кг.
3. Перегрузка в случае А:  $n = 10$ ;  $C_p = 0,718$ ;  $C_m = 0,195$ .
4. Расстояние от центра тяжести планера до оси вращения руля  $l = 3$  м;  $l'$  (средняя аэродинамическая хорда крыла) —  $0,84$  м.
5. Площадь оперения —  $1,62$  м.

Решение.

Согласно нормам прочности нагрузка на оперение вычисляется по формуле:

$$P = \frac{0,195 \cdot 10 \cdot 204 \cdot 0,83}{0,718 \cdot 3,0} = 154 \text{ кг.}$$

Средняя удельная нагрузка:

$$P_{\text{ср}} = \frac{154}{1,62} = 95 \text{ кг/м}^2.$$

Нагрузка по размаху распределяется пропорционально хордам:

$$q = P_{\text{ср}} l,$$

где  $P_{\text{ср}}$  — средняя удельная нагрузка оперения;  
 $l$  — хорда.

Погонная нагрузка по нервюрам:

$$q_1 = 95 \cdot 0,75 = 71,3 \text{ кгм}$$

$$q_2 = 95 \cdot 0,718 = 68,3 \text{ »}$$

$$q_3 = 95 \cdot 0,662 = 63,0 \text{ »}$$

$$q_4 = 95 \cdot 0,500 = 47,5 \text{ »}$$

$$q_5 = 95 \cdot 0,350 = 33,3 \text{ »}$$

$$q_6 = 95 \cdot 0,200 = 19,0 \text{ »}$$

Нагрузка по нервюрам будет равна:

$$P_{\text{н}} = q \cdot b,$$

здесь  $b$  — расстояние между средними линиями смежных отсеков;  
 $q$  — погонная нагрузка на данное сечение.

$$P_1 = 71,3 \cdot 0,15 = 10,7 \text{ кг}$$

$$P_2 = 68,3 \cdot 0,3 = 20,4 \text{ »}$$

$$P_3 = 63 \cdot 0,3 = 18,8 \text{ »}$$

$$P_4 = 47,5 \cdot 0,3 = 14,2 \text{ »}$$

$$P_5 = 33,3 \cdot 0,3 = 10,0 \text{ »}$$

$$P_6 = 19 \cdot 0,15 = 2,9 \text{ »}$$

$$\sum P = 77 \text{ кг}$$

Точка приложения равнодействующей

При расчете оперения, целиком подвижного, нагрузку по хорде распределяем, как показано на фиг. 121. При таком распределении равнодействующая будет находиться в центре тяжести грузовой площади.

Положение центра тяжести определяется (фиг. 122)

$$X_{ц.т.} = \frac{F_1 a_1 + F_2 a_2}{F_1 + F_2},$$

где  $F_1$  — площадь прямоугольной части эпюры;

$F_2$  — площадь треугольной части;

$X_{ц.т.}$  — расстояние центра тяжести площади от носка дужки

$a_1$  и  $a_2$  — соответственно расстояния от носка руля до центра тяжести площадей  $F_1$  и  $F_2$ .

Так как по нормам интенсивность нагрузки у передней кромки равна  $2,28 p_{ср}$  и  $1,14 p_{ср}$  на расстоянии  $0,25 l$  от носка (для задней части руля), то площади  $F_1$  и  $F_2$  могут быть представлены в виде

$$F_1 = 2,28 p_{ср} \cdot 0,25 l = 0,57 p_{ср} l,$$

$$F_2 = \frac{1,14 p_{ср} \cdot 0,75 l}{2} = 0,43 p_{ср} l,$$

где  $p_{ср}$  — средняя удельная нагрузка на оперение, равная

$$p_{ср} = \frac{P}{S_{г.о.}}$$

Подставляя полученные значения  $F_1$  и  $F_2$  и производя сокращения, получим:

$$X_{ц.т.} = 0,57 a_1 + 0,43 a_2.$$

Как видно из фиг. 122, значения  $a_1$  и  $a_2$  будут равны

$$a_1 = \frac{0,25t}{2} = 0,125t;$$

$$a_2 = 0,25t + \frac{0,75t}{3} = 0,5t.$$

Откуда получим окончательно

$$X_{ц.т} = 0,57 \cdot 0,125t + 0,43 \cdot 0,5t \approx 0,28t.$$

Так как лонжерон оперения находится на расстоянии 0,2 т от носка дужки по всему размаху оперения, то следовательно он подвержен скручивающему моменту.

Плечо крутящего момента

$$e = 0,28t - 0,20t = 0,08t.$$

Определяем плечи крутящих моментов по расчетным сечениям (нервюрам):

$$e_1 = 0,75 \cdot 0,08 = 0,054 \text{ м}$$

$$e_2 = 0,718 \cdot 0,08 = 0,057 \text{ »}$$

$$e_3 = 0,662 \cdot 0,08 = 0,053 \text{ »}$$

$$e_4 = 0,500 \cdot 0,08 = 0,04 \text{ »}$$

$$e_5 = 0,350 \cdot 0,08 = 0,028 \text{ »}$$

$$e_6 = 0,200 \cdot 0,08 = 0,016 \text{ »}$$

Определяем приращения крутящих моментов, равные произведению силы, действующей на нервюре, на плечо крутящего момента:

$$\Delta M_1 = 10,7 \cdot 0,054 = 0,69 \text{ кгм}$$

$$\Delta M_2 = 20,4 \cdot 0,057 = 1,16 \text{ »}$$

$$\Delta M_3 = 18,8 \cdot 0,053 = 1,00 \text{ »}$$

$$\Delta M_4 = 14,2 \cdot 0,04 = 0,570 \text{ »}$$

$$\Delta M_5 = 10,0 \cdot 0,028 = 0,280 \text{ »}$$

$$\Delta M_6 = 2,9 \cdot 0,016 = 0,050 \text{ »}$$

Вычисляем суммарные крутящие моменты в сечении путем суммирования  $\Delta M$ , расположенных левее сечения:

$$M_1 = 0,050 \text{ кг} \cdot \text{м}$$

$$M_2 = 0,050 + 0,280 = 0,330 \text{ кг} \cdot \text{м}$$

$$M_3 = 0,330 + 0,570 = 0,900 \text{ »}$$

$$M_4 = 0,900 + 1,00 = 1,90 \text{ »}$$

$$M_5 = 1,90 + 1,16 = 3,06 \text{ »}$$

$$M_6 = 3,06 + 0,69 = 3,75 \text{ »}$$

## Изгибающие моменты лонжерона руля

Способы определения нагрузки по нервюрам руля нами были указаны выше. Определим изгибающие моменты так же, как мы делали при расчете крыла, т. е., вычислив общую перерезывающую силу в сечении, умножением ее на расстояние между соседними сечениями будем получать  $\Delta M_{изг}$ ; суммируя все  $\Delta M$  левее сечения, получим полный изгибающий момент в сечении.

Вычисления сведены в табл. 7.

По полученным изгибающим моментам проверяем сечения лонжерона. Крутящий момент при жестком фанерном носке будет восприниматься последним. Напряжения в носке от кручения проверяются по формуле Бредта.

Если носок не воспринимает скручивающих усилий (например, носок тонкий с теряющей устойчивость фанерой), то лонжерон рассчитывается на сложный изгиб по формуле третьей теории прочности:

$$\sigma_1 = \sqrt{\sigma_i^2 + 4\tau^2}, \quad (4)$$

где  $\sigma_1$  — напряжение на изгиб;  
 $\tau$  — напряжение среза;

$$\tau = \frac{M_{кр}}{2b(n-t)(B-\delta)},$$

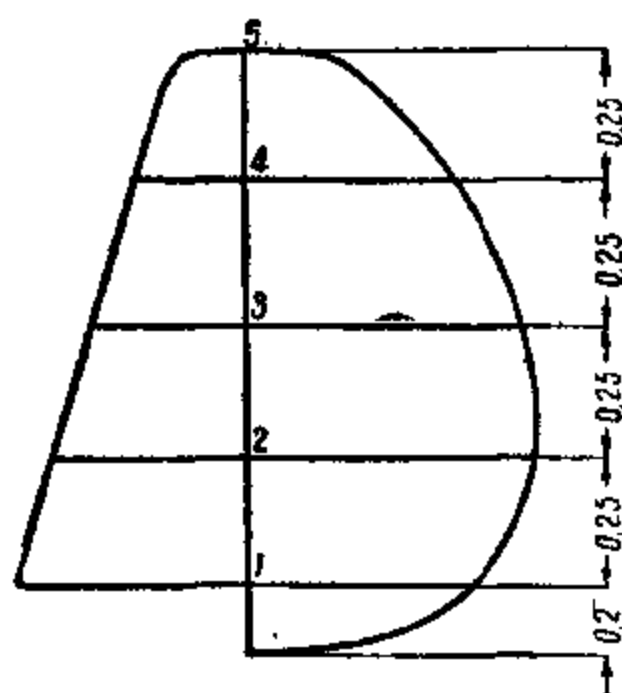
где  $M_{кр}$  — крутящий момент;  
 $\delta$  — толщина стенки лонжерона;  
 $h$  — высота стенки лонжерона;  
 $B$  — ширина лонжерона;  
 $t$  — толщина одной полки.

**Пример расчета вертикального оперения**

Данные для расчета

1. Площадь руля поворота — 0,68 м<sup>2</sup>.
2. Площадь киля — 0,14 м<sup>2</sup>.
3. Полная площадь вертикального оперения — 0,82 м<sup>2</sup>.
4. Максимальная скорость полета планера — 120 км/ч.

Эскиз оперения дан на фиг. 123.



Фиг. 123.



## Р е ш е н и е

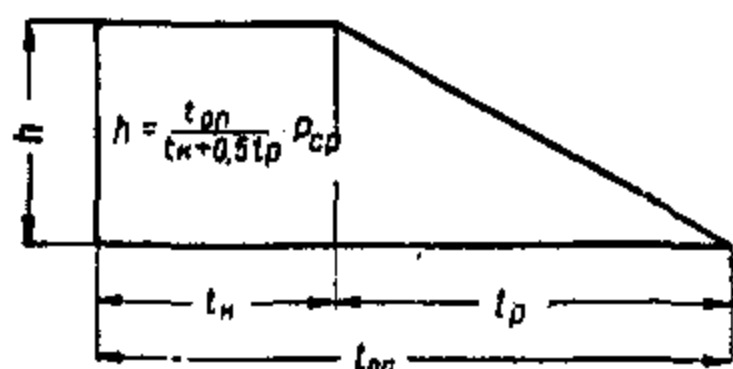
Определяем нагрузку на вертикальное оперение по формуле:

$$P = 3,2v_{\max} S_{в.о} = 88 \text{ кг.} \quad v_{\max} \left[ \frac{\text{м}}{\text{с}} \right] \quad (5)$$

Средняя удельная нагрузка

$$p_{\text{ср}} = \frac{88}{0,82} = 107 \text{ кг/м}^2.$$

Нагрузка по хорде распределяется, как показано на фиг. 124, так что интенсивность в любой точке киля (и рогового компенсатора) равна:



Фиг. 124.

$$h = \frac{l_{\text{оп}}}{l_k + 0,5 l_p} p_{\text{ср}}, \quad (6)$$

где  $l_{\text{оп}}$  — хорда вертикального оперения;  
 $l_k$  — хорда киля (или компенсатора);  
 $l_p$  — хорда руля (без хорды компенсатора);  
 $p_{\text{ср}}$  — средняя удельная нагрузка.

Следовательно,  $l_k$  в одном случае будет являться хордой киля (если в сечение входит киль) и в другом — хордой компенсатора (там где имеется роговой компенсатор и киль отсутствует).

Определяем для нашего случая значения  $h$  по сечениям

$$h_1 = \frac{0,90}{0,40 + 0,5 \cdot 0,5} \cdot 107 = 147 \text{ кг/м}^2$$

$$h_2 = \frac{10,86}{0,26 + 0,5 \cdot 0,6} \cdot 107 = 164 \quad \gg$$

$$h_3 = \frac{0,82}{0,22 + 0,5 \cdot 0,6} \cdot 107 = 169 \quad \gg$$

$$h_4 = \frac{0,67}{0,17 + 0,5 \cdot 0,5} \cdot 107 = 170 \quad \gg$$

$$h_5 = \frac{0,48}{0,12 + 0,5 \cdot 0,36} \cdot 107 = 171 \quad \gg$$

Нагрузка на нервюры киля

$$p_k = h t_{ka}. \quad (7)$$

Нагрузка на нервюры руля (без рогового компенсатора):

$$P_p = \frac{h t_p}{2} a; \quad (8)$$

с роговым компенсатором:

$$P_p = \left( h t_{kp} + \frac{h t_p}{2} \right) a, \quad (9)$$

где  $t_{\text{кп}}$  — хорда компенсатора;  
 $t_p$  — хорда руля (без хорды компенсатора);  
 $t_k$  — хорда кия;  
 $a$  — расстояние между средними линиями смежных отсеков.  
 Вычисления сводим в табл. 8

Таблица

Сечения	1	2	3	4	5
$t$ руля . . . . .	0,5	0,60	0,60	0,5	0,36
$t$ кия . . . . .	0,40	0,26	0,22	—	—
$t_{\text{кп}}$ . . . . .	—	—	0,22	0,17	0,12
$a$ . . . . .	0,325	0,25	0,250	0,25	0,125
$ht_k a$ . . . . .	0,125	—	0,125	—	—
$h$ . . . . .	7,3	10,6	4,6	—	—
$ht_{\text{кп}} + \frac{th_p}{2}$ . . . . .	147	164	169	170	171
$ht_{\text{кп}} + \frac{th_p}{2}$ . . . . .	36,7	49,8	89,0	71,4	51,3
$a \left( ht_{\text{кп}} + \frac{th_p}{2} \right)$ . . . . .	11,8	12,3	17,3	17,7	6,4

Дальнейший ход расчета аналогичен расчету горизонтального оперения со стабилизатором.

Сначала рассчитываем лонжерон руля поворотов, находим в нем изгибающие моменты и опорные реакции. Опорные реакции лонжерона руля через шарниры передадутся на задний лонжерон кия сложатся с основными нагрузками.

Распределение нагрузки, действующей на киль, по лонжеронам не встретит затруднений.

Положение центра давления будет находиться по середине хорды кия, так как нагрузка распределяется по прямоугольнику.

Для лонжерона руля необходимо учесть крутящие моменты. Точка приложения сил от носка руля в части руля без компенсатора будет равна:

$$C = \frac{1}{3} t_p,$$

а в части руля с компенсатором

$$C = \frac{t_{\text{кп}}^2 + t_p \left( t_k + \frac{1}{3} t_p \right)}{2t_{\text{кп}} + t_p},$$

или, приняв приближенно распределение нагрузки по закону треугольника, будем иметь:

$$C = \frac{1}{3} (t_{\text{кп}} + t_p). \quad (1)$$

## КОНСТРУКЦИЯ И РАСЧЕТ ФЮЗЕЛЯЖА

### § 1. КОНСТРУКЦИЯ ФЮЗЕЛЯЖА

В носовой части фюзеляжа планера располагаются пилот, управление и буксирное приспособление. Поэтому внутри этой части фюзеляжа планера не должно быть поперечных расчалок и других деталей стесняющих расположение пилота и мешающих управлению. Для восприятия усилий от буксирного троса и передачи их центральной части фюзеляжа носовая часть должна быть достаточно жесткой.

Центральная часть фюзеляжа воспринимает нагрузки, действующие на переднюю часть фюзеляжа, и нагрузки от хвостового оперения. Кроме того, эта часть служит для передачи веса планера на несущие поверхности во время полета и на лыжу или шасси во время посадки.

Хвостовая часть фюзеляжа служит опорой для оперения и воспринимает нагрузки, действующие на последнее.

Вертикальное оперение создает крутящие моменты и горизонтальные нагрузки на хвостовую часть фюзеляжа; горизонтальное оперение и костыль — вертикальные нагрузки.

Конструкция фюзеляжа в целом должна иметь удобообтекаемую форму без резких переломов в линиях обвода, не иметь впадин и выступов, препятствующих плавному обтеканию, и иметь возможно меньший мидель (поперечное сечение).

Несоблюдение перечисленных условий вызовет увеличение вредного сопротивления, создаваемого фюзеляжем, и, следовательно, весьма существенно повлияет на аэродинамические качества планера. Дополнительное лобовое сопротивление будет создаваться также интерференцией между крылом и фюзеляжем; поэтому сопряжение крыла с фюзеляжем должно быть выполнено без острых углов с помощью зализа. Применение зализа выгодно, кроме того, с точки зрения бафтинга (см. гл. IX).

Таковы основные требования, предъявляемые к конструкции фюзеляжа в отношении прочности и аэродинамических качеств. Кроме того, к фюзеляжу предъявляется требование легкости конструкции и простота производства. Оба эти требования в большой степени будут зависеть от назначения планера, так как этим качествам обычно удовлетворяют за счет соответствующего понижения требований аэродинамики. Так, например, в учебных планерах часто практикуется в хвостовой части фюзеляжа расчаленная балка. В этом случае дешевизна в производстве достигается за счет соответствующего понижения аэродинамики планера.

Основными типами фюзеляжей в планерах являются монокок, балочный и ферменный с работающей обшивкой. Ферменный фюзеляж с расчалками в планерах почти не применяется. Характеристика типов фюзеляжей приведена ниже.

Фюзеляж типа монокок является наиболее распространенной конструкцией для рекордных планеров. Он имеет вид тела обтекаемой формы. Яйцевидное поперечное сечение в центральной и носовой части фюзеляжа переходит в круглое или эллиптическое на конце и прекрасно воспринимает как изгибающие, так и крутящие усилия.

Конструкция фюзеляжа состоит из набора шпангоутов и продольных стрингеров, подкрепляющих фанерную обшивку.

Шпангоуты служат для придания необходимой формы фюзеляжу и воспринимают местные усилия (например, с несущих поверхностей, оперения).

Стрингера ставятся для подкрепления обшивки, что способствует уменьшению и ограничению упругих деформаций сдвига.

Шпангоуты (кроме силовых, воспринимающих местные сосредоточенные силы) выполняются обычно коробчатого типа. Силовые шпангоуты имеют смешанную рамноферменную конструкцию, обеспечивающую необходимую жесткость. Расстояние между шпангоутами в существующих планерах колеблется в пределах 250—400 мм. Дальнейшее увеличение расстояний между шпангоутами очевидно невыгодно.

Стрингера распределяются равномерно по контуру сечения. Наиболее употребительный размер стрингеров  $10 \times 12$  мм, или  $10 \times 8$  мм. В местах действия сосредоточенных сил (костыль, лыжа, буксирный замок) сечения стрингеров доходят до размеров  $12 \times 15$  мм или  $10 \times 15$  мм. Вообще нужно отметить, что конструкция такого узла, как костыль, буксирный замок и т. п., передающего сосредоточенные усилия на фюзеляж, должна быть увязана с обшивкой, стрингерами и, если в этом месте стоит шпангоут, — с шпангоутом в одно целое. Совершенно не допускается крепление только к стрингеру или обшивке.

В местах крепления крыла, когда узлы ставятся на шпангоуты, фюзеляж обшивается более толстой фанерой, способной воспринимать усилия с шпангоута и распределять их по центральной части фюзеляжа.

Таким образом фюзеляж типа монокок дает планеру преимущество в весе и его аэродинамической характеристике, но несколько сложен в производстве и поэтому применяется при постройке рекордных планеров.

### Ферменный фюзеляж

Каркас ферменного фюзеляжа состоит из четырех продольных стрингеров-лонжеронов, связанных между собой стойками, раскосами и расчалками, образующими пространственную ферму прямоугольного сечения.

Стойки, раскосы и расчалки крепятся к лонжеронам фюзеляжа при помощи металлических накладок. Сверху фюзеляж обтягивается полотном. Для придания лучшей аэродинамической формы на верхнюю часть фюзеляжа накладываются легкие деревянные каркасы-гаргроты полуовального или полукруглого сечения.

В настоящее время фюзеляжи планеров такой конструкции встречаются редко ввиду их большого веса и необходимости регулировки

при эксплуатации планера. Увеличение веса происходит, во-первых, потому, что сечение лонжеронов и раскосов приходится делать больше, чем это требуется по расчету; во-вторых, за счет введения металлических накладок для креплений раскосов и стоек. Увеличение сечения лонжеронов и стоек приходится делать, учитывая ослабление сечения соединительными элементами накладок. Чаще применяются ферменные раскосные и шпангоутные конструкции фюзеляжа, обшиваемого фанерой. Фюзеляж такой конструкции не требует регулировки, и подкосы фермы работают как на сжатие, так и на растяжение.

В ферменных фюзеляжах верхние лонжероны и горизонтальные распорки и раскосы образуют верхнюю горизонтальную ферму; нижние — нижнюю. Верхний и нижний правые стрингера, вертикальные стойки и раскосы образуют правую вертикальную ферму фюзеляжа; левые стрингера, стойки и раскосы — левую; жесткость ферм фюзеляжа достигается обшивкой их фанерой.

В шпангоутной конструкции каркас фюзеляжа образуется набором шпангоутов, стрингеров и раскосов. Шпангоуты бывают как рамной, так и ферменной конструкции. Каркас фюзеляжа обшивается силовой фанерной обшивкой, благодаря чему шпангоутные фюзеляжи работают как цельная трубообразная балка.

Аэродинамическая обтекаемость фюзеляжа достигается приданием шпангоутам соответствующей формы. Обычное сечение фюзеляжа такого типа — плоские бока и искругленный верх и низ. Иногда фюзеляжу придается шестиугольное сечение.

## § 2. РАСЧЕТ ФЮЗЕЛЯЖА

Для расчета фюзеляж можно разбить на переднюю, среднюю и хвостовую части. Передняя часть фюзеляжа считается от носового обтекателя и до первого лонжерона крыла. Средняя часть заключается между лонжеронами крыла и является основной частью фюзеляжа, воспринимающей все нагрузки. Хвостовая часть фюзеляжа служит для передачи усилия от хвостового оперения и кистыля к средней части.

На переднюю часть фюзеляжа будут действовать нагрузки от буксирного троса и от расположенных в них грузов (оборудование, пилот). Кроме того, весь фюзеляж будет работать на случай посадки при ударе лыжи и кистыля о землю.

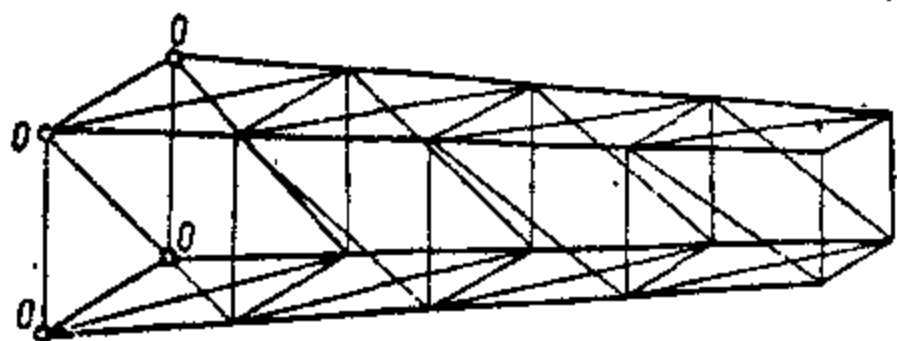
Не останавливаясь здесь на вопросах определения нагрузок на фюзеляж, так как они достаточно освещены в нормах прочности, переходим к методам расчета ферменного фюзеляжа и фюзеляжа монокок.

### Ферменный фюзеляж

Для расчета ферма фюзеляжа предполагается имеющей опоры, отмеченные на фиг. 125 точками 0. Эти точки есть места присоединения крыльев к фюзеляжу. Для расчета передней части считается, что она закреплена в месте крепления переднего лонжерона крыла, а для расчета хвостовой части — в месте ее крепления у заднего лонжерона крыла.

Ферма фюзеляжа нагружается вертикальными, горизонтальными и скручивающими усилиями, т. е. она подвержена изгибу в двух плоскостях и кручению.

Изгиб в вертикальной плоскости будет испытывать хвостовая часть фюзеляжа от нагрузки на горизонтальное оперение в полете и на костыль — при посадке. Горизонтальный компонент нагрузок дадут нагрузки на вертикальное оперение.



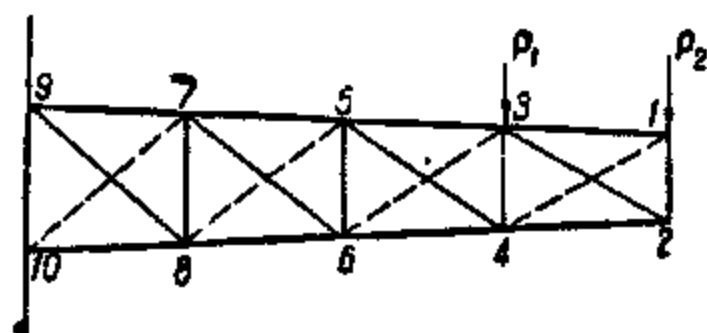
Фиг. 125.

Кручение фюзеляжа вызывается нагрузкой на вертикальное оперение, так как последняя не проходит через ось жесткости фюзеляжа. Разберем в отдельности расчет фермы на изгиб и кручение.

### Изгиб

Для наглядности разберем изгиб хвостовой фермы от нагрузки на горизонтальное оперение, т. е. вертикальный изгиб.

На фиг. 126 приведена схема хвостовой части с внешними силами  $P_1$  и  $P_2$ , действующими на фюзеляж от горизонтального оперения.



Фиг. 126.

Так как эти силы лежат в вертикальной плоскости, а конструкция фюзеляжа может быть разбита на четыре плоских фермы — две вертикальных и две горизонтальных, то в силу симметрии будем рассматривать указанные силы, как действующие на вертикальные фермы, причем каждая ферма несет половину нагрузки от хвоста.

Так как такая ферма статически определима, то расчет ее может быть произведен аналитическим методом или помощью диаграмм Крмонны<sup>1</sup>.

Для ферменного фюзеляжа расчалочной конструкции в расчет принимаются только растянутые проволоки, обратные же считаются неработающими, т. е. провисающими при полной нагрузке. В расчалочных конструкциях стойки всегда работают на сжатие, а расчалки на растяжение.

В случае фюзеляжа раскосной конструкции раскосы и стойки могут работать на растяжение и сжатие. Таким образом при вертикальном изгибе работают только боковые вертикальные фермы, горизонтальные же фермы в этом случае в расчет не вводятся.

<sup>1</sup> Описание методов см. Справочник по расчету самолета на прочность, Гл. редакция авиацион. литературы, ОНТИ, 1937.

При посадке планера силы лежат также в вертикальной плоскости и поэтому рассматриваются опять вертикальные фермы. Внешние силы в этом случае определяются как реакции опор, которые считаются в точках крепления лыжи и костыля. Подсчет производится следующим образом: собственный вес планера разносится между лыжей и костылем по закону рычага, т. е. если центр тяжести лежит на расстоянии  $a$  от лыжи и на расстоянии  $b$  от крепления костыля, то силы в этих точках найдутся по формулам:

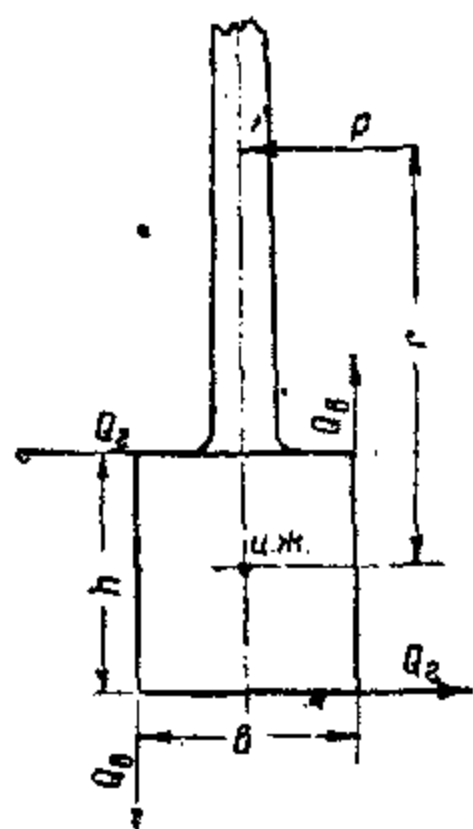
$$P_a = P_p \frac{b}{a+b},$$

$$P_b = P_p \frac{a}{a+b};$$

здесь  $P_p$  — вес планера, взятый с перегрузкой для случая  $E_\phi$ , т. е.

$$P_p = P n_E.$$

При изгибе в горизонтальной плоскости под действием нагрузки на вертикальное оперение рассматриваем только горизонтальные фермы, и если последние симметричны, то рассчитываем одну из них и половинные нагрузки. Если продольные стержни фюзеляжа (лонжероны) являются стержнями одновременно как горизонтальной, так и вертикальной ферм фюзеляжа, то в случае совместного действия горизонтального и вертикального изгиба усилия в них получим суммированием усилий от изгиба в вертикальной и горизонтальной плоскости.



Фиг. 127.

### Кручение

Кручение хвостовой части фюзеляжа происходит ввиду того, что сила  $P$ , действующая на вертикальное оперение, не проходит через центр жесткости фюзеляжа.

Как видно из фиг. 127, крутящий момент будет равен

$$M_{кр} = P r,$$

где  $P$  — нагрузка на вертикальное оперение;

$r$  — расстояние от центра жесткости фюзеляжа до точки приложения силы  $P$ .

Силу  $P$  будем считать приложенной в центре тяжести грузовой площади вертикального оперения.

Крутящий момент между фермами фюзеляжа распределяем по Бредту, т. е. считаем, что 50% величины крутящего момента воспринимается вертикальными панелями и 50% — горизонтальными пане-

лями. Тогда силы, действующие на горизонтальные и вертикальные фермы фюзеляжа, получим из отношений:

$$Q_r = \frac{M_{кр}}{2h},$$

$$Q_v = \frac{M_{кр}}{2b},$$

где  $Q_r$  и  $Q_v$  — соответственно силы, действующие на горизонтальную и вертикальную фермы;

$M_{кр}$  — крутящий момент;

$h$  — высота фюзеляжа у хвоста;

$b$  — ширина фюзеляжа у хвоста.

Полученными силами  $Q_r$  и  $Q_v$  загружаем горизонтальные и вертикальные фермы в виде сосредоточенных сил, приложенных на конце фюзеляжа.

Таким образом, кручение фюзеляжа будет сводиться к изгибу двух ферм, горизонтальной и вертикальной, силами  $Q_r$  и  $Q_v$ . Следовательно, если хвостовая часть фюзеляжа рассчитывается на совместное действие сил от горизонтального и вертикального оперения, то порядок расчета устанавливаем следующий:

1. Определяются усилия на вертикальные фермы от реакции горизонтального оперения.

2. Определяется крутящий момент от нагрузки на вертикальное оперение; при этом, если горизонтальные фермы одинаковы, то центр жесткости находится на пересечении осей симметрии сечения фюзеляжа.

3. Определяется сила  $Q_v$ , приходящаяся на вертикальную ферму фюзеляжа от кручения.

4. На чертеж фюзеляжа наносятся полученные внешние нагрузки:  $R$  — реакция горизонтального оперения и  $Q_v$  в соответствующих узлах.

5. Определяются усилия в стержнях фермы аналитическим методом или построением диаграммы Кремоны.

6. Переносится в соответствующий узел горизонтальной фермы фюзеляжа сила, действующая на вертикальное оперение  $R_0$ . Если горизонтальные фермы одинаковы, то каждая ферма воспримет половинную величину силы.

7. Определяется сила  $Q_r$  от момента переноса и прикладывается в соответствующем узле горизонтальной фермы.

8. На действие сил  $\frac{R_0}{2}$  и  $Q_r$  рассчитывается горизонтальная ферма на изгиб, т. е. определяются усилия в стержнях.

Если продольные стержни (лонжероны) являются одновременно стержнями вертикальной и горизонтальной ферм, расчетные усилия в них получаются суммированием сил от изгиба горизонтальной и вертикальной ферм. После этого производится проверка напряжений в стержнях фермы. Стержни проверяются на растяжение и на продольный изгиб или на сжатие (при малой длине стержня).

Расчет носовой части фюзеляжа производится аналогично. В носовой части могут также возникнуть крутящие усилия. Например, при



буксировке, когда направление буксировочного троса образует некоторый угол с осью фюзеляжа. Разложив действующую силу на два направления—вертикальное и горизонтальное,—получим изгиб фюзеляжа в двух плоскостях и кручение. Кручение вызовет горизонтальная составляющая, так как последняя будет находиться на некотором расстоянии от центра жесткости фюзеляжа. Центральную часть фюзеляжа рассчитываем от действия на нее сил от хвостовой и носовой частей фюзеляжа.

### Расчет фюзеляжа монокок

Все положения относительно определения внешних сил, действующих на фюзеляж, остаются те же, что были описаны в расчете ферменного фюзеляжа.

Хвостовая и носовая части фюзеляжа рассчитываются как консольные балки, закрепленные на крыле (в местах крепления лонжеронов).

Для расчета на изгиб в каждом расчетном случае создает схему нагружения фюзеляжа, в которой строятся эпюры перерезывающих сил и изгибающих моментов и намечаются сечения подлежащие проверке.

На фиг. 128 приведена схема нагружения фюзеляжа и эпюры перерезывающих сил и моментов для случая изгиба хвостовой части фюзеляжа нагрузками, действующими на горизонтальное оперение.

Проверка напряжений в элементах сечения производится по формуле:

$$\sigma = \frac{MZ}{I} k k_E, \quad (1)$$

- где  $\sigma$  — напряжение в элементе сечения;  
 $M$  — изгибающий момент в сечении;  
 $Z$  — расстояние элементов от нейтральной оси;  
 $K$  — редуцированный коэффициент;  
 $k_E$  — отношение модулей упругости приводимого материала к рассматриваемому;  
 $I$  — момент инерции сечения.

Порядок расчета конструкций типа монокок рассмотрен в гл. V, при расчете моноблочного крыла. Расчет фюзеляжа типа монокок может быть полностью проведен по описанному способу.

Если сечения стрингеров одинаковы по контуру, то напряжения определяются для наиболее нагруженных стрингеров, т. е. наиболее

удаленных от нейтральной оси. Изгиб фюзеляжа вызовет работу обшивки на сдвиг. По схеме работы на сдвиг монокок аналогичен тонкостенной балке коробчатого сечения, имеющей криволинейные стенки. Если фанерная обшивка устойчива на касательные напряжения, то напряжения в ней находим по формуле:

$$\tau_{\text{ср}} = \frac{2Q}{F_{\text{обш}}}, \quad (2)$$

где  $Q$  — секущая сила в сечении;

$F_{\text{обш}}$  — площадь сечения обшивки.

Значение критического напряжения  $\tau_{\text{ср}}$  для фанеры принимается равным  $80 \text{ кг/см}^2$ .

Если обшивка теряет устойчивость, то напряжения находятся по формуле:

$$\tau_{\text{ср}} = \frac{2Q}{kF_{\text{обш}}}. \quad (3)$$

Здесь сдвиг будет трансформироваться в растяжение, и фактически формула будет давать напряжение растяжения. Коэффициент  $k$  учитывает отсутствие жесткости контура и кривизну стенки. Для конструкции обычного типа  $k = 0,5 + 0,7$ .

Площадь обшивки определяется как проекция площади обшивки на направление секущей силы  $Q$ , т.е. если периметр контура обшивки обозначить через  $u$  и толщину стенки  $\delta$ , то площадь обшивки будет равна  $u\delta$  (при постоянной  $\delta$  по контуру).

При расчете фюзеляжа на кручение пользуемся формулой Бредта:

$$\tau = \frac{M_{\text{кр}}}{2F\delta}, \quad (4)$$

где  $M_{\text{кр}}$  — крутящий момент в сечении;

$F$  — площадь данного сечения фюзеляжа;

$\delta$  — толщина обшивки.

Так как крутящий момент по длине фюзеляжа будет постоянен, то проверяется обычно сечение у хвостового оперения, так как там площадь сечения фюзеляжа имеет минимальное значение.

Необходимо отметить, что всевозможные вырезы в фюзеляже кроме ослабления конструкций будут увеличивать крутящие моменты. Так, например, наличие выреза в хвостовой части фюзеляжа выведет центр жесткости за габариты сечения, в результате чего увеличится плечо крутящего момента.

Вырезы для люков кабин, очевидно, мало влияют на жесткость фюзеляжа при кручении, так как они расположены около места заделки фюзеляжа (крепление крыла), где значение центра жесткости теряет свой смысл. Обычно вырез кабин в достаточной мере компенсируется устройством жесткой рамы по контуру люка. При расчете на изгиб в местах, ослабленных вырезами, расчет ведется обычным способом, но в расчет вводится только оставшаяся часть элементов. Очевидно, что проверка на изгиб в месте, ослабленном вырезом кабины, будет обязательна в двухместных планерах, где иногда второй пилот расположен за вторым лонжероном, т.е. за точкой крепления фюзеляжа

## ВИБРАЦИИ КРЫЛА И ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ

В последнее время в связи с ростом скоростей полета неоднократно замечалось, что крыло и хвостовое оперение подвержены в полете вибрациям, т. е. колебаниям, которые могут привести конструкцию к разрушению.

Причины, вызывающие вибрации, могут быть подразделены на два рода:

1) вибрации, появляющиеся в результате действия неуравновешенных масс мотора и винта,

2) вибрации от аэродинамических причин.

Естественно, что конструктора, работающего в области планеризма, будут интересовать вибрации второго рода.

Вибрации от аэродинамических причин могут быть подразделены на следующие типы:

1. Вибрации типа флаттер, являющиеся результатом нарушения равновесия внутренних упругих сил конструкции, с одной стороны, и аэродинамических сил и инерционных, — с другой. Это нарушение равновесия ведет к потере конструкцией устойчивости, при этом изгибные колебания являются результатом крутильных колебаний.

2. Вибрации типа бафтинг, появляющиеся у оперения вследствие попадания оперения в завихренную полосу, идущую от крыла на больших углах атаки. Колебания эти являются вынужденными. Следовательно, вибрации типа бафтинг будут иметь место при малых скоростях полета, и их можно наблюдать на довольно большом диапазоне скоростей; на больших скоростях бафтинг обычно исчезает. Вибрации типа флаттер происходят на больших скоростях полета при определенной критической скорости. Таким образом на определенных режимах полета период колебаний воздушного потока (при бафтинге) и колебания кручения (при флаттере) совпадают с периодом свободных поперечных колебаний конструкции, т. е. наступает резонанс, сопровождающийся увеличением амплитуд колебаний, что приводит конструкцию планера к разрушению.

### § 1. ВИБРАЦИИ ТИПА ФЛЯТТЕР

Физическая сущность явления вибрации этого типа следующая.

На крыло в полете действуют аэродинамические, инерционные и упругие силы конструкции. Система этих сил находится в равновесии. Если какая-нибудь причина выведет крыло из равновесия, то крыло получит деформации изгиба и кручения или даже незначительные вибрации. Силы, выводящие крыло из равновесия, получили название возмущающих сил. Природа их может быть самая различная: резкое движение элеронами (рулями), воздушная яма и т. п.

Возникающие таким образом деформации конструкции за счет начального действия (импульса) влекут за собой изменение аэродинамических сил, действующих на крыло (оперение). При этом появляющиеся дополнительные аэродинамические силы могут быть раз-

биты на две категории: одни действуют в сторону, обратную возникшей деформации, т. е. стремятся вернуть крыло в положение равновесия, и носят название демпфирующих сил, другие силы будут действовать по направлению деформации, т. е. будут стремиться увеличить деформацию; эти силы носят название возбуждающих.

Как показал анализ, аэродинамические демпфирующие силы возрастают пропорционально скорости, а силы возбуждающие возрастают пропорционально квадрату скорости полета. На малых скоростях полета демпфирующие силы значительно превышают возбуждающие, но при возрастании скорости полета возбуждающие силы растут гораздо быстрее демпфирующих, и, наконец, наступает такой момент, когда демпфирующие силы становятся равными возбуждающим. Скорость, при которой демпфирующие силы становятся равными возбуждающим, носит название критической скорости.

Итак, вследствие действия возмущающих сил, крыло (оперение) получает дополнительную нагрузку, а следовательно, и деформацию. Оно может возвратиться в первоначальное состояние, если демпфирующие силы больше возбуждающих, или получить движение, все более и более удаляющееся от начального положения равновесия (если демпфирующие силы меньше возбуждающих). Если при этом крыло начинает совершать периодические колебания с постоянной или увеличивающейся амплитудой, то получим вибрацию типа флаттера.

Таким образом задача нахождения критической скорости сводится к определению скорости, при которой появляющиеся деформации порождают силы, автоматически увеличивающие деформации.

### Меры против флаттера

При конструировании планера в качестве мер по борьбе с флаттером могут быть применены следующие:

1. Совмещение в крыле трех осей — жесткости, тяжести и фокуса<sup>1</sup>. Однако нужно указать, что при небольшом расстоянии оси жесткости от центра тяжести приток энергии будет невелик и может быть сделан меньше, чем ее расход, и тем самым флаттер становится невозможным. Если совмещены только две точки: центр жесткости и центр тяжести, или центр жесткости и фокус крыла, то флаттер будет иметь место на высоких скоростях полета.

2. Полное весовое уравнивание элеронов и рулей. Если элерон или рули не уравновешены, то при движении крыла вверх элерон (руль) отклонится вниз под действием силы инерции, кривизна профиля увеличится, и крыло получит дополнительную подъемную силу, направленную по направлению движения. То же явление дополнительного действия элеронов получится и при движении колеблющегося крыла вниз. Следовательно, элерон будет как бы раскачивать крыло.

Так как обычно центр тяжести элерона лежит за осью вращения, то уравнивание достигается закладыванием специальных гру-

<sup>1</sup> Фокусом называется такая точка крыла, относительно которой коэффициент момента  $C_m$  остается постоянным на всем диапазоне летных углов. Для большинства профилей фокус в среднем находится на  $25\%$  хорды.

зов в носок элерона или выносом их на рычагах. При этом желательно равномерное распределение грузов, и ни в коем случае не должно иметь места сосредоточивание одного груза на конце элерона.

Для того чтобы не возникал фляттер, жесткость крыла на кручение в каждом сечении должна быть не менее <sup>1</sup>

$$GI_p \geq 0,5 \rho_0 v^2 (F_v)^2, \quad (1)$$

где  $\rho_0$  — плотность воздуха у земли;

$F_v$  — площадь крыла от рассматриваемого сечения до конца крыла;

$v$  — максимально возможная скорость полета;

$G$  — модуль упругости второго рода;

$I_p$  — полярный момент инерции;

$GI_p$  — жесткость крыла на кручение в данном сечении.

При расчете по методу контуров:

$$GI_p = \frac{M_{кр}}{\alpha}, \quad (2)$$

где  $\alpha$  — относительный угол закручивания в радианах;

$M_{кр}$  — крутящий момент в сечении.

Необходимо отметить, что однолонжеронные конструкции и конструкции моноблок представляются более выгодными с точки зрения вибраций типа фляттер.

## § 2. ВИБРАЦИИ ТИПА БАФФТИНГ

Как уже указывалось, вибрации типа баффтинг являются вибрациями оперения, вызванными волнообразным движением воздуха в завихренной области, идущей от крыла. Физическая сущность этого явления заключается в следующем. На больших углах атаки (т. е. на малых скоростях) с крыла срываются вихри, которые, попадая на оперение, вызывают в нем резкие, сильные сотрясения; если при этом частота срывающихся вихрей совпадает с частотой собственных колебаний оперения, может произойти поломка хвоста, так как амплитуда колебаний будет непрерывно возрастать. Действие вихрей на оперение будет сказываться в том, что вследствие волнообразности потока обтекание оперения попеременно будет происходить под разными углами атаки, соответствующими углам наклона траектории точек на волне. Переменные углы атаки у оперения вызывают переменную силу, и оперение поэтому будет испытывать вынужденные колебания.

Как показал анализ, при явлении резонанса, т. е. в случае, когда частота срывающихся вихрей совпадает с частотой колебаний оперения, амплитуда колебаний тем больше, чем больше профильное сопротивление  $C_p$ . Следовательно, при срывах с крыла, вызывающих значительное  $C_p$ , будут значительны и максимальные амплитуды.

Таким образом в целях уменьшения интенсивности вибраций следует уменьшать профильное сопротивление в центральной части крыла. Обычно значительное профильное сопротивление возникает

<sup>1</sup> Немецкие нормы.

за счет интерференции крыла и фюзеляжа (особенно у низкопланов), поэтому желательно в таких случаях сводить интерференцию до минимума. При этом необходимо отметить, что величина максимальной амплитуды не зависит от частоты собственных колебаний, а следовательно, и от жесткости оперения; жесткость оперения будет влиять только на величину скорости, при которой произойдет резонанс. Так что, если резонанс наблюдался при полете на передире, т. е. на малых скоростях, то при увеличении жесткости оперения резонанса на малой скорости можем избежать, но зато он произойдет на большей скорости, когда планер перейдет на критический режим, например, при виражах, переворотах или при вертикальных порывах ветра.

В случае, когда резонанс отсутствует, т. е. когда частота вихрей не совпадает с частотой собственных колебаний оперения, амплитуда растет пропорционально квадрату скорости при частоте собственных колебаний оперения, больше частоты вихрей; и пропорциональна квадрату профильного сопротивления  $C_p^2$ , когда частота собственных колебаний оперения меньше частоты вихрей. Поэтому, если наблюдаются небольшие вибрации оперения, интенсивность которых начинает быстро возрастать с увеличением скорости, то это указывает на то, что частота вихрей меньше частоты собственных колебаний оперения.

Обычно жесткость оперения бывает таковой, что резонанс появляется при горизонтальном полете на критических углах атаки или немного больших. При этом величина амплитуды в нормальном режиме полета с увеличением скорости полета должна уменьшаться, так как при увеличении скорости переходят на меньшие углы атаки, когда  $C_p$  уменьшается. Вообще нужно отметить, что преждевременные срывы с крыла, вызванные интерференцией, могут вызвать интенсивные вибрации и без наличия резонанса.

Для полного уяснения картины бафтинга и для приложения вышеприведенных выводов необходимо знать расположение оперения относительно вихревой полосы. Положение вихревой полосы относительно оперения будет зависеть: от положения оперения относительно крыла, от скоса потока за крылом и от угла атаки крыла.

Если оперение расположено на продолжении хорды крыла, то оперение будет попадать в завихренную полосу на малых углах атаки, при больших же — завихренная полоса пойдет выше оперения, следуя за потоком. Попадание оперения в завихренную полосу на малых углах атаки будет почти всегда безопасным, так как частота вихрей будет намного превышать частоту собственных колебаний оперения, и, следовательно, не будет явления резонанса; амплитуда колебаний будет также незначительной благодаря малому профильному сопротивлению, а, как мы видели выше, оно входит в определение величины амплитуды в квадрате. Только при значительной интерференции между крылом и фюзеляжем, когда велико профильное сопротивление, вибрации могут оказаться существенными.

При расположении оперения выше крыла оно начинает попадать в завихренную полосу при больших углах атаки. При этом, вследствие

того, что скос потока уменьшается на больших углах атаки, попадание оперения в завихренную область облегчается. Скос потока за критическими углами начинает быстро уменьшаться, и при угле атаки больше критического на  $4 - 5^\circ$  скос равняется нулю.

Наличие интерференции между крылом и фюзеляжем еще больше уменьшает скосы, которые могут стать равными нулю, или даже отрицательными при углах атаки меньше критического. Попадание оперения в завихренную полосу на больших углах атаки приводит к вибрациям, которые могут происходить вне резонанса, но будут довольно значительны; при явлении резонанса полет будет опасным.

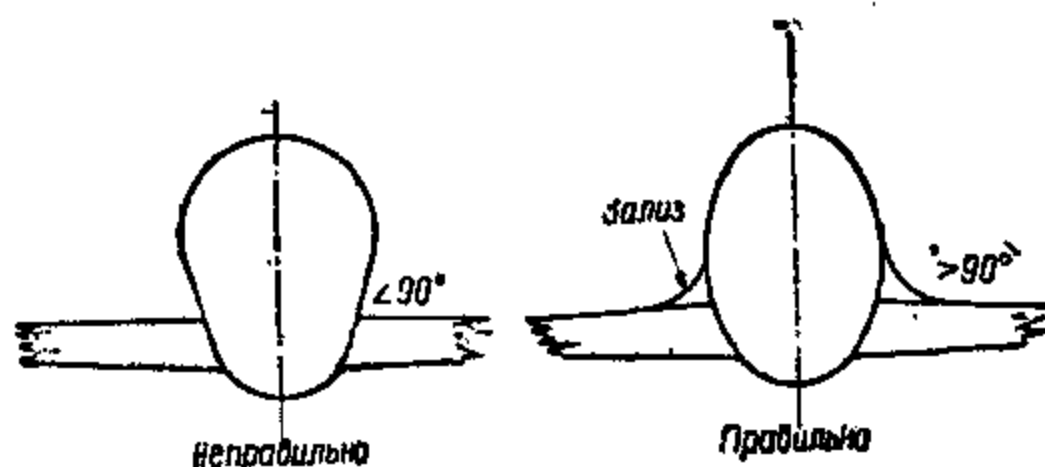
Иногда располагают оперение настолько высоко, что оно не попадает в завихренную полосу даже при критических углах атаки, в этом случае, при случайном переходе планера на закритические углы атаки, например, при сильном восходящем потоке, или при вертикальных порывах ветра, оперение попадает в интенсивную завихренную область. В этом случае завихренная полоса будет довольно широкой, и возможен резонанс, который может оказаться катастрофическим.

Таким образом высокорасположенное оперение более склонно к вибрациям, и вибрации будут более опасны, чем при низком расположении оперения.

### Меры против бафтинга

В качестве мер борьбы с бафтингом при конструировании планера можно указать на следующие:

1. Расположение оперения по отношению к крылу на такой высоте, чтобы оно не попадало в завихренную область на больших углах атаки.

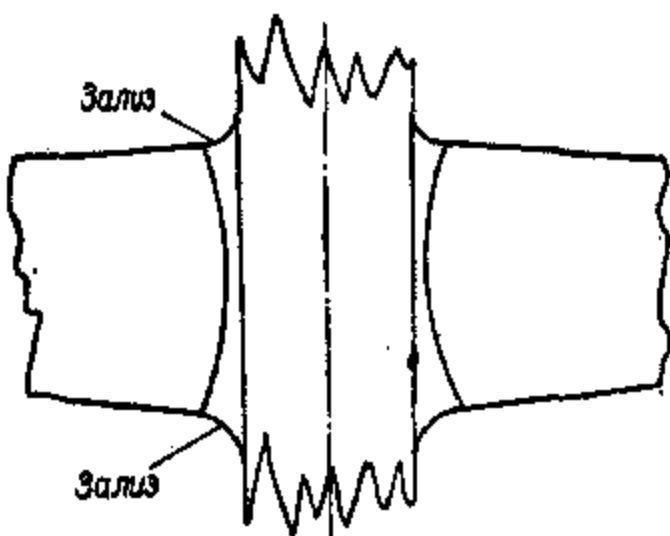


Фиг. 129.

2. Сокращение ширины завихренной полосы; это уменьшает вероятность попадания оперения в завихренную область, и, кроме того, увеличивается частота вихрей и, следовательно, вероятность резонанса будет меньше. В целях достижения этого необходимо уменьшать интерференцию между крылом и фюзеляжем, для чего нужно следить за тем, чтобы верхняя поверхность крыла подходила под прямым углом к поверхности фюзеляжа, или образовывала с ней тупой угол; последнего можно достичь, заполняя острый угол так называемым зализом (фиг. 129). Кроме того, необходимо создавать в виде крыла в плане плавные переходы кромок крыла к фюзеляжу (фиг. 130).

3. Придание оперению такой жесткости и прочности, чтобы исключалась возможность вибраций, а в случае появления последних обеспечивалось бы оперение от разрушения и остаточных деформаций.

Кроме возникновения бафтинга оперения за счет срыва вихрей с крыла возможен бафтинг, являющийся результатом срыва вихрей с плохо обтекаемых выступающих частей фюзеляжа, например, плохо зализанных козырьков, фонаря, кабины и т. п.; поэтому нужно добиваться тщательного зализывания фюзеляжа.



Фиг. 130.

### § 3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ КРИТИЧЕСКОЙ СКОРОСТИ

Определение критической скорости с учетом всех факторов, влияющих на величину последней, является сложной задачей, отнимающей много времени.

Предлагаемый ниже графо-аналитический метод нахождения критической скорости разработан В. Н. Беляевым и П. И. Храмцовым и представляет собой дальнейшую разработку метода, описанного в журнале ТВФ № 7 за 1936 г. Графики публикуются впервые.

Критическая скорость определяется по формуле:

$$v_{кр} = \frac{1}{lat} \sqrt{\frac{aHQ}{\rho(a^2 + l^2)N}}, \quad (3)$$

где  $l$  — полуразмах крыла в м;

$l$  — максимальная хорда расчетной части крыла в м;

$d = \frac{\partial C_v^*}{\partial \alpha}$  — в радианах ( $\alpha$ ) — на летном диапазоне углов атаки

приблизленно  $d = \frac{11\lambda}{4\lambda + 7}$  ( $\lambda$  — удлинение крыла);

$a$  — расстояние от фокуса до ц. т. сечения в долях хорды крыла; величина  $a$  берется на расстоянии  $3/4 l$  от защемления (см. фиг. 131);

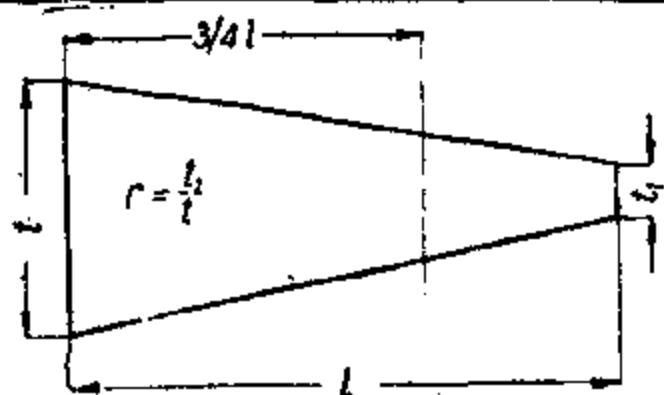
$H = [GI_p]_{ср}$  кгм<sup>2</sup> — средняя жесткость крыла на кручение.

Для получения  $H_{ср}$  строим кривую жесткостей кручения  $GI_p$  по длине крыла (фиг. 132) и определяем среднюю погонную жесткость кручения:

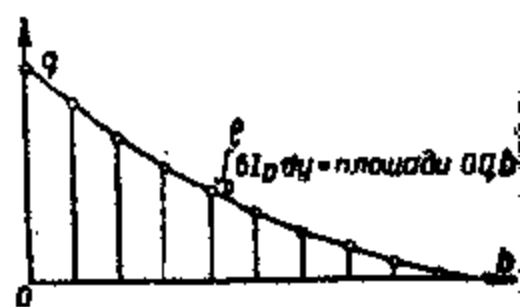
$$H = \frac{\int_0^l GI_p dy}{l} = \frac{\text{площадь } oq\delta}{l}. \quad (4)$$

\* Наклон прямолинейной части кривой  $C_v$  по  $\alpha$ , выраженных в радианах.

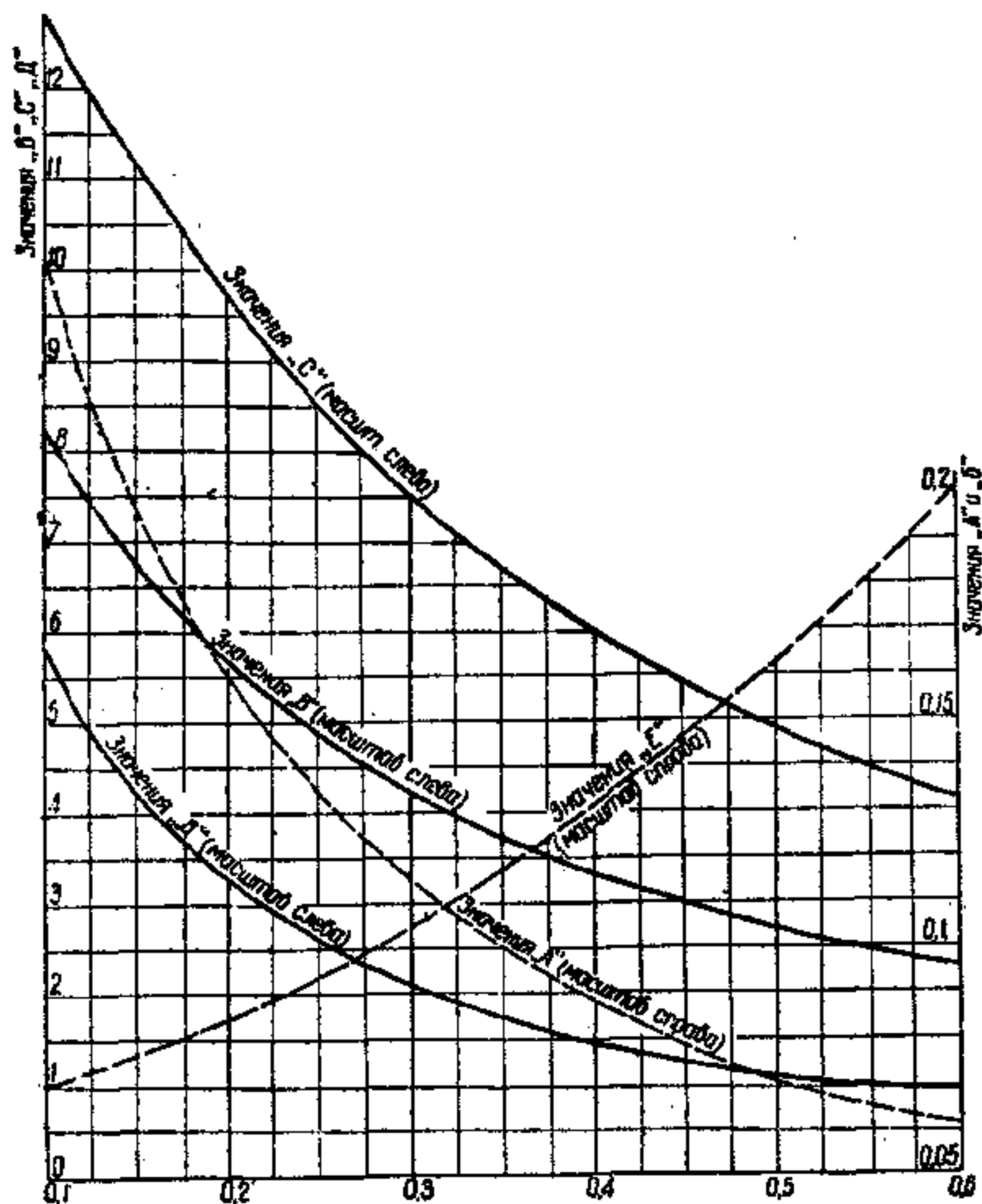




Фиг. 131.



Фиг. 132.



Фиг. 133.

При расчете по методу контуров  $GI_p$  может быть определена по формуле:

$$GI_p = \frac{M_{кр}}{\alpha}, \quad (5)$$

где  $\alpha$  — относительный угол закручивания сечения;  
 $M_{кр}$  — крутящий момент в сечении.

$$Q = \frac{A}{a^2 + i^2} + B \cdot \frac{d}{a} - Cd - \frac{D}{a^2}; \quad (6)$$

$$N = \frac{\rho g l^3 E}{a G_{кр}}. \quad (7)$$

Здесь  $A, B, C, D$  и  $E$  функции  $r = \frac{l_1}{l}$  (фиг. 131) и снимаются с графика фиг. 133<sup>1</sup>;

$i$  — средний радиус инерции сечений крыла в долях хорды относительно ц. т.; для большинства крыльев  $i$  близко к 0,25  
 $i^2 = 0,0625$ ;

$\rho$  — плотность воздуха  $(0,125 \frac{кг \cdot сек^2}{м^3})$  у земли;

$g$  — ускорение силы тяжести  $(9,81 \frac{м}{сек^2})$ ;

$\rho g$  —  $1,226 кг/м^3$ ;

$G_{кр}$  — вес расчетной части крыла.

График становится не верным, если удлинение крыла  $\lambda < 4$  и если величина  $\alpha < 0,1$  (при этом значения  $v_{кр}$  получаются заниженными).

Приведенный график составлен со следующими допущениями  
 1) жесткость крыла на изгиб  $= 2H$  и 2) фокус крыла совмещен с центром жесткости.

## ГЛАВА X

### КОНСТРУКЦИЯ И РАСЧЕТ УПРАВЛЕНИЯ

#### § 1. ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ ПЛАНЕРОМ

Планер в полете должен иметь возможность осуществлять вращение вокруг трех осей  $X, Y, Z$  и обладать способностью двигаться в трех измерениях. Для осуществления этих движений служат органы управления: руль поворота, руль высоты (глубины) и элероны. Каждый из этих органов может вращать планер вокруг одной из указанных осей. Для поворота вокруг поперечной оси  $Z-Z$  служит руль глубины, для вращения вокруг вертикальной оси  $Y-Y$  — руль поворота и для поворота вокруг продольной оси  $X-X$  — элероны.

Руль высоты вместе со стабилизатором образует горизонтальное оперение, а киль и руль поворота — вертикальное. Воздействием потока на отклоненные поверхности верти-

<sup>1</sup> График печатается впервые.

кального и горизонтального оперений осуществляется вращением планера вокруг осей  $Y - Y$  и  $Z - Z$ . Отклоняясь вниз, элерон увеличивает выгнутость профиля крыла и тем самым подъемную силу; поворачиваясь в разные стороны, элероны накрещают планер.

Органы управления приводятся в действие рычагами, расположенными в кабине пилота.

Управление рулями глубины и элеронами осуществляется ручным управлением — ручкой или штурвалом, а управление рулем поворотов — ножным управлением. Для облегчения управления планером последнее делается с таким расчетом, чтобы движения рычагов совпадали с инстинктивными движениями пилота. При движении ручки от себя и на себя планер соответственно будет опускаться или поднимать нос; при этом задняя кромка руля высоты будет подниматься и опускаться. При боковых движениях ручки элероны поворачиваются одновременно в разные стороны. Если ручка отклоняется влево, то правый элерон опускается, а левый поднимается, и планер под влиянием возникающего момента получает крен влево. Движение ручки вправо вызывает крен планера вправо.

Ножное управление делается с таким расчетом, чтобы при нажатии правой ногой планер поворачивался вправо и, наоборот, при нажатии левой ногой двигался влево; при этом задняя кромка руля поворота должна соответственно отклоняться вправо и влево.

## § 2. СХЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Схемы ручного управления подразделяются на карданную и штурвальную. При карданной схеме центральный неравноплечий рычаг делается в виде кардана, способного поворачиваться вокруг двух осей. В штурвальной системе рычаг вращается вокруг одной оси, совершая движения на себя и от себя. Элероны приводятся в действие штурвалом, укрепленным на рычаге и поворачивающимся в стороны. На оси штурвала устанавливается барабан для тросов или зубчатка (звездочка), с которой соединяются тросы элеронов при помощи цепи Галля.

В ножном управлении практикуется или горизонтальный равноплечий рычаг или подвесные качающиеся педали. Движения ручки управления и ножного рычага передаются органам управления или жесткими тягами (жесткая передача) или тросами (мягкая передача). Возможны также и комбинированные передачи: например, передача к рулю глубины от ручки управления до промежуточной качалки жесткая и дальше, до руля глубины, — мягкая. Выбор той или иной передачи зависит от общей конструктивной схемы планера, заданного веса, управления и условий эксплуатации.

К недостаткам жесткой передачи нужно отнести больший вес по сравнению с мягкой и более сложное устройство опор. Устройство опор при больших длинах передаточных элементов (тяги, троса), очевидно, потребуется как при мягкой, так и при жесткой конструкции, однако при жесткой передаче опоры будут тяжелее и сложнее в конструктивном оформлении. Так, например, при жесткой передаче опорами служат обычно рычаги, требующие сильного

крепления и дополнительного введения шарниров, в то время как при мягкой передаче достаточно бывает постановки роликов или направляющих втулок.

К недостаткам мягкой передачи (тросовой) можно отнести перетирание троса в местах его соприкосновения с опорами и вытяжку троса, в результате чего при большой длине троса будет иметь место упругий люфт.

Таким образом нужно считать, что хотя жесткое управление и тяжелее в весовом отношении тросового, но более надежно. На фиг. 134 приведены различные схемы управления. Выбор схемы управления будет в большой степени зависеть от назначения планера и его габаритов.

Наиболее распространенными схемами являются карданная в ручном управлении и педальная в ножном. Применение рычажного ножного управления затрудняется малыми габаритами фюзеляжа в месте расположения педалей. Поэтому рычажное ножное управление практикуется больше в учебных планерах, где габариты фюзеляжа позволяют разместить горизонтальный рычаг.

В отношении ручного управления можно сказать, что штурвальное управление мало практикуется, так как изменяет движение ручки, что требует от пилота повышенного внимания к управлению. До сих пор такие схемы применялись только в рекордных планерах, имеющих малый мидель фюзеляжа, когда боковые движения карданной ручки становятся ограниченными, уменьшая тем самым отклонения элеронов или увеличивая чувствительность управления.

При выборе схемы управления необходимо проверять правильность взаимодействия между движениями ручки и органов управления.

Конструкция ручного и ножного управлений должна обеспечивать необходимые углы отклонения органов управления. При этом перемещение рычагов управления должно происходить в пределах габаритов кабины, и усилия со стороны пилота для воздействия на органы управления не должны превышать определенного предела. В практике установлены следующие диапазоны углов отклонения руль глубины и руль поворотов должны отклоняться на углы  $\pm 30^\circ$ , т. е. полный диапазон отклонения должен составлять  $60^\circ$ . Элероны должны отклоняться в пределах углов  $\pm 25^\circ$ , т. е. отклонение элеронов в обе стороны должно составлять  $50^\circ$ . При дифференциальном управлении элеронов отклонение вверх делается больше, чем вниз.

Нормальными усилиями на ручку управления и педали нужно считать 1—3 кг и не должно быть больше 6 кг. Подсчет усилий на рычаги управления пилота производится по уравнению шарнирного момента:

$$M_{ш} = C_{ш} \rho S v^2 b,$$

где  $M_{ш}$  — шарнирный момент в кгм;

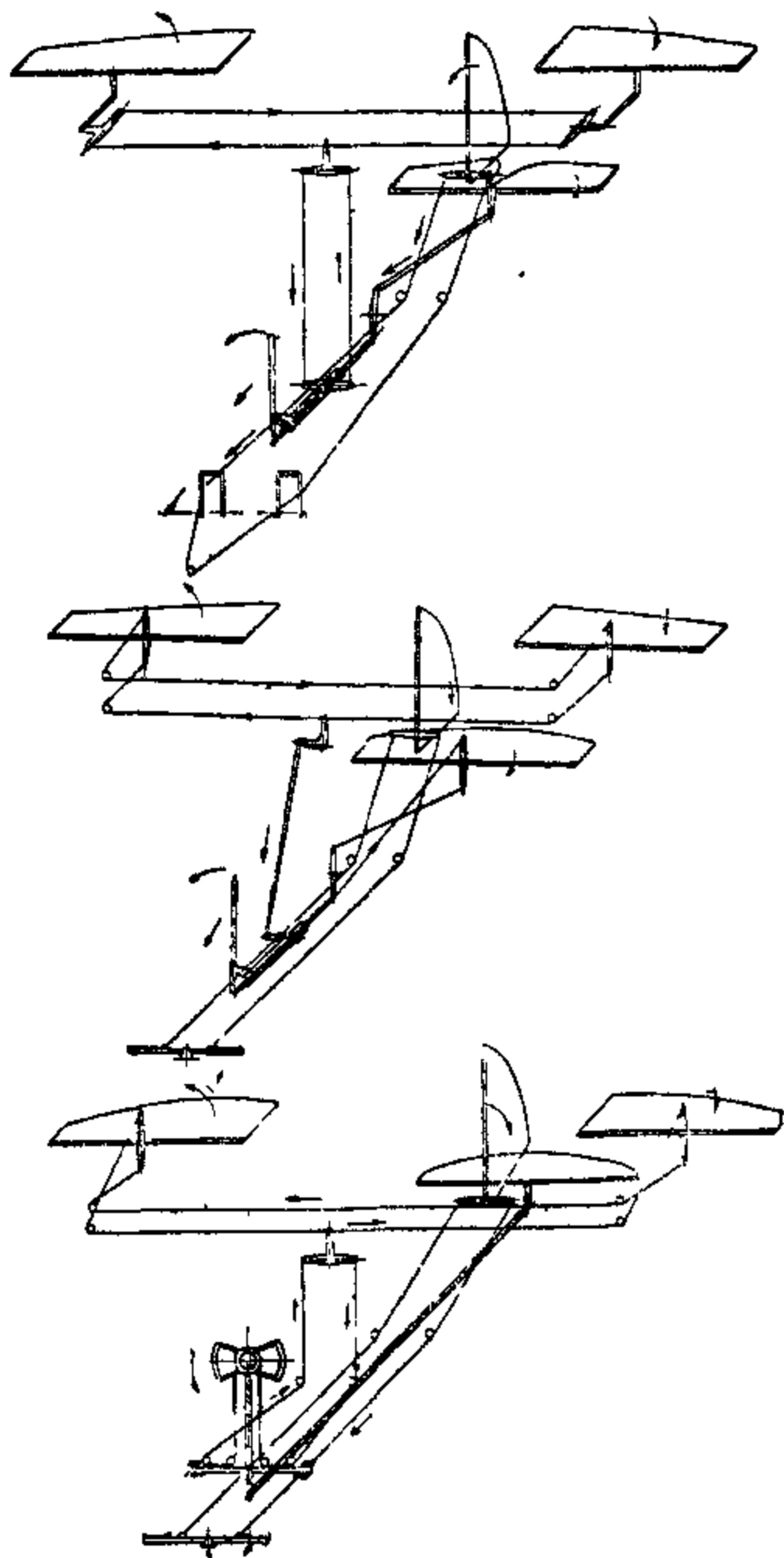
$\rho$  — массовая плотность воздуха у земли;

$S$  — площадь органа управления в  $m^2$ ;

$C_{ш}$  — коэффициент шарнирного момента по продувке;

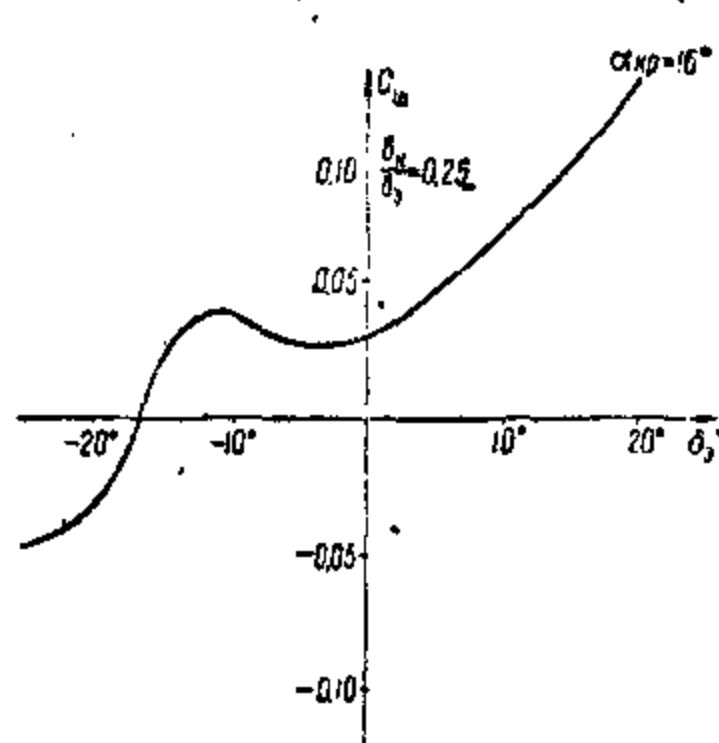
$b$  — хорда в м;

$v$  — скорость полета в м/сек.

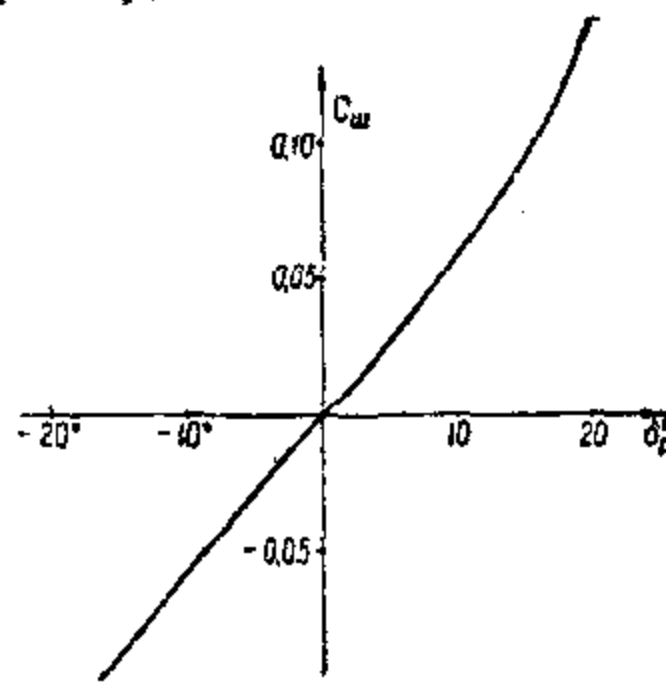


Фиг 134

Величины коэффициентов шарнирных моментов берутся на основании продувки модели на шарнирный момент. Если продувок модели на шарнирные моменты не имеется, то значения коэффициентов  $C_{ш}$  могут быть взяты, пользуясь диаграммами фиг. 135 и 136. На фиг. 135 дана типичная диаграмма шарнирных моментов щелевых элеронов при  $\frac{b_o}{b_n} = 0,25$  и компенсации в  $0,25 b_o$ . На фиг. 136 дана кривая шарнирных моментов рулей (при наличии киля и стабилизатора). Кривые обеих диаграмм дают максимальные величины шарнирных моментов  $C_{ш}$ , соответствующих посадочному режиму, т. е.  $\alpha = 12-14^\circ$ .



Фиг. 135.



Фиг. 136.

Получив величину шарнирного момента  $M_{ш}$ , усилие на ручку получим по формуле

$$P = \frac{M_{ш}}{Hl},$$

где  $P$  — усилие на ручку в кг;

$M_{ш}$  — шарнирный момент в кгм;

$H$  — высота ручки от оси вращения в м;

$l$  — передаточное число (например, 2 при отношении длин рычага на руле (элероне) к длине рычага на ручке управления 1 : 2).

К полученному усилию добавится усилие, идущее на преодоление трения в шарнирах и роликах. Суммарное усилие получится делением силы  $P$  на величину  $\eta n$ , где  $\eta$  — коэффициент полезного действия шарнира, равный 0,9—0,95, а  $n$  — число шарниров.

### § 3. КИНЕМАТИКА УПРАВЛЕНИЯ

Правильность выбора размеров рычагов, их расположения относительно шарниров, точек прикрепления тяг (тросов) к рычагам устанавливается кинематическим расчетом. Кинематика управления в идеаль

ном случае должна быть такой, чтобы при любых положениях рулей и элеронов (в пределах требуемых углов отклонения последних) расстояния между точками прикрепления тросов (тяг) оставались постоянными. Кроме того, не должно иметь места такое положение, когда вращение рычага под действием силы, направленной по тяге (тросу), становится невозможным (мертвые точки). Очевидно мертвые точки будут соответствовать такому положению точек прикрепления тросов, когда направление троса будет проходить через ось вращения, т. е. плечо момента обратится в нуль. Поэтому места прикрепления тяг к рычагам выбираются так, чтобы угол между направлением троса и линией, соединяющей точку прикрепления троса с осью вращения рычага в нейтральном положении последнего, был прямым. В этом случае для вывода руля (элерона) из нейтрального положения потребуется и минимальное усилие при заданном плече рычага. Если при отклонении ручки расстояния между точками прикрепления тросов изменяются, то управление будет тяжелым, так как обычно ослабление одного троса сопровождается перетяжкой другого. При больших же изменениях указанных расстояний перетяжка может оказаться настолько значительной, что будет препятствовать отклонению органов управления, и последние будут отклоняться на углы меньшие, чем это требуется нормами. Избежать перетяжки тросов можно следующим образом.

**Первый способ** — выбрать радиусы, описываемые рычагами управления на концах одного и того же троса, одинаковыми и самые рычаги поставить под одинаковыми углами, т. е. параллельно друг другу. В этом случае тросы и рычаги в любых своих положениях будут образовывать параллелограммы и перетяжка тросов будет отсутствовать.

**Вторым способом** является устройство на концах рычагов секторов; тогда при отклонениях расстояние между точками касания троса с секторами, т. е. прямые участки тросов всегда будут равны касательной к дугам сектора, и оба троса будут оставаться неизменяемыми по своей длине. Последний способ (устройство секторов) практикуется более часто, потому что требования, поставленные первым условием, обычно не выполняются полностью ввиду трудности получения одинаковых плеч и соблюдения параллельности рычагов, иногда из-за желания получить более чуткое и легкое управление плечи рычагов делают разными.

Схему управления можно считать принятой, когда кинематическим расчетом установлены окончательно величины рычагов и точки прикрепления к ним тросов. Кинематика управления проверяется графически на чертеже, и полученные размеры служат основой для конструирования деталей управления.

При мягком управлении в местах изменения направления тросов ставятся ролики. При незначительных изменениях направления тросов применяются ролики малых диаметров или же направляющие трубочки (фибровые или медные). В случае больших углов перелома троса требуется установка роликов большого диаметра, во избежание перетираания троса.

Устройство направляющих трубочек практикуется, кроме того, и при длинных тросах, когда они сильно провисают и должны быть подержаны. Если направляющие ролики поставлены на небольших расстояниях от точки прикрепления тросов к рычагам, то это заставляет делать ориентирующиеся ролики, способные вращаться в двух плоскостях

### Чуткость управления

Углы отклонения ручки при заданной величине углов отклонения органов управления будут зависеть от величины передачи.

Передачей, или передаточным числом, называется отношение угла поворота рычага на ручке (педали) к углу поворота соответствующего рычага на руле (элероне). В случае отсутствия промежуточных рычагов отношение углов можно считать равным обратному отношению соответствующих рычагов.

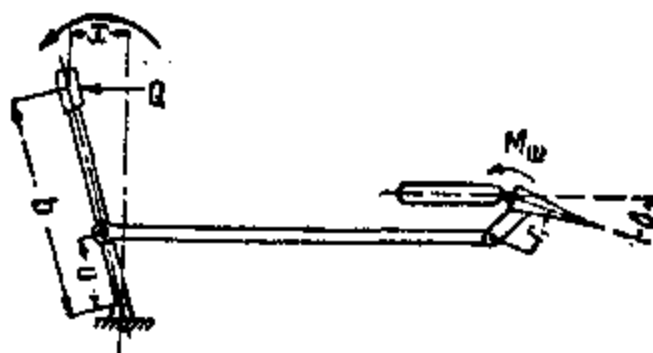
По фиг. 137 это отношение (передача) будет равно

$$i = \frac{r}{a}.$$

Следовательно, от величины передачи будет зависеть чуткость управления. Чем передача больше, тем чуткость управления меньше, и, наоборот, уменьшение передачи сопровождается увеличением чуткости, т. е. при одинаковых углах отклонения ручки управления (педаль) углы отклонения органов управления в первом случае будут меньше, и во втором — больше. Очевидно, что одинаковые углы отклонения будут иметь место при передаче, равной единице.

Величина передачи будет влиять на величину давления на ручку. Увеличение передачи вызывает уменьшение давления на ручку. Таким образом, если увеличение передачи делается для уменьшения давления на ручку (педали), то это должно быть проверено с точки зрения кинематики управления. Может случиться, что в этом случае органы управления не дадут необходимых углов отклонения ввиду ограниченного хода ручки управления (педаль). В практике конструирования планеров установилась следующая величина передаточного числа на органы управления: к рулю глубины  $i = 0,8$ , к элеронам и рулю поворота  $i = 1$ .

При выборе передаточных чисел необходимо кроме вышеуказанного учитывать размеры органов управления с точки зрения их мощности. В случае малой эффективности того или иного органа управления выгодно уменьшать передаточное число, так как в этом случае при заданном ходе ручки управления угол отклонения руля (элерона) увеличится. Поэтому в практике конструирования рычагов, установленных на органы управления, предусматривается возможность изменения их плеча. Самым простым и удобным способом для этого является устройство на рычаге для крепления троса нескольких



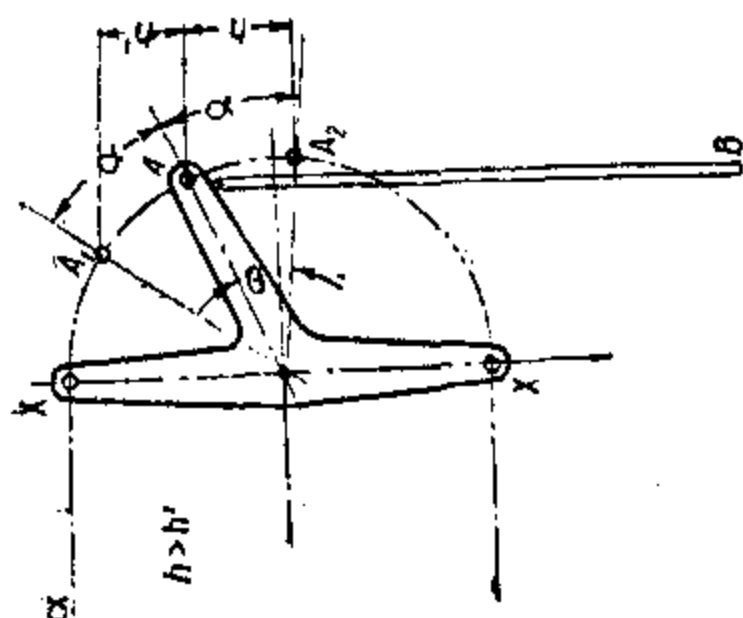
Фиг. 137.



отверстий, соответствующих разным плечам рычага. Переставляя троуг в то или иное отверстие, получаем увеличение или уменьшение рычага.

### Дифференциальное управление

Часто для увеличения эффективности элерона на больших углах атаки практикуется дифференциальное управление, когда при движении ручки управления вбок элероны отклоняются не одинаково. При этом отклонение элерона вверх делается больше, чем отклонение элерона вниз. Увеличение в этом случае эффективности элеронов на больших углах атаки объясняется следующим. Отклонение элерона



Фиг. 138.

вниз вызывает увеличение вогнутости профиля и фактического угла атаки крыла. Вследствие этого при действии элероном на углах атаки, близких к критическому, может наступить срыв обтекания и, следовательно, потеря управляемости. Отклоненный же вверх элерон этого действия оказывать не будет.

Кроме того, применение дифференциального управления для элеронов представляется выгодным и с точки зрения маневренности планера.

При разворотах крыло, расположенное ближе к центру окружности разворота (внутреннее крыло), должно двигаться медленнее, чем внешнее. Но так как на внешнем крыле при виражах элерон бывает опущен, то он вызывает тормозящий эффект, увеличивая тем самым время виража. Дифференциал на элероны устраивается с таким расчетом, чтобы разность углов отклонения элеронов равнялась  $7-10^\circ$ .

В качестве примера устройства дифференциала на фиг. 138 приведена дифференциальная трехплечая качалка управления элеронами. Как видно из чертежа, при повороте качалки на один и тот же угол по ходу часовой стрелки поступательный ход тяги  $A-B$  по оси  $X-X$  больше, чем при вращении качалки против часовой стрелки. Следовательно, соединяя тягу  $A-B$  с рычагом элерона, получим при разных движениях тяги и разные углы отклонения элерона. Подбором угла  $\theta$  создается необходимая разница в углах отклонения элеронов.

### § 4. КОНСТРУИРОВАНИЕ УПРАВЛЕНИЯ

При конструировании управления планера возникает целый ряд вопросов, связанных с прочностью управления, работой его на изнашивание и т. п. Для правильного разрешения этих вопросов необходимо знакомство с основными принципами, которые кладутся

в основу конструирования управления в целом и отдельных его деталей.

Выбор схемы управления, как уже указывалось, будет зависеть от конструктивной схемы планера, условий его эксплуатации, внутренних габаритов и заданного веса управления. Очевидно, лучшей схемой окажется та, которая при минимальном весе имеет наименьшее количество перегибов тросов, шарниров и хорошо вписывается в внутренние габариты планера.

Большое количество перегибов тросов делает управление тяжелым и вызывает дополнительную затрату усилий на преодоление сил трения; кроме того, шарниры, разрабатываясь в процессе эксплуатации, создают люфт, который будет тем больше, чем больше их количество в управлении.

Конструктору необходимо обратить особое внимание на размещение рычагов управления в кабине пилота. Неудобно расположенные рычаги вызовут быструю утомляемость пилота и при продолжительных, рекордных полетах могут явиться причиной посадки. Так как нет стандартов и нормализации размещения рычагов управления относительно сидения пилота, то конструктору приходится решать этот вопрос самостоятельно, основываясь на опыте наиболее удачных планеров.

### Ручное управление

Ручку управления можно рассчитывать как балку, нагруженную тремя силами. При движениях ручки на себя и от себя, т. е. при действии рулем высоты, на ручке возникает изгибающий момент. Этот изгибающий момент сочетается с боковым изгибающим моментом, возникающим при действии элеронами. Результирующий момент будет равен диагонали параллелограмма, построенного на указанных двух моментах. Максимальные изгибающие моменты для карданной ручки будут иметь место в точке крепления шарнира кронштейна. Наилучшим сечением при такого рода нагрузке будет труба стальная или дюралевая. Продольный вал, несущий ручку управления и качалку элеронов, должен лежать в подшипниках.

Подшипники по своей конструкции могут быть или скользящими или шариковые. Скользящие подшипники обычно делаются в виде коротких отрезков трубы с приваренными к ним лапками, при помощи которых подшипник прикрепляется к каркасу планера. В трубу запрессовываются или впаиваются латунные или бронзовые вкладыши. При такой конструкции подшипника появляющийся при разбеге люфт вкладыша ничем не может быть уничтожен, и приходится снимать вкладыш. Поэтому чаще стали применяться шарикоподшипники и стягивающиеся скользящие подшипники. В разрезных подшипниках вкладыш и обойма разрезаются по диаметру, и при стирании вкладыша такой подшипник может быть стянут.

В качестве мер борьбы с люфтами может быть рекомендовано применение стягивающихся подшипников и шарикоподшипников. Для опор вала следует применять двухрядные шарикоподшипники.

Подшипники могут быть расположены или у наружных концов продольного вала, либо внутри рычагов, на нем стоящих (ручка управления, качалка элерона).

На продольный вал управления действует крутящий момент и боковых движениях ручки и изгибающий от усилия в тросах элеронов, подходящих к качалке. Так как продольный вал работает на кручение, то устройство в нем продольных вырезов крайне нежелательно, чтобы не уменьшать прочности трубы на кручение. Точно же учесть влияние выреза на прочность вала на кручение не представляется возможным, так как при незамкнутом контуре ось жесткости выйдет за пределы трубы. Наиболее подходящим материалом для продольного вала (вала управления) будет труба из высококачественной стали.

Рычаги (кабанчики) на валу управления и на рулях (элеронах) можно рассматривать как консольные балки, нагруженные усилиями идущими по тросам управления. Если плоскость рычага не совпадает с направлением троса, то рычаг будет изгибаться в двух плоскостях. При действии нагрузки в одной плоскости рычаги могут быть изготовлены из одной пластины. Материалом в этом случае служит дюрал.

Если рычаг находится в воздушном потоке, ему придается обтекаемая форма. Обтекаемая форма рычагу, изготовленному из плоской пластины, может быть придана путем приклепки к нему с боков деревянных обтекателей. В стальных сварных рычагах обтекаемая форма придается сечению рычага. Если рычаги не стоят в потоке, то для них выгодным является Т-образное и Н-образное сечение.

При размещении рычагов управления элеронов необходимо учитывать удобство разборки и осмотра планера. При требовании разъединения деталей управления к элеронам на высоко расположенном крыле удобно, например, ставить промежуточную качалку на пилоне. В этом случае разъединение управления производится на указанной качалке, и при сборке планера регулировка управления значительно упрощается.

### Ножное управление

Ножное управление гораздо проще, чем управление рулем высоты и элеронами. Выше указывалось, что управление может состоять либо из поперечного горизонтального рычага, или подвесных качающихся педалей. Педали соединяются тросами с рычагами на руле поворотов.

В рычажных педалях рычаг рассчитывается как балка на двух опорах. Усилие от ног пилота создает изгибающий момент, который будет иметь максимальное значение в центре педалей, и поэтому сечение педали в этом месте должно быть усилено. Подвесные педали рассчитываются так же. Максимальный изгибающий момент в этом случае будет в точке крепления троса (шарнира). Если подвесные педали укреплены на неподвижной поперечной трубе, то последняя будет испытывать изгиб реакциями в точках подвески.

Если педаль и рычаги руля поворотов стоят на разных уровнях, то желательно ставить в соответствующих местах ролики. Материалом роликов может служить либо пластмасса, либо дюраль. Применении

роликов желательно также при больших длинах троса, если последние не имеют других опор. Ролики могут быть установлены как на шарикоподшипниках, так и на бронзовых втулочках. Шарикоподшипники для роликов должны быть только однорядные. Диаметр ролика зависит от угла перегиба троса, т. е. угла, образованного двумя направлениями троса. Чем этот угол меньше, тем большего диаметра должен быть поставлен ролик и тем большие нагрузки он будет испытывать. Поэтому при значительном изменении направления троса ролик должен быть большого диаметра (до 100—120 мм) и поставлен на шарикоподшипниках. Ролики малого диаметра на бронзовых втулках применяются в качестве опор троса и при незначительном его перенаправлении. Для предотвращения соскакивания троса с ролика в местах входа и выхода троса ставятся ограничители в виде скоб.

## Тросы и тяги

Выше указывалось, что рычаги управления соединяются между собой или тягой, или тросами. Преимущество тяг перед тросами является спорным. Необходимо отметить, что тяги не подвержены, как тросы, перетиранию, и в этом отношении они более надежны. В практике применение тросов предпочитается для длинных соединений идущих вне фюзеляжа или крыла, в то время как тяги применяются для соединений на небольшом расстоянии, так как тросы управления в процессе эксплуатации вытягиваются. Поэтому перед постановкой тросов на место их предварительно обтягивают при помощи подвешивания грузов. Однако такая подготовка не гарантирует от дальнейшего вытягивания при их эксплуатации, поэтому конструктору планера необходимо включить тандеры, которыми время от времени натягивают ослабленные тросы и производят регулировку управления.

Заплетку концов троса производят на коушах к съемным скобам и последние уже укрепляются на тандерах и рычагах. Это значительно облегчает замену троса, а также улучшает условия ухода по сравнению с присоединением троса непосредственно к тандеру или рычагу.

Тяги для соблюдения необходимых допусков и удобств в сборке делают регулирующимися по длине. Обычный стандартный метод заключается в изготовлении нарезного стержня (вилчатого или ушкового болта). В конец трубы крепится гильза, частично нарезанная. Гильза укрепляется в трубе или трубчатыми заклепками, или приваривается. В случае применения заклепок их следует ставить от конца трубы на таком расстоянии, чтобы они не препятствовали перемещению нарезного конца вилки.

В целях обеспечения надежности в эксплуатации особое внимание конструктора должно быть обращено на величину напряжений смятия и изнашивания во втулках, осях и т. п. Несмотря на малую скорость вращения элементов управления, при больших напряжениях все же происходит быстрое изнашивание трущихся поверхностей и появление люфтов за счет возвратно-вращательного движения в пределах малых углов.

Необходимо учитывать следующие величины напряжений **смят** на трущихся поверхностях: сталь по стали —  $800 \text{ кг/см}^2$ , а сталь-бронзе и дуралю —  $500 \text{ кг/см}^2$ .

Надежным средством в борьбе с изнашиванием является применение шарикоподшипников.

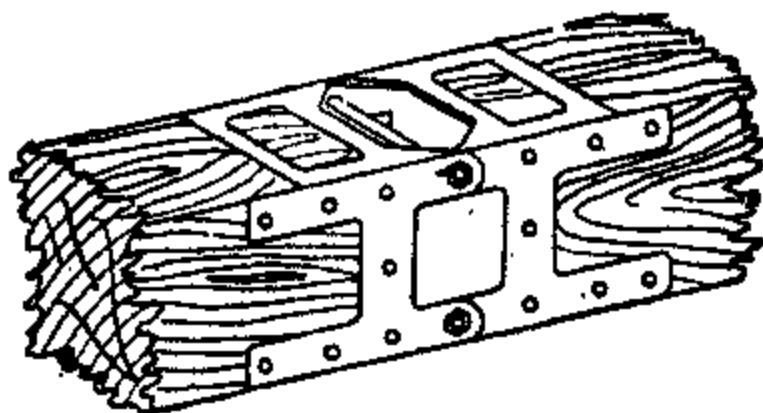
## ГЛАВА XI

### РАСЧЕТ БОЛТОВЫХ СОЕДИНЕНИЙ

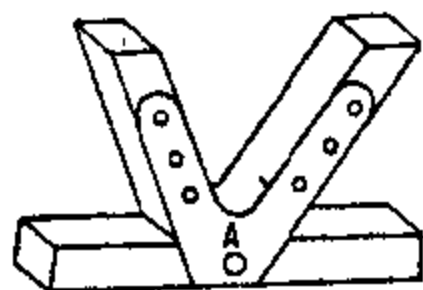
#### § 1. ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ ПО РАСЧЕТУ

Узловые крепления разделяются на два основных типа: **разъемные** и **неразъемные** узлы.

Разъемные узлы (фиг. 139) состоят из двух отдельных башмаков, связанных между собой болтами. Неразъемные узлы (фиг. 140) связывают между собой отдельные части конструкции; при этом соединительные элементы — болты или заклепки — ставятся **наглухо**.



Фиг. 139.



Фиг. 140.

Первый тип крепления применяется для деталей планера, требующих отъема в эксплуатации, например, при перевозке, осмотре, хранении и т. п. К таким деталям нужно отнести крыло, оперение. Второй тип конструкции узлов применяется в деталях, отъем которых может быть необходим только при ремонте планера.

Обычно предварительный расчет узлового соединения и установление основных размеров его элементов производится при конструировании; после же окончательного установления всех размеров узла производится окончательный проверочный расчет. Предварительный расчет узлов допускает большие упрощения, и техника его очень проста. Поэтому ниже излагается проверочный расчет узлового соединения в целом и его отдельных элементов (накладок, болтов, заклепок и т. д.) и параллельно оговариваются допущения, которые практикуются в предварительном расчете.

Расчет узлового крепления сводится к трем основным разделам:

- 1) установление сил, действующих на узел;
- 2) распределение сил между частями узлового соединения (накладки, болты, заклепки);
- 3) проверка прочности деталей узлового крепления.

Обычно постановка узлового крепления ослабляет сечение п крепляемого стержня, и сечение приходится усиливать путем постановки бобышек или вкладышей. Проверка напряжений в стержне близ крепления должна также входить в расчет крепления.

При расчете на прочность узлового соединения принимается большое количество допущений ввиду невозможности точного учета факторов, влияющих на прочность (неоднородность материала, точность изготовления и т. д.), и недостатка экспериментальных данных для учета отдельных подкреплений, например, влияние всевозможных подкреплений дерева на прочность его под болтами.

Основные допущения при расчете узловых соединений сводятся к следующему.

1. Расчет узлового крепления производится на разрушающие напряжения. При расчете болтов, работающих в дереве, разрушающие нагрузки берутся по данным испытаний соединения на разрушение. В большинстве случаев для определения напряжений приходится пользоваться формулами сопротивления материалов, справедливыми в пределах упругости, и найденные таким образом напряжения сравнивать с временным сопротивлением, т. е. считать, что обычные законы распределения напряжений сохраняются и за пределами упругости. Это допущение до некоторой степени оправдывается тем, что значения временных напряжений, приведенных в нормах, вычислены по результатам опытов при помощи тех же формул сопротивления материалов.

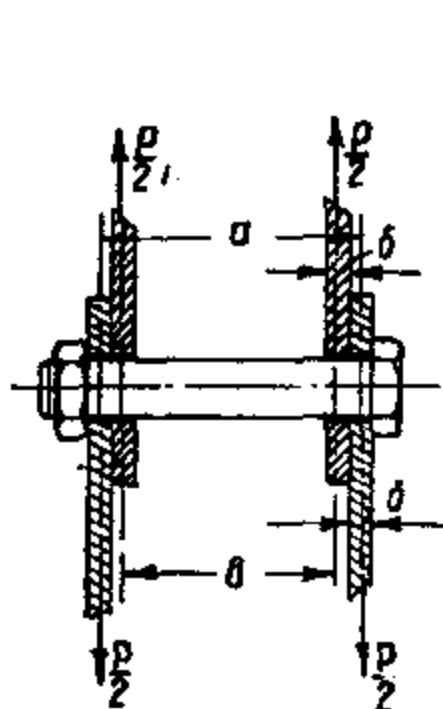
2. При распределении сил между частями узлового соединения силы трения, вызванные затяжкой болтов и стягиванием соединений заклепками, не учитываются. Величина силы трения будет определяться коэффициентом трения прилегающих поверхностей и затяжкой соединительных соединений. Оба эти фактора в значительной степени зависят от качества производственного выполнения, поэтому не могут быть точно учтены. Кроме того, как показывают опыты, силы трения преодолеваются при небольших нагрузках, а при нагрузках, близких к разрушающим, перестают разгружать болты и заклепки. Но, вообще говоря, наличие сил трения желательно, так как они уменьшают деформацию узла в нормальном полете, т. е. при небольших нагрузках.

3. При проверке прочности элементов узлового крепления не учитываются местные перенапряжения: у краев отверстий, в местах резкого изменения размеров сечения, вблизи сварных швов и т. п. Подсчитывать их по обычным формулам не имеет смысла, так как при разрушении неравномерность распределения напряжений хотя и остается, но ослабевает. На практике учет местных перенапряжений сводится к условному повышению разрушающей нагрузки или введению меньших, разрушающих напряжений. Например, по американским нормам для всех креплений следует брать нагрузки на 15% больше приходящихся по расчету.

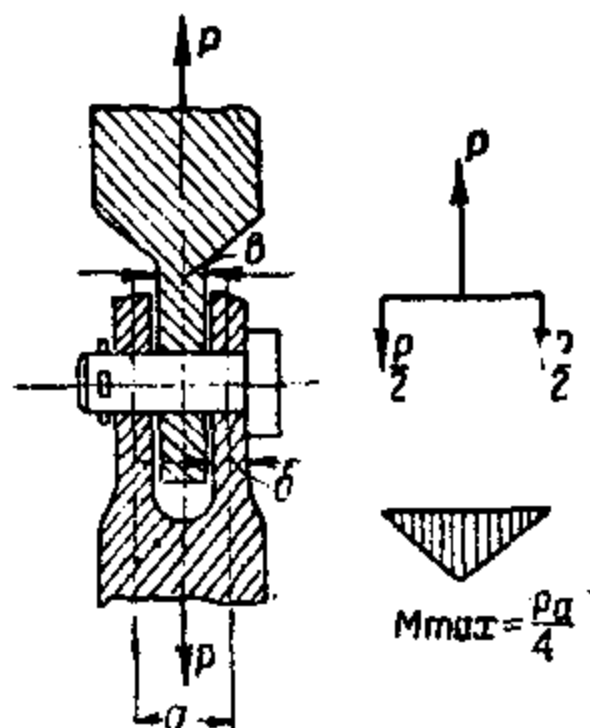
4. В основу расчета кладется чертеж недеформированного крепления, по которому берутся все размеры.

Болты

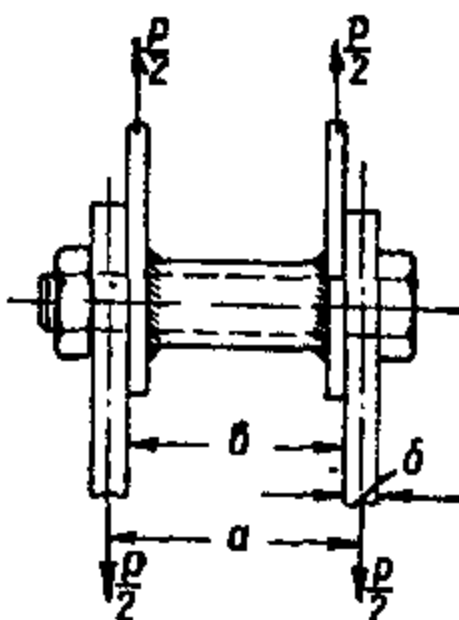
На фиг. 141 представлены типы двухсрезных болтов. Болты в соединениях такого типа должны быть проверены на срез, смятие и изгиб. Срез в указанных типах болтовых соединений будет происходить по двум плоскостям.



Фиг. 141a.



Фиг. 141b.



Фиг. 141c.

Площадь среза находится по формуле:

$$F_s = 2 \frac{\pi d^2}{4} \quad (1)$$

и напряжение среза

$$\sigma_s = \frac{P}{F_s}. \quad (2)$$

Проверка напряжений на срез для всех типов указанных соединений должна производиться одинаковым образом.

При проверке на смятие площадь смятия для болтов (фиг. 141a) определяем по формуле:

$$F_d = 2d\delta. \quad (4)$$

При проверке на смятие средней части болта, работающего как показано на фиг. 141b и 141c, площадь смятия будет равна:

$$F_d = bd. \quad (4)$$

При расчете болтов на изгиб для случая, показанного на фиг. 141a применяется формула:

$$M_{\max} = P \frac{a-b}{4}. \quad (5)$$

Если ушки жестки на изгиб, то, считая концы болта полузащемленными, изгибающий момент определяем по формуле:

$$M_{\max} = P \frac{a-b}{8}. \quad (6)$$

Валик, изображенный на фиг. 141b, считается свободно опертым, так как он крепится без затяжки, при помощи шплинта, и рассчитывается по формуле:

$$M_{\max} = \frac{P \cdot a}{4}. \quad (7)$$

Болт, проходящий через трубчатую муфту (фиг. 141c), считается как балка с равномерно распределенной нагрузкой, и момент определяется по формуле:

$$M_{\max} \approx \frac{Pl}{16}. \quad (8)$$

Проверка напряжений для изгиба производится по известной формуле изгиба:

$$\sigma_{\text{изг}} = \frac{M}{W}, \quad (9)$$

здесь  $W$  — момент сопротивления болта, равный

$$\frac{\pi d^3}{32} \approx 0,1d^3.$$

Как показывает практика расчета, наиболее опасным случаем для расчета болта будет проверка его работы на срез; работа болта на изгиб, ввиду малой длины свободного участка болта, оказывается неопасной. Усилие же смятия является более опасным для ушков крепления, так как они обычно делаются из менее прочного материала.

Проверка прочности болта, показанного на фиг. 142, производится следующим образом.

Раскладывая силу  $P$  на два направления — перпендикулярно болту и параллельно ему, получим две силы  $Q$  и  $T$  (фиг. 142). Сила  $Q$  будет вызывать срез болта и сила  $T$  — растяжение болта. При этом стержень



болта благодаря повороту головки разгружается от изгиба, но растягивающая сила его увеличивается до значения  $N = 2T$ . Срезающая сила  $Q$  действует на малом плече, и потому изгибающим моментом от нее пренебрегаем.

Следовательно, для расчета болта будем иметь следующие силы:

$$T = P \sin \alpha, \quad (10)$$

$$Q = P \cos \alpha, \quad (11)$$

где  $P$  — усилие по ушку;  
 $\alpha$  — угол, образованный плоскостью ушка и плоскостью головки (или прикрепляемой детали).

Расчетную силу на растяжение  $N$  получим по формуле:

$$N = 2T. \quad (12)$$

Сила  $Q$  будет вызывать срез болта; площадь среза определяем по формуле:

$$F_d = \frac{\pi d^2}{4}. \quad (13)$$

Сила  $N = 2T$  будет вызывать срез головки, смятие головки, срез резьбы, смятие резьбы и растяжение болта.

Площадь среза головки определяется по формуле:

$$F_g = \pi d h. \quad (14)$$

Площадь смятия головки — по формуле:

$$F_d = \frac{\pi}{4} (d_2^2 - d^2). \quad (15)$$

Площадь среза резьбы — по формуле:

$$F_r = \alpha_1 \pi d_1 H. \quad (16)$$

Площадь смятия резьбы — по формуле:

$$F_d = \alpha_2 Z \frac{\pi}{4} (d^2 - d_1^2), \quad (17)$$

где  $d$  — диаметр болта;  
 $d_1$  — внутренний диаметр резьбы;  
 $h$  — высота головки болта;

$$\alpha_1 = \frac{7}{8};$$

$$\alpha_2 = 0,9;$$

$Z$  — число витков резьбы под гайкой;

$H$  — высота гайки.

Проверку напряжений производим по формуле:

$$\sigma = \frac{N}{F}. \quad (18)$$

Так как болт будет работать одновременно на растяжение и на срез, то вычисляем приведенное суммарное напряжение по формуле

$$\sigma_1 = \sqrt{\sigma^2 + 4\tau^2}, \quad (19)$$

где  $\sigma_1$  — суммарное напряжение;

$\sigma$  — напряжение растяжения;

$\tau$  — напряжение среза.

Проверка на растяжение и срез болта является основной для того типа болтов. На смятие обычно считают ушко, так как материал болта более прочен. Для нормальных головок и гаек, взятых по стандарту, напряжения в них не превышают допускаемых по нормам, если прочность болта на растяжение достаточна.

После получения фактических напряжений сравниваем их с разрушающими и в случае надобности уменьшаем или увеличиваем размеры болта.

### Ушки

Обычно ушки болтовых соединений проверяются на смятие, срез и растяжение. Площади определяем следующим образом (фиг. 143).

Площадь смятия:

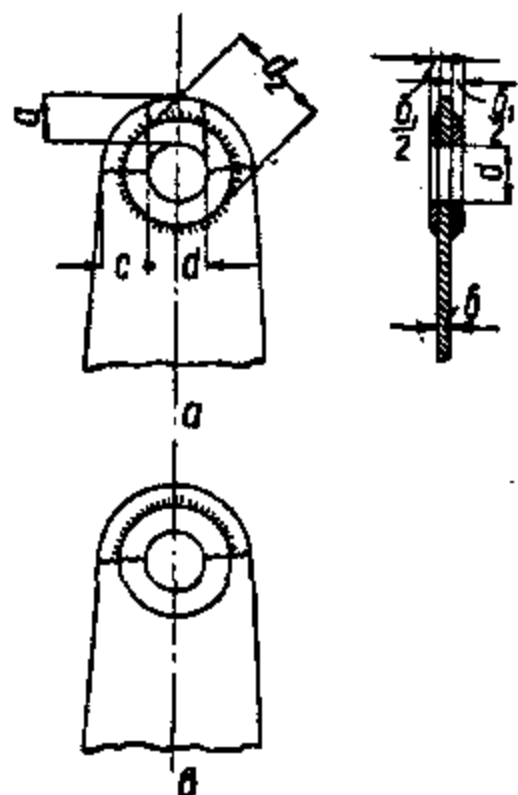
$$F_d = d(\delta + \delta_1). \quad (20)$$

Площадь среза

$$F_s = 2[a\delta + (d_2 - a)\delta_1]. \quad (21)$$

Площадь на растяжение

$$F_z = 2[c\delta + (d_2 - c)\delta_1]. \quad (22)$$



Фиг. 143.

При неполной приварке шайбы к ушку (фиг. 143, в) шайбу учитываем только при расчете на смятие и срез, в расчет же на растяжение ее не вводим.

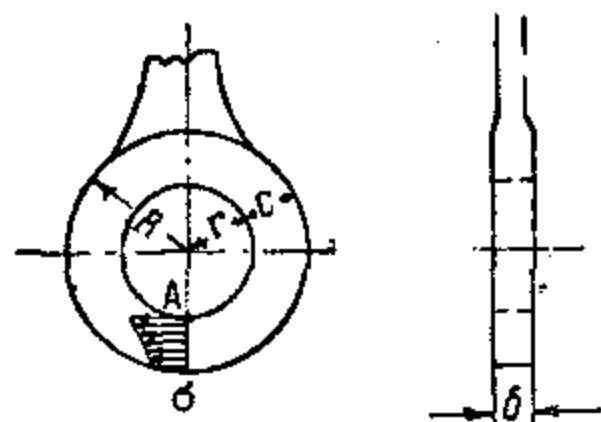
Напряжения находим по формуле:

$$\sigma = \frac{P}{F},$$

где  $P$  — сила, действующая на ушко

При более точных расчетах напряжения на растяжение используют формулу Лямэ, учитывающей неравномерность распределения растягивающих напряжений по сечению (фиг. 144). По Лямэ, напряжение растяжения выражается формулой:

$$\sigma_{\max} = \frac{P}{2\pi r} \frac{R^2 + r^2}{R^2 - r^2}. \quad (1)$$



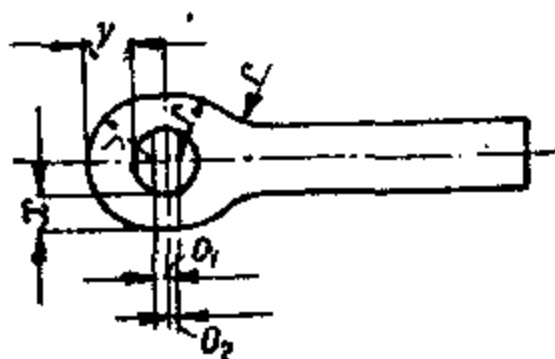
Фиг. 144.

Если величина  $R - r$  (фиг. 144) не постоянна, то в формулу можно ввести некоторые средние значения  $R$  и  $r$ . Указания проверки прочности являются первым приближением по сравнению с опытными данными.

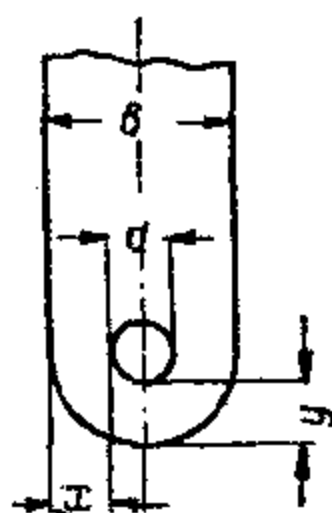
Часто для увеличения площади среза стального ушка центр отверстия смещают относительно центра внешней окружности ушка (фиг. 145). Как показали опыты, наиболее выгодная форма ушка в отношении веса ушка, прочности и простоты изготовления будет при условии  $O_1 = O_2$ .

Наиболее выгодный эксцентриситет

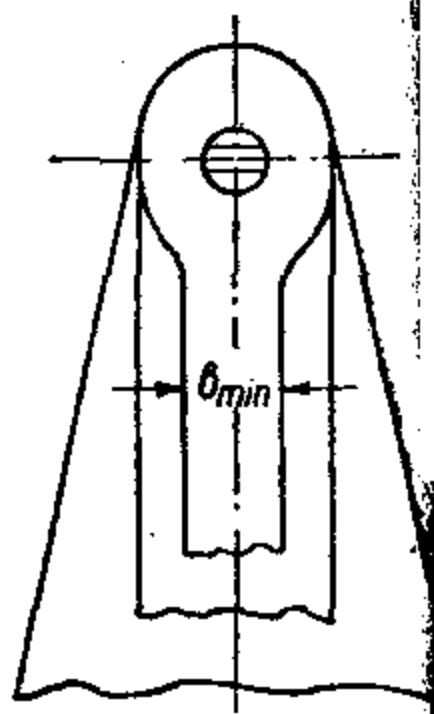
$$\frac{y}{x} = 1,25 \div 1,30.$$



Фиг. 145.



Фиг. 146.



Фиг. 147.

Наиболее выгодная относительная ширина (фиг. 146)

$$\frac{b}{\delta} = 2,4 \div 2,6.$$

Значение  $\frac{b}{\delta}$  не должно быть больше 20, в противном случае возможна потеря устойчивости ушка.

Опыты также показали, что увеличение ширины ушка за отверстием для болта почти не влияет на прочность.

Разрушающие нагрузки для всех типов ушков, представленных на фиг. 147, одинаковы, если ширина за отверстием для болта не меньше  $b_{\min}$ , найденной из условия прочности на растяжение.

Согласно данным опытов, условие прочности на растяжение для ушка имеет вид:

$$\sigma = \frac{P_z}{F_z} \leq E\sigma_0, \quad (24)$$

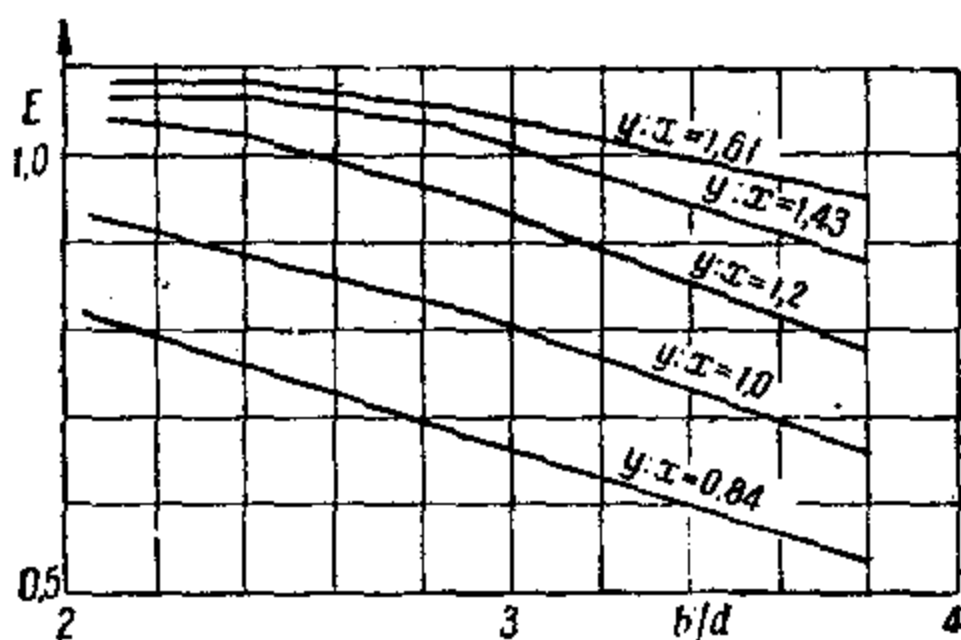
где  $P_z$  — растягивающая сила, действующая на ушко;

$F_z$  — площадь разрыва по сечению, проходящему через центр отверстия (т. е. вычисляется так же, как при обычной проверке ушка на разрыв);

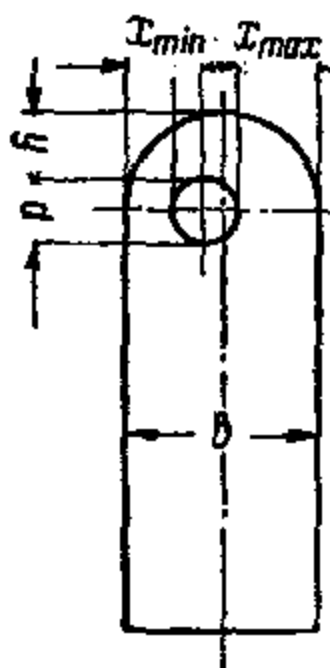
$\sigma_0$  — временное напряжение на растяжение;

$E$  — коэффициент, полученный из опытов.

Расчетные значения  $E$ , как функции  $\frac{b}{d}$  и  $\frac{y}{x}$ , даны на фиг. 148.



Фиг. 148.



Фиг. 149.

Приведенные графики были получены для стальных ушков, показанных на фиг. 146. Данные опытов также пригодны для расчета всех типов ушков, показанных на фиг. 147, и для ушков с прочно приваренными шайбами.

Проверка прочности ушков на растяжение по приведенной формуле заменяет обычные проверки на срез и растяжение. Проверка же на смятие производится нормальным порядком.

Иногда в практике расчетов встречаются ушки, имеющие боковое смещение отверстий (фиг. 149).

Влияние бокового эксцентриситета в опытах оценивалось величиной:

$$k = \frac{X_{\min}}{0,5X_{\min} + X_{\max}}. \quad (25)$$

В зависимости от величины  $k$  была получена кривая (фиг. 150), дающая зависимость отношения разрушающей нагрузки  $S$  для ушка с боковым эксцентриситетом к разрушающей нагрузке  $S_0$  для нормального ушка таких же размеров. Следовательно, в случае бокового



Таблица 9

М а т е р и а л	Вр. сопротивление в кг/см <sup>2</sup>		
	на растя- жение заклепки	на срез за- клепки	на смятие листа под заклепкой
Дуралюмин .	2300	2200	6000
Сталь . . . . .	2400	$d \leq 4 \text{ мм}$ 3200 $d > 4 \text{ мм}$ 3400	8000

Работа заклепочного соединения заключается в следующем:

- 1) заклепки работают на срез;
- 2) склепываемые листы работают на разрыв по ослабленному отверстию сечению (сечение  $m-n$ );
- 3) листы работают на смятие в отверстиях под заклепками;
- 4) листы работают на скалывание между отверстием под заклепку и краем листа (сечение  $ef$  и  $sk$  на фиг. 151).

Рассмотрим условия прочности заклепочных швов односрезного и двухсрезного. Усилие на заклепку определяется по формуле:

$$P_a = \frac{P}{n},$$

где  $P$  — полная сила;

$n$  — количество заклепок;

$P_a$  — сила на заклепку.

### Односрезный шов

Условия прочности для силы, приходящейся на одну заклепку, могут быть написаны в следующем виде.

Срез заклепки:

$$P_a \leq \frac{\pi d^2}{4} k_{ср}.$$

Смятие листа под заклепкой:

$$P_a \leq d \delta k_{см}.$$

Срез листа:

$$P_a \leq 2z \delta k_{ср}.$$

Разрыв листа:

$$P_a \leq (l - d) \delta k_{ср}.$$

Все приведенные выше обозначения даны на фиг. 151. Значения разрушающих напряжений  $K$  берутся по табл. 9.

Из приведенных уравнений можем получить минимальные значения относительных размеров заклепочного шва. В практике установлены следующие значения относительных размеров.

Минимальное допустимое значение для толщины материала до 1 мм:

$$\frac{d}{\delta} = 3;$$

больших толщин пользуются эмпирической формулой

$$d = 2\sqrt{S},$$

$S$  — суммарная толщина материала.

Для величины  $t$  (шаг заклепки) принимают  $t \approx 3d$ . Расстояние края листа до оси заклепки принимают для железных заклепок  $1,5d$ , а для дуралевых  $z = 2d + 2$  мм.

### Двухсрезные заклепки

Условие прочности заклепочного шва при двухсрезных заклепках может быть написано в виде отношения (фиг. 152).

Срез заклепки:

$$P_s \leq \frac{\pi d^2}{2} k_{cp},$$

как срез будет происходить по двум плоскостям.

Смятие листа под заклепкой:

$$P_s \leq d \delta k_{cm}.$$

Срез листа:

$$P_s \leq 2z \delta k_{cp}.$$

Разрыв листа:

$$P_s \leq (t - d) \delta k_{cp}.$$

При двухсрезном шве принимаются следующие величины:

$t \approx 5d$ , т. е. больше, чем для односрезного шва;

$z = 3d$  для стальных заклепок;

$z = 3d + 2$  мм для дуралевых заклепок.

До установления окончательных размеров заклепочного шва требуется определить необходимое количество заклепок. В зависимости от типа шва количество заклепок может быть определено по формулам:

Для односрезного шва

$$n = \frac{4P}{\pi d^2 k_{cp}}. \quad (26)$$

Для двухсрезного шва

$$n = \frac{2P}{\pi d^2 k_{cp}}, \quad (27)$$

где  $P$  — общая сила;

$n$  — количество заклепок;

$d$  — диаметр заклепки;

$k_{cp}$  — разрушающее усилие на срез для заклепок.

Иногда в двухсрезном шве напряжения смятия в отверстиях листа могут быть больше, чем напряжения среза в заклепках. Тогда при определении количества заклепок необходимо еще учесть условия смятия листа; для этого можно использовать формулу

$$n = \frac{P}{d \delta k_{cm}} \quad (28)$$

Количество заклепок взять по большему значению.

Если необходимое количество заклепок не может быть размещено в один ряд, то их располагают в несколько рядов, в шахматном порядке. Расстояние между рядами принимают равным

$$t_1 = 2d + 3 \text{ мм.}$$

Больше шести заклепок в ряд ставить не рекомендуется, так как задние заклепки практически не будут работать.

Таким образом проверка прочности элементов заклепочного шва производится довольно просто, но практика показывает, что такой упрощенный расчет достаточно хорошо оценивает прочность соединения.

#### § 4. РАБОТА БОЛТОВ В ДЕРЕВЕ

Узловые соединения в деревянных конструкциях осуществляются при помощи накладок (одной или двух),\* прикрепляемых к деревянным элементам при помощи болтов или заклепок. Прочность работающего в дереве болта связана с работой на изгиб, а не на срез, так как под действием нагрузки болт будет работать как балка на деформируемом основании (за счет смятия дерева). Следовательно, напряжения изгиба в болте будут зависеть от закона распределения давления по длине болта.

При длинном болте, работающем в дереве, будем иметь следующую картину. При малых нагрузках болт остается прямым и передает давление равномерно по всей своей длине. С увеличением нагрузки болт начинает изгибаться, и давление по длине болта начинает распределяться неравномерно: максимальное давление смещается к концам болта. При дальнейшем увеличении нагрузки указанное явление становится более резким, и наступает момент, когда нагрузка по середине болта меняет свой знак.

Разрушение у такого соединения начинается с краев, когда давление у краев болта достигает разрушающего напряжения смятия дерева. При разрушении дерева у краев отверстий происходит перераспределение давлений, в результате чего в работу втягиваются соседние слои дерева, расположенные ближе к середине болта, и происходит дальнейшее разрушение.

Таким образом при расчете длинного болта, работающего в дереве, встретится ряд затруднений, связанных с вопросом распределения давления по длине болта.

Только в коротких болтах с отношением  $l/d \leq 2,5$  расчет можно вести по общим методам сопротивления материалов, т. е. в предположении, что давление по длине болта распределяется равномерно вплоть до разрушения.

Длинными болтами будем называть болты с отношением  $l/d > 4$ . Поэтому при определении разрушающих усилий для болтов, работающих в дереве (из условия смятия дерева), можно пользоваться графиками, полученными опытным путем.

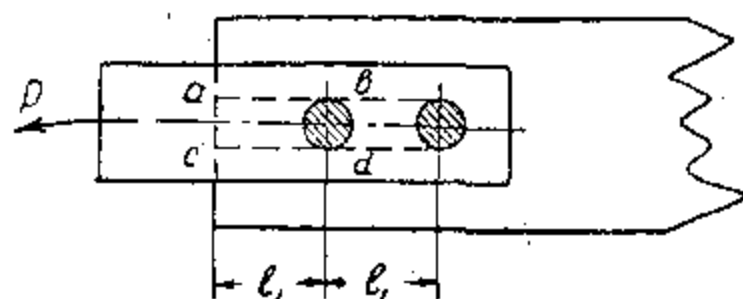
При работе болтового соединения будем иметь следующие явления:

1) изгиб болта, как балки, нагруженной по концам сосредоточенными силами и лежащей на упругом основании;



2) напряжения в дереве: а) на смятие под болтом, б) на срез дерева вдоль волокон, между отверстием болта и торцов деревянного элемента, а также между болтами, если они поставлены в один ряд (фиг. 153).

Рассмотрим каждый из этих факторов в отдельности. При этом будем считать, что изгиб болта будет иметь значение только для распределения напряжений в дереве, а следовательно, и для величины напряжения смятия дерева, так как при изгибе болта раньше разрушится дерево. Поэтому проверку напряжений в болте от изгиба производить не будем. В дальнейшем будем рассматривать работу одного болта в соединении.



Фиг. 153.

Причем необходимо указать, что при совместной работе нескольких болтов нагрузка возрастает пропорционально числу работающих болтов, если отношение их диаметров в соединении не превосходит 2:1; однако это будет верно при условии, что количество болтов в ряду не превышает 6.

На прочность болтового соединения будет оказывать большое влияние затяжка гаек, но увеличение прочности соединения от затяжки гайки при расчете не учитывается.

### Смятие дерева под болтом

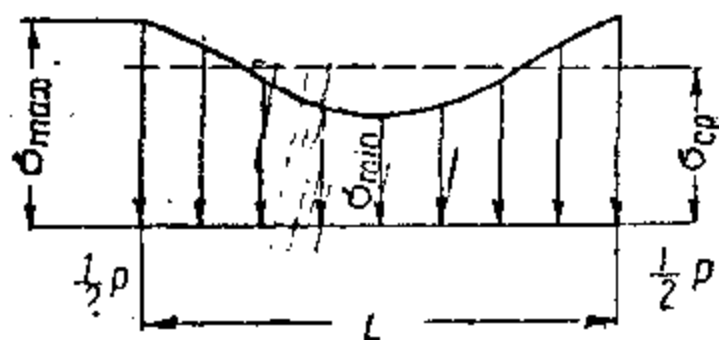
Как уже указывалось, напряжение смятия будет распределяться неравномерно по длине болта. Максимальное напряжение получается у краев отверстий и минимальное будет по середине отверстия (фиг. 154). В практике пользуются графиками, показывающими зависимость разрушающих нагрузок в функциях длины болта  $l$  и его диаметра  $d$ .

Смятие дерева под болтами характеризуют следующие факторы: 1) характеристика болта, 2) свойства дерева и 3) характер нагрузки.

Ниже рассматривается влияние каждого из перечисленных факторов.

### Характеристика болта

Очевидно, с увеличением  $l$  и  $d$  нагрузка, выдерживаемая болтом, будет возрастать за счет увеличения площади смятия  $F = ld$ . Но это увеличение нагрузки наблюдается при постоянном диаметре только



Фиг. 154.

до определенного предела (примерно до  $l = 12 d$ ), после которого практически нагрузка, выдерживаемая болтом, не возрастает, так как увеличение площади  $F = ld$  за счет длины болта приводит к увеличению изгибающего момента, а следовательно, и прогиба болта, что вызывает уменьшение напряжения среза  $\sigma_{ср}$ .

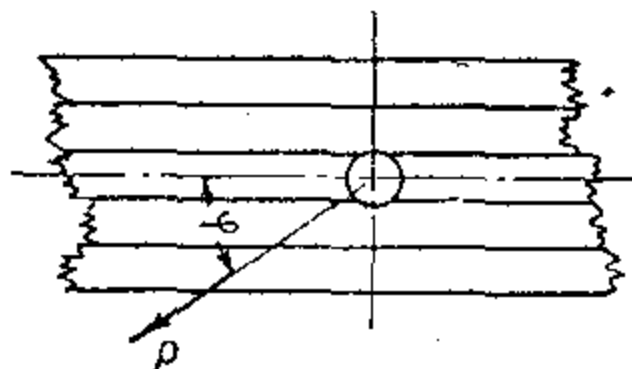
Как мы уже видели, характер распределения нагрузки зависит от прогиба болта, а прогиб болта в свою очередь зависит от модуля упругости болта  $E$ . Чем больше  $E$ , тем большую нагрузку болт может выдержать. Однако, если учесть, что для сталей, идущих на изготовление болтов, величина  $E$  почти одинакова, то можно пользоваться результатами опытов, полученными для болтов одной марки стали и для других марок сталей.

Как уже указывалось, болт в дереве работает на изгиб, а не на срез, поэтому часто в болтовых соединениях дерева применяются пустотелые болты, либо трубчатые заклепки.

Естественно, что при равных внешних диаметрах полый болт слабее сплошного, однако характер их работы одинаков. Поэтому все положения, относящиеся к сплошным болтам, действительны и для полых.

### Свойства дерева

На величину безопасной нагрузки, выдерживаемой болтом, будет влиять предел упругости дерева, а на величину разрушающего напряжения — временное сопротивление дерева на смятие. Эти величины зависят от механических свойств дерева. Так как механические свойства дерева различны по различным направлениям, то от направления нагрузки по отношению к волокнам будут зависеть и величины допускаемых и разрушающих напряжений. Максимальное напряжение  $R_{ср}$  получается при нагрузке вдоль волокон и минимальное — поперек.



Фиг. 155.

При нагрузке, направленной под углом  $\varphi$  к направлению волокон (фиг. 155), среднее безопасное усилие находится по эмпирической формуле Хенкинсона:

$$R_{\varphi} = \frac{R_0 R_1}{R_0 \sin^2 \varphi + R_1 \cos^2 \varphi} = \frac{1}{\frac{\sin^2 \varphi}{R_1} + \frac{\cos^2 \varphi}{R_0}}, \quad (29)$$

где  $R_0$  — среднее безопасное усилие вдоль волокон;

$R_1$  — среднее безопасное усилие поперек волокон;

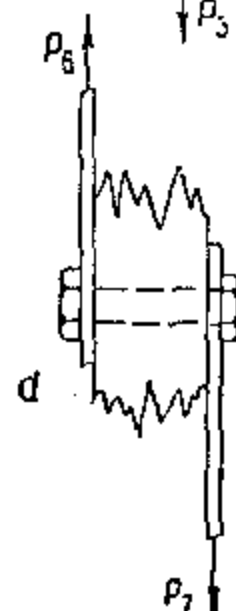
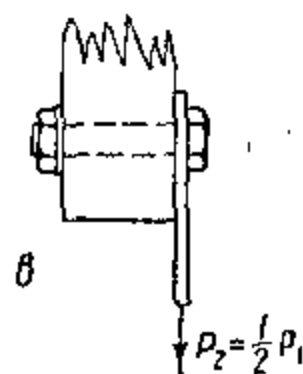
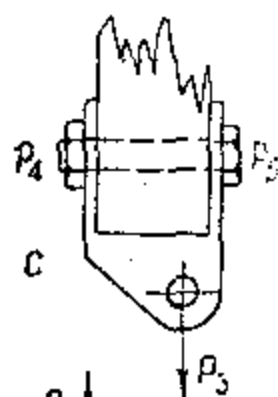
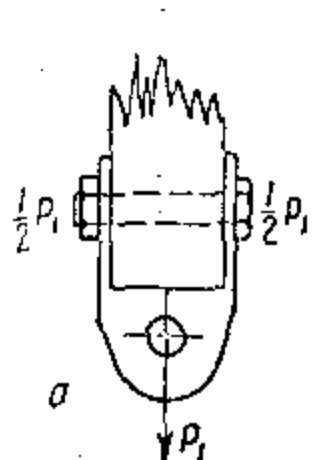
$\varphi$  — угол между направлениями нагрузки и волокон.

По характеру нагрузки при работе болтов в дереве будем различать четыре вида:

1. Двусторонняя симметричная нагрузка, при которой болт выдерживает максимальное усилие (фиг. 156, а). Нагрузка по

середине болта будет соответствовать двусторонней симметричной нагрузке.

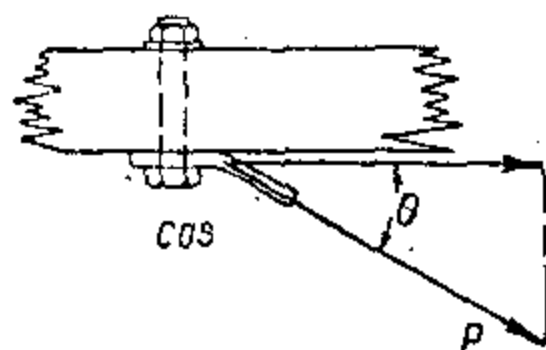
2. Односторонняя нагрузка (фиг. 156, б), при которой болт поддерживает половину усилия, соответствующего двусторонней нагрузке.



Фиг. 156.

3. Двусторонняя несимметричная (фиг. 156, с), при которой расчет ведем на наибольшую составляющую силы  $P_3$ , как при одностороннем действии.

4. Двусторонняя несимметричная нагрузка силами, направленными в разные стороны (фиг. 156, д). Испытания таких соединений не производились, и данных для их расчета нет.



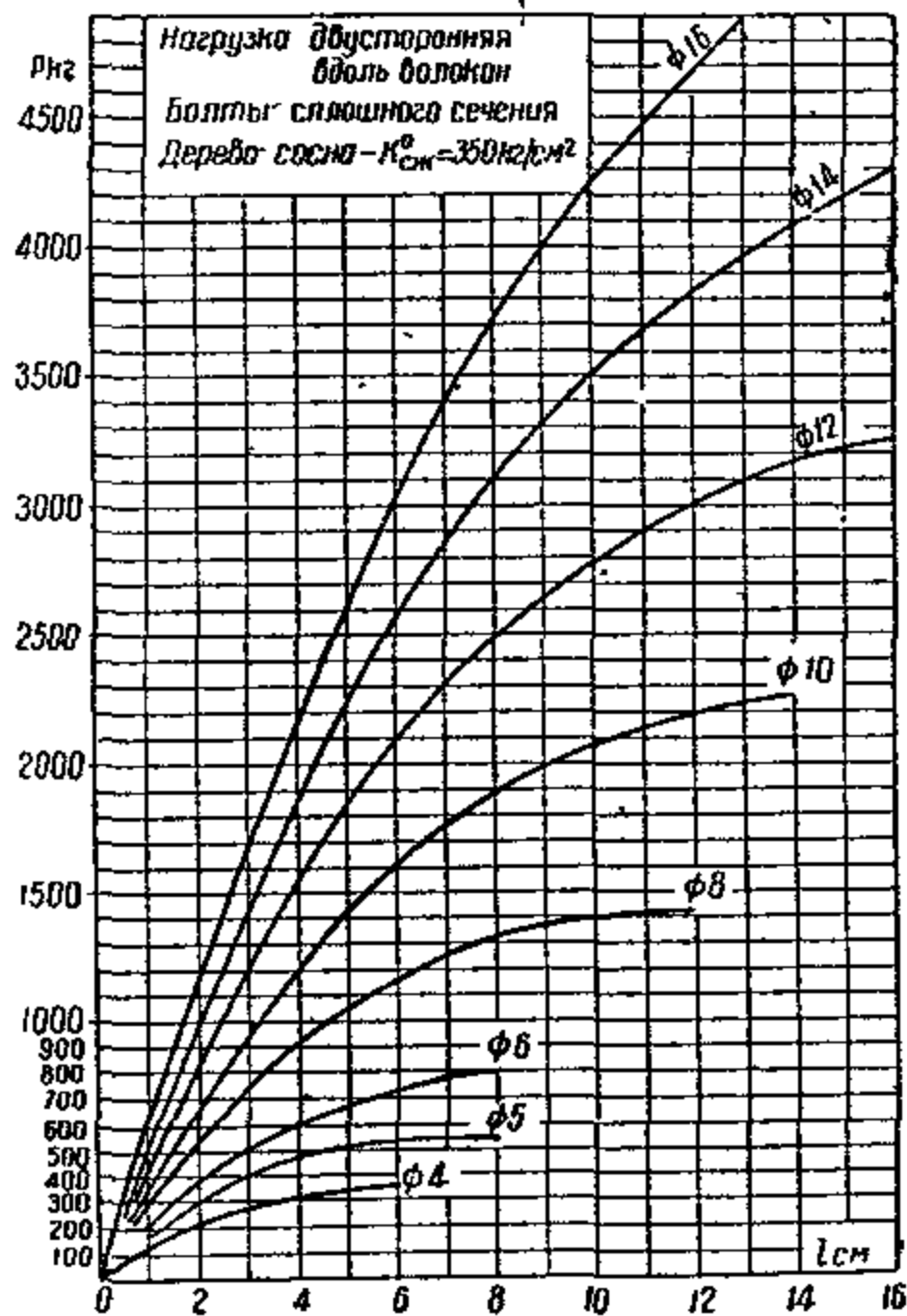
Фиг. 157.

Иногда в практике встречается тип крепления, показанный на фиг. 157, т. е. нагрузка образует некоторый угол  $\theta$  с кромкой деревянной детали. Расчет такого соединения производим на проекцию силы  $P \cos \theta$ , как при односторонней нагрузке.

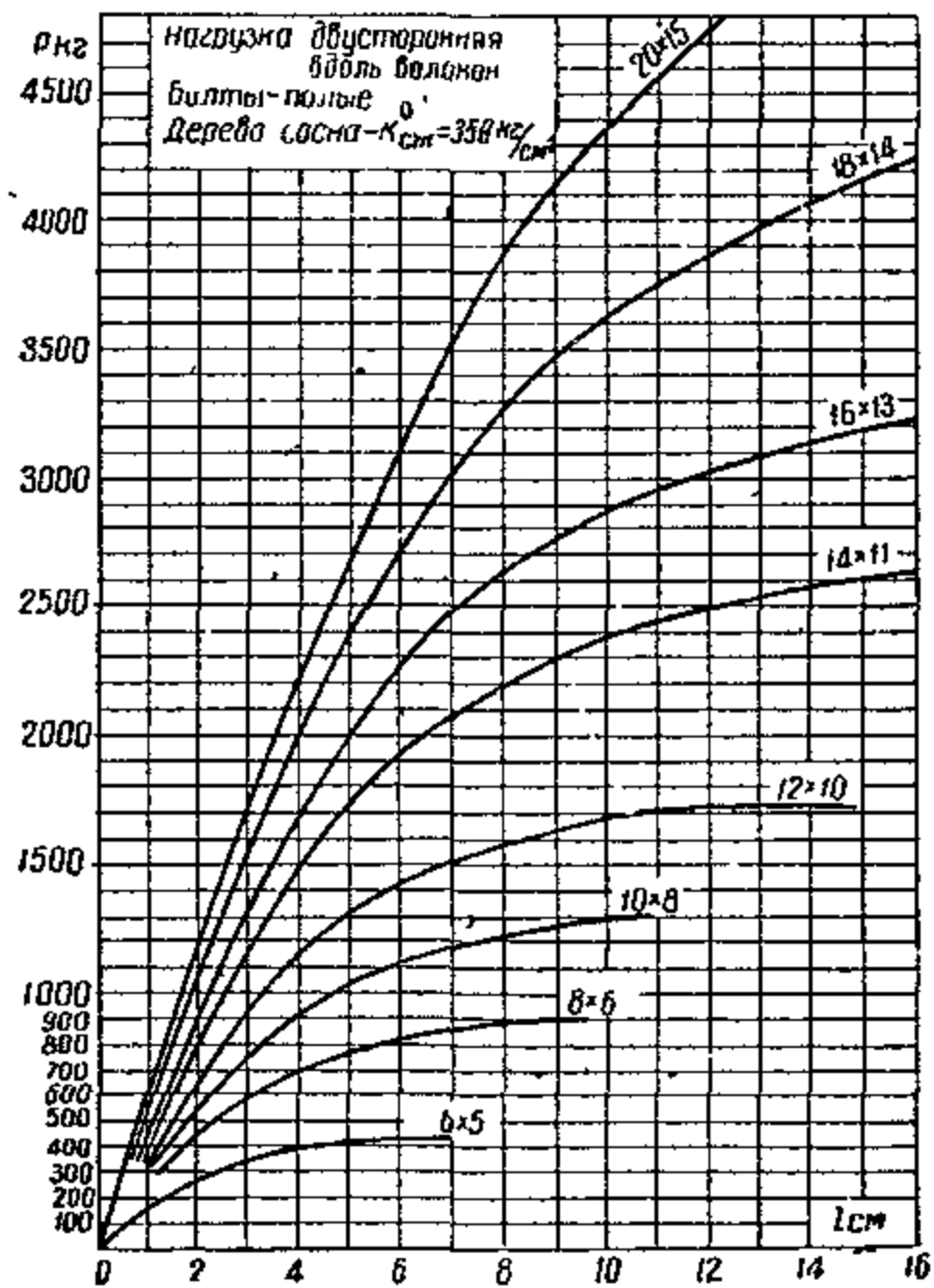
### Расчет болтового соединения в дереве

Расчет стандартных сплошных и полых болтов можно производить, пользуясь графиками (фиг. 158, 159 и 160), показывающими зависимость разрушающей нагрузки  $P_0$  на болт от его диаметра  $d$  и длины  $l$  (ширины бруса) при симметричной двусторонней нагрузке вдоль волокон. График фиг. 161 даст ту же зависимость силы  $P_1$  при нагрузке поперек волокон. При одностороннем нагружении величины разрушающих сил  $P_0$  и  $P_1$  равны половине величины усилий, приведенных на графиках.

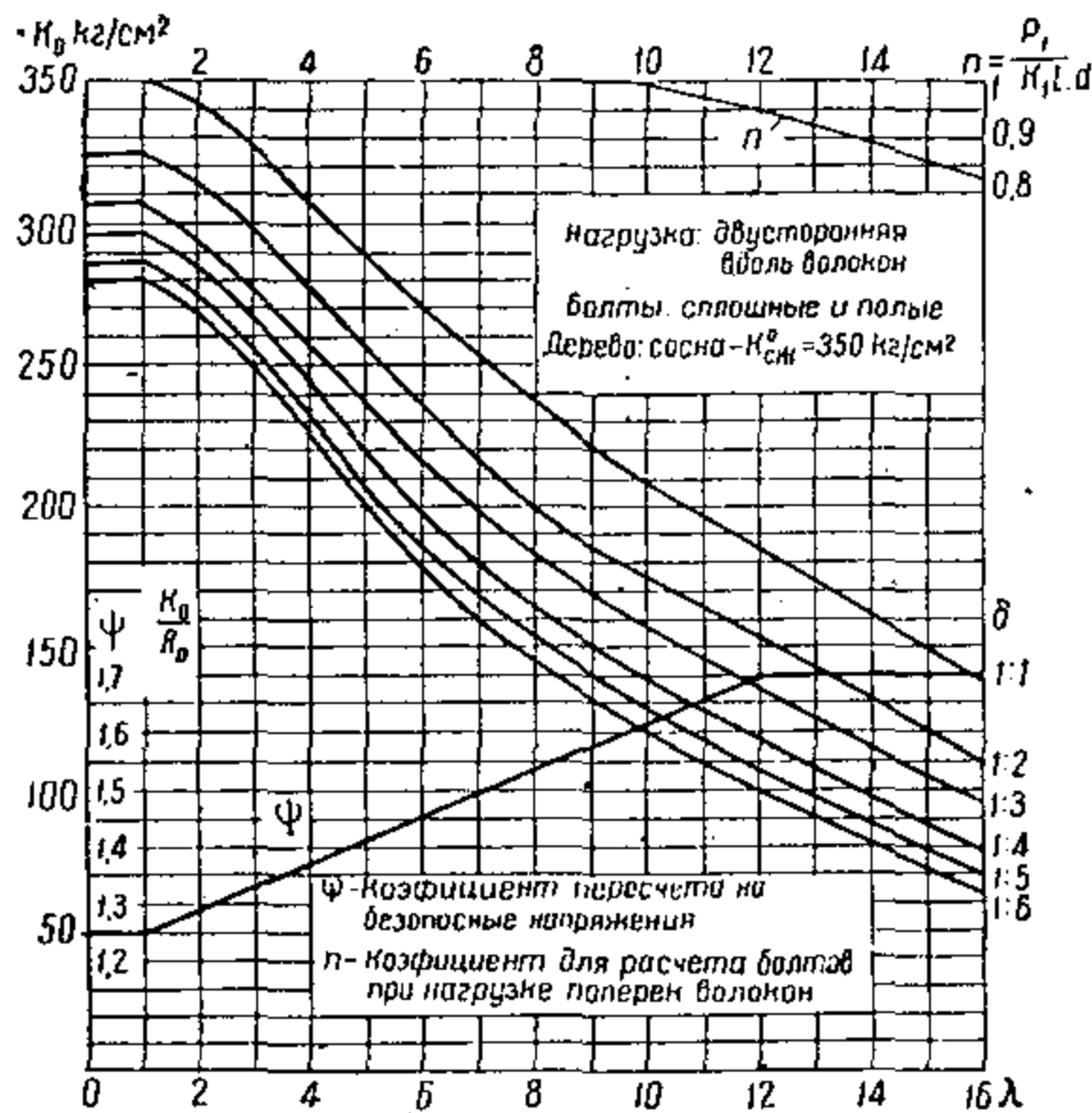
В случае двусторонней несимметричной нагрузки расчет ведется как при одностороннем нагружении большей силой. Если рассчитывается болт, для которого нет данных на графиках, то пользуются графиками, приведенными на фиг. 162 и 163; первая построена для нагрузки вдоль волокон по относительным размерам болта  $l/d$ , вторая — для нагрузки поперек волокон.



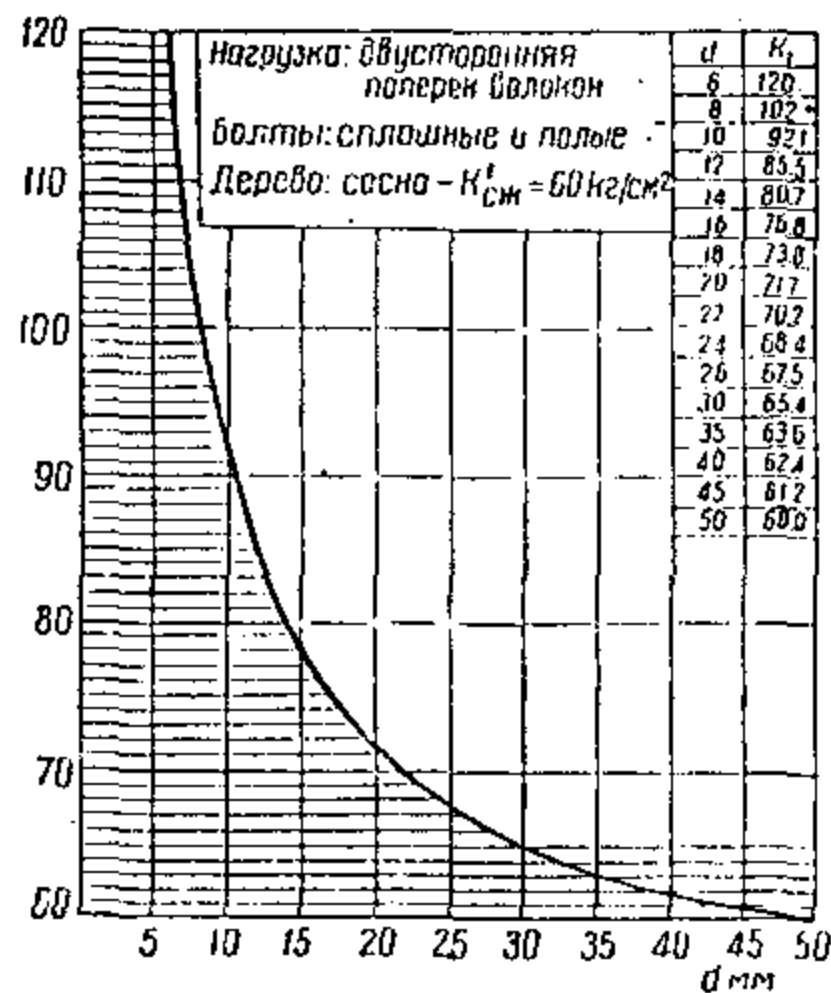
Фиг. 158.



Фиг. 159



Фиг. 162.



Фиг. 163.

При нагрузке вдоль волокон разрушающее усилие вычисляется по формуле:

$$P_0 = k_0 l d, \quad (30)$$

здесь  $k_0$  — напряжение в зависимости от

$$\lambda = \frac{l}{d} \quad \text{и} \quad \frac{\delta}{R} = \frac{\text{толщина стенки болта}}{\text{внешний радиус болта}}.$$

При нагрузке поперек волокон пользуемся формулой:

$$P_1 = n_1 \eta k_1 l d, \quad (31)$$

где  $n = f\left(\lambda = \frac{l}{d}\right)$  — числовой коэффициент, зависящий от  $\lambda = \frac{l}{d}$  (фиг. 162);

$n = 1$  при  $\lambda$  от 0 до 9;

$k_1 = f(d)$  — напряжение (фиг. 163) в зависимости от диаметра болта  $d$ ;

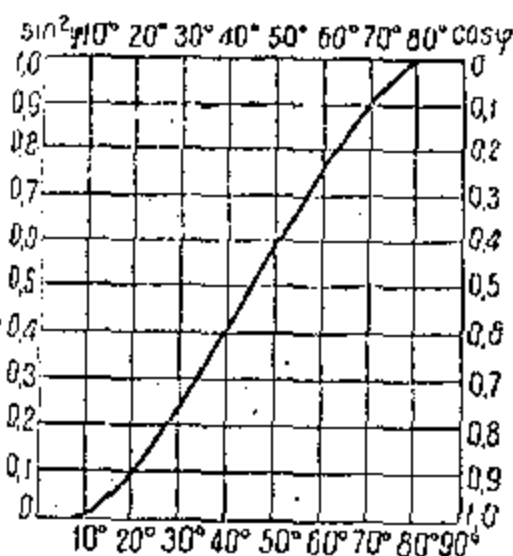
$\eta_1 = 1 + 5,76 \delta_1$  — коэффициент поддержки фанерных прослоек в зависимости от общей относительной толщины последних  $\delta_1 = \frac{\delta}{B}$ , независимо от направления

слоев фанеры;

$\delta$  — суммарная толщина фанерных прослоек;

$B$  — ширина бруса.

При нагрузке под углом  $\varphi$  к направлению волокон разрушающее усилие определяется по формуле:



Фиг. 164.

$$P_\varphi = \frac{1000}{m},$$

здесь

$$m = \frac{10^3 \sin^2 \varphi}{P_1} + \frac{10^3 \cos^2 \varphi}{P_0}.$$

$P_0$  и  $P_1$  определяются по соответствующим графикам и формулам.

Для значений  $\sin^2 \varphi$  и  $\cos^2 \varphi$  приведена диаграмма на фиг. 164.

Численный пример

З а д а н и е.

Определить прочность болтового соединения (двух накладок) при помощи

пустотелого болта  $26 \times 20$  к сосновому лонжерону, шириной 80 мм, с пятью фанерными прослойками общей толщиной 16 мм и при нагрузке, действующей под углом  $30^\circ$  к направлению волокон. Усилие с одной стороны болта 2000 кг и 1800 кг с другой.

Р е ш е н и е.

По фиг. 160 находим усилие, выдерживаемое болтом вдоль волокон,  $P_0 = 5400$  кг; по фиг. 161 — усилие поперек волокон  $P_1 = 1400$  кг.

Для определения нагрузки поперек волокон учтем поддерживающее влияние фанерных прослоек. Обычно поддерживающее влияние

фанерных прослоек при нагрузке вдоль волокон не учитываем ввиду ее незначительности

Определим относительную толщину фанерных стенок

$$\delta_1 = \frac{\delta}{B} = \frac{16}{80} = 0,2$$

Определяем коэффициент  $\eta_1$

$$\eta_1 = 1 + 5,76 \cdot 0,2 = 2,115.$$

Тогда

$$P_1 = 2,11 \cdot 1400 = 2950 \text{ кг}.$$

По фиг. 164 определяем величины  $\sin^2 \varphi$  и  $\cos^2 \varphi$

При  $\varphi = 30^\circ$  получим

$$\sin^2 \varphi = 0,25,$$

$$\cos^2 \varphi = 0,75$$

Находим коэффициент  $m$

$$m = \frac{0,25 \cdot 10^3}{2950} + \frac{0,75 \cdot 10^3}{5400} = 0,22,$$

и при двустороннем нагружении болт выдерживает

$$P_\varphi = \frac{1000}{0,22} = 4550 \text{ кг}$$

Следовательно, на одну сторону

$$\frac{1}{2} P_\varphi = 2225 \text{ кг},$$

что превышает наибольшую из двух сил, приложенных по концам болта (2000 кг). Следовательно, соединение прочно, с коэффициентом избытка

$$\mu = \frac{2225}{2000} = 1,11$$

### Расчет дерева в болтовом соединении на срез и разрыв

Если расстояние между болтами или от края деревянного бруска незначительно, то возможно разрушение соединения от скалывания или разрыва дерева. Так как сминающие усилия по длине болта распределяются неравномерно, то распределение напряжений среза по двум плоскостям  $ab$  и  $cd$  (фиг. 153) распределяется также неравномерно и подчиняется примерно такому же закону.

Среднее напряжение среза по двум плоскостям  $ab$  и  $cd$  определяем по формуле.

$$\tau_{\text{ср}} = \frac{P}{2l_1l},$$

где  $P$  — нагрузка на болт;

$l_1$  — расстояние между центрами отверстий или между центром отверстия и краем деревянного бруска,

$l$  — длина болта.

обходимая длина  $l_1$  определяется из условия равнопрочности среза смятия.

Усилие, выдерживаемое болтом на смятие, определяется по формуле:

$$P_0 = ld\sigma_{см},$$

$l$  — длина болта;

$d$  — диаметр болта;

$\sigma_{см}$  — напряжение смятия дерева.

Усилие, выдерживаемое соединением на срез, определяется по формуле:

$$P_1 = 2l_1l\tau_{ср}.$$

Как из условия равнопрочности необходимо, чтобы  $P_1 = P_0$ , т. е. усилие, выдерживаемое болтом на смятие, равнялось усилию, выдерживаемому на срез, то можем написать

$$2l_1l\tau_{ср} = ld\sigma_{см}. \quad (32)$$

откуда определим  $l_1$ :

$$l_1 = \frac{\sigma_{см}}{2\tau_{ср}} d. \quad (33)$$

Как мы предположили, что диаграмма распределений напряжений среза подобна диаграмме распределения смятия, то для сосны для разрывающих напряжений принимаем:

$$\sigma_{см} = k_{см} = 350 \text{ кг/см}^2;$$

$$\tau_{ср} = k_{ср} = 50 \text{ кг/см}^2.$$

После подстановки полученных значений в формулу получим, что из условия равнопрочности соединения необходимо

$$l_1 = 3,5 d.$$

На практике обычно меньше  $2d$  величину  $l_1$  не принимают.

### Определение усилий, действующих на элементы крепления

В качестве примера расчета разъемного крепления рассмотрим расчет крепления лонжерона свободнонесущего крыла (фиг. 165).

Перед началом расчета необходимо составить чертеж крепления иметь данные о величине момента  $M_B$  и полной перерезывающей силы  $Q$  в сечении разъема узла. Момент  $M_B$  и сила  $Q$  действуют в плоскости симметрии узла, перпендикулярной к осям разъемных болтов.

Вертикальный изгибающий момент  $M_B$  заменяем эквивалентной системой сил  $P$ , действующих на разъемные болты крепления. Как видно из фиг. 165, а, силы  $P$  могут быть определены в изложенном ниже порядке.



сил получим:

$$\Sigma Y = Q_1 + Q_2 = Q.$$

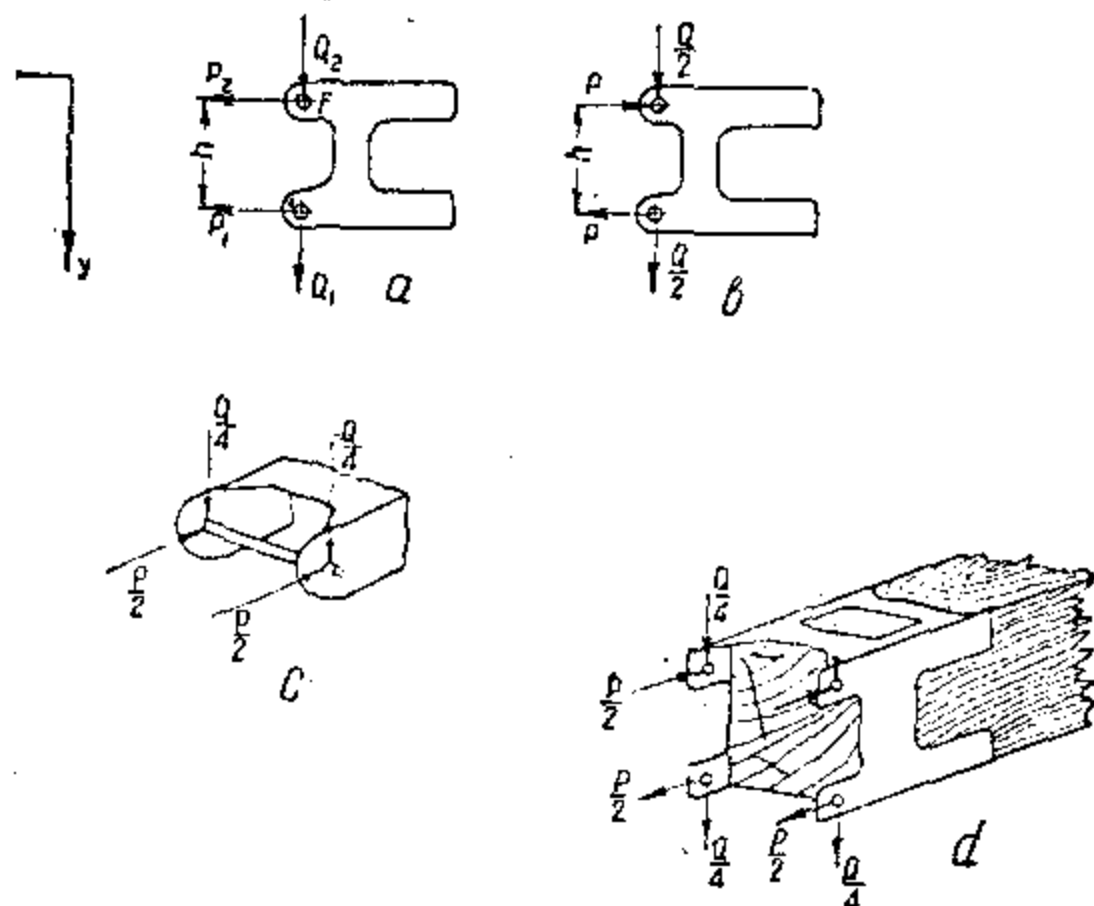
$$\Sigma X = P_1 + P_2 = 0; \quad P_1 = -P_2.$$

$$\Sigma M_F = P_s h = M; \quad P_1 = \frac{M}{h}.$$

Следовательно, от вертикального изгибающего момента болты будут нагружены равными противоположно направленными силами  $P$ .

$$P_1 = -P_2 = \frac{M}{h}. \quad (34)$$

Если верхний и нижний болты одинаковы, то усилия от силы  $Q$  в них будут равны, т. е.  $Q_1 = Q_2 = Q/2$ . Следовательно, на каждый конец болта приходится по половине сил  $P$  и  $\frac{Q}{2}$ ; схема нагружения верхнего болта показана на фиг. 165, с. На полученные силы и должно быть

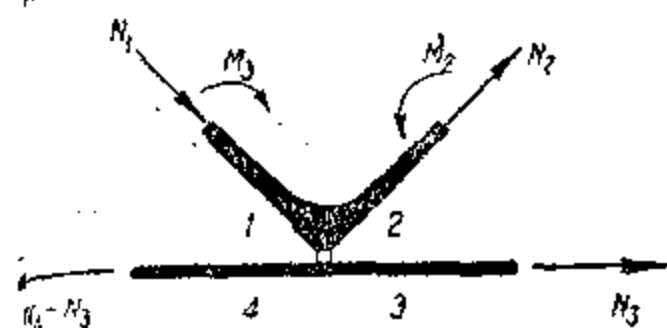


Фиг. 165.

проверено крепление. При точных подсчетах следует учитывать силу от горизонтального изгиба крыла, однако, ввиду ее незначительности в практических расчетах, она во внимание не принимается.

Определим силы, действующие на элементы (узел и соединительные элементы — болты) неразъемного узла (фиг. 166). На фиг. 166 показан узел, соединяющий в ферменном фюзеляже раскосы 1 и 2 с лонжероном фюзеляжа (стержень 3—4). Усилия в соединяемых стержнях представлены векторами  $N_1$ ,  $N_2$ ,  $M_1$ ,  $M_2$ ,  $N_3$  и  $N_4$ .

Для вычисления сил, действующих на части крепления в данном случае, определяются силы, действующие от каждого стержня на его соединительные элементы, крепящие его к узлу. Для стержня 3—4



Фиг. 166.

сила, действующая на болт, будет равна  $N_4 - N_3$  и направлена по оси стержня. Силы, действующие от стержней 1 и 2 на их соединительные болты, должны быть статически эквивалентны системе сил  $N_1 M_1$  и  $N_2 M_2$ . В подобном случае для определения сил, действующих на со-

единительные элементы, применяется теория центра жесткости. В результате расчета устанавливаются: а) силы, действующие на соединительные элементы (болты), б) схемы нагружения соединяемых стержней силами, обратными найденным нагрузкам от стержней на болты, и в) схему нагружения конструкции узла (фиг. 167).

После определения усилий производится проверка прочности частей крепления по правилам, рассмотренным нами при разборе расчета отдельных видов соединений.

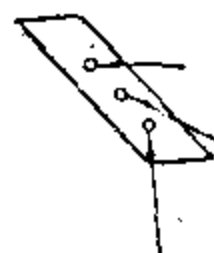
Проверка прочности узлового крепления производится в следующем порядке:

1. Устанавливается достаточность количества соединительных элементов и их размеры по проверке напряжений в соединительных элементах.

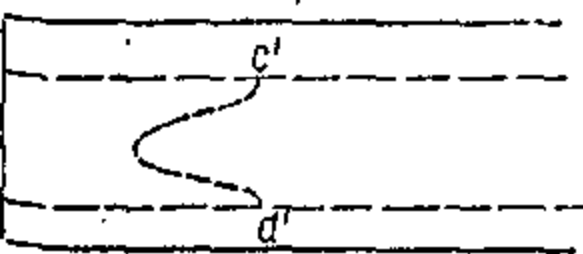
2. Производится проверка прочности в соединяемом стержне; она ведется параллельно поверхности соединительных элементов, так как

она влияет на выбор конструктивной схемы крепления. Проверка напряжений в прикрепляемом стержне производится по сечению, ослабленному соединительными элементами (болтами), как на местные нагрузки от соединительных элементов (например, на скалывание дерева), так и на максимальные действующие на стержень усилия (например, на изгиб, если стержень подвержен действию изгибающего момента).

3. Производится проверка прочности склейки бобышки с полками лонжеронов по сечениям  $c-c'$  и  $d-d'$  (фиг. 168) от горизонтальных составляющих сил, действующих на бобышку от лежащих в ней болтов. При точном расчете должна быть учтена также работа фанерных полок лонжерона, связывающих дополнительно бобышку с полками лонжерона. Если прочность склейки бобышки с полками недостаточна, то бобышка отделится от полок, и узел останется соединенным



Фиг. 167.



Фиг. 168.

с лоужером только болтами, расположенными в полках. Необходимая длина бобышки находится по формуле:

$$l = 2bk_{\text{ср}}P,$$

где  $l$  — необходимая длина бобышки;

$b$  — ширина бобышки;

$k_{\text{ср}}$  — разрушающее напряжение скалывания по склейке;

$P$  — общая горизонтальная сила, действующая на бобышку.

Так как крепость казеинового клея на скалывание практически выше крепости дерева ( $120 \text{ кг/см}^2$ ) и при испытаниях обычно разрушается древесина, то для значения  $k_{\text{ср}}$  нужно взять его значение для дерева.

4. Производится проверка прочности разъемных элементов по правилам расчета болтовых соединений, работающих в металле (§ 2). Разъемные элементы — болты и уши — обычно делают больших размеров, нежели это требуется по расчету, для предупреждения износа и появления люфтов в эксплуатации.

5. Производится проверка прочности конструкции узла.

Эта проверка производится на наибольшие силы, действующие на отдельные детали узла (уши, накладки) от подходящих к ним соединительных и разъемных элементов.

## § 5. РАСЧЕТ УЗЛОВ

Для распределения сил, действующих на соединительные элементы узла (болты, заклепки), применяется расчет по «теории центра жесткости». Центром жесткости узла называется точка, обладающая тем свойством, что при прохождении через нее действующей на узел силы  $P$  последний получает только поступательное движение в направлении силы  $P$ .

Если на узел действуют две или несколько сил по разным направлениям, то их надо заменять одной равнодействующей.

Основными видами деформации узлового соединения являются смятие отверстий болтов в накладке и разрушение опорной поверхности, т. е. смятие дерева под болтами. Так как в этих случаях разрушающие усилия будут пропорциональны диаметру болтов (при постоянной ширине накладки и прикрепляемого бруса), то центр кручения определяется как центр тяжести диаметров болтов.

Определение центра жесткости может быть проведено двумя способами — аналитическим и графическим.

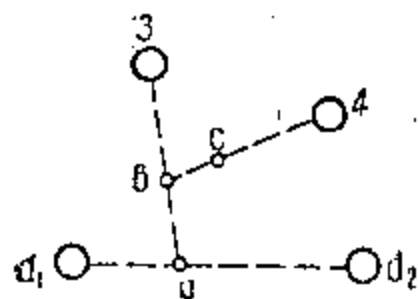
Для определения центра жесткости аналитически на чертеж наносится прямоугольная система координат, относительно которой берут статические моменты диаметров болтов; разделив эти моменты на сумму диаметров болтов, получаем координаты линий; точка пересечения линий дает центр жесткости.

При графическом способе нахождения центра жесткости построение ведется непосредственно на чертеже узла. Для нахождения центра жесткости соединяются какие-либо два болта прямой (например 1—2) (фиг. 169). Эта прямая делится на отрезки, пропорциональные диаметрам болтов  $d_1$  и  $d_2$ , и находится точка  $a$ . Затем получен-

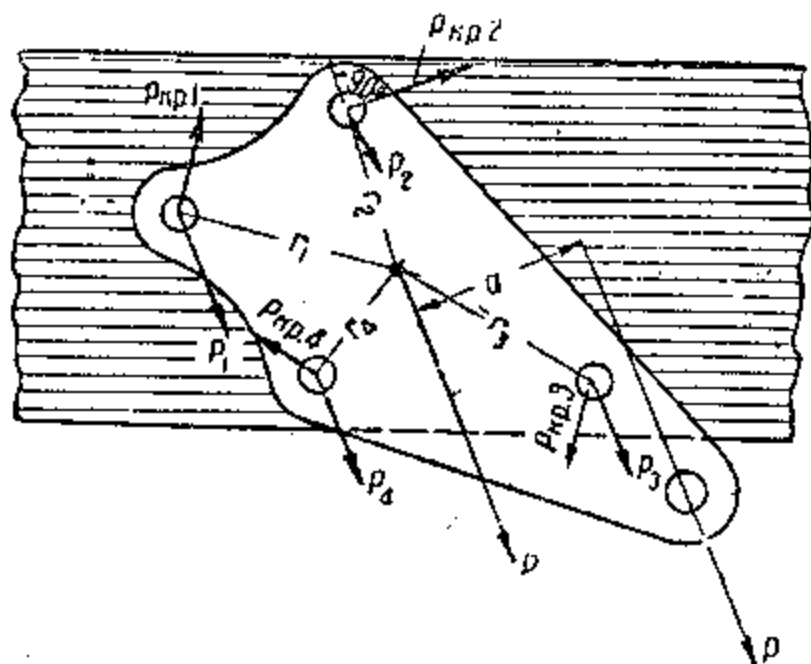
ная точка  $a$  соединяется со следующим болтом (например 3) и отрезок  $a-3$  делится на части в отношении диаметров болтов  $d_1$ ,  $d_2$  и  $d_3$ . Так будет найдена точка  $b$ . Эта точка соединяется со следующим болтом, и на прямой  $b-4$ , аналогично предыдущему, получаем точку  $c$ . Если все болты узла обойдены, то эта точка и будет центром кручения.

Определив центр кручения, переносим в него силу  $P$  (фиг. 170) и распределяем ее пропорционально диаметрам болтов; т. е. на каждый болт сила будет равна:

$$P_1 = P \frac{d_1}{\sum d}$$



Фиг. 169.



Фиг. 170.

где  $P_1$  — сила, действующая на болт;  
 $d_1$  — диаметр данного болта;  
 $\sum d$  — сумма диаметров всех болтов.

Для проверки правильности вычислений служит уравнение:

$$P = P_1 + P_2 + \dots + P_n.$$

За счет переноса силы  $P$  в центр жесткости мы получим момент переноса, равный  $Pa$ , который необходимо разнести по болтам. Доля момента, воспринимаемая каждым болтом на плече  $r$ , равна

$$M_1 = M \frac{I_{o1}}{\sum I_o},$$

где  $M$  — момент переноса;  
 $M_1$  — момент, действующий на данный болт;  
 $I_{o1}$  — полярный момент инерции данного болта;  
 $\sum I_o$  — суммарный полярный момент инерции болтов.

Полярный момент инерции  $I_o$  равен  $r^2 d$ , т. е. произведению диаметра болта на квадрат расстояния от центра кручения до болта.

Для проверки правильности вычислений находим

$$M = M_1 + M_2 + \dots + M_n;$$

получив моменты на каждый болт, определяем силы на болт от момента, т. е.

$$P_{кр} = \frac{M_1}{r_1},$$

где  $P_{кр}$  — сила на болт от момента;  
 $M_1$  — момент, действующий на данный болт;  
 $r$  — расстояние болта от центра жесткости  $O$ .

Каждая из этих сил должна быть направлена перпендикулярно к своему плечу  $r$  с таким расчетом, чтобы момент, создаваемый ею относительно центра жесткости, совпадал своим знаком со знаком момента переноса  $M = P \cdot a$ .

Следовательно, силы, действующие на каждый болт  $P$  и  $P_{кр}$ , не будут совпадать своими направлениями. Поэтому производим их суммирование по правилу параллелограмма. Построение можно вести непосредственно на чертеже.

Получив в результате расчета усилия, действующие на соединительные элементы (болты), производим проверку прочности на простейшие виды деформации, т. е. считаем отверстия болтов в накладке на смятие, на разрыв (если отверстие близко к краю).

Для расчета болтов в дереве определяем величину силы, действующей на болт, и угол, который она образует с направлением волокон. Проверка прочности производится по указаниям, приведенным в § 4 и 2.

## ГЛАВА XII

### РАСЧЕТ СТЕРЖНЕЙ НА ПРОДОЛЬНЫЙ ИЗГИБ

#### § 1. РАСЧЕТ СТОЕК ПОСТОЯННОГО СЕЧЕНИЯ

Стойки, подкосы и тяги управления, как правило, рассчитываются на продольный изгиб. Для планеров в качестве стоек применяются: 1) круглые стальные трубы с обтекателями, 2) деревянные сплошные или пустотелые и 3) дуралюминиевые круглые или профилированные обтекаемые.

Для профилированных стоек приведем формулы, их характеризующие:

1. Деревянные сплошные обтекаемые стойки по Буалеву:

$$\left. \begin{aligned} F &= 0,7ab, \\ I &= 0,0433a^3b, \\ \rho &= 0,249a; \end{aligned} \right\} \begin{aligned} &\text{где} \\ &a — \text{высота профилированной стойки;} \\ &b — \text{ширина профилированной стойки.} \end{aligned}$$

или по английским данным:

$$\begin{aligned} F &= 2,18a^2 & F — \text{площадь сечения;} \\ I &= 0,13a^4 & I — \text{момент инерции (наименьший);} \\ \rho &= 0,245a & \rho — \text{радиус инерции.} \end{aligned}$$

2. Пустотелые обтекаемые профили по английским данным:

$$\left. \begin{aligned} F &= 6,75a^2, \\ I &= 0,84a^3\delta. \end{aligned} \right\} \begin{aligned} &\text{где} \\ &\delta — \text{толщина стенки трубы.} \end{aligned}$$

По данным инж. Шинмарева, для профилей, получаемых перетяжкой круглых труб диаметра  $d$ ,

$$\begin{aligned} b &= 1,348d, & F &\approx \frac{\pi d^2}{4}, \\ a &= 0,572d, & \delta &= 0,2d, \\ I &= 0,04Fd^2, \end{aligned}$$

## § 2. ОБЩИЕ ФОРМУЛЫ РАСЧЕТА

Расчет стержней на продольный изгиб производят по формулам Эйлера, Тетмайера или Джонсона, в зависимости от гибкости стержня, т. е. отношения  $\frac{l}{\rho}$ , где  $l$  — длина стержня и  $\rho$  — радиус инерции.

### Формула Эйлера

Если стойка «длинная», расчет производят по формуле Эйлера. Критическая сила находится по формуле:

$$P_{кр} = \frac{\pi^2 EI}{(\mu l)^2},$$

где  $I$  — наименьший момент инерции стержня;

$E$  — модуль упругости материала;

$\mu$  — коэффициент длины, учитывающий способ заделки концов ( $\mu = 1$  для шарнирных концов и  $\mu = 1/2$  для заделанных концов).

Формулу Эйлера для напряжения получим, поделив все на  $F$ , т. е.

$$\sigma_{кр} = \frac{\pi^2 E}{\mu^2} \left( \frac{\rho}{l} \right)^2.$$

Напряжение  $\sigma_{кр} = \frac{P_{кр}}{F}$  представляет критическое напряжение, на которое нужно смотреть как на разрушающее. Так как формула Эйлера справедлива в пределах закона Гука, то для каждого материала можно найти, каково должно быть  $\frac{l}{\rho}$ , чтобы приведенные выше формулы были справедливы.

Формула Эйлера будет справедлива для отношений  $\frac{l}{\rho}$  следующих величин: для углеродистой стали  $\geq 90$ , для твердой стали  $\geq 73$ , для дуралюминия  $\geq 50$  и для дерева (сосна)  $\geq 60$ .

### Формула Тетмайера

Если отношение  $\frac{l}{\rho}$  меньше установленных пределов, то разрушение при продольном изгибе происходит при напряжениях, превосходящих предел упругости, и приходится пользоваться эмпирическими формулами.

Формула Тетмайера имеет следующий вид:

$$\sigma_{\tau} = K_{\text{сж}} \left( 1 - a \frac{l}{\rho} \right),$$

где  $\sigma_{\tau}$  — критическое напряжение, выдерживаемое стойкой при продольном изгибе, т. е. напряжение, при котором балка теряет устойчивость;

$K_{\text{сж}}$  — временное сопротивление материала на сжатие;

$$a = \frac{1}{\pi} \sqrt{\frac{\sigma_p}{E} \left( 1 - \frac{\sigma_p}{K_{\text{сж}}} \right)};$$

здесь  $\sigma_p$  — предел пропорциональности для материала стержня.

Для материалов, употребляющихся в планеростроении,  $a$  равно от 0,0044 до 0,0066 (углеродистая сталь и специальная сталь).

### Формула Джонсона

Формула Джонсона определяет критическое напряжение:

$$\sigma_{\text{сж}} = K_{\text{сж}} \left[ 1 - b_{\text{Дж}} \left( \frac{l}{\rho} \right)^2 \right],$$

где  $K_{\text{сж}}$  — временное сопротивление материала при сжатии;

$$b_{\text{Дж}} = \frac{K_{\text{сж}} \mu}{4\pi^2 E};$$

$\mu$  — коэффициент, учитывающий способ заделки концов, равный:

1 — для шарнирных концов и  $1/2$  — для заделанных концов.

В практике расчета применяется еще ряд формул (Буалева, Смиса и т. д.), однако они слишком громоздки. Поэтому при длинных стойках достаточно пользоваться формулой Эйлера, при коротких же стойках расчет ведут по Джонсону или Тетмайеру. Проще же всего при расчете для имеющегося сортамента труб пользоваться готовыми графиками<sup>1</sup>.

Вычислив по вышеприведенным формулам критические напряжения для стойки, сравниваем их с фактическими, равными:

$$\sigma = \frac{P}{F},$$

где  $P$  — усилие по стойке;

$F$  — площадь сечения стойки.

Критические напряжения не должны превышать фактических, т. е.

$$\sigma \leq \sigma_{\text{кр}}.$$

<sup>1</sup> См. Справочная книга по расчету самолетов на прочность, ОНТИ, 1937.

ТАБЛИЦА ВЕСОВ ДЕТАЛЕЙ ПЛАНЕРА

№ по пор.	Название сборочных агрегатов	Вес кг	В % к весу пустого	Примечание
1	Крыло . . . . .	44,5	51,20	
2	Фюзеляж с оборудованием и управлением . . . . .	31,8	36,60	
3	Оперение . . . . .	5,2	5,86	
4	Подкосы . . . . .	5,5	6,34	
	Итого . . . . .	87,0	100%	
5	Детали крыла			
	а. Передний лонжерон . . . . .	9,35	21,0	
	б. Задний лонжерон . . . . .	7,10	15,9	
	в. Нервюры . . . . .	4,45	10,0	
	г. Стрингеры, бобышки, клей, гвозди, лак . . . . .	2,65	6,0	
	д. Обшивка фанерная . . . . .	8,90	20,0	
	е. Обтяжка крыла с окраской . . . . .	6,00	13,5	
	ж. Элероны (общий вес) . . . . .	4,00	9,0	
	з. Стыковые и подкосные узлы . . . . .	2,05	4,6	
	Итого . . . . .	44,50	100%	
6	Детали фюзеляжа			
	а. Шпангоуты . . . . .	4,05	12,70	
	б. Стрингеры . . . . .	3,18	10,00	
	в. Бобышки, клей, гвозди, лак . . . . .	1,90	6,00	
	г. Обшивка фанерная . . . . .	9,00	28,30	
	д. Обтяжка фюзеляжа с окраской . . . . .	3,00	9,45	
	е. Узлы крепления: крыла, подкосов и оперения . . . . .	2,50	7,85	
	ж. Оборудование кабины . . . . .	3,18	10,00	
	з. Ручное управление . . . . .	3,50	11,00	
	и. Ножное управление . . . . .	1,49	4,70	
	Итого . . . . .	31,80	100%	Ручное управление в крыле отнесено в фюзеляж



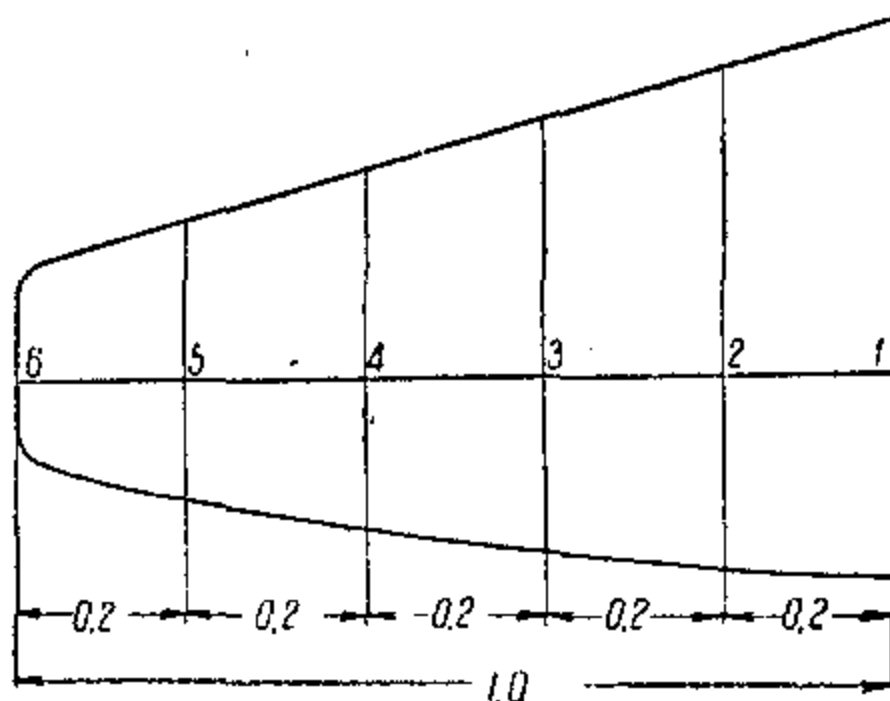
№ по пор.	Название сборочных агрегатов	Вес кг	В % к весу пустого	Примечание
7	Детали оперения			
	а. Каркас (нервюры, лонжероны) . . . . .	2,4	46,2	
	б. Обшивка фанерная . . . . .	0,8	15,4	
	в. Узлы крепления и шарниры . . . . .	1,0	19,2	
	г. Обтяжка с окраской . . . . .	1,0	19,2	
	Итого . . . . .	5,2	100%	
	Подкосы . . . . .	5,5		

## Приложение II

### ПРИМЕР РАСЧЕТА ОПЕРЕНИЯ ПЛАНЕРА (ВАРИАНТ)

Рассчитать вариант оперения (фиг. 171) со стабилизатором для планера Г-17, на случай А, если плечо оперения увеличилось до 3,1 м.

Площадь стабилизатора . . . . . 0,9 м<sup>2</sup>  
Площадь руля высоты . . . . . 0,6 м<sup>2</sup>  
Площадь горизонтального оперения . . . . . 1,5 м<sup>2</sup>  
Остальные данные по примеру № 1 (стр. 163).



Фиг. 171.

Нагрузка на оперение

$$P = \frac{0,195 \cdot 10 \cdot 204 \cdot 0,84}{0,718 \cdot 3,1} = 150 \text{ кг.}$$

$$P_{\text{ср}} = \frac{150}{1,5} = 100 \text{ кгм}^2.$$

Нагрузка по размаху согласно нормам прочности распределяется пропорционально хордам

$$q = P_{\text{ср}} t.$$

Определим погонную нагрузку по нервюрам:

$$q_1 = 100 \cdot 1,05 = 105 \text{ кгм}$$

$$q_2 = 100 \cdot 0,95 = 95 \text{ »}$$

$$q_3 = 100 \cdot 0,88 = 88 \text{ »}$$

$$q_4 = 100 \cdot 0,70 = 70 \text{ »}$$

$$q_5 = 100 \cdot 0,55 = 55 \text{ »}$$

$$q_6 = 100 \cdot 0,33 = 33 \text{ »}$$

Нагрузку на нервюры определяем по формуле

$$P_n = q_n b;$$

здесь  $b$  — расстояние между нервюрами.

Для первой и последней нервюры  $b$  равно половине расстояния между нервюрами

$$P_1 = 105 \cdot 0,1 = 10,5 \text{ кг}$$

$$P_2 = 95 \cdot 0,2 = 19,0 \text{ »}$$

$$P_3 = 88 \cdot 0,2 = 17,6 \text{ »}$$

$$P_4 = 70 \cdot 0,2 = 14,0 \text{ »}$$

$$P_5 = 55 \cdot 0,2 = 11,0 \text{ »}$$

$$P_6 = 33 \cdot 0,1 = 3,3 \text{ »}$$

$$\Sigma P = 75,4 \text{ кг}$$

### П о в е р к а

Сумма нагрузок по нервюрам должна равняться половине общей нагрузки на горизонтальное оперение

$$\frac{P}{2} = \frac{150}{2} = 75 \text{ кг.}$$

Ошибка в вычислении получилась равной 0,53%. Относим ее за счет точности линейки.

Для определения нагрузок, действующих на нервюры руля и стабилизатора, пользуемся фиг. 120, где дано распределение нагрузки по хорде для оперения со стабилизатором.

Путем соответствующих выкладок можно найти, что нагрузка на нервюру руля будет равна:

$$P_v = \frac{1}{2} P_{\text{ср}} t_v b = \frac{16}{15} \frac{t_v^2}{t} P_{\text{ср}} b,$$

где  $p_0$  — интенсивность нагрузки в месте шарнира руля (фиг. 120);

$t_p$  — хорда руля;

$t$  — хорда оперения;

$b$  — расстояние между нервюрами.

Тогда нагрузка на нервюру стабилизатора определится, как

$$P_{ст} = P_n - P_p = P_{ср} b \left( t - \frac{16}{15} \frac{t_p^2}{t} \right);$$

здесь  $P_n$  — общая нагрузка на нервюру оперения.

Определяем нагрузки на нервюры руля по формулам:

$$P_p = \frac{16}{15} \frac{t_p^2}{t} P_{ср} b$$

$$P_{p1} = \frac{16}{15} \cdot \frac{0,36^2}{1,05} \cdot 100 \cdot 0,1 = 1,3 \text{ кг}$$

$$P_{p2} = 1,065 \frac{0,36^2}{0,95} \cdot 100 \cdot 0,2 = 2,9 \text{ »}$$

$$P_{p3} = 1,065 \frac{0,33^2}{0,88} \cdot 100 \cdot 0,2 = 2,6 \text{ »}$$

$$P_{p4} = 1,065 \frac{0,3^2}{0,70} \cdot 100 \cdot 0,2 = 2,7 \text{ »}$$

$$P_{p5} = 1,065 \frac{0,25^2}{0,55} \cdot 100 \cdot 0,2 = 2,4 \text{ »}$$

$$P_{p6} = 1,065 \frac{0,16^2}{0,33} \cdot 100 \cdot 0,1 = 0,8 \text{ »}$$

Нагрузка на нервюры стабилизатора

$$P_{ст1} = 10,5 - 1,3 = 9,2 \text{ кг}$$

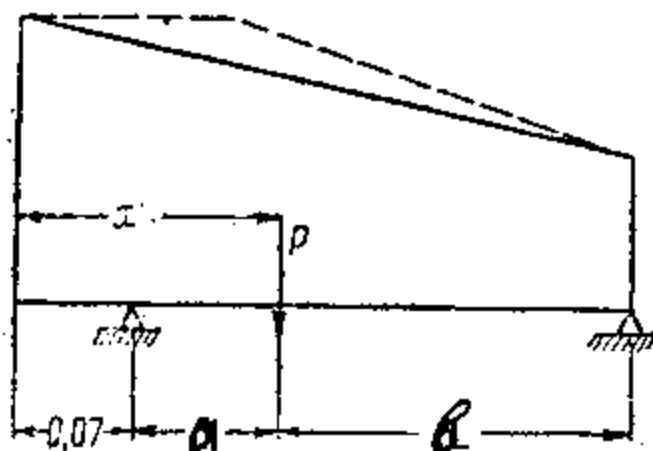
$$P_{ст2} = 19,0 - 2,9 = 16,1 \text{ »}$$

$$P_{ст3} = 17,6 - 2,6 = 15,0 \text{ »}$$

$$P_{ст4} = 14,0 - 2,7 = 11,3 \text{ »}$$

$$P_{ст5} = 11,0 - 2,4 = 8,6 \text{ »}$$

$$P_{ст6} = 3,3 - 0,8 = 2,5 \text{ »}$$



Фиг. 172.

Нагрузку, приходящуюся на нервюры стабилизатора, разнесем по лонжеронам по правилу рычага. Для этого устанавливаем центр давления нагрузки на стабилизатор.

Центр давления определяем из условия, что нагрузка распределяется по закону трапеции (фиг. 172). Фактически же нагрузка будет распределяться так, как это показано на фиг. 172 пунктиром. Сделанное допущение упрощает работу по нахождению центра давления и, видимо, будет близко к действительному распределению нагрузок, так как мы не учитываем влияния обшивки и нервюр на раздачу нагрузок по лонжеронам. Тогда положение центра давления относительно носка стабилизатора будет равно

$$x = \frac{t_{ст}}{3} \frac{1,5t + 4t_p}{1,5t + 2t_p}.$$

Вычисляем  $x$  по пернорам

$$x_1 = \frac{0,09}{3} \cdot \frac{1,5 \cdot 1,05 + 4 \cdot 0,36}{1,5 \cdot 1,05 + 2 \cdot 0,36} = 0,30 \text{ м}$$

$$x_2 = \frac{0,59}{3} \cdot \frac{1,5 \cdot 0,95 + 4 \cdot 0,36}{1,5 \cdot 0,95 + 2 \cdot 0,36} = 0,26 \text{ »}$$

$$x_3 = \frac{0,5}{3} \cdot \frac{1,5 \cdot 0,88 + 4 \cdot 0,33}{1,5 \cdot 0,88 + 2 \cdot 0,33} = 0,22 \text{ »}$$

$$x_4 = \frac{0,4}{3} \cdot \frac{1,5 \cdot 0,70 + 4 \cdot 0,3}{1,5 \cdot 0,70 + 2 \cdot 0,3} = 0,18 \text{ »}$$

$$x_5 = \frac{0,3}{3} \cdot \frac{1,5 \cdot 0,55 + 4 \cdot 0,25}{1,5 \cdot 0,55 + 2 \cdot 0,25} = 0,14 \text{ »}$$

$$x_6 = \frac{0,17}{3} \cdot \frac{1,5 \cdot 0,33 + 4 \cdot 0,16}{1,5 \cdot 0,33 + 2 \cdot 0,16} = 0,08 \text{ »}$$

Распределяем нагрузку по лонжеронам.

Как видно из фиг. 172, нагрузка на задний лонжерон стабилизатора будет равна:

$$P^{з.л} = \frac{Pa}{b+a}$$

и на передний лонжерон:

$$P^{п.л} = P - P^{з.л}$$

Вычисления сводим в приподимую ниже таблицу:

Сечение	1	2	3	4	5	6
$P$ , кг . . . . .	9,2	16,1	15	11,3	8,6	2,5
$x$ , м . . . . .	0,30	0,26	0,22	0,18	0,14	0,08
$x - 0,7 = a$ , м . . . . .	0,23	0,19	0,15	0,11	0,07	0,01
$b$ , м . . . . .	0,39	0,33	0,28	0,22	0,16	0,09
$(a+b)$ , м . . . . .	0,62	0,52	0,43	0,33	0,23	0,10
$Pa$ , кг. м . . . . .	2,10	3,06	2,25	1,24	0,60	0,025
$P^{з.л} = \frac{Pa}{a+b}$ , кг . . . . .	3,4	5,9	5,2	3,8	2,6	0,3
$P^{п.л} = P - P^{з.л}$ , кг . . . . .	5,8	10,2	9,8	7,5	6,0	2,2

Примечание. 1. Передний лонжерон идет параллельно передней кромке стабилизатора на расстоянии 0,07 м от последней.

2. Значения нагрузок на лонжероны округлены до десятых, с таким расчетом, чтобы  $P^{з.л} + P^{п.л} = P$ .

Подсчитав нагрузки на лонжероны, переходим к определению изгибающих моментов.

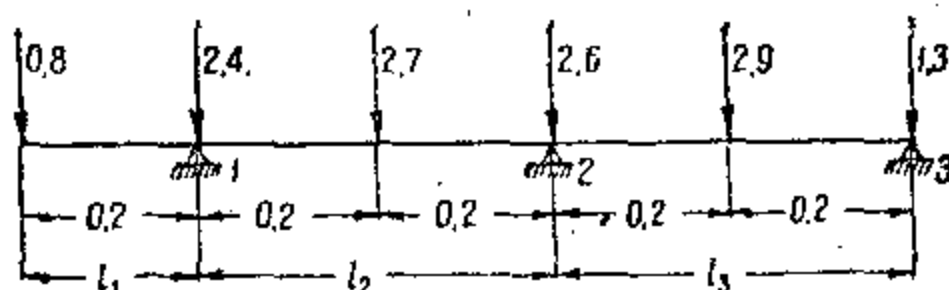
### Лонжерон руля высоты

Схема загрузки руля и размещение опор (шарниров) даны на фиг. 173. Следовательно, лонжерон руля высоты нужно рассматривать, как балку, лежащую на трех опорах 1, 2 и 3.

Для решения нагружения указанной балки воспользуемся теоремой о трех моментах.

Принимая жесткость балки  $\Sigma EI$  постоянной, составляем уравнения трех моментов без учета смещения опор

$$M_1 l_2 + 2M_2 (l_2 + l_3) + M_3 l_3 = -\frac{6F_2 a_2}{l} - \frac{6F_3 b_3}{l},$$



Фиг. 173.

где  $M_1$ ,  $M_2$  и  $M_3$  — соответственно моменты на опорах 1, 2 и 3;

$F_2$  и  $F_3$  — площадь эюр моментов для просто опертой балки;

$a_2$  и  $b_3$  — расстояния от центров тяжести указанных эюр моментов до опор.

Определим величины, входящие в уравнение трех моментов. Момент на опоре 1 будет равен:

$$M_1 = 0,8 \cdot 0,2 = 0,16 \text{ кгм.}$$

Для просто опертой балки с сосредоточенным грузом посредине эюра изгибающего момента — треугольник с максимальной высотой  $\frac{Pl}{4}$  и основанием  $l$ ; поэтому

$$F_n = \frac{Pl_n^2}{4}$$

и

$$a_n = b_n = \frac{l_n}{2}.$$

Следовательно, для нашего случая:

$$F_2 = \frac{2,7 \cdot 0,4^2}{8} = 2,7 \cdot 0,02 = 0,054 \text{ м}^2,$$

$$F_3 = \frac{2,9 \cdot 0,4^2}{8} = 2,9 \cdot 0,02 = 0,058 \text{ м}^2,$$

$$a_n = b_n = 0,2 \text{ м.}$$

Подставляя полученные числовые значения в уравнение трех моментов и зная, что  $M_3 = 0$ , получим:

$$0,16 \cdot 0,4 + 2M_2 \cdot 0,8 = -\frac{6 \cdot 0,054 \cdot 0,2}{0,4} - \frac{6 \cdot 0,059 \cdot 0,2}{0,4},$$

откуда определяем  $M_2$

$$1,6 M_2 = -0,015 - 0,064 = -0,079;$$

$$M_2 = -\frac{0,079}{1,6} = -0,0495 \text{ кгм.}$$

Определив изгибающие моменты, строим эюру последних (фиг. 174), по которой берем значения  $M_{\text{изг}}$  в интересующих нас сечениях. Очевидно, проверке подлежат сечения, имеющие наибольшие изгибающие моменты.

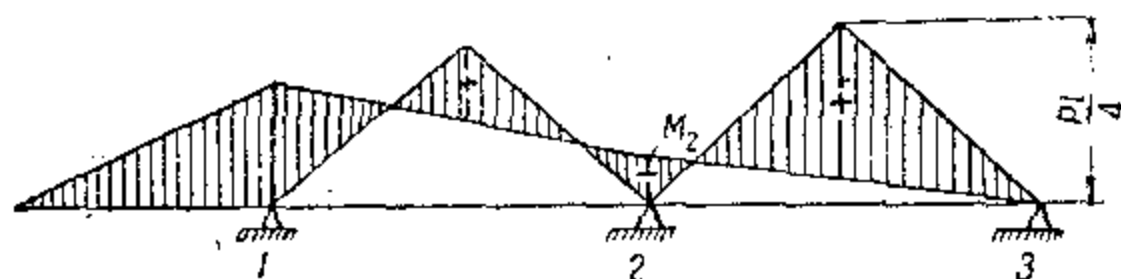
## Определение реакции опор лонжерона руля высоты

Реакции опор будут складываться из реакции от нагрузок и реакции от моментов, т. е.

$$A_n = A'_n + \frac{M_{n-1} - M_n}{l_n} + \frac{-M_n + M_{n+1}}{l_{n+1}},$$

здесь  $A'_n$  — реакции опор от нагрузок, действующих в пролетах балки.

Для получения значений  $A'_n$  будем считать балку разрезанной на опорах, т. е. в каждом пролете рассматриваем балку, как свободно опертую.



Фиг. 174.

Определяем реакции от сил:

$$A'_1 = 0,8 + 2,4 + \frac{2,7}{2} = 4,55, \text{ кг},$$

$$A'_2 = \frac{2,7}{2} + 2,6 + \frac{2,9}{2} = 5,4 \text{ кг},$$

$$A'_3 = \frac{2,9}{2} + 1,3 = 2,75 \text{ кг}.$$

Реакции от моментов:

$$A''_1 = \frac{0,16 - 0,05}{0,4} = 0,28 \text{ кг},$$

$$A''_2 = \frac{-0,16 + 0,05}{0,4} + \frac{0,05}{0,4} = -0,15 \text{ кг},$$

$$A''_3 = \frac{-0,05}{0,4} = -0,13 \text{ кг}.$$

Суммарные реакции от сил и от моментов:

$$A_1 = 4,55 + 0,28 = 4,83 \text{ кг}$$

$$A_2 = 5,4 - 0,15 = 5,25 \text{ »}$$

$$A_3 = 2,75 - 0,13 = 2,62 \text{ »}$$

$$\Sigma A = 12,70 \text{ кг}$$

Проверка.

Сумма реакций опор должна равняться сумме сил, действующих на балку.

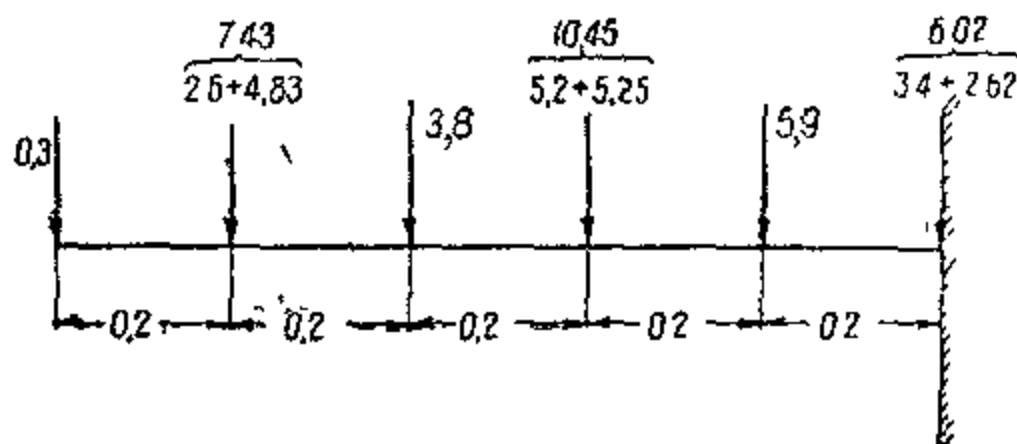
Сумма сил:

$$P = 0,8 + 2,4 + 2,7 + 2,6 + 2,9 + 1,3 = 12,70 \text{ кг},$$

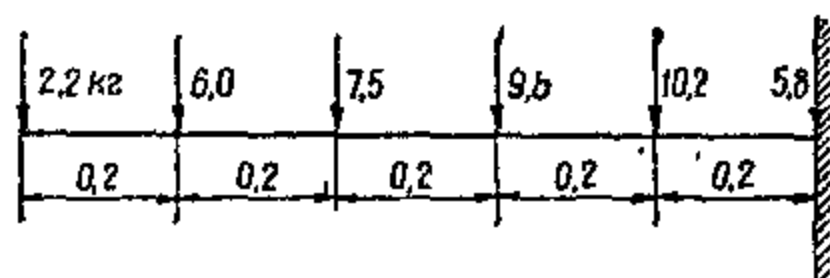
что полностью совпадает с суммой реакций.

Реакции опор лонжерона руля воспринимаются задним лонжероном стабилизатора. Следовательно, к нагрузкам заднего лонжерона стабилизатора необходимо прибавить в соответствующих точках реакции опор лонжерона руля. Тогда эпюра сил для заднего лонжерона представится в изображенном на фиг. 175 виде.

Эпюра сил для переднего лонжерона стабилизатора (фиг. 176) построена по данным таблицы, приведенной выше, где подсчитаны силы, действующие на пе-



Фиг. 175



Фиг. 176

редний лонжерон стабилизатора. По приведенным эпюрам сил строим эпюры изгибающих моментов по общим правилам.

### Кручение руля

Нагрузка на нервюры руля распределяется по треугольнику (фиг. 121). Следовательно, плечо крутящего момента в каждом сечении равно

$$x = \frac{1}{3} t_p,$$

где  $t_p$  — хорда руля.

Зная плечи крутящих моментов и силы, определяем крутящие моменты в сечении лонжерона руля. Определение крутящих моментов производим по правилам, указанным в примере I (см. стр. 160), где определены крутящие моменты для целиком подвижного руля. Напряжения в сечениях лонжеронов проверяем по общеизвестной формуле

$$\sigma = \frac{M}{W}$$

Для лонжерона руля необходимо учесть кручение, если носок руля не имеет жесткой фанерной обшивки, способной воспринимать кручение.

В случае жесткого фанерного носка кручение целиком относим к носку и напряжения в нем определяем по формуле Бредта.

Если фанерный носок отсутствует, то кручение будет воспринимать лонжерон руля, причем напряжения подсчитываем по формуле

$$\sigma = \sqrt{\sigma^2 + 4\tau^2}$$