

Б. К. ЛАНДЫШЕВ

9 $\frac{300}{350}$

РАСЧЕТ И КОНСТРУИРОВАНИЕ ПЛАНЕРА

ПОД РЕДАКЦИЕЙ
Д. А. РОМЕЙКО-ГУРКО

НКОП · СССР

ГОСУДАРСТВЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО ОБОРОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

МОСКВА

1939

ЛЕНИНГРАД

Книга предназначена в качестве пособия по расчету планера на прочность для читателя, имеющего только среднее техническое образование и начинающего работу конструктора-планериста.

Кроме специальных глав по расчету отдельных частей и деталей планера в книге освещаются (в сжатом виде) основные понятия по вопросам аэродинамики, необходимые конструктору.

При изложении глав по расчету на прочность автор дает указания по методике расчета и, как правило, приводит окончательные расчетные формулы. В некоторых случаях автор дает и вывод расчетных формул. Расчеты иллюстрированы схемами и сопровождаются числовыми примерами.



39-37921



2000012157

Редактор Г. К. Холоманов

Техн. редактор А. А. Базанова

Сдано в набор 5/XI-38 г. Подписано к печ. 19/II—39 г. Изд. № 81. Автор. дог. № 251. Инд. А-30-4-3(2). Тираж: 6.000. Кол. печ. лист. 14,25. Учетно-авт. лист. 15,47. Формат бум. 60×92/16. Уполн. Главл. А 5065. Заказ. 241.

Киевская типография Оборонгиза. Крещатик, № 42.

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
Предисловие редактора	5
От автора	11

Глава I. Введение

§ 1. Схема сил, действующих на планер в полете	12
§ 2. Силы и моменты, действующие на крыло	13
§ 3. Аэродинамические коэффициенты сил и моментов	14
§ 4. Сведения по теории индуктивного сопротивления	17
§ 5. Определение перегрузок	22

Глава II. Составление эскизного проекта планера

§ 1. Что должен содержать эскизный проект	28
§ 2. Весовая компоновка планера	28
§ 3. Определение положения центра тяжести планера (центровка)	31

Глава III. Крылья и их конструкция

§ 1. Форма крыльев в плане	37
§ 2. Понятие о закрученных крыльях	39
§ 3. Понятие о разрезных крыльях	42
§ 4. Элементы разрезного крыла	43
§ 5. Конструкция крыльев	53
§ 6. Конструкция лонжеронов	55
§ 7. Конструкция нервюр	56
§ 8. Выбор формы крыла в плане	57
§ 9. Размещение лонжеронов крыла	62

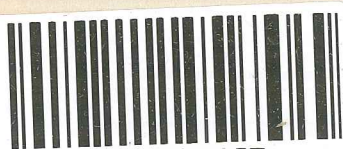
Глава IV. Расчет свободонесущих крыльев

§ 1. Распределение давления по хорде крыла	69
§ 2. Распределение нагрузки по размаху	71
§ 3. Схема работы крыла и распределение деформаций	72
§ 4. Понятие о центре жесткости крыла	73
§ 5. Предварительный расчет крыла	76
§ 6. Вертикальный изгиб	79
§ 7. Горизонтальный изгиб	80
§ 8. Кручение крыла	83
§ 9. Однолонжеронные крылья	96
§ 10. Подбор сечений лонжерона	102
§ 11. Расчет моноблочного крыла	110
§ 12. Порядок расчета крыла на прочность	122
§ 13. Метод графического интегрирования	127
§ 14. Определение деформаций крыла	131

Книга предназначена в качестве пособия по расчету планера на прочность для читателя, имеющего только среднее техническое образование и начинающего работу конструктора-планериста.

Кроме специальных глав по расчету отдельных частей и деталей планера в книге освещаются (в сжатом виде) основные понятия по вопросам аэродинамики, необходимые конструктору.

При изложении глав по расчету на прочность автор дает указания по методике расчета и, как правило, приводит окончательные расчетные формулы. В некоторых случаях автор дает и вывод расчетных формул. Расчеты иллюстрированы схемами и сопровождаются числовыми примерами.



2000012157

Редактор Г. К. Холоманов

Техн. редактор А. А. Базанова

Сдано в набор 5/XI-38 г. Подписано к печ. 19/II—39 г. Изд. № 81. Автор. дог. № 251. Инд. А-30-4-3(2). Тираж: 6.000. Кол. печ. лист. 14,25. Учетно-авт. лист. 15,47. Формат бум. 60×92/16. Уполн. Главл. А 5065. Заказ. 241.

Киевская типография Оборонгиза, Крещатик, № 42.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие редактора	Стр. 5
От автора	11

Глава I. Введение

1. Схема сил, действующих на планер в полете	12
2. Силы и моменты, действующие на крыло	13
3. Аэродинамические коэффициенты сил и моментов	14
4. Сведения по теории индуктивного сопротивления	17
5. Определение перегрузок	22

Глава II. Составление эскизного проекта планера

1. Что должен содержать эскизный проект	28
2. Весовая компоновка планера	28
3. Определение положения центра тяжести планера (центровка)	31

Глава III. Крылья и их конструкция

1. Форма крыльев в плане	37
2. Понятие о закрученных крыльях	39
3. Понятие о разрезных крыльях	42
4. Элементы разрезного крыла	43
5. Конструкция крыльев	53
6. Конструкция лонжеронов	55
7. Конструкция нервюр	56
8. Выбор формы крыла в плане	57
9. Размещение лонжеронов крыла	62

Глава IV. Расчет свободнонесущих крыльев

1. Распределение давления по хорде крыла	69
2. Распределение нагрузки по размаху	71
3. Схема работы крыла и распределение деформаций	72
4. Понятие о центре жесткости крыла	73
5. Предварительный расчет крыла	76
6. Вертикальный изгиб	79
7. Горизонтальный изгиб	80
8. Кручение крыла	83
9. Однолонжеронные крылья	96
10. Подбор сечений лонжерона	102
11. Расчет моноблочного крыла	110
12. Порядок расчета крыла на прочность	122
13. Метод графического интегрирования	127
14. Определение деформаций крыла	131

Глава V. Расчет подкосного крыла

1. Определение изгибающих моментов и реакций	136
2. Расчет сжато-изогнутых лонжеронов	139
3. Расчет подкосов	145

Глава VI. Конструкция и расчет элеронов

1. Размеры элеронов	146
2. Конструкция элеронов	148
3. Расчет элерона	149

Глава VII. Конструкция и расчет оперения

1. Определение размеров оперения	154
2. Конструкция оперения	157
3. Расчет оперения	159

Глава VIII. Конструкция и расчет фюзеляжа

1. Конструкция фюзеляжа	166
2. Расчет фюзеляжа	168

Глава IX. Вибрации крыла и хвостового оперения

1. Вибрации типа флаттер	174
2. Вибрации типа бафтинг	176
3. Определение критической скорости	179

Глава X. Конструкция и расчет управления

1. Органы управления планером	181
2. Схемы управления	182
3. Кинематика управления	185
4. Конструирование управления	188

Глава XI. Расчет болтовых соединений

1. Основные положения по расчету	192
2. Расчет элементов узлового крепления	194
3. Заклепочные соединения	200
4. Работа болтов в дереве	203
5. Расчет узлов	215

Глава XII. Расчет стержней на продольный изгиб

1. Расчет стоек постоянного сечения	217
2. Общие формулы расчета	218
Приложение I. Таблица весов деталей планера	220
Приложение II. Пример расчета оперения планера (вариант)	221
Библиография	228

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 свободонесущих 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 позволяют конструкторам путем уточнения расчета обеспечить достаточную прочность без перетяжелений. К сожалению, объем книги не позволил поместить графики распределения нагрузки по размаху для закрученных и незакрученных 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 Кремоны 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 фляттер). 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 нископланам, 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, ставшие 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 сопровождаются указанием источника.

Автор — практический работник конструкторского бюро — не претендовал на оригинальность мыслей. Тем не менее работу он проделал огромную 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, во-первых, доступен упомянутому читателю для самостоятельной проработки, и, во-вторых, 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

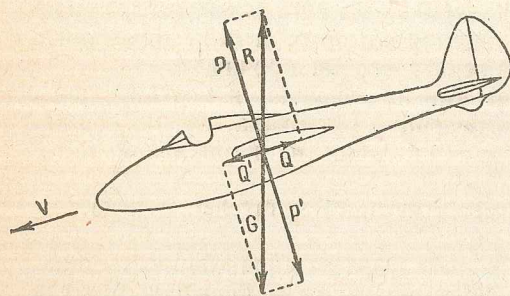
Москва, июнь 1938 г.

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:

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

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

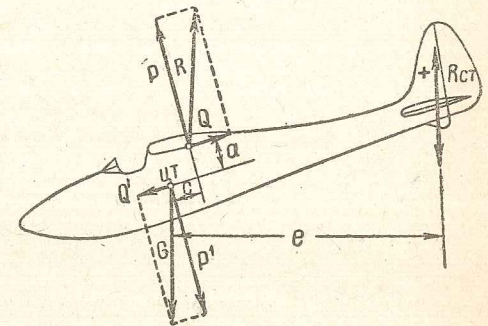
Мы предположили, что силы R и G имеют общую точку приложения. Если это условие не соблюдено, то создаются две пары сил с моментами: Qa от силы Q и Pc от силы P (фиг. 2).

Эти моменты должны быть уравновешены, пользуясь стабилизатором (рулем глубины). Стабилизатор устанавливается под таким углом атаки, при которой 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

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

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.

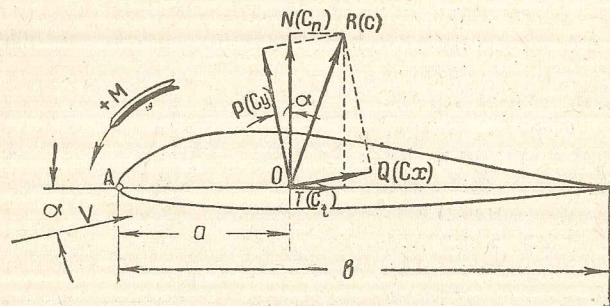
§ 2. СИЛЫ И МОМЕНТЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА КРЫЛО

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: P — 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 переписывается 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 $\rho \left(\frac{\text{кг}}{\text{м}^3} \cdot \text{сек}^2 \right)$, площади поверхности крыла $S (\text{м}^2)$ и квадрату скорости $V (\text{м}^2/\text{сек}^2)$. Согласно сказанному можем написать все силы в виде:

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

Коэффициенты C_a , C_y , C_x , C_n и C_t являются коэффициентами пропорциональности и не имеют размерности, так как

$$C_a = \frac{R}{\rho S V^2} \left[\frac{\frac{\text{кг}}{\text{м}^3} \cdot \frac{\text{сек}^2}{\text{м}^4} \cdot \text{м}^2}{\frac{\text{м}^2}{\text{сек}^2}} = 1 \right].$$

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

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

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

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

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

или

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

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_t .

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

$$N = P \cos \alpha + Q \sin \alpha; \quad (11)$$

$$T = Q \cos \alpha - P \sin \alpha;$$

или, переходя к коэффициентам,

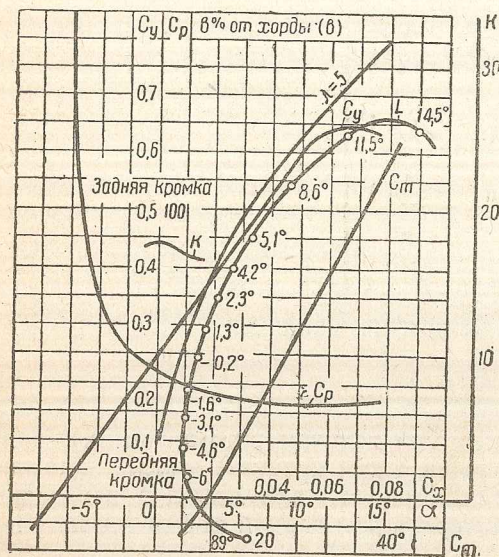
$$C_n = C_y \cos \alpha + C_x \sin \alpha; \quad (12)$$

$$C_t = C_x \cos \alpha - C_y \sin \alpha.$$

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

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

Для того чтобы получить наглядное представление о величине и направлении результирующего коэффициента сопротивления воздуха, 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 полярную диаграмму первого рода (фиг. 4). Разметка углов атаки ставится на самой кривой.



Фиг. 4.

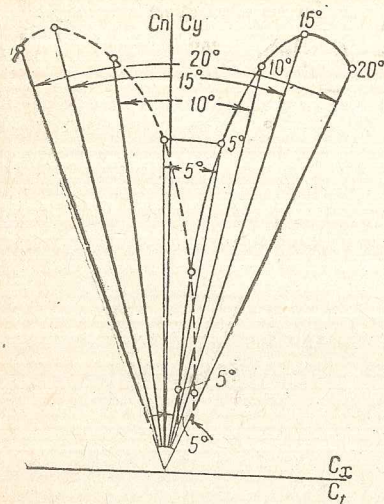
Обычно на этой же диаграмме строят кривые: качества $K = \frac{C_y}{C_x}$, C_m по C_y и C_x и C_x в функции угла атаки α . C_d в % хорды. Кроме этих кривых, характеризующих силы и моменты, на диаграмме нанесена еще парабола индуктивного сопротивления с пометкой удлинения λ , при котором производилась 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_t , вычисленные по формулам (12) и (13).

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

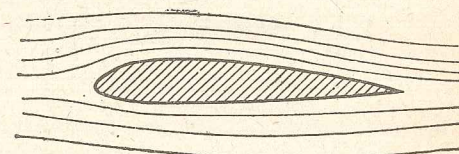
Для положительных углов атаки вектор C_n поворачиваем против часовой стрелки и для отрицательных углов атаки по часовой стрелке. Неудобство этого метода заключается в том, что для малых значений угла α построение усложняется трудностью отсчета.



Фиг. 5.

§ 4. СВЕДЕНИЯ ПО ТЕОРИИ ИНДУКТИВНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ

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



Фиг. 6.

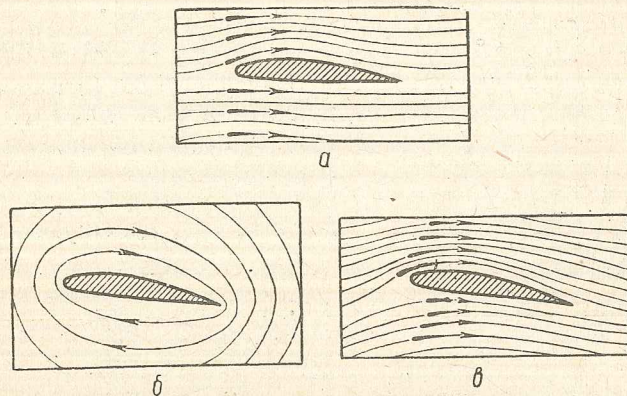
Рассмотрим, как возникает подъемная сила крыла. Для этого обратимся к рассмотрению спектра обтекания профиля (фиг. 6). Из механики известно, что с увеличением скорости потока давление внутри его уменьшается, и наоборот уменьшение скорости вызывает увеличение давления. Связь между скоростью потока и давлением 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 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 двигается 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 скорости¹, 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

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

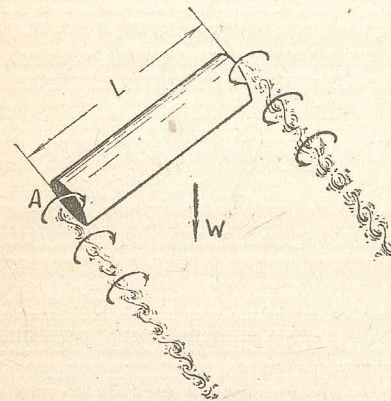
где I — общая циркуляция по крылу в $\text{м}^2/\text{сек}$;
 ρ — массовая плотность воздуха в $\text{кг}/\text{сек}^2/\text{м}^4$;
 V — скорость невозмущенного потока в $\text{м}/\text{сек}$;
 L — размах крыла в м .

¹ 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.

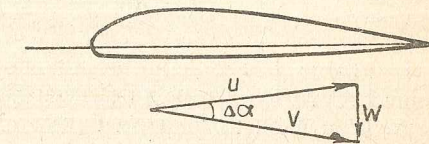
Направление силы P получается поворотом вектора скорости на прямой угол в сторону, обратную циркуляции.

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-



Фиг. 8.



Фиг. 9.

соединенного вихря, идущего вдоль размаха, и системы свободных вихрей, сбегаящих 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

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 сбегает 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

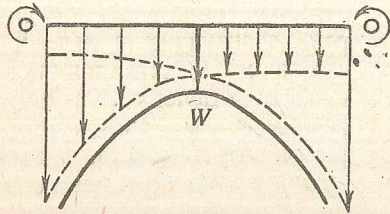
$$W_{\text{ср}} = \frac{I}{2\pi r}, \quad (16)$$

где I — циркуляция вокруг вихревого шнура,

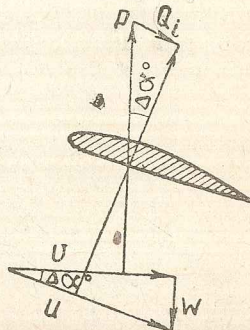
r — расстояние рассматриваемого сечения от оси вихря.

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

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

тогда

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

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 :

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

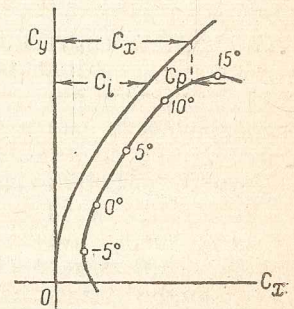
Таким образом скос потока прямо пропорционален коэффициенту подъемной силы C_y , а индуктивное сопротивление прямо пропорционально квадрату подъемной силы. Для крыла с определенным размахом

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

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

Построение кривой C_i дает параболу с вершиной в начале координат. Эта параболу 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 Лилиентала 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 полюре 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 нагрузок.

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

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

В нормальном полете крылья испытывают нагрузку

$$P_0 = G_{пл} - G_{кр}, \quad (b)$$

откуда перегрузка будет равна

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

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 $G_{кр}$ (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 $G_{пл}$.

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

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

и перегрузка

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

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

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

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 α , 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 $C_{y\text{max}}$ мгновенным, когда скорость не изменяется.

Крыло при этом будет испытывать инерционную нагрузку

$$P_2 = -nG_{\text{кр}}$$

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

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

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

$$G_{\text{пл}} - G_{\text{кр}}$$

Тогда перегрузка будет равна:

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

Имея в виду, что

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

можем написать:

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

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

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

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

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

Так же, как и при буксирных перегрузках установим разрушающую скорость

$$V_{\text{разр}} = V_{\text{min}} \sqrt{n}$$

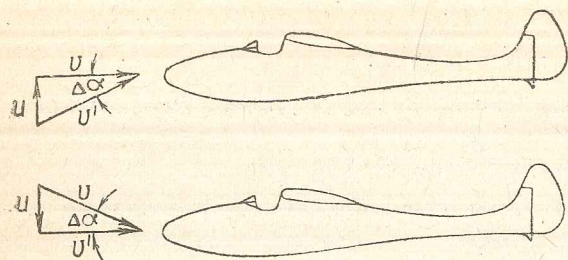
где n — расчетная разрушающая перегрузка: Безопасная скорость при коэффициенте безопасности 2 равна:

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

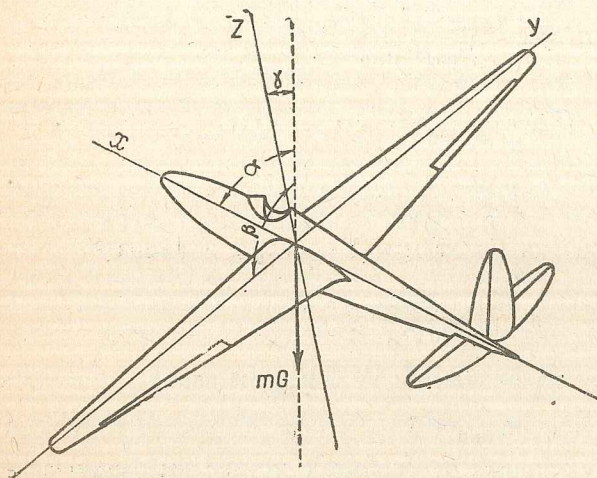
Попадая в восходящий или нисходящий поток, имеющий скорость u , планер, обладающий скоростью V , вследствие сложения скоростей (фиг. 13) изменяет угол атаки и, следовательно, величину подъемной силы.

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



Фиг. 13.



Фиг. 14.

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.

внимание перегрузкам от воздушных течений, величина которых существенно влияет на прочность рекордного планера и не зависит от воли пилота.

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;

α , β и γ — углы главных осей инерции с вертикалью (верх), то тогда

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:

$$Y_{кр} = Y_1 - n_y G_{кр};$$

$$X_{кр} = X_1 - n_x G_{кр}.$$

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 решении 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 формуле¹:

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

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;

¹ 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, кабачники управления.

Все данные весов заносятся в весовой журнал (табл. 1) планера и служат основой для дальнейших расчетов при конструировании.

Таблица 1

Весовой журнал (форма)

№ п/п	Название детали	Вес кг	Вес к общему весу планера, %	Примечание

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

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

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

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

L — длина фюзеляжа;

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

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

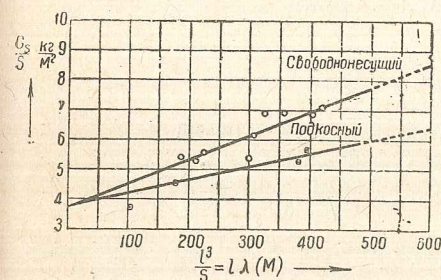
Вес крыла:

$$G_{кр} = mS + \frac{l^3}{n}. \quad (9)$$

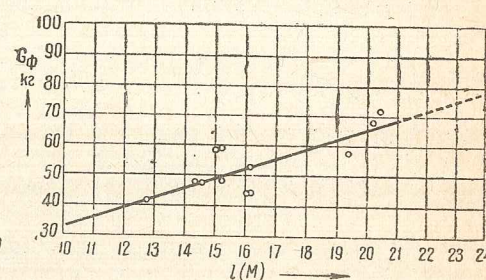
Вес фюзеляжа:

$$G_{ф} = kl. \quad (10)$$

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



Фиг. 15.



Фиг. 16.

Общий полетный вес планера:

$$G_{пол} = mS + \frac{l^3}{n} + kl + G_{нагр}, \quad (11)$$

где l — размах;

$m \approx 3,81 \text{ кг/м}$;

$k \approx 3,27 \text{ кг/м}$;

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

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

На фиг. 15 и 16 даны графики для определения веса 1 м² крыла в функции $\frac{l^3}{S} = l\lambda$ 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.

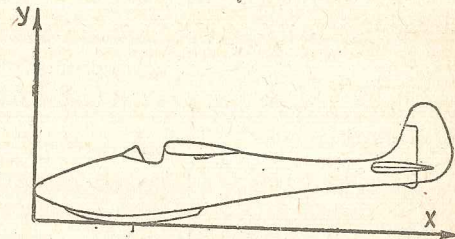
Для получения статических моментов отдельных грузов необходимо наметить систему осей отсчета, от которой будут замеряться плечи моментов. За систему отсчета принимают систему прямоуголь-

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

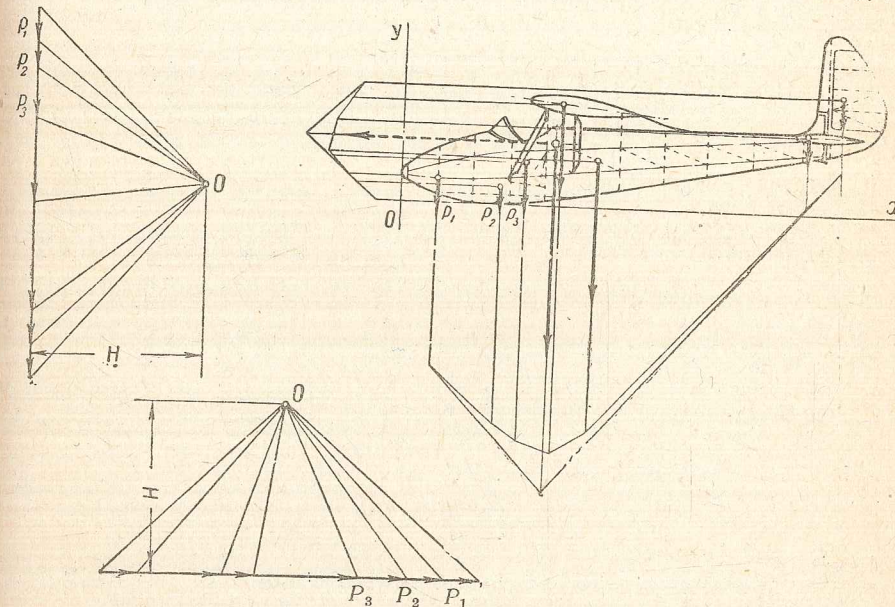
Определение центра тяжести можно производить графически, пользуясь методами графостатики, или аналитическим путем.

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:

$$x = \frac{P_1x_1 + P_2x_2 + \dots + P_nx_n}{P_1 + P_2 + \dots + P_n} = \frac{\sum Px}{G} \quad (12)$$

Относительно оси y получим:

$$y = \frac{P_1y_1 + P_2y_2 + \dots + P_ny_n}{P_1 + P_2 + \dots + P_n} = \frac{\sum Py}{G} \quad (13)$$

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 $\sum P$ 167 кг $\sum Px$ 5647,5 $\sum Py$ 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 α определяем по формулам:

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

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.

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.

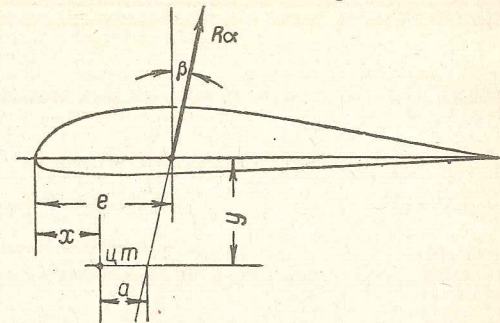
После передвижения крыла производят окончательную центровку планера.

Кроме указанного способа для изменения положения центра тяжести иногда практикуют передвижение отдельных грузов по длине фюзеляжа (например, пилота), 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:

$$\sum M = \pm P_1x_1 \pm P_2x_2 \pm \dots \pm P_nx_n = 0^* \quad (19)$$

* 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.



Фиг. 19.

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

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

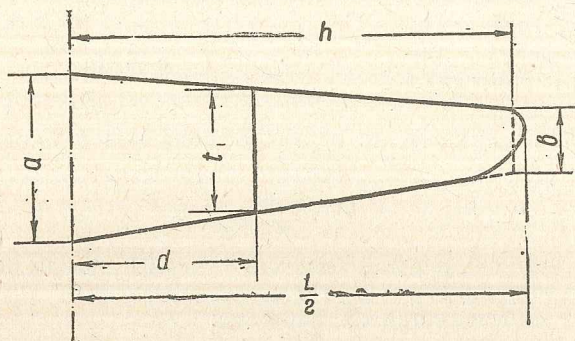
или при заданном весе груза определяем его плечо (местоположение):

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

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

а) Прямоугольное крыло (в плане):

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



Фиг. 20.

б) Трапецевидное крыло (фиг. 20):

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

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

где d — расстояние средней аэродинамической хорды от оси фюзеляжа;

t — 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):

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

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

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

где S_p — площадь крыла без площади центроплана;

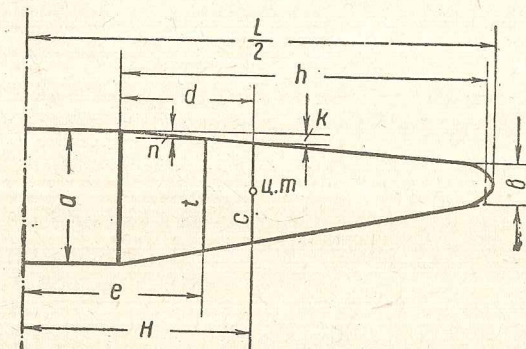
S_c — площадь центроплана;

a — хорда прямоугольной части крыла;

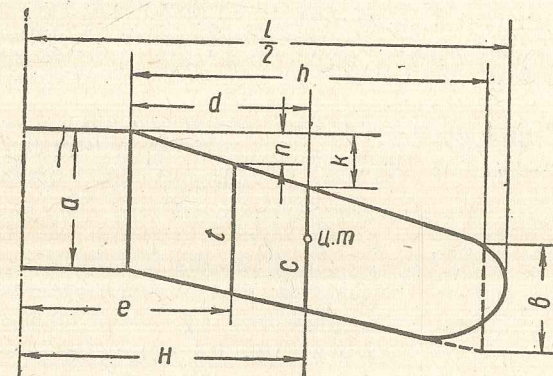
n — расстояние носка средней аэродинамической хорды от носка хорды центроплана;

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.

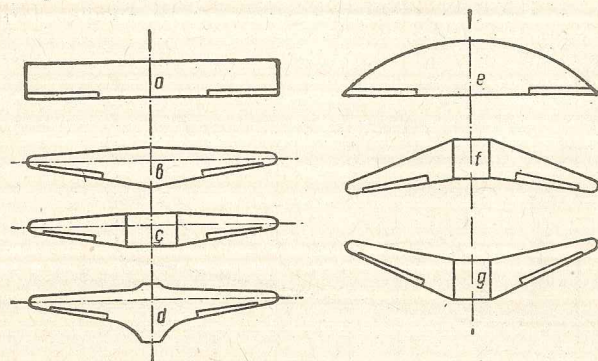
ГЛАВА III

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,

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-

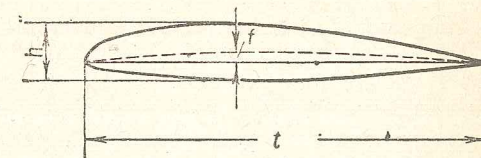
лые несимметричные и *d* — симметричные. Симметричные профили благодаря низкому коэффициенту C_y и невысокому аэродинамическому качеству ставятся исключительно на хвостовое оперение.

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

и кривизной средней линии, т. е. отношением максимальной стрелки кривизны f к хорде t (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.

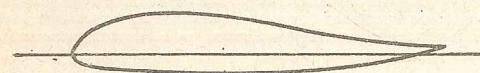
Тонкие профили с относительной толщиной порядка 0,06 также не дают существенных выгод, так как при малом коэффициенте профильного сопротивления C_p дают также малый коэффициент C_y .

Свободнонесущие крылья, по соображениям прочности, должны иметь у корня довольно большую высоту профиля, достигающую до 0,16—0,18 хорды t . 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 атаки она перемещается назад, стараясь еще больше уменьшить его. Для придания крылу самоустойчивости пользуются или самоустойчивыми профилями или закруткой крыльев.

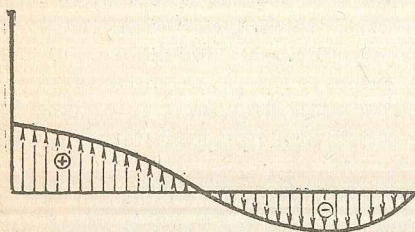


Фиг. 25.

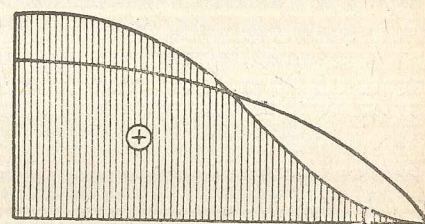
На фиг. 25 представлен типичный самоустойчивый профиль. Характерной его особенностью является загнутая кверху концевая кромка. При небольшой загнутости кромки будем иметь профиль с постоянным центром давления, а при большей — устойчивый профиль.

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 аэродинамической. 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.

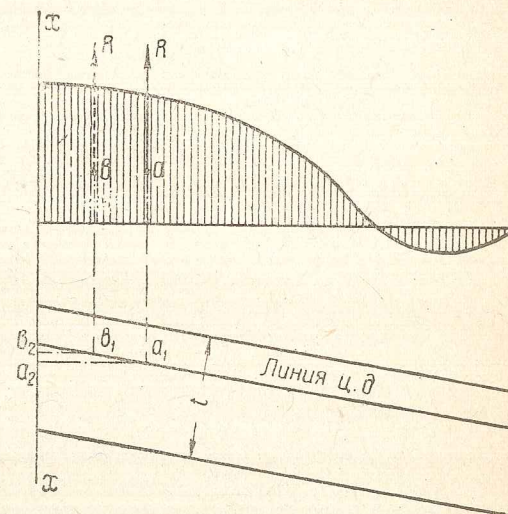
Для закрученного крыла при некотором угле α центральная часть крыла будет создавать положительную подъемную силу, в то время как концевая — отрицательную (фиг. 26). Угол атаки, при котором суммарная подъемная сила равна нулю, называется углом пикирования¹. Кривая распределения подъемной силы для такого 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 вычитается отрицательная (фиг. 27).

¹ 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 α_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



Фиг. 28.

уменьшения угла атаки центр давления переместится вперед.

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.

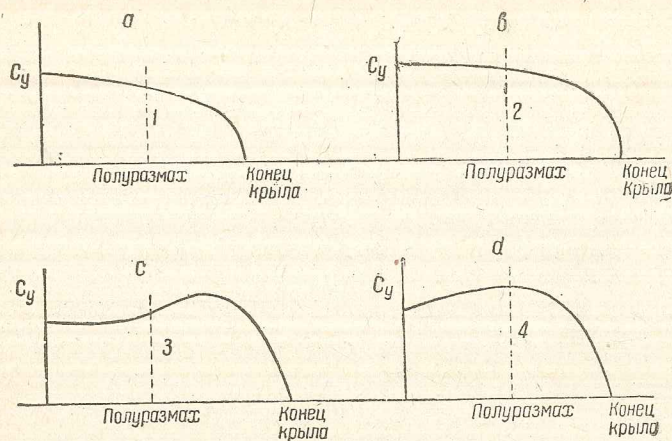
Самоустойчивые крылья применяются обычно в бесхвостых планерах, где функцию стабилизатора (горизонтального оперения) должно выполнять само крыло, т. е. последнее должно быть самоустойчивым.

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 крыльев¹. 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°. 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°. 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,

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° 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 интерсептора¹.

§ 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.

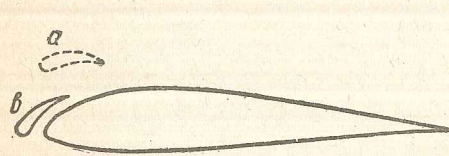
Для уменьшения лобового сопротивления на малых углах атаки применяется раздвижной предкрылок, который на малых углах атаки плотно прижат к основному профилю, и крыло работает, как

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

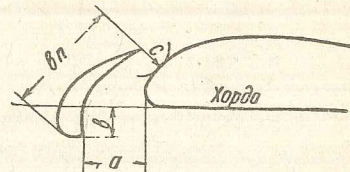
¹ Интерсептор — небольшое крылышко, укрепленное на оси, расположенной у ребра атаки профиля крыла.

цельное, а при больших углах атаки открывается, образуя между собой и основным профилем щель. В этом случае предкрылок или 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 a

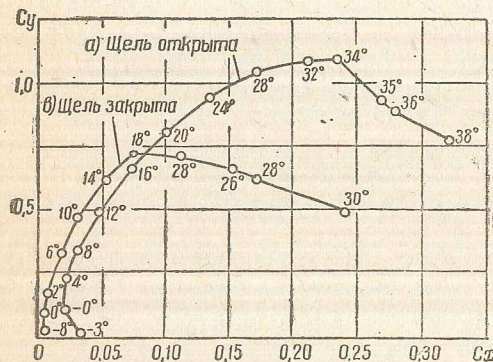


Фиг. 30.



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.



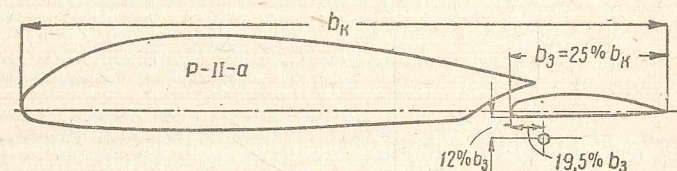
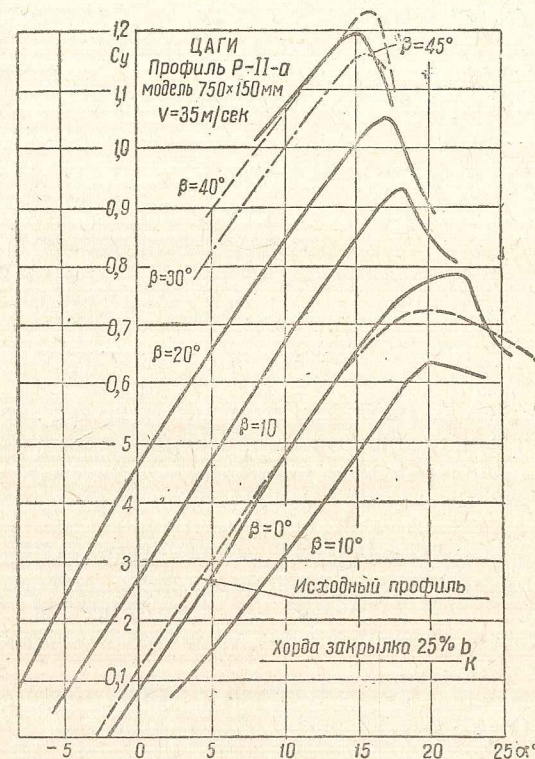
Фиг. 32.

Характеристика крыла видна из фиг. 32, где изображена поляр Лилиентала и аэродинамический спектр обтекания разрезного крыла с открытой и закрытой щелями. При закрытой щели критический угол атаки равен 18° 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° . 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-



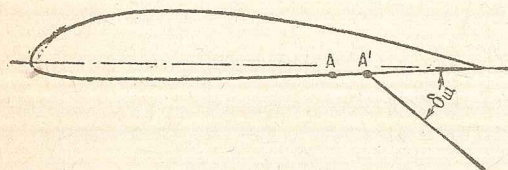
Фиг. 33.

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 α 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° 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° , отклонение закрылка на 30°



Фиг. 34.

уменьшает критический угол до 16° . 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.

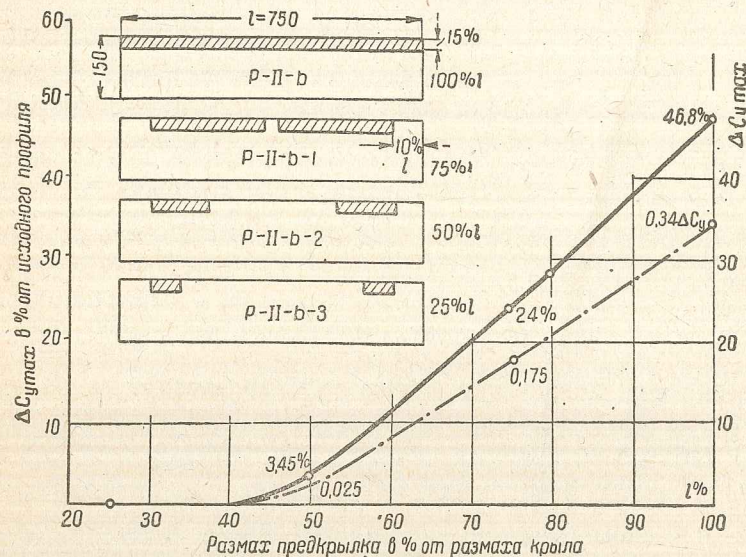
Крылья с предкрылками

Влияние длины предкрылка на увеличение $C_{y \max}$ видно из диаграммы продувок профиля $P-II-b$ (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 α , 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.

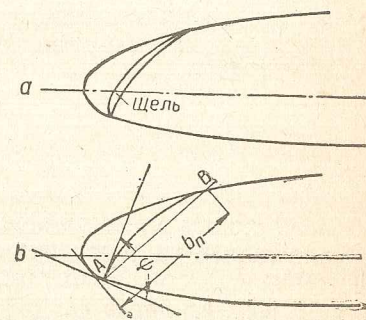
В крыле с сильно суживающейся хордой срыв обтекания наступает одновременно по всему размаху, в то время как в крыле прямоугольном концы крыла благодаря большому скосу потока дольше сохраняют плавное обтекание, чем середина крыла. Следовательно, крыло с эллиптическим распределением подъемной силы (или 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.

Построение предкрылка показано на фиг. 36, где b_n — хорда предкрылка и ϕ — 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 ϕ 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

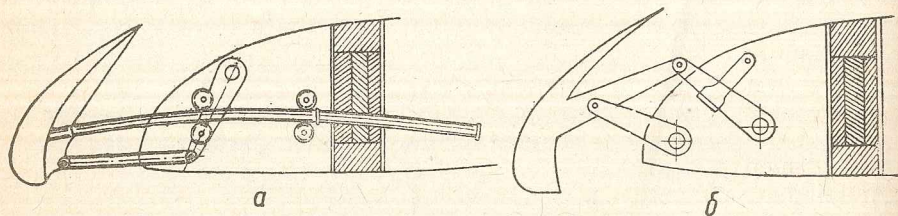


Фиг. 36.

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°.

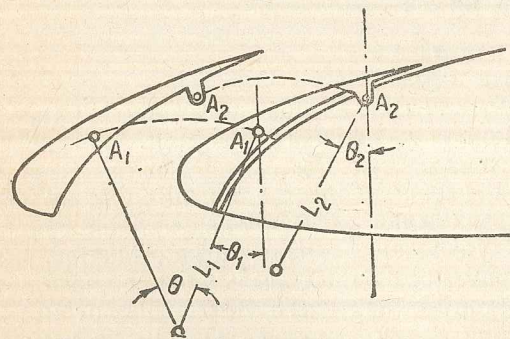
Механизм предкрылков

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 равнодействующей, 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.



Фиг. 38.

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 исследова-

ний можно сделать следующие выводы:

1. Для получения момента открытия предкрылка на углах атаки порядка 10° необходимо, чтобы угол θ_2 между перпендикуляром к хорде и задним рычагом был меньше угла θ_1 между перпендикуляром к хорде и передним рычагом.

2. Увеличение длины переднего рычага сопровождается увеличением координаты а.

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

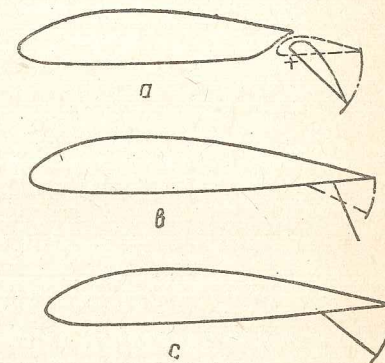
4. Для открытия предкрылка на больших углах необходимо, чтобы угол θ_2 был больше угла θ_1 .

Крылья с закрылками

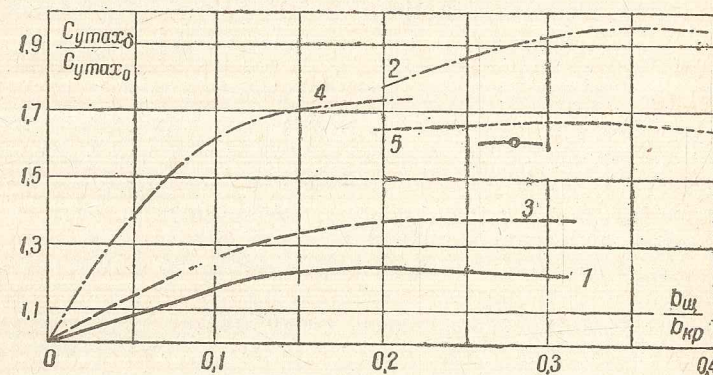
Разрезные крылья с закрылками применяются в том случае, когда необходимо уменьшить посадочную скорость. Типы конструкций закрылков, встречающиеся в настоящее время, следующие: а — щелевой закрылок; б — щиток типа Цап и с — щиток Шренка (фиг. 39).

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.

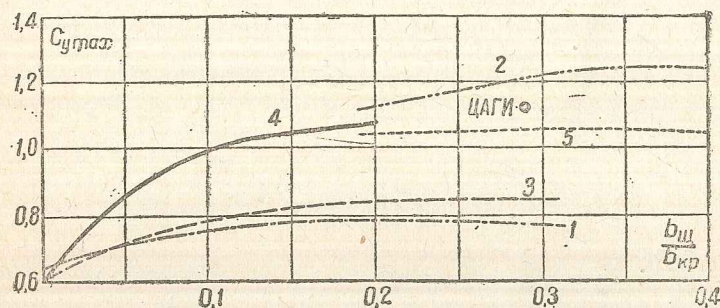
отношения хорды щитка к хорде крыла, т. е. $\frac{b_{\delta}}{b_{кр}}$, с другой. Эти исследования были проведены как для щитков, расположенных по всему размаху, так и для расположенных на части крыла — до элерона.

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 — нес скользящий шарнир (щиток Шренка), щиток по всему размаху.

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

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



Фиг. 41.

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

Таким образом нужно считать, что 60° есть угол, после которого дальнейшее увеличение $\delta_{\text{щ}}$ не даст желаемого эффекта. В щелевых за крылках увеличение $C_{y \text{ max}}$ происходит только до угла отклонения за крылка в 40°, после чего C_y начинает резко падать, при наимыгоднейшей хорде за крылка, равной 25% хорды крыла.

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

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

потребу ют устройства элеронов-за крылков или, в случае применения щитков-за крылков, — специальных элеронов (элеронов типа Цап или свободных концевых элеронов).

За крылки, 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 за крылка будет изменять и моменты хвостового оперения, которое будет работать на меньших действительных углах атаки.

Влияние ско- са потока на хвостовое оперение наблюдается при за крылках, не имеющих выреза посредине под или над фюзеляжем. Таким образом применение за крылков не потребу ет изменения угла установки стабилизатора и мало по- влия ет на продольную устойчивость планера.

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

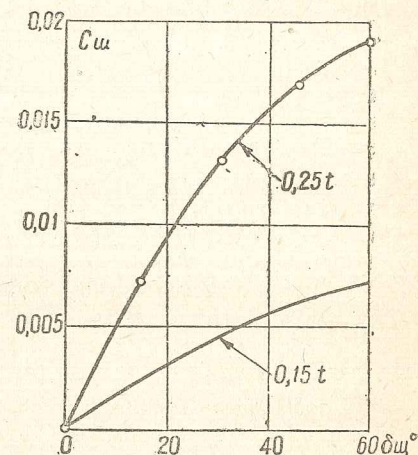
Усилия в управлении подсчитываются по выражению момента:

$$M_{\text{ш}} = C_{\text{ш}} \rho S V^2 b,$$

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 300×200 мм. Увеличение свободного контура уменьшает допускаемые напряжения в фанере, что при заданном весе обшивки уменьшает участие ее в работе крыла.

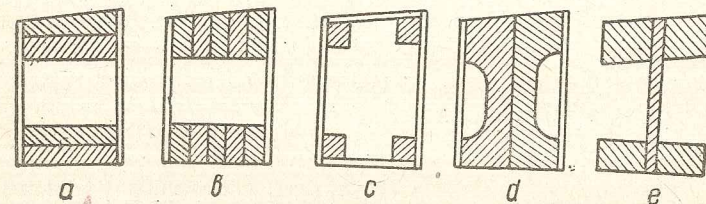
В крыле однолонжеронной конструкции жесткий фанерный носок и лонжерон образуют замкнутый контур-коробку, которая воспринимает лобовые усилия и кручение крыла. Фанерную обшивку носка укрепляют большим количеством нервюр и стрингеров, чем в межлонжеронном участке. Свободный контур в этом случае не должен быть более 150×200 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 полок, обшитых с двух сторон фанерой.

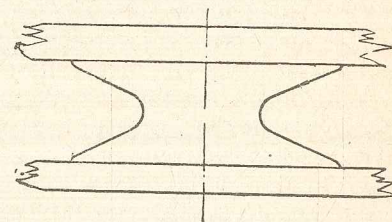
В целях создания равнопрочного сечения и экономии веса верхнюю полку лонжерона изготавливают толще нижней на 40—50%, учитывая, что при изгибе крыла верхняя полка работает на сжатие, а нижняя на растяжение. При большой длине лонжеронов полки их склеиваются по всей длине.



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 на сдвиг наружный слой фанеры ставится таким образом, чтобы направление волокон шло под углом 45° к направлению полок. Чтобы обеспечить надежную склейку фанерной стенки с полками, последние не должны быть тоньше 10—12 мм. Высота полок меньше 12 мм допустима на конце крыла, где незначительна высота лонжерона.

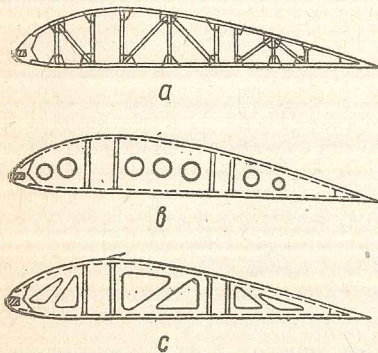


Фиг. 44.

В целях экономии общего веса конструкции ширина лонжерона с 60—50 мм в месте максимального изгибающего момента постепенно уменьшается и в конце крыла доходит 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 нервюр к лонжерону.

§ 7. КОНСТРУКЦИЯ НЕРВЮР

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 нервюры.



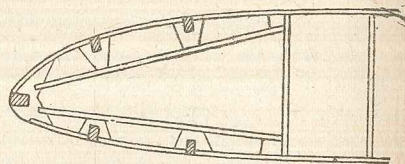
Фиг. 45.

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 полок и раскосов 5×5 или 6×6 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, в) относится к типу смешанных конструкций и применяется для усиленных нервюр, входящих в горизонтальную ферму крыла. Нервюра состоит из полок, 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 полок и раскосов, достигающими до размера 6×20 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 λ 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:

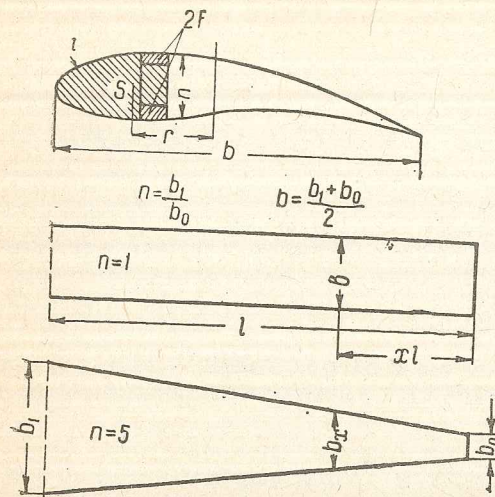
P — расчетное усилие на одно полукрыло;

$L = 2l$ — размах крыла;

b — хорда;

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

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



Фиг. 47.

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

$u = c_4 b$ — периметр сечения трубы;

τ — напряжение на кручение стенок трубы;

σ — 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

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

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

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

Крутящий момент:

$$M_{кр x} = P x r = P x c_2 b. \quad (8)$$

Необходимая толщина обшивки трубы:

$$t_x = \frac{M_{кр x}}{2 S \tau} = \frac{P x c_2 b}{2 c_3 b^2 \tau} = \frac{P x c_2}{2 c_3 b \tau}. \quad (9)$$

Площадь сечения обшивки:

$$U t_x = \frac{P x c_2}{2 c_3 b \tau} c_4 b = \frac{P c_2 c_4}{2 c_3 \tau} x, \quad (10)$$

при $x = 1$

$$M_{кр} = P r = P c_2 b, \quad (11)$$

$$t_1 = \frac{P c_2}{2 c_3 \tau}, \quad (12)$$

$$U t_1 = \frac{P c_2 c_4}{2 c_3 \tau}. \quad (13)$$

Относительная площадь обшивки

$$\gamma_{кр} = \frac{U t_x}{U t_1} = x. \quad (14)$$

Трапецевидное крыло

Изгибающий момент:

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

В общем случае для трапеции коэффициент a будет равен:

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

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

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

Необходимая площадь полок:

$$F_x = \frac{M_{из x}}{h x \sigma} = \frac{P l x^2 (2 b_0 + b_x)}{6 b c_1 b_x \sigma}. \quad (19)$$

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.

$$\gamma_{из} = \frac{F_x}{F_1} = \frac{\frac{P l x^2 (2 b_0 + b_x)}{6 \cdot b c_1 b_x \sigma}}{\frac{0,5 \cdot P l}{c_1 b \sigma}}; \quad (20)$$

делая сокращения и принимая

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

получим:

$$y_{II} = \frac{x^2}{3} \frac{3 + x(n-1)}{1 + x(n-1)}. \quad (21)$$

Крутящий момент:

$$M_{крx} = \int_0^x P \frac{b_x}{b_0} dx r_x = \frac{Pc_2}{b} \int_0^x b_x^2 dx. \quad (22)$$

Необходимая толщина обшивки трубы

$$t_x = \frac{M_{крx}}{2S_{x\tau}} = \frac{Pc_2}{2bc_s b_{x\tau}} \int_0^x b_x^2 dx. \quad (23)$$

Площадь сечения обшивки трубы

$$U_x t_x = \frac{Pc_2 c_1}{2bc_s \tau b_x} \int_0^x b_x^2 dx. \quad (24)$$

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

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

Заменяя

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

и

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

получим

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

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

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

Объем полков прямоугольного крыла:

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

Объем полков трапецевидного крыла:

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

Выигрыш в весе полков трапецевидного крыла:

$$\bar{V}_{II} = \frac{V_{II}^1}{V_{II}} = \frac{1}{3} - \frac{1}{(n-1)^2} + \frac{1}{n-1} + \frac{2}{(n-1)^3} \ln n. \quad (30)$$

Объем обшивки прямоугольного крыла:

$$V_{кр} = U t_1 \int_0^1 x dx = \frac{1}{2} U t_1. \quad (31)$$

Объем обшивки трапецевидного крыла:

$$\begin{aligned} V_{кр}^1 &= \frac{2}{3(n+1)} U t_1 \int_0^1 \frac{x^3 (n-1)^2 + 3x^2 (n-1) + 3x}{x(n-1) + 1} dx = \\ &= \frac{2}{3(n+1)} U t_1 \left[\frac{n-1}{3} + 1 + \frac{1}{n-1} - \frac{1}{(n-1)^2} \ln n \right]. \end{aligned} \quad (32)$$

Выигрыш в весе обшивки трапецевидного крыла:

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

Для разобранным нами примера $n = 5$ получим:

$$\bar{V}_{II} = 0,509$$

$$\bar{V}_{кр} = 0,463.$$

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

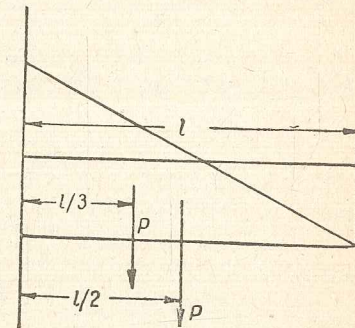
Сравнивая эллиптическое крыло с трапецевидным, получаем для эллиптического крыла некоторое увеличение веса элементов, работающих как на изгиб, так и на кручение; например, в весе полков это увеличение достигает 25%.

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 является треугольная форма.

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

В прямоугольном крыле

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



Фиг. 48.

В треугольном крыле

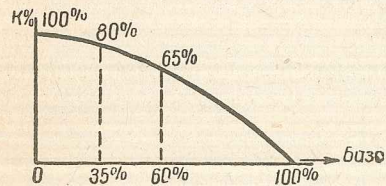
$$M = \frac{Pl}{3}.$$

В аэродинамическом же отношении более выгодным будет эллиптическая форма крыла, так как индуктивное сопротивление крыла с большим сужением увеличивается. Решение задачи о наиболее выгодном сужении с учетом аэродинамики дает наиболее выгодное 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.



Фиг. 49.

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:

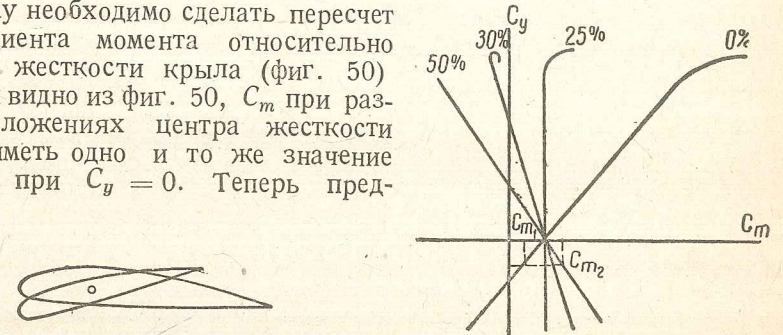
$$M = f \frac{C_{m0}}{C_{x0}} b \cdot G, \quad (34)$$

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.

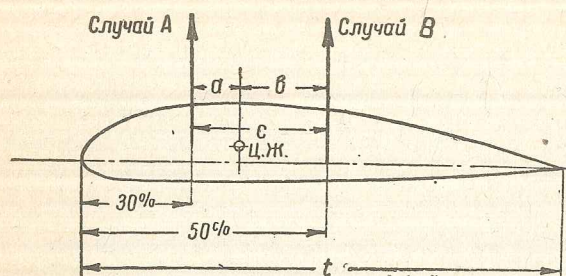
положим, что центр жесткости находится на середине хорды. Под действием скручивающего момента сечение повернется по направлению момента на угол $\Delta\alpha$, уменьшив углоатаки, вследствие чего C_y станет величиной отрицательной, и C_m увеличивается до значения C_{m2} (см. фиг. 50), тогда будет иметь 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 наиболее выгодное 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 t , 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):

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

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

$$x = 0,27t, \\ y = 0,57t.$$

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% t и задний — 50—60% t .

Центр жесткости при принятом расположении лонжеронов будет находится на 32—35% t 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% t , тогда положение центра жесткости будет на расстоянии 25—20% t 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:

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

для трапецевидного крыла

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

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:

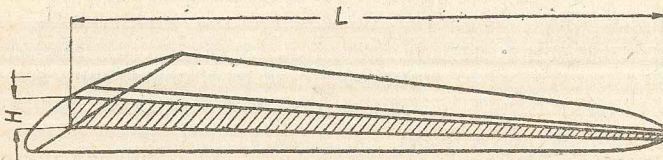
$$f = \frac{Ml^2}{nEI}, \quad (44)$$

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 пла-

нерного 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, обусловливаемого 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

$$M_x = \frac{P}{3} \frac{x^2}{l} \frac{b_0 \left(3 + \frac{x}{l}\right)}{(b_1 + b_0)}. \quad (54)$$

Толщина крыла на расстоянии x от конца крыла:

$$y = C \sqrt{\frac{P x^2}{3l} \frac{b_0 \left(3 + \frac{x}{l}\right)}{b_1 + b_0}}. \quad (55)$$

Так же, как и в первом случае, вынесем постоянную величину $\frac{P}{3}$ 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.

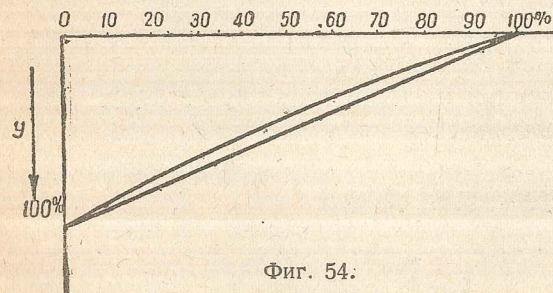
Принимая, например, отношение $\frac{b_1}{b_0} = 5$, когда $b_1 = 5b_0$, получим

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

Теперь, задавая значения x , равными 0; 0,1 l ; 0,2 l ... l , будем иметь следующие данные:

Таблица 3

x	0	0,01 l	0,2 l	0,3 l	0,4 l	0,5 l	0,6 l	0,7 l	0,8 l	0,9 l	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.

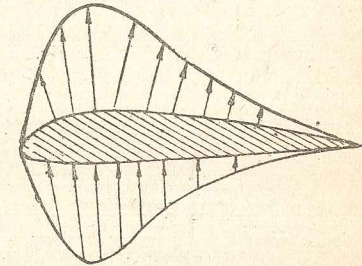
равным нулю, как принято в таблице, то отклонение от прямой получится довольно значительным.

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:



Фиг. 55.

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

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

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;

β — угол наклона равнодействующей к хорде.

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