

ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение

Глава 1. Определение основных параметров и облика сверхлегких самолетов

1. 1. Процесс создания СЛС
1. 2. Оценка возможности постройки СЛС и принятие решения на его создание
1. 3. Разработка технического задания
1. 4. Расчет взлетной массы СЛС в первом приближении.
1. 5. Определение геометрических размеров крыла
1. 6. Определение геометрических размеров и расположения оперения
1. 7. Подбор двигателя в его расположение на СЛС
1. 8. Выбор ориентировочных размеров и формы фюзеляжа
1. 9. Выбор схемы шасси.
1. 10. Вычерчивание предварительного чертежа общего вида СЛС

Глава 2. Расчет взлетной массы и основных летно-технических характеристик.

2. 1. Расчет взлетной массы СЛС во втором приближении.
2. 2. Компоновка и центровка
2. 3. Расчет и построение поляры СЛС
2. 4. Кривые потребных и располагаемых мощностей
2. 5. Определение основных летно-технических характеристик СЛС

Глава 3. Основы расчета элементов конструкции на прочность

3. 1. Понятие о расчете элементов конструкции на прочность.
3. 2. Характеристики материалов и полуфабрикатов
3. 3. Геометрические характеристики сечений
3. 4. Деформации элементов конструкция....
3. 5. Расчет балок
3. 6. Расчет и конструирование стыковочных узлов
3. 7. Конструкции с заполнителями

Глава 4. Расчет и проектирование частей СЛС.

4. 1. Нагрузки, действующие на самолет, и понятие об их нормировании.
4. 2. Расчет и проектирование свободносущего крыла.
4. 3. Расчет и проектирование оперения
4. 4. Расчет и проектирование фюзеляжа
4. 5. Проектирование систем управления самолетом

Глава 5. Выбор двигателя и способы его форсирования

5. 1. Необходимость форсирования двигателей СЛС
5. 2. Способы форсирования двигателей.
5. 3. Выбор частоты вращения взлетного режима по скоростной характеристике двигателя
5. 4. О выборе двигателя.

Глава 6. Расчет воздушных винтов

6. 1. Теоретические основы расчета воздушных винтов
6. 2. Расчет воздушных винтов
6. 3. Особенности расчета воздушных винтов с использованием ЭВМ.
6. 4. Ускоренные методы расчета воздушных винтов

Глава 7. Изготовление сверхлегких самолетов

7. 1. Необходимое оборудование, инструмент и приспособления.
7. 2. Изготовление крыла.
7. 3. Изготовление оперения и рулевых поверхностей
7. 4. Особенности изготовления фюзеляжей.
7. 5. Изготовление воздушных винтов

Приложение 1. Пример построения эпюры поперечных сил и изгибающих моментов свободнонесущего крыла

Приложение 2. Пример расчета воздушного винта.

Приложение 3. Программа вычисления длины разбега СЛС с использованием микрокалькулятора МК-61.

Литература

Павел Иосифович Чумак,
Владимир Федорович Кривокрысенко

РАСЧЕТ, ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ПОСТРОЙКА СВЕРХЛЕГКИХ САМОЛЕТОВ

Художественный редактор **Т. А. Хитрова**

Технический редактор **В. А. Авдеева**

Корректор **Е. А. Платонова**

Рецензент **Е. Н. Коваленко**, зам. председателя Технической комиссии МАП СССР по СЛА

Редактор **М. Е. Орехова**

ВВЕДЕНИЕ

В конце шестидесятых годов в США, странах Западной Европы, а в семидесятых—и в СССР сформировалось новое направление в развитии авиационной техники—сверхлегкие летательные аппараты (СЛА).

В 1981 г. Международная авиационная федерация (ФАИ) определила, что к данному типу летательных аппаратов относятся одно- и двухместные самолеты с массой пустого не более 150 кг. Были определены и другие ограничения [16]. В ряде стран (США, Англии, Испании, Франции и др.) существуют свои ограничения по СЛА. В отечественной практике это название укрепилось за любым ЛА самодельной постройки. Прошедшие смотры-конкурсы вопрос о классификации ЛА выдвинули в число наиболее важных.

Особое место среди других летательных аппаратов занимают сверхлегкие самолеты (СЛС).

Подобные самолеты строились и раньше, начиная еще с двадцатых годов. Это были одиночные образцы, выполненные конструкторами-любителями, многие из которых всю последующую жизнь посвятили авиации. Некоторые из построенных самолетов, например АНГ-1 А. Н. Туполева (1923 г.), ВОП-1 В. О. Писаренко (1923 г.), РАФ-1 А. Н. Рафаэлянца (1925 г.), С-4 В. П. Невдачина (1926 г.) и многие другие, имели достаточно хорошие летно-технические характеристики. Но так как в эти годы начиналось покорение больших высот и скоростей, то малые самолеты остались в тени действительно громадных достижений в развитии «большой» авиации.

Возобновление интереса к СЛС обусловлено их широкими возможностями для решения учебных, спортивных и хозяйственных задач, а также появлением современных материалов и технологий, мощных и экономичных двигателей.

В зависимости от количества и взаимного расположения несущих поверхностей СЛС могут выполняться по трем аэродинамическим схемам: нормальной (классической), «утка» и «бесхвостка».

В СЛС, выполненном по нормальной схеме, оперение расположено позади крыла. Крыло такого самолета обтекается невозмущенным потоком, в то время как оперение находится в зоне вихрей, стекающих с крыла. Несмотря на это, хвостовое оперение способно обеспечить хорошую продольную устойчивость и управляемость СЛС.

В самолете схемы «утка» горизонтальное оперение расположено впереди крыла на носовой части фюзеляжа и так же, как и крыло, создает подъемную силу. Аэродинамическое сопротивление самолета, выполненного по схеме «утка», меньше аэродинамического сопротивления такого же самолета, но выполненного по нормальной схеме. Это объясняется отсутствием так называемых потерь на балансировку. Эти преимущества были замечены конструкторами-любителями, в результате многие СЛС в первой половине восьмидесятых годов были выполнены по этой схеме. Несмотря на красивые аэродинамические формы, высокую культуру изготовления, большинство из них так и не летало. Причиной этого являются трудности, связанные с вопросами обеспечения хорошей устойчивости и управляемости.

СЛС схемы «бесхвостка» обладают меньшим вредным сопротивлением, чем при нормальной схеме (из-за отсутствия горизонтального оперения), но требуют принятия специальных мер для обеспечения необходимых в полете устойчивости и управляемости. К этой схеме относятся дельтапланы и мотодельтапланы.

По конструктивным признакам все СЛС можно разделить на три основных класса: мотодельтапланы; уль-тралайты с жестким силовым набором и мягкой тканевой или пленочной обшивкой; сверхлегкие летательные аппараты, выполненные по самолетной схеме.

Отличительными признаками мотодельтапланов являются балансирная схема системы управления, мягкое крыло с растяжками, препятствующими его изгибу.

Силовой каркас крыла схематичных СЛС (ультра-лайтов) выполняется обычно в виде трубчатого лонжерона. Такая схема достаточно популярна среди конструкторов-любителей. Популярность схемы объясняется относительной простотой изготовления такого СЛС, но требует больших мощностей двигателя из-за невысокого аэродинамического качества.

СЛС, выполненные по самолетной схеме, конструктивно существенно сложнее двух предыдущих классов, но они имеют более высокие летно-технические характеристики, особенно по скорости и дальности полета.

Самодельное любительское конструирование СЛА в СССР получило в последнее время довольно

активное развитие. Решению многих проблем любительского конструирования способствовало создание постоянно действующей технической комиссии.

Настоящей школой для начинающих конструкторов-любителей стали уже традиционные смотр-конкурсы сверхлегких летательных аппаратов, организацию которых взяли на себя ЦК ВЛКСМ, ЦК ДОСААФ и Министерство авиационной промышленности.

Большое количество удачных полетов, выполненных на последних смотрах-конкурсах летчиками-испытателями, показали незаурядные способности конструкторов-любителей. В то же время они выявили и проблему:

многие самодеятельные конструкторы строят на свой страх и риск, пытаются поднять в воздух аппараты без элементарных знаний в области аэродинамики, прочности, основ конструирования и технологии изготовления.

В сентябре 1988 г. опубликованы общие технические требования (ОТТ) к ЛА любительской постройки. Эти ОТТ в процессе создания СЛА могут быть выдержаны только при наличии у разработчиков проекта определенных знаний по расчету, конструированию и технологиям изготовления подобных ЛА. Специальная литература, посвященная этим проблемам, рассчитана на промышленную технологию, требует соответствующей подготовки и, как правило, не охватывает все этапы создания ЛА.

Возникла необходимость в пособии по расчету, проектированию и технологии изготовления СЛА для широкого круга самодеятельных конструкторов. Именно эти цели, применительно к СЛС, ставили перед собой авторы, приступая к работе над книгой.

Книга посвящена вопросам расчета, проектирования и изготовления СЛС нормальной схемы и базируется на курсах математики и физики в объеме средней школы. Особое внимание уделено вопросам расчета и изготовления воздушных винтов.

Книга рассчитана на широкий круг любителей, не имеющих специальной подготовки, однако, знакомых с основами авиации в объеме популярных изданий.

1. 1. ПРОЦЕСС СОЗДАНИЯ СЛС

Создание СЛС—это процесс непрерывного творческого поиска, направленного на оптимальное решение задач проектирования и изготовления конструкции. Он включает в себя:

- определение цели создания летательного аппарата;
- разработку технического задания;
- формулировку концепции и их анализ;
- разработку эскизного и рабочего (технического) проекта
- изготовление частей и всего ЛА в целом;
- подготовку к испытаниям и сами испытания.

Одним из наиболее трудоемких и сложных этапов создания СЛС является процесс его проектирования.

Под проектированием самолета обычно понимают процесс разработки технических материалов (документации), определяющих его летно-технические характеристики, схему и конструкцию отдельных агрегатов [5].

Процесс проектирования включает в себя разработку эскизного и рабочего проектов.

В эскизное проектирование СЛС входят:

- а) определение основных параметров и облика СЛС;
- б) вычерчивание предварительного чертежа общего вида;
- в) расчет взлетной массы и центровки;
- г) аэродинамический расчет, рассмотрение вопросов устойчивости и управляемости.

В рабочее проектирование СЛС входят:

- а) разработка чертежей общего вида СЛС и отдельных его частей;
- б) разработка сборочных и детализованных чертежей;
- в) расчет на прочность всех силовых элементов конструкции;
- г) уточнение массы конструкции и центровки ЛА;
- д) отработка технологии изготовления отдельных элементов конструкции;
- е) проведение исследовательских и экспериментальных работ.

Все дозвуковые летательные аппараты, использующие подъемную силу крыла, независимо от их массы, аэродинамической схемы, компоновки, назначения и других характеристик, подчиняются одним и тем же законам аэродинамики. Одними и теми же методами можно вести и их прочностные расчеты. Однако, что естественно, как аэродинамические, так и прочностные расчеты СЛС любительской постройки существенно отличаются от расчета промышленных образцов авиационной техники и носят несколько упрощенный характер. Это вызвано тем, что самодеятельные СЛС проектируются и строятся небольшой группой исполнителей. При этом точный расчет ведется только для основных, наиболее ответственных конструктивных элементов летательного аппарата (лонжеронов, стрингеров, нервюр, стенок, балок, стыковочных узлов и т. д.), для остальных — приближенный.

Процесс проектирования и создания СЛС должен соответствовать имеющимся в наличии материалам, полуфабрикатам и элементам конструкции.

Изготовление СЛС во многих случаях начинается еще до окончания его проектирования, что позволяет корректировать прочностные расчеты и существенно уменьшать их объем, используя результаты испытаний отдельных элементов конструкции. Технология изготовления элементов и узлов разрабатывается одновременно с проектированием и окончательно доводится в процессе постройки летательного аппарата.

Примерная последовательность разработки, проектирования и изготовления СЛА показана на рис. 1. 1.

1.2. ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ПОСТРОЙКИ СЛС И ПРИНЯТИЕ РЕШЕНИЯ НА ЕГО СОЗДАНИЕ

Расчет, проектирование и особенно изготовление СЛА требуют определенных финансовых и существенных трудовых затрат. Достаточно сказать, что трудозатраты на создание СЛА, выполненного по самолетной схеме, составляют не менее 2000...3000 человеко-часов. Поэтому прежде чем приступить к разработке СЛС, необходимо оценить возможности созданного или создаваемого коллектива.

Наиболее важным фактором является уровень технической подготовленности членов коллектива и особенно его лидеров. Прежде всего важны знания по аэродинамике малых скоростей, сопротивлению материалов, основам конструкции и прочности самолетов. Практические навыки должны быть по выполнению слесарных, столярных, токарных и, желательно, фрезерных работ. Если есть возможность работать с ЭВМ, нужны специалисты, хорошо знающие алгоритмические языки и имеющие навыки программирования и решения инженерных задач.

Размеры помещений, примерный перечень необходимого оборудования и приспособлений приведены в главе 7 (п. 7.1).

Еще до начала постройки СЛС должны быть продуманы и решены вопросы материального и финансового обеспечения. Для частных лиц—вопросы закупки необходимых материалов, двигателей, инструмента.

1. 3. РАЗРАБОТКА ТЕХНИЧЕСКОГО ЗАДАНИЯ

Техническое задание при любительском конструировании может разрабатываться как заинтересованными организациями, так и самими исполнителями. В любом случае разработка технического задания остается очень важным и ответственным этапом, предшествующим расчету и проектированию. Именно на этом этапе задаются основные характеристики будущего СЛС. И от того, насколько обоснованно будет разработано техническое задание и насколько грамотно будет выбрана группа определяющих характеристик, во многом зависит конечный успех всей работы.

При разработке технического задания должны быть учтены общие технические требования, предъявляемые ко всем ЛА любительской постройки независимо от их назначения, аэродинамической схемы и конструктивного выполнения. Так, например, определены ограничения по скоростям: сваливания, отрыва при взлете, захода на посадку, посадочной и крейсерской [24].

Важное значение для обеспечения безопасности полетов имеют ограничения по минимальной скороподъемности; нормированию минимальных перегрузок и коэффициентов безопасности для всего ЛА и отдельных его узлов.

Данные ОТТ являются обязательным минимумом требований, без выполнения которых СЛС к полетам не допускается.

Вторая группа требований разрабатывается заказчиком или самими же разработчиками проекта, исходя из назначения ЛА, замысла конструкторов, материальной базы и реальных возможностей творческого коллектива.

Прежде чем приступить к разработке частных требований, необходимо изучить уравнение существования ЛА, сущность которого изложена практически во всех учебниках по конструкции самолетов. При этом важно уяснить, что для удовлетворения любого требования технического задания необходимо «затратить» определенную массу ЛА и что улучшение одних качеств ЛА нередко ведет к ухудшению других, а некоторые сочетания таких требований вообще невыполнимы. Так, например, можно построить СЛС с мощностью двигателя в 10 кВт. Можно построить СЛС с размахом крыла, равным 5 м. Но крайне сложной является задача создания СЛС с силовой установкой в 10 кВт и размахом крыла, равным 5 м.

Рассмотрим частные требования (табл. 1. 1), которые можно было бы предъявить к некоторым типам СЛС. В качестве примера рассмотрим три СЛС различного назначения:

- а) патрульный самолет;
- б) спортивно-пилотажный самолет;
- в) экспериментальный СЛС с минимально возможной мощностью силовой установки.

Для патрульного самолета определяющими частными требованиями являются:

- большая дальность и продолжительность полета;
- высокая топливная экономичность;
- возможность взлета с мягкого грунта с травяным покровом.

Для спортивно-пилотажного:

- максимально допустимая эксплуатационная перегрузка;
- максимальная высота полета;
- высокие маневренные характеристики.

Для экспериментального самолета с минимальной мощностью силовой установки:

- потребная мощность двигателя;
- недефицитные доступные материалы, применяемые в конструкции.

Каждый раз встает задача правильного, рационального выбора тех частных Требования, которые являются основными, определяющими для данного класса СЛС.

Попытки постройки многоцелевого СЛА, как правило, хороших результатов не дают.

1.4. РАСЧЕТ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ СЛС В ПЕРВОМ ПРИБЛИЖЕНИИ

Масса проектируемого СЛС определяется методом последовательных приближений.

Расчет взлетной массы в первом приближении осуществляется после разработки технического задания.

При расчете взлетной массы m_0 исходят из того, что масса самолета состоит из масс отдельных его частей:

$$m_0 = m_{кр} + m_{ф} + m_{он} + m_{сy} + m_{ш} + m_{ynp} + m_{об} + m_{т} + m_{пн}. \quad (1.1)$$

Однако при расчетах удобнее пользоваться уравнением баланса масс самолета в относительных величинах. Для этого производится деление всех членов уравнения (1.1) на взлетную массу m_0 . Полученное уравнение имеет вид:

$$1 = \bar{m}_{кр} + \bar{m}_{ф} + \bar{m}_{он} + \bar{m}_{сy} + \bar{m}_{ш} + \bar{m}_{ynp} + \bar{m}_{об} + \bar{m}_{т} + \bar{m}_{пн}. \quad (1.2)$$

Относительные массы частей СЛС берутся из статистики с учетом типа и назначения ЛА (табл. 1.2).

Относительную массу топлива приближенно можно определить по формуле

$$\bar{m}_t = 0,3 I_{пол} \cdot \bar{m}_{сy} \quad (1.3)$$

Если к моменту определения взлетной массы в первом приближении конструктором уже выбран какой-либо прототип, то целесообразно указанные в табл. 1.2 значения выбирать, а иногда и корректировать с учетом предполагаемой схемы ЛА. Недопустимо, хотя и заманчиво, выбирать более низкие значения относительных масс из указанного диапазона, если не предполагается использование новых высокопрочных материалов, принципиально новых схем, технических решений, технологий и т. д. В противном случае фактическая масса СЛА в процессе проектирования и изготовления окажется намного больше расчетной.

После определения относительных масс всех частей СЛА, воспользовавшись уравнением (1.2), можно определить относительную массу полезной нагрузки:

$$\bar{m}_{пн} = 1 - \bar{m}_{кр} - \bar{m}_{ф} - \bar{m}_{он} - \bar{m}_{сy} - \bar{m}_{ш} - \bar{m}_{ynp} - \bar{m}_{об} - \bar{m}_t \quad (1.4)$$

Далее необходимо уточнить, что следует понимать под полезной нагрузкой для разрабатываемого СЛС. Так, например, для патрульного самолета к полезной нагрузке можно отнести массу пилота, связную радиостанцию, аккумулятор, фото- и киноаппаратуру, сигнальные ракеты, аптечку неотложной медицинской помощи, запас воды и т. д. Если масса полезной нагрузки известна, то взлетная масса СЛС определяется по формуле

$$m_0 = m_{пн} / \bar{m}_{пн} \quad (1.5)$$

1.5. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ РАЗМЕРОВ КРЫЛА

1.5.1. Выбор профиля крыла

Крыло является основной частью самолета, и от выбора его геометрических размеров в высшей степени зависят параметры всего ЛА.

Под геометрическими размерами крыла подразумевается его площадь S , размах l , удлинение λ , сужение η , относительная толщина \bar{b} и кривизна профиля \bar{f} .

Влияние на аэродинамические характеристики крыла оказывает выбор его профиля. При этом необходимо учитывать: с одной стороны — назначение СЛС и предполагаемый диапазон скоростей его полета, с другой — прочностные свойства крыла и технологические возможности.

С точки зрения аэродинамики наиболее выгодным является профиль, имеющий высокое значение коэффициента подъемной силы C_y на больших углах атаки крыла и высокое аэродинамическое качество K на умеренных углах. Высокое значение C_y позволяет при заданной площади крыла уменьшить скорости взлета и посадки самолета, а высокое качество обеспечивает максимальную скорость полета при заданной мощности двигателя. Мощность двигателя и качество самолета определяют и такую важную характеристику, как скороподъемность (вертикальная скорость набора высоты после взлета).

Наиболее широкое применение на СЛС находят хорошо зарекомендовавшие себя профили Р-II (рис. 1.2), Р-III (рис. 1.3) и другие с относительной толщиной 12...20%.

В последнее время начали применяться планерные ламинаризованные профили с очень высоким аэродинамическим качеством. Однако это качество может быть достигнуто только при достаточно высокой чистоте поверхности крыла.

Если в техническом задании есть требование получения максимальной скорости при хороших взлетно-посадочных характеристиках самолета, то необходимо применить взлетно-посадочную механизацию крыла в виде закрылков, предкрылков, зависающих элеронов. Закрылки могут быть простыми, однощелевыми, многощелевыми, выдвижными.

Щитки на СЛС обычно не применяются из-за резкого ухудшения аэродинамического качества крыла при сравнительно небольшом увеличении коэффициента подъемной силы.

Аэродинамические характеристики механизированных крыльев с взлетно-посадочной механизацией приведены в табл. 1.3.

Следует иметь в виду, что указанные в табл. 1.3 приращения коэффициента подъемной силы будут иметь место в том случае, если механизация расположена по всему размаху крыла. Обычно она занимает только часть размаха, в этом случае приращение коэффициента максимальной подъемной силы и коэффициента сопротивления от механизации при оптимальных углах отклонения механизации приближенно можно определить по формулам:

$$\Delta C_{y \alpha \max}^q = \Delta C_{y \alpha \max} l_{\text{мех}}; \quad (1.6)$$

$$\Delta C_{x \alpha \min}^q = \Delta C_{x \alpha \min} l_{\text{мех}}, \quad (1.7)$$

где $l_{\text{мех}} = \frac{l_{\text{мех}}}{l}$ — относительная длина крыла, занятая механизацией.

Для значительного увеличения коэффициента подъемной силы на режимах взлета и посадки, при сохранении достаточно высокого аэродинамического качества на крейсерских режимах, но только для скоростных СЛС, может быть рекомендован профиль крыла GA(W)—1 [6], координаты и аэродинамические характеристики которого соответственно представлены в табл. 1.4. и на рис. 1.4.

Достоинством данного профиля является и то, что он обеспечивает достаточно плавный срыв потока с убранной механизацией на закритических углах атаки.

При выборе механизации необходимо учитывать, что все виды механизации (кроме предкрылка): во-первых, ухудшают аэродинамическое качество ЛА, а значит, требуют большей мощности двигателя; во-вторых, приводят к усложнению конструкции и увеличению массы крыла; в-третьих, снижают надежность ЛА.

Поэтому, несмотря на значительный выигрыш в уменьшении площади крыла, во многих случаях применение механизации на СЛС оказывается нецелесообразным.

Относительная толщина профиля выбирается в пределах 14...22%. Уменьшение относительной толщины ниже 14% нецелесообразно из-за уменьшения строительной высоты крыла, а значит, увеличения массы лонжеронов (прежде всего его полок). Кроме того, уменьшаются несущие свойства крыла, особенно на малых скоростях полета.

Крылья с относительной толщиной профиля более 18...22% уступают по аэродинамическим характеристикам более тонким профилям из-за увеличения их лобового сопротивления. Причем это ухудшение характеристик не может быть компенсировано уменьшением веса крыла, так как при очень

больших строительных высотах площадь поперечного сечения: полки лонжеронов определяется не из условия прочности, а из «конструктивных соображений», в то время как вес стенок растет.

Наиболее выгодными можно считать профили с переменной относительной толщиной — 18...20% у корневой нервюры и 10...14% у концевой нервюры консоли крыла. Однако изготовление такого крыла вызывает большие технологические трудности. Исключение составляют моноблочные крылья, в конструкции которых в качестве наполнителя используется пенопласт.

1.5.2. Определение площади крыла

Площадь крыла является одним из наиболее характерных размеров самолета. Она определяет большинство размеров самолета. Она технических, весовых и геометрических параметров СЛС.

Уменьшение площади, а значит, и массы крыла, оказывает существенное влияние на уменьшение массы всего ЛА, но, как правило, требует большей мощности двигателя.

Минимально возможная площадь крыла определяется из условия обеспечения заданной скорости отрыва самолета при взлете.

Подъемную силу, создаваемую крылом в момент отрыва самолета, можно определить по формуле

$$Y = C_{Y \text{ отр}} \rho V_{\text{отр}}^2 S / 2, \quad (1.8)$$

а так как подъемная сила в момент отрыва самолета примерно равна его весу (рис. 1.5), то, подставив в уравнение (1.8) вместо подъемной силы Y вес самолета G_0 и решив уравнение относительно S , получим

$$S = 2G_0 / (C_{Y \text{ отр}} \rho V_{\text{отр}}^2), \quad (1.9)$$

где $C_{Y \text{ отр}} = 0,8 C_{Y \text{ max мех}}$.

Если крыло механизации не имеет или при взлете она не используется, то

$$C_{Y \text{ отр}} = 0,8 C_{Y \text{ max}}. \quad (1.10)$$

Коэффициент при $C_{Y \text{ max}}$, равный 0,8, вводится с учетом того, что, во-первых, подъемная сила горизонтального оперения самолета, выполненного по нормальной схеме, направлена вниз и вычитается из подъемной силы крыла; во-вторых, необходим некоторый запас по углу атаки крыла для предотвращения срыва потока при случайном увеличении угла атаки вследствие вертикальных порывов или ошибок летчика.

Выбор площади крыла при заданном весе самолета однозначно определяет такой характерный параметр, как удельная нагрузка на крыло G_0/S . Для большинства СЛС, выполненных по самолетной схеме, она находится в пределах 20...50 кгс/м². Чем больше значение отношения G_0/S , тем труднее обеспечить заданные значения скоростей отрыва посадки самолета.

Для приближенных расчетов удельную нагрузку на крыло по заданной скорости отрыва можно выбрать по графику на рис. 1.6.

1. 5. 3. Выбор удлинения крыла

Важным безразмерным параметром крыла является его удлинение — отношение размаха крыла к его средней хорде

$$\text{его средней хорде } \lambda = l/b_s = P/S.$$

При выборе удлинения крыла следует учитывать, что значение именно этого параметра оказывает наиболее сильное влияние на его аэродинамическое качество. Чем больше удлинение крыла, тем выше аэродинамическое качество крыла, а значит, и ЛА в целом.

Аэродинамическое качество ЛА, в первом приближении, можно определить, воспользовавшись графиком, представленным на рис. 1. 7.

Увеличение аэродинамического качества K , при сохранении неизменными других характеристик СЛС, позволяет снизить мощность, а значит, и массу силовой установки.

С другой стороны, увеличение удлинения крыла K неизбежно вызывает увеличение массы крыла. Это объясняется тем, что при заданной площади S увеличение λ вызывает уменьшение хорд, а значит, и строительных высот крыла.

Если СЛС предназначен для длительных полетов, то в расчет необходимо включать и изменение потребной массы топлива.

Оптимальным можно считать такое удлинение крыла, при котором суммарная масса крыла, силовой установки и потребного запаса топлива будет минимальной.

Часто СЛС с заданной максимальной скоростью горизонтального полета проектируются под имеющийся в наличии двигатель. В этом случае минимально необходимое удлинение λ_{min} определяется, исходя из энергетических возможностей выбранного двигателя.

За 1 с двигатель может выполнить работу по перемещению СЛС, равную ($H \cdot m$)

$$A = \eta_{в} N_{дв} 1000, \quad (1.11)$$

где $\eta_{в}$ —КПД винта на скорости набора высоты; для винта фиксированного шага его можно принять равным 0,55...0,60 для однорежимного самолета (когда отношение $V_{max}/V_{omr} \leq 2$) и 0,50...0,55 для многорежимного самолета (когда отношение $V_{max}/V_{omr} \geq 2$).

Если максимальная скорость горизонтального полета задана техническим заданием, то потребную тягу двигателя при этой скорости легко определить, воспользовавшись формулой

$$P = A/V_{max}, \quad (1.12)$$

Так как в установившемся горизонтальном полете (рис. 1.5) потребная тяга двигателя P равна сопротивлению самолета X , а подъемная сила Y равна весу СЛС G_0 , то

$$K_{потр} = G_0/P, \quad (1.13)$$

Минимальное удлинение крыла, обеспечивающее заданное аэродинамическое качество, можно найти, воспользовавшись графиком, представленным на рис. 1.7, считая величину аэродинамического качества K известной и равной $K_{потр}$.

1.5.4. Выбор других параметров, определяющих форму крыла в плане

Сужение крыла (отношение корневой хорды крыла к концевой) оказывает влияние на качество, вес и характеристики устойчивости ЛА, особенно поперечной. Увеличение сужения крыла, благодаря уменьшению индуктивного сопротивления, увеличивает его аэродинамическое качество. При увеличении сужения уменьшается и вес крыла. Однако чрезмерное увеличение сужения ухудшает срывные характеристики крыла (начало срыва смещается на конец крыла), а значит, ухудшает характеристики поперечной устойчивости.

Оптимальные значения сужения крыла η находятся в пределах 1,5...2 для сверхлегких самолетов и 2...4 для планеров любительской постройки.

Вместе с тем при выборе сужения крыла необходимо учитывать трудности технологического характера, связанные с изготовлением крыла. Так, если крыло имеет сужение, не равное единице, то:

для изготовления каждой нервюры консоли потребуется свой шаблон;

задний лонжерон двухлонжеронного крыла либо будет иметь излом в плоскости симметрии самолета, либо криволинейные полки;

при переменной относительной толщине крыла криволинейными будут и полки основного лонжерона.

С учетом вышеизложенного для самолетов любительской постройки лучше: либо принимать сужение равным единице (рис. 1.8), либо выполнять сужающимися только отдельные части крыла.

Стреловидность крыла СЛС, выполненного по нормальной схеме, по основному лонжерону целесообразно выполнять равной нулю. Стреловидность по передней кромке крыла при этом не будет превышать 2...3°.

Большую стреловидность крыла могут иметь СЛС типа «летающее крыло», «бесхвостка» и другие ЛА оригинальных схем.

Отрицательную стреловидность крыла использовать нецелесообразно из-за большой трудности обеспечения достаточной жесткости крыла на кручение.

1.5.5. Выбор места расположения и геометрических размеров элеронов

Для увеличения эффективности элеронов их стремятся разнести как можно дальше от продольной оси самолета. Если элероны расположены на концах крыла (рис. 1.9), то их площадь в первом приближении можно определить на основании статистики по формуле

$$S_{эл} = \bar{S}_{эл} S, \quad (1.14)$$

где $\bar{S}_{эл}$ можно принять равной 0,05...0,07 для маломаневренных и 0,07...0,09 для маневренных СЛС. Однако, как будет показано ниже, относительная площадь элерона $\bar{S}_{эл}$ в полной мере эффективность элеронов характеризовать не может.

Эффективность элеронов удобнее оценивать, используя величину m_x , называемую коэффициентом момента элеронов. Эту величину можно определить по формуле

$$m_x = (S_{эл.э} a_{эл} / S l) (l_{эл} / l) V \sqrt{b_{эл} / b}, \quad (1.15)$$

где $S_{эл.э}$ — эффективная площадь элерона — площадь крыла (рис. 1.9), расположенная впереди элерона; $a_{эл}$ — расстояние между центрами «тяжести» эффективных площадей элерона; $l_{эл}$ — размах элерона; $b_{эл}$ — средняя хорда элерона.

На рис. 1.10 представлены графики зависимости коэффициента поперечного момента m_x от угла отклонения элерона $\delta_{эл}$ для четырех значений $\bar{l} = l_{эл} / l$. Из графиков видно, что при $\delta_{эл} > 20^\circ$ величина m_x растет очень медленно, поэтому максимальные углы отклонения элерона больше $20...25^\circ$ выбирать нецелесообразно. Следует также учитывать, что увеличение относительной хорды элерона $\bar{b} = b_{эл} / b$ выше 0,20...0,25 значительного прироста m_x не дает, поэтому нецелесообразно. С учетом этого, приняв $\bar{b} = 0,25$, формула (1.15) примет вид

$$m_x = (S_{эл.э} a_{эл} l_{эл}) / 2 S l^2, \quad (1.16)$$

Если хорда крыла остается постоянной по всему его размаху, то есть $\eta = 1$, то формула (1.16) примет еще более простой вид:

$$m_x = (a_{эл} l_{эл}^2) / 2 l^3. \quad (1.17)$$

Малые значения коэффициента m_x делают ЛА «вялым» при управлении по крену. Большие — делают управление чрезмерно чувствительным и приводят к быстрой утомляемости пилота. Оптимальными значениями m_x можно считать:

0,012...0,018 — для неманевренных СЛС;

0,018...0,024 — для маневренных СЛС.

Указанные значения m_x целесообразно увеличить на 0,003...0,005 для СЛС с верхним расположением крыла или большими углами поперечного V крыла. Потребность увеличения m_x может возникнуть и при возросшем моменте инерции ЛА вследствие разнеса масс вдоль размаха крыла: установки двигателей, топливных баков или оборудования на крыле.

Из-за малых усилий на ручке управления самолетом (РУС) применять аэродинамическую компенсацию элеронов на СЛС нецелесообразно.

Чтобы не допустить флаттер, элероны крыльев больших удлинений должны иметь полную весовую компенсацию.

1. 6. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ РАЗМЕРОВ И РАСПОЛОЖЕНИЯ ОПЕРЕНИЯ

1. 6. 1. Определение площади горизонтального и вертикального оперения

Геометрические размеры горизонтального оперения и его расположение относительно крыла выбираются из условия обеспечения балансировки на посадке и необходимых характеристик устойчивости СЛС на всех возможных режимах полета.

Горизонтальное оперение обеспечивает продольную, а вертикальное—путьевую и, совместно с крылом, поперечную устойчивость и управляемость СЛС.

Горизонтальное оперение (рис. 1. 11) состоит из неподвижной части (стабилизатора) и отклоняемого руля высоты. Вертикальное—из киля и отклоняемого руля направления.

Эффективность оперения удобно оценивать по величинам создаваемых ими моментов относительно соответствующих осей самолета:

$$M_{L_{го}} = V_{го} L_{го};$$

$$M_{Y_{во}} = Z_{во} L_{во}; \quad (1.18)$$

$$M_{X_{во}} = Z_{во} Y_{во},$$

где $L_{го}$ — расстояние от центра тяжести ЛА до 25% средней аэродинамической хорды (САХ) горизонтального оперения; $L_{во}$ —расстояние от центра тяжести ЛА до 25% САХ вертикального оперения; $Y_{го}$ и $Z_{го}$ —аэродинамические силы, действующие соответственно на горизонтальное и вертикальное оперения; $Y_{во}$ —расстояние от продольной оси самолета до точки приложения равнодействующей боковых сил на вертикальном оперении.

При этом за центр тяжести в первом приближении рекомендуется принимать точку, расположенную в плоскости симметрии СЛС на 25% САХ крыла.

Аэродинамическая сила, создаваемая как горизонтальным, так и вертикальным оперением, определяется по той же формуле, что и подъемная сила крыла, то есть:

$$Y_{го} = C_{Y_{го}} \rho V^2 S_{го} / 2; \quad Z_{во} = C_{Y_{во}} \rho V^2 S_{во} / 2.$$

С учетом этого и формул (1. 18) можно сделать вывод, что увеличение $S_{го}$ или $S_{во}$ позволяет уменьшить величину плеч $L_{го}$ и $L_{во}$, а значит, длину и массу фюзеляжа. С другой стороны, увеличение выноса оперения позволяет уменьшить площадь, а значит, и массу оперения. Таким образом, задача сводится к выбору оптимальных значений площадей $S_{го}$, $S_{во}$, плеч $L_{го}$ и $L_{во}$, обеспечивающих необходимую устойчивость и управляемость самолета при наименьшем весе конструкции.

Выбор параметров оперения осложняется еще и тем, что изменение площадей (а значит, и массы) оперения, или изменение его плеча, изменяет положение центра тяжести самолета. А изменение центровки, в свою очередь, требует изменения эффективности оперения.

В связи с вышеизложенным определение параметров оперения производится методом последовательных приближений. При этом в первом приближении можно считать, что центр тяжести СЛС независимо от массы и выноса оперения будет оставаться неизменным. Этого можно достичь за счет смещения центров масс других частей самолета: фюзеляжа, двигателя и т. п.

Первоначально площади горизонтального и вертикального оперения определяются по формулам:

$$S_{го} = A_{го} b_a S / L_{го}; \quad S_{во} = B_{во} l S / L_{во}. \quad (1.19)$$

Для СЛС, выполненных по «нормальной» схеме, рекомендуется принимать

$$L_{го} \approx L_{во} \approx (2.5-3.0) b_a$$

$$A_{го} = 0.45-0.55$$

$$B_{во} = 0.04-0.055$$

Для планеров с крылом большого удлинения

$$L_{го} \approx L_{во} \approx (3.0-5.0) b_a$$

1.6.2. Определение геометрических размеров и формы горизонтального оперения

Для оперения выбираются обычно симметричные профили с относительной толщиной 10...12%, например, часто используется профиль GOTTINGEN-409 (рис. 1.12). Иногда выбранный профиль видоизменяют—«модифицируют». Суть модификации (рис. 1.13) состоит в том, что криволинейные поверхности хвостовой или средней части профиля заменяют плоскостями. Это видоизменение производится для упрощения технологии изготовления рулевых поверхностей: руля высоты и руля направления.

Удлинение горизонтального оперения $l_{го}$ обычно находится в пределах 2—4, на планерах и СЛС с большим удлинением крыла—4—5.

Увеличение удлинения горизонтального оперения улучшает его эффективность и уменьшает лобовое сопротивление, но неизбежно ведет к увеличению его массы. Исключения составляют СЛС, выполненные по двухбалочной схеме. Для таких ЛА оптимальным является такое удлинение, при котором размах горизонтального оперения

$$l_{го}=1.73l_b$$

где l_b —расстояние между осями балок. Так как максимальный изгибающий момент, действующий на лонжерон оперения, будет при этом наименьшим.

Увеличение удлинения оперения позволяет несколько уменьшить его площадь. Это объясняется тем, что меньшая относительная часть оперения находится в спутной струе от фюзеляжа.

Форма горизонтального оперения в плане может быть как прямоугольной, так и трапециевидной. Увеличение сужения оперения приводит к некоторому уменьшению изгибающего момента лонжерона, но существенного выигрыша в массе дать не может. С точки зрения технологии изготовления выгоднее прямоугольное в плане горизонтальное оперение. Если все-таки предпочтение отдано трапециевидной форме горизонтального оперения, то необходимо стремиться к тому, чтобы ось руля высоты (рис. 1. 14) была расположена под углом 90° к продольной оси фюзеляжа. Это существенно упростит навеску руля высоты и кинематику его привода.

1.6.3. Выбор параметров руля высоты

При малых дозвуковых скоростях полета коэффициент эффективности руля высоты определяется выражением

$$k_{рв} = \sqrt{S_{рв}/S_{го}} \quad (1.20)$$

В большинстве случаев руль высоты расположен по всему размаху горизонтального оперения, поэтому можно записать

$$k_{рв} = \sqrt{\frac{b_{рв}}{b_{го}}} \quad (1.21)$$

Из последнего выражения видно, что для прямоугольного в плане горизонтального оперения коэффициент эффективности руля пропорционален \sqrt{b} и при

$$\bar{b}_{рв} = \frac{b_{рв}}{b_{го}} > 0,2 - 0,3$$

нарастание замедляется (рис. 1. 15, а). Поэтому у большинства дозвуковых самолетов $b_{рв} \leq 0,3-0,4$.

Для СЛС такое значение $b_{рв}$ не всегда является оптимальным из-за очень малых шарнирных моментов, передаваемых с руля на ручку управления самолетом (РУС). Малые усилия на РУС могут привести к непреднамеренным выходам на недопустимые перегрузки при пилотировании.

Если шарнирный момент цельноповоротного горизонтального оперения $M_{ш.цп}$ принять за единицу, то относительный шарнирный момент руля высоты $\bar{M}_{ш} = M_{ш}/M_{ш.цп}$ возрастает (рис. 1. 15, б) пропорционально квадрату относительной хорды \bar{b} рв. Становится понятным, что для увеличения усилий на РУС целесообразно увеличивать $b_{рв}$. Чрезмерное увеличение эффективности руля высоты ухудшает характеристики СЛС с «брошенной ручкой». Поэтому в некоторых случаях, особенно для маломаневренных СЛС, шарнирный момент можно увеличить, сохраняя необходимую эффективность рулей, за счет уменьшения размаха руля l_p . На рис. 1.16 показан вариант расположения руля высоты СЛС, выполненного по двухбалочной схеме. Однако увеличением хорды руля высоты вплоть до значений 0,5...0,7 оптимальных усилий на РУС достичь не удастся. Поэтому в некоторых случаях в систему управления целесообразно включить пружинные или резиновые загрузатели.

На всех СЛС усилия на РУС оказываются существенно ниже оптимальных (исключение составляют СЛС с боковой ручкой управления), поэтому аэродинамическая компенсация рулей не требуется.

1. 6. 4. Определение геометрических размеров и формы вертикального оперения

При выдерживании необходимой площади форма вертикального оперения существенного влияния на аэродинамическое качество и характеристику ЛА не оказывает. Именно этим и объясняется применение (рис. 1. 17) самых различных форм вертикального оперения.

Профиль вертикального оперения всегда симметричный с относительной толщиной примерно 10... 12%. Для упрощения технологии изготовления трапецевидного в плане вертикального оперения его профиль можно модифицировать, рассекая его перпендикулярно хорде по линии максимальной толщины и разнося на необходимые расстояния. Участки между рассеченными частями профиля (рис. 1. 18) выполняются плоскими. Желательно, чтобы указанные плоскости доходили до оси вращения руля направления, в этом случае сечение руля направления будет представлять собой фигуру, состоящую из полуокружности и равнобедренного треугольника.

Для СЛС относительная площадь руля направления $\bar{S}_{рн} = S_{рн}/S_{во}$ обычно находится в пределах 0,35... 0,50.

Целесообразно ось руля направления располагать перпендикулярно строительной оси фюзеляжа или перпендикулярно направлению тросовой проводки, идущей на сектор руля направления.

1.7. ПОДБОР ДВИГАТЕЛЯ И ЕГО РАСПОЛОЖЕНИЕ НА СЛС

Для СЛС целесообразно использовать двухтактные двигатели воздушного охлаждения с удельной

массой (в $\frac{кг}{кВт}$):

$$\gamma_{дв} = m/N < 0,9 - 0,2,$$

и, если не предполагается установка редуктора, с относительно небольшой частотой вращения. Важно, что бы двигатель имел продольное расположение оси коленчатого вала и достаточный для установки: фланца винта выход вала. В настоящее время из отечественных двигателей наиболее полно поставленным требованиям отвечают лодочные—типа «Привет», «Вихрь», «Нептун», а также РМЗ-640 снегохода «Буран».

Двигатель на СЛС может быть установлен либо в носовой части фюзеляжа с тянущим винтом, либо за крылом—с толкающим винтом.

Более удобным, из конструктивных соображений, является заднее расположение двигателя с толкающим винтом. Именно этим объясняется то обстоятельство, что более 70% СЛС построенных в нашей стране в 1975—1985 гг., имели толкающий винт. Однако эффективность работы толкающего винта из-за затенения его фюзеляжем существенно ниже, чем тянущего винта. В связи с этим, при равных прочих, предпочтение следует отдавать не толкающему, а тянущему винту.

При переднем расположении двигателя его необходимо устанавливать на такой высоте, чтобы конец лопасти винта, при полном обжатии шасси, находился на расстоянии не менее 0, 25... 0, 35 м от поверхности земли.

Для двухтактных двигателей мощностью 20... 40 кВт радиус винтов, устанавливаемых непосредственно на вал двигателя, находится в пределах 0, 45... 0, 55 м. Поэтому при компоновке самолета двигатель необходимо располагать так, чтобы его вал находился от поверхности взлетной полосы на высоте не менее 0, 7... 0, 8 м.

Двигатели с частотой вращения более 5000... 6000 об/мин, как правило, требуют установки редуктора. В этом случае вал винта должен располагаться на высоте (в метрах), не менее полученной по формуле

$$h_b = \frac{D_b}{2} + 0,3. \quad (1.22)$$

Диаметр винта D_b в зависимости от частоты его вращения и мощности двигателя на этапе эскизного проектирования приближенно можно определить по графику, представленному на рис. 1. 19.

Если на СЛС предполагается установка двух двигателей, то наиболее удобным местом их расположения является крыло самолета. Желательно, чтобы двигатели при этом не были далеко разнесены от оси фюзеляжа. Это обстоятельство объясняется потребностью обеспечения балансировки самолета в случае отказа одного из двигателей.

В некоторых случаях целесообразным может оказаться расположение двигателей на пилонах в передней части фюзеляжа. Такое расположение двигателей (рис. 1. 20) было использовано на двухмоторном СЛС М. Коломбана (Франция). При применении этой схемы не происходит затенения винтов фюзеляжем, чем и обеспечиваются минимальные потери на обдув.

1. 8. ВЫБОР ОРИЕНТИРОВОЧНЫХ РАЗМЕРОВ И ФОРМЫ ФЮЗЕЛЯЖА

Фюзеляж служит для размещения пилота, двигателя, топлива, оборудования, проводки управления и т. п. С точки зрения строительной механики он является силовым элементом, воспринимающим нагрузки от всех частей самолета.

Наибольшее внимания заслуживают вопросы размещения пилота и силовой установки.

При переднем расположении двигателя центр тяжести СЛС смещается вперед и для обеспечения заданной центровки кабину пилота, как правило, необходимо сместить до лонжерона крыла. В некоторых случаях и этой меры оказывается недостаточно. Тогда приходится отказываться от наиболее выгодного, с точки зрения аэродинамики, среднего расположения крыла и переходить к его верхнему или нижнему расположению.

Достоинствами верхнего расположения крыла являются:

уменьшение аэродинамического сопротивления от интерференции сочетания «крыло—фюзеляж»;

улучшение обзора поверхности земли из кабины пилота;

обеспечение возможности установки двигателей на крыле и использования подкосной схемы крыла.

К недостаткам верхнего расположения крыла можно отнести уменьшение эффективности вертикального оперения на больших углах атаки крыла, когда оперение попадает в спутную струю от крыла.

При нижнем расположении крыла обеспечивается возможность установки на нем основных стоек шасси. Несколько уменьшается масса фюзеляжа, так как передача усилий от масс пилота и двигателя на крыло и шасси осуществляется по кратчайшему пути.

Следует учитывать, что при нижнем расположении крыла усиливается эффект экрана земли (рис. 1. 21), увеличивающий коэффициент подъемной силы крыла C и значение аэродинамического качества K на этапах взлета и посадки. В некоторых случаях он играет отрицательную роль, увеличивая посадочную дистанцию.

Таким образом, выбор высокоплана или низкоплана зависит от комплекса компоновочных и иных ограничений.

Размеры хвостовой части СЛС определяются потребным выносом оперения.

При заднем расположении силовой установки заданной центровки можно достичь за счет смещения кабины пилота вперед. При этом хвостовая часть фюзеляжа должна обеспечивать свободное вращение винта, то есть находиться вне диска, ометаемого винтом.

В некоторых случаях в качестве хвостовой части фюзеляжа может быть использована дюралевая труба или труба, изготовленная из композиционных материалов.

1. 9. ВЫБОР СХЕМЫ ШАССИ

На СЛС может быть использовано шасси с передней опорой, задней опорой, велосипедное и даже одноколесное. Наиболее выгодной схемой является шасси с носовым колесом. Основными преимуществами данной схемы являются:

- высокая устойчивость на разбеге и пробеге;
- отсутствии склонности к капотированию;
- возможность управления на разбеге и пробеге за счет разворота переднего колеса.

Применение других схем шасси можно считать вынужденной мерой. Так, например, при высокой степени понижения частоты вращения винта редуктором его диаметр может оказаться довольно большим и применение трехопорной схемы шасси с носовой опорой потребовало бы очень большой высоты стоек шасси. В этом случае целесообразно применить шасси с хвостовой опорой. При этом следует учитывать то обстоятельство, что случайное отклонение оси самолета на разбеге или пробеге вправо или влево будет вызывать его разворот в ту же сторону. То есть самолет с такой схемой шасси на разбеге и пробеге является неустойчивым и требует достаточно хорошей натренированности пилота.

Применение велосипедной схемы шасси может быть оправдано только высоким расположением крыла, но и в этом случае предпочтение следует отдавать трехопорной схеме с носовой опорой.

Одноопорная схема шасси может быть применена только на планерах и мускулолетах.

Таким образом, наиболее рациональной можно считать трехопорную схему шасси с носовой опорой.

Устойчивость и управляемость СЛА на взлете и посадке в большой степени зависят от величины параметров шасси, основными из которых (рис. 1.22) являются:

- база шасси b —расстояние между осями переднего и основных колес шасси;
- вынос основных опор e —расстояние от проекции центра масс до оси основных опор шасси при стояночном положении самолета;
- ширина колеи B —расстояние между равнодействующими нагрузок основных опор;
- высота шасси h —расстояние от фюзеляжа до поверхности аэродрома;
- вынос переднего колеса a , то есть расстояние между вертикалью, проходящей через центр тяжести самолета, и осью переднего колеса;
- высота центра тяжести самолета H .

При проектировании необходимо стремиться к тому, чтобы база шасси составляла 0,3...0,4 от длины фюзеляжа L_f . Если база шасси будет небольшой (меньше 0,25 L_f), то при рулении, особенно на грунтовой полосе, СЛС может испытывать значительные колебания в вертикальной плоскости. Кроме того, с уменьшением базы шасси возрастает вероятность опускания хвостовой части СЛС после высадки пилота из кабины за счет смещения центра тяжести за линию основных колес шасси.

В то же время статистика показывает, что СЛС с задним расположением двигателя имеет базу не более (0,22... 0,28) L_f , а с передним—всего (0,21-0,23) L_f . Исходя из этого, необходимо стремиться к максимально возможному значению b .

Рационально прежде всего используя вид СЛС сбоку (см. рис. 1.22), определить максимально возможный вынос колеса передней стойки шасси. Считая, что крайнее заднее положение ЦТ соответствует 25% «САХ» определить значение выноса переднего колеса a . Желательно, чтобы на переднюю опору приходилось 10..., 15% от веса самолета. Исходя из этого, численное значение выноса основных опор e определяется по формуле

$$e=(0,10-0,15)a$$

При более низких значениях e ухудшается управляемость с использованием разворота переднего колеса при движении по аэродрому. При более высоких—затрудняется отрыв переднего колеса при взлете.

Колея шасси B должна предотвращать возможность бокового опрокидывания СЛС при посадке со сносом и при переезде через неровности во время руления, разбега и пробега. Потребное значение B зависит от размаха крыла и положения центра тяжести самолета. Желательно, чтобы колея B составляла не менее 0,15... 0,20 размаха крыла l . Для крыльев больших удлинений это значение может быть несколько уменьшено, но в любом случае оно должно быть не менее 1,2... 1,4 м.

Если управление самолетом при движении по аэродрому осуществляется за счет дифференциального затормаживания колес, то значение B должно быть увеличено и составлять $(0, 2 \dots 0, 3) l$.

Высота шасси выбирается такой, чтобы отдельные части СЛС (фюзеляж, гондола, крыло, винт, оперение) не задевали поверхность ВПП, как при рулении, так и на взлетно-посадочных углах. При этом минимальное расстояние при крене самолета в $2 \dots 4^\circ$ должно быть не менее $0, 2 \dots 0, 3$ м.

Особое внимание необходимо уделить выбору угла φ (см. рис. 1. 22). Минимальное значение этого угла определяется по формуле

$$\varphi \geq \alpha_{\text{пос. max}} - \alpha_{\text{уст}} + 2^\circ,$$

где $\alpha_{\text{пос. max}}$ — угол атаки крыла, соответствующий $0, 9 C_{Y_{\text{max}}}$ выбранного профиля; $\alpha_{\text{уст}}$ — угол установки крыла относительно продольной оси самолета.

Выбор φ должен производиться с учетом обжатия амортизаторов стоек или прогиба рессор основных колес под нагрузкой:

$$N = n_{Y-} \cdot G_0,$$

где n_{Y-} — максимально допустимая отрицательная перегрузка рассчитываемого СЛС.

После выбора значения φ необходимо проверить, выполняется ли условие

$$\beta > \varphi_{\text{пос}},$$

где β — угол выноса главных колес.

При выполнении этого условия обеспечивается возможность возвращения СЛС в стояночное положение из предельного, когда самолет хвостовой частью касается земли. В противном случае появляется возможность опрокидывания самолета на хвост.

Необходимо иметь в виду, что изменение одного из рассмотренных параметров шасси вызывает изменение всех остальных. Поэтому, если в процессе компоновки по какой-либо причине приходится менять значение хотя бы одного параметра, то необходимо проверить (при новом условии) значения всех остальных.

1. 10 ВЫЧЕРЧИВАНИЕ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО ЧЕРТЕЖА ОБЩЕГО ВИДА СЛС

Предварительный чертеж общего вида СЛС должен отражать первоначальный замысел конструктора. К его вычерчиванию можно приступать тогда, когда мысленно сформирован облик ЛА и определены такие параметры как:

размах l , хорда b , сужение η и стреловидность крыла χ ;

размах $l_{го}$, хорда $b_{го}$, сужение $\eta_{го}$ и стреловидность $\chi_{го}$ горизонтального оперения;

высота $h_{во}$, хорда $b_{во}$, сужение $\eta_{во}$ и стреловидность $\chi_{во}$ вертикального оперения;

колея B , база $b_{ш}$, высота h , угол φ , вынос e и a опор шасси;

плечо горизонтального оперения $L_{го}$ — расстояние от центра тяжести СЛС до 25% средней аэродинамической хорды горизонтального оперения;

плечо вертикального оперения $L_{во}$ — расстояние от центра тяжести СЛС до 25% средней аэродинамической хорды вертикального оперения;

геометрические размеры рулевых поверхностей;

ориентировочные размеры фюзеляжа.

Размеры фюзеляжа и особенно его миделя определяются размерами кабины пилота. При вычерчивании предварительного чертежа общего вида СЛС (рис. 1. 23) эти размеры можно взять из табл. 1. 5.

Обводы капота вычерчиваются с учетом габаритов двигателя.

Вычерчивание двух основных проекций (вид в плане и вид сбоку) рационально выполнять одновременно, с соблюдением предлагаемой последовательности:

а) по известным значениям l , b , η , χ изображается крыло в плане;

б) на оси симметрии самолета откладывается средняя аэродинамическая хорда крыла $b_{сах}$;

в) отмечается положение центра тяжести СЛС. В первом приближении его можно определить по формуле

$$x_{цг} = 0,55 l_{го} - 0,1 b_{сах};$$

г) откладывается плечо горизонтального оперения $L_{го}$;

д) по известным значениям $l_{го}$, $b_{го}$, $\chi_{го}$ и $\eta_{го}$ вычерчивается горизонтальное оперение в плане;

е) вычерчивается профиль крыла, с учетом его установочного угла, на виде сбоку;

ж) на виде сбоку, около крыла, обозначаются (с учетом схемы расположения крыла и ориентировочных размеров кабин) верхний и нижний обводы фюзеляжа;

з) от нижней точки фюзеляжа откладывается вниз расстояние, равное высоте шасси $h_{ш}$ (в обжатом состоянии), и параллельно строительной оси фюзеляжа проводится линия, обозначающая поверхность взлетно-посадочной полосы;

и) от линии, соединяющей точки центров тяжести, на обеих проекциях откладываются значения e и a выноса основной и передней (или задней) опор и изображаются колеса шасси;

к) обозначается угол φ шасси;

л) на виде сбоку, за пределами угла φ , изображается хвостовое оперение;

м) с учетом длины кабины пилота, откладываемой от переднего (или основного) лонжерона, на обеих проекциях наносятся контуры двигателя;

и) на виде сбоку обозначается ось винта с учетом того, что

$$h_v \geq D/2 + 0,3;$$

о) с учетом дизайна, аэродинамики и технологии изготовления обозначаются обводы фюзеляжа на обоих видах;

п) наносятся на чертеж рулевые поверхности и другие элементы конструкций.

Третья проекция (вид спереди) выполняется по двум основным с учетом:

относительных толщин и угла V крыла и оперения;

колеи шасси;

желаемой формы фюзеляжа и особенно его фонаря.

Полученный предварительный чертеж общего вида СЛС является исходным для выполнения компоновки и расчета центровки проектируемого СЛС. В процессе проектирования он может существенно изменяться, тем не менее, он позволяет, с учетом конкретных геометрических размеров, уточнить массы отдельных частей и всего СЛС в целом.

Глава 2. РАСЧЕТ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ И ОСНОВНЫХ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК

2.1. РАСЧЕТ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ СЛС ВО ВТОРОМ ПРИБЛИЖЕНИИ

2.1.1. Особенности расчета масс отдельных частей СЛС во втором приближении

Целью этого этапа расчета является более точное, по сравнению с первым приближением, определение масс отдельных частей и всего СЛС в целом.

Основная особенность данного этапа расчета состоит в учете зависимостей масс отдельных частей от взлетной массы m_0 , расчетной перегрузки n_p и основных геометрических размеров СЛС.

Сложность определения масс отдельных частей обусловлена тем, что обычно используемые при расчетах отработанные многолетней практикой формулы «большой авиации» для сверхлегких самолетов являются неприемлемыми. Это объясняется тем, что масса, прочность и особенно жесткость частей ЛА изменяются непропорционально уменьшению его геометрических размеров. В конструкции СЛС имеется много элементов, размеры которых определяются не расчетами, а по «конструктивным соображениям». Так, например, обшивка крыла и фюзеляжа, стенки нервюр и шпангоутов имеют обычно гораздо большую толщину, чем требуется по расчету. Это относится и к ряду несилевых элементов конструкции фюзеляжа и особенно кабины пилота, масса которых падает медленнее и потому, что массы многих элементов, независимо от взлетной массы ЛА, остаются почти неизменными. Так, например, практически неизменной остается масса пилотского кресла. И, если на современном пассажирском самолете его относительная масса составляет всего 0,001...0,002 и существенного влияния на общий баланс масс не оказывает, то на СЛС относительная масса того же кресла уже равна 0,04... 0,06 и становится соизмеримой с относительной массой оперения, шасси, двигателя или топлива.

Медленно снижается с уменьшением геометрических размеров самолета масса фюзеляжа и особенно пилотской кабины с необходимыми элементами системы управления и оборудования.

Теоретические расчеты и обработка статистических материалов по СЛС позволили выработать достаточно достоверные формулы для определения масс крыла и оперения, чего нельзя сказать относительно определения массы фюзеляжа.

2.1.2. Определение массы крыла

Масса свободносущего (без подкосов) крыла СЛС может быть рассчитана как среднее арифметическое результатов, полученных по двум приведенным ниже формулам [6]:

$$m_{кр} = 0,002 k_m m_0 n_p [0,6(l/2)^2 + 1] + 3S, \quad (2.1)$$

$$m_{кр} = 0,0001 k_m m_0 n_p [\lambda(\eta + 3) \sqrt{S/\eta} \cdot \sqrt{\bar{c}}]. \quad (2.2)$$

Расчет массы крыла мотопланеров и СЛС с крылом большого удлинения и массой 300... 500 кг можно проводить и по формуле, предложенной Чернобровкиным [6],

$$m_{кр} = m_0 \frac{m_0 - [Sl/(100\bar{c}) + 2,9S + 5]}{1 + 0,85 \cdot 10^{-5} n_p l (\lambda/\bar{c} + 17)}. \quad (2.3)$$

В этих формулах $m_{кр}$ —масса крыла; k_m —коэффициент, учитывающий марку основного материала конструкции крыла, $k_m = 0,8$ —для Д-16Т, $k_m = 1$ —для дерева, $k_m = 0,7$ —при применении композиционных материалов (угле- и боропластиков); m_0 —взлетная масса СЛС в первом приближении; n_p — расчетная перегрузка; l — размах крыла; S —площадь крыла; λ —удлинение крыла; η —сужение крыла; \bar{c} — относительная толщина профиля в корневой части крыла.

К моменту определения масс частей самолета во втором приближении крыло еще не спроектировано, поэтому приведенные выше формулы (2. 1), (2. 2) и (2. 3) не учитывают его конструктивного выполнения. Однако если автором проекта эти вопросы проработаны, то полученный по формулам результат может быть несколько скорректирован.

2. 1. 3. Определение массы фюзеляжа

С уменьшением взлетной массы самолета относительная масса фюзеляжа резко возрастает и для СЛС $m_{\phi} = 0,15 \dots 0,25$.

Во втором приближении массу фюзеляжа СЛС (в кг) можно определить по формуле

$$m_{\phi} = 2,5S_{\text{п. ф}} + 4S_{\text{фон}} + 20, \quad (2.4)$$

где $S_{\text{п. ф}}$ —площадь поверхности фюзеляжа; $S_{\text{фон}}$ —площадь поверхности фонаря.

Последнее слагаемое формулы (2. 4) включает в себя массу узлов (в кг), мало зависящую от размеров СЛС:

Приборное оборудование	2 3
Элементы системы управления	4..... 6
Кресло пилота	2..... 4
Крепеж и прочее	2..... 3

Если конструктором найдено оригинальное решение, позволяющее уменьшить массу какого-либо узла, то результат, полученный по формуле (2. 4), целесообразно скорректировать.

2. 1.4. Определение массы оперения

Массу оперения во втором приближении можно определить исходя из того, что масса 1 м² как горизонтального, так и вертикального оперения СЛС составляет 4... 6 кг. Нижнее значение можно брать либо при применении композиционных материалов, либо по двухбалочной схеме фюзеляжа, когда горизонтальное оперение, с точки зрения строительной механики, представляет собой двухопорную балку.

2. 1. 5. Определение массы силовой установки

Предполагается, что в состав силовой установки входят двигатель, редуктор (или ременная передача), воздушный винт и элементы их крепления.

Массу силовой установки можно определить по формуле

$$m_{\text{су}} = \gamma_{\text{дв}} k_{\text{р. в}} \cdot \quad (2.5)$$

В этой формуле $\gamma_{\text{дв}}$ —удельная масса двигателя, $\gamma_{\text{дв}} = 0,8 \dots 1,1$ —для двухтактных двигателей, $\gamma_{\text{дв}} = 1,4 \dots 1,5$ — для четырехтактных двигателей без наддува;

$k_{\text{р. в}}$ — коэффициент, учитывающий массу редуктора и винта, $k_{\text{р. в}} = 1$. 1—для силовой установки без редуктора, $k_{\text{р. в}} = 1,4$ —для силовой установки с редуктором, $k_{\text{р. в}} = 1,3$ —для силовой установки с ременной передачей.

2. 1. 6. Определение массы шасси

Масса шасси в наибольшей мере зависит от взлетной массы ЛА, схемы шасси, ширины колеи и применяемых пневматиков.

Шасси СЛС выполняется, как правило, неубирающимся, трехстоечным с носовой или хвостовой опорой.

На СЛС с взлетной массой менее 250 кг чаще всего используются пневматики 3.50-5 (модель В-25) от картинга. При их применении в сочетании с дисками, выполненными из сплава Д-16Т, и поперечной рессорой, масса шасси обычно находится в пределах 10... 16 кг. Если эксплуатация СЛС планируется с твердой ВПП, то в качестве носового (хвостового) колеса допустимо использовать пневматик 200Х80. Однако его применение существенного выигрыша в массе не дает, в то время как сопротивление качению по мягкому грунту резко возрастает.

Если взлетная масса СЛС превышает 250... 300 кг, то для основных колес целесообразно использовать широко распространенные пневматики 300X125. Массу шасси в этом случае можно считать равной 14... 20 кг.

2. 1. 7. Определение массы управления

Масса управления, зависит от типа проводки, геометрических размеров и схемы самолета. У СЛС со спаренным управлением масса управления возрастает за счет установки дополнительных командных рычагов.

Массу управления во втором приближении можно определить по формуле

$$m_{упр} = 0,75m_{п.м}(l+L) + 3z_{к.р}, \quad (2.6)$$

где $m_{п.м}$ — масса одного погонного метра проводки, $m_{п.м} = 0,24$ — для гибкой проводки, $m_{п.м} = 0,40$ — для жесткой проводки; l и L соответственно размах крыла и длина фюзеляжа; $z_{к.р}$ — число мест для пилотов, оборудованных командными рычагами.

2. 1. 8. Определение массы приборного оборудования

На СЛС должны устанавливаться только наиболее необходимые приборы. К их числу можно отнести: указатель скорости, вариометр, высотомер, указатель скольжения, магнитный компас, тахометр, указатель температуры головок цилиндров двигателя. Суммарная масса перечисленных выше приборов составляет примерно 3 кг.

2. 1. 9. Анализ уравнения существования ЛА во втором приближении

После определения масс отдельных частей необходимо полученные значения подставить в уравнение существования ЛА (1. 1), чтобы уточнить взлетную массу. Если взлетная масса СЛС, полученная во втором приближении, существенно (более чем на 10... 15%) отличается от массы первого приближения, то необходимо скорректировать параметры самолета с последующим повторным определением масс ЛА во втором приближении. Как правило, окончательный результат получают методом последовательных приближений.

Если к ЛА были предъявлены необоснованно высокие требования, то уравнение существования не выполняется. В этом случае необходимо пересмотреть требования технического задания и расчет повторить.

При выполнении уравнения существования ЛА значения масс отдельных частей СЛС целесообразно свести в единую таблицу, которой удобно пользоваться при расчете центровки самолета.

2. 2. КОМПОНОВКА И ЦЕНТРОВКА

2. 2. 1. Понятие компоновки и центровки

Компоновка самолета обеспечивает пространственную увязку аэродинамической и силовой схем самолета с размещением пилота, полезной нагрузки, топлива, силовой установки, шасси, оборудования с одновременным обеспечением заданного положения центра масс самолета.

Компоновку самолета условно можно разделить на аэродинамическую, объемную и весовую.

Цель аэродинамической компоновки состоит в обеспечении летных данных не ниже отмеченных в техническом задании при соблюдении ограничений по устойчивости, управляемости и безопасности полетов в целом. Вопросы этого вида компоновки достаточно подробно рассмотрены в главе 1 данной книги.

Объемная и весовая компоновки ведутся, как правило, одновременно, сменяя и уточняя друг друга. Окончательное решение достигается методом последовательных приближений.

Целью объемной компоновки является рациональное размещение пилота и всех агрегатов в обводах фюзеляжа и крыла, оптимальных с точки зрения аэродинамики самолета. Одним из наиболее "важных" ограничений при объемной компоновке является центровка самолета.

Под центровкой самолета понимается положение центра его масс относительно начала средней аэродинамической хорды (САХ) крыла. Определение истинного положения САХ трапециевидного или стреловидного крыла достаточно сложный и трудоемкий процесс. Однако если считать, что все участки крыла обладают примерно одинаковыми несущими свойствами, то положение САХ соответствует положению средней геометрической хорды (СГХ), вычисление которой не вызывает особых затруднений. Такое допущение полностью применимо и оправдано для СЛС, так как на них используются в основном крылья небольшой стреловидности и примерно с одинаковыми вдоль размаха несущими свойствами.

Относительная координата центра масс в процентах САХ определяется по формуле

$$\bar{x}_T = (x_T / b_{САХ}) 100, \quad (2.7)$$

где x_T —расстояние от носка САХ до центра масс самолета; $b_{САХ}$ —длина САХ.

Отсчет центровки ведется от начала САХ, однако расположение и длина САХ не всегда известны. Возникает необходимость их определения.

2. 2. 2. Расчет средней геометрической хорды

При использовании прямоугольных, в плане, крыльев СГХ совпадает с хордой крыла на виде самолета сбоку и лежит в плоскости симметрии самолета.

При применении трапециевидных, в том числе и стреловидных, крыльев СГХ удобно находить графически. Для этого в масштабе вычерчивается полукрыло и на продолжении осевой и концевой нервюр откладываются отрезки, равные соответственно концевой и осевой нервюрам. Концы этих отрезков соединяются пунктирной линией, как показано на рис. 2. 1, а. Точка пересечения этой линии с прямой, соединяющей средние точки хорд нервюр крыла дают точку, определяющую положение и длину СГХ.

Если полукрыло составлено из прямоугольника и трапеции (или двух трапеций), то вначале находят средние геометрические хорды каждой из фигур $b_{1СГХ}$ и $b_{2СГХ}$, (на рис. 2. 1, б построение выполнено штриховой линией), а затем СГХ всего крыла (построение выполнено штрих пунктирной линией).

2.2.3. Объемная компоновка

Объемная компоновка предназначена для определения взаимного расположения крыла, оперения, кабины пилота, силовой установки, топливных баков, шасси и других агрегатов.

В процессе компоновки решаются также вопросы выбора конструктивно-силовой схемы и передачи усилий с одного агрегата самолета на другой. От выбора силовой схемы во многом зависит масса СЛС, технологичность его изготовления, эксплуатационные свойства и даже безопасность полетов.

Компоновка производится с помощью компоновочного продольного разреза самолета, выполненного по предварительному чертежу общего вида. Желательно к началу выполнения компоновки заготовить чертежи фигуры пилота, а также двигателя, топливного бака и других агрегатов, сделав вид сбоку, в масштабе компоновочного чертежа с указанием их центров масс.

Наибольшее затруднение при выполнении объемной компоновки конструкторы-любители испытывают при определении размеров и геометрии кабин. Добиваясь уменьшения миделя фюзеляжа и улучшения аэродинамических форм самолета, они обычно стремятся к уменьшению размеров кабин. Однако в тесной кабине затрудняется работа пилота, ограничиваются его движения, что в большой степени сказывается на безопасности полетов.

Размеры кабин должны обеспечивать: удобство рабочей позы и выполнение рабочих операций: хороший обзор кабины и окружающего пространства; досягаемость всех органов и элементов управления; удобство посадки в кабину и покидание самолета.

Расстояние от спинки кресла до приборной доски должно быть таким, чтобы летчик, находясь в удобной рабочей позе, мог хорошо видеть приборную доску. Наиболее рационально располагать приборную доску на расстоянии 0,65... 0,75 м от центра спинки сиденья летчика.

Геометрические размеры кабин, рекомендуемые для СЛС, можно снять с рис. 2. 2 и 2. 3. Приведенные размеры являются ориентировочными и в зависимости от назначения самолета, его аэродинамики могут несколько изменяться.

Приступая к компоновке СЛС, прежде всего, необходимо уяснить сущность основных правил компоновки, выработанных практикой проектирования:

1. Фюзеляж по отношению к крылу необходимо располагать так, чтобы центр масс самолета соответствовал выбранной центровке.

2. Кресло пилота и топливный бак необходимо располагать как можно ближе к центру масс самолета.

3. Воздушные винты должны располагаться на достаточном расстоянии от травяного покрова.

4. Плоскость вращения воздушных винтов у двухдвигательных самолетов не должна пересекать место расположения пилота и находиться в зоне недосягаемости с пилотского кресла.

5. Линия тяги винтов должна проходить возможно ближе к центру масс самолета, чтобы исключить влияние режима работы двигателей на положение рулей высоты,

6. Силовая схема, разрабатываемая в процессе компоновки, должна обеспечивать простоту поагрегатной сборки и разборки, хороший доступ к основным агрегатам при обслуживании и ремонте.

7. Должна быть обеспечена возможность изменения центровки как в процессе проектирования, так и после изготовления СЛС, например, за счет смещения двигателя или неизменной полезной нагрузки.

Компоновочный чертеж желательно выполнять, соблюдая предлагаемую последовательность:

а) наносится на чертеж СГХ, желаемое положение центра масс СЛС и контур корневой нервюры;

б) на контуре корневой нервюры наносится сечение предполагаемого лонжерона крыла, который сквозь фюзеляж должен пройти неразрезанным;

в) с использованием рис. 2. 2 вычерчиваются контуры кабины. При этом необходимо стремиться к тому, чтобы центр массы пилота располагался как можно ближе к центру массы самолета. В противном случае при изменении массы пилота существенно будет смещаться центр масс самолета;

г) с учетом размеров и расположения винта наносятся на чертеж контуры силовой установки. При этом необходимо стремиться к тому, чтобы направление силы тяги винта проходило вблизи центра масс и центра давления всех лобовых сил;

д) обозначаются места установки силовых шпангоутов для крепления крыла, двигателя, шасси и оперения с учетом передачи сил по кратчайшему расстоянию;

е) обозначаются каналы для прокладки проводки управления в хвостовую часть фюзеляжа и крыло.

При объемной компоновке и проектировании кабины необходимо учитывать то обстоятельство, что прокладка проводки управления под креслом летчика, как это принято в «большой авиации», резко увеличивает высоту фюзеляжа СЛС около кабины. Из рис. 2. 3 видно, что удобно с точки зрения объемной компоновки проложить тяги управления, тросовую проводку и другие коммуникации в каналах ниже локтевых суставов пилота. Такая мера без каких-либо других затрат позволяет на 3... 10% уменьшить площадь миделя фюзеляжа, а значит, и его лобовое сопротивление.

Изменять положение крыла, оперения и шасси, указанное на предварительном чертеже общего вида СЛС, до расчета центровки нецелесообразно.

2. 2. 4. Определение фокуса крыла и самолета

Проектное положение центра тяжести СЛС, прежде всего, зависит от положения его фокуса.

Фокусом самолета называется точка на его продольной оси, обладающая следующим свойством. Коэффициент момента аэродинамических сил относительно поперечной оси, проходящей через эту точку, не изменяется с изменением угла атаки самолета. То есть фокус самолета—это точка, к которой приложена равнодействующая дополнительных аэродинамических сил, вызванных изменением угла атаки самолета.

На положение фокуса самолета влияние оказывают геометрические размеры, форма и взаимное расположение крыла, оперения, фюзеляжа, гондол, шасси и других элементов конструкции.

Точное определение положения фокуса—задача достаточно трудоемкая, и во многих случаях кроме теоретических расчетов требует специальных продувок моделей. Она может быть существенно упрощена, если считать, что на положение фокуса влияние оказывают только крыло и горизонтальное оперение. Для самолетов с дозвуковыми скоростями, в том числе и СЛС, с относительно небольшими размерами фюзеляжей такое допущение применимо.

Нахождению фокуса самолета предшествует определение фокусов крыла и горизонтального оперения.

Фокусом крыла называется точка на продольной оси его осевой нервюры, обладающая следующим свойством: коэффициент момента аэродинамических сил относительно поперечной оси, проходящей через фокус, не изменяется с изменением угла атаки. Другими словами, фокус крыла — это точка приложения равнодействующей дополнительных аэродинамических сил, вызванных изменением угла атаки крыла.

Положение фокуса крыла зависит в основном от его удлинения и стреловидности. Положение фокуса, выраженное в долях средней аэродинамической хорды, для небольшой стреловидности и сужения, равно двум, показано на рис. 2. 4. Из графика видно, что для крыла с удлинением более пяти можно принимать, что:

$$\bar{x}_F = x_F / b_{CA} = 0,25.$$

Если стреловидность оперения не превышает 30° , то и для него принимают, что фокус находится на 25% его аэродинамической хорды.

Для определения фокуса самолета обратимся к рис. 2. 5.

При изменении угла атаки возникают приращения подъемной силы как на крыле, так и на горизонтальном оперении. Они приложены соответственно, в фокусах крыла ($F_{кр}$) и горизонтального оперения (F_0).

В соответствии с определением фокуса самолета момент относительно точки F изменяться не должен, То есть момент силы $\Delta Y_{кр}$ на плече Δx_F должен быть уравновешен моментом ΔY_0 на плече $L_{го} - \Delta x_F$. В соответствии с этим можно записать:

$$\Delta Y_{кр} \cdot \Delta x_F = \Delta Y_{го} (L_{го} - \Delta x_F)$$

или

$$\Delta C_Y \frac{\rho V^2}{2} S \cdot \Delta x_F = \Delta C_{Y_{го}} \frac{\rho V^2}{2} S_{го} (L_{го} - \Delta x_F),$$

сократив на величину скоростного напора, с учетом того, что $\Delta C_Y = C_Y^\alpha \cdot \alpha$ и $\Delta C_{Y_{го}} = C_{Y_{го}}^\alpha \cdot \alpha$ получим

$$C_Y^\alpha \Delta x_F = C_{Y_{го}}^\alpha S_{го} (L_{го} - \Delta x_F).$$

Откуда:

$$\Delta x_F = \bar{S}_{го} L_{го} \frac{C_{Y_{го}}^\alpha}{C_Y^\alpha + C_{Y_{го}}^\alpha}. \quad (2.8)$$

Отсюда видно, что величина смещения фокуса Δx_F тем больше, чем больше относительная площадь горизонтального оперения $\bar{S}_{го} = S_{го}/S$ и его вынос $L_{го}$.

Производная C_Y^α снимается с графика зависимости $C_Y = f(\alpha)$ выбранного профиля и представляет собой приращение коэффициента подъемной силы при увеличении угла атаки на один градус.

Характеристики крыльевых профилей приводятся обычно для удлинений $\lambda = 5$ и $\lambda = \infty$. Для других удлинений крыла, в случае отсутствия данных, приближенное значение коэффициента C_Y^α можно снять с графика, представленного на рис. 2.6.

Величина $C_{Y_{го}}^\alpha$ нестреловидного оперения или стреловидного оперения с небольшим углом стреловидности зависит в основном от удлинения $\lambda_{го}$ мало зависит от профиля оперения и может быть выражена формулой [23]

$$C_{Y_{го}}^\alpha = \frac{0,085 \lambda_{го}}{1,73 + \lambda_{го}}. \quad (2.9)$$

2. 2. 5. Центровка самолета

Центровка самолета определяется в процессе его объемной и весовой компоновки.

Проектное положение центра масс самолета должно обеспечивать необходимую устойчивость и управляемость на всех режимах полета.

Продольная устойчивость самолета определяется взаимным расположением центра масс и фокуса самолета.

Возможны три случая расположения центра масс и фокуса самолета:

центр масс расположен впереди фокуса;

центр масс совмещен с фокусом;

центр масс расположен впереди фокуса.

а) **Центр масс расположен впереди фокуса** самолета (рис. 2. 7, а). Предположим, что под действием внешнего возмущения самолет увеличил угол атаки. Это вызовет приращение подъемной силы самолета

$$\Delta Y = \Delta Y_{\text{кр}} + \Delta Y_{\text{го}}.$$

Эта сила, приложенная в фокусе самолета, на плече $\Delta x = x_F - x_T$ относительно центра масс, вызовет пикирующий момент, стремящийся уменьшить угол атаки. При случайном уменьшении угла атаки возникающий момент вызовет увеличение угла атаки и стабилизацию самолета относительно поперечной оси.

Таким образом, если центр масс расположен впереди фокуса самолета, то такой самолет после вынужденного изменения угла атаки сам будет возвращаться к его исходному значению.

б) Центр масс совмещен с фокусом (рис. 2.7, б). При случайном изменении угла атаки самолета будет появляться приращение подъемной силы, но из-за отсутствия плеча ($\Delta x=0$) момент от этой силы будет равен нулю. При управлении самолетом с нейтральной центровкой пилот должен все время исправлять малейшие изменения угла атаки, так как самолет такой способностью не обладает.

в) Центр масс расположен позади фокуса (рис. 2.7, в). При случайном увеличении угла атаки возникающая сила ΔY , за счет момента на плече а, будет увеличивать угол атаки еще больше.

При случайном уменьшении угла атаки эта же сила будет создавать пикирующий момент, еще больше уменьшая его значение.

Самолет, отойдя от заданного режима, не будет возвращаться в исходное положение, а станет увеличивать это отклонение.

Управлять таким самолетом крайне затруднительно и выполнять на нем полеты недопустимо из условия безопасности.

Из изложенного выше можно сделать вывод:

чтобы самолет был устойчив по перегрузке, необходимо, чтобы центр масс самолета на всех режимах полета находился впереди его фокуса.

При запасе устойчивости менее 5... 7% средней аэродинамической хорды, из-за высокой чувствительности к отклонению руля высоты, самолет становится «строгим в управлении», требуя от летчика повышенного внимания и точности в дозировании величины отклонения ручки. Для СЛС, у которых центровка существенно смещается даже при изменении наклона тела пилота, эта величина при наиболее задней эксплуатационной центровке должна быть не менее 10% САХ.

Крайне переднее положение центра масс определяется из условия обеспечения управляемости и балансировки самолета на всех режимах его полета.

Смещение центра масс самолета вперед приводит к уменьшению подъемной силы, так как для уравновешивания момента, создаваемого подъемной силой Y (рис. 2. 8), приложенной в фокусе, необходимо на горизонтальном оперении создать такую подъемную силу $\Delta Y_{\text{го}}$ направленную вниз, чтобы равнодействующая $Y = Y_{\text{кр}} - \Delta Y_{\text{го}}$ проходила через центр масс. Уменьшение подъемной силы, рост лобового сопротивления из-за необходимости увеличения угла атаки и, как следствие, падение аэродинамического качества называют потерями на балансировку. Чем больше расстояние между центром масс и фокусом самолета, тем больше потери на балансировку.

Желательно, чтобы допустимый диапазон центровок (от крайней передней до крайней задней) составлял не менее 20% САХ.

До начала центровки должна быть составлена весовая ведомость по результатам определения масс частей самолета во втором приближении. Весовая ведомость одновременно является и центровочной ведомостью, поэтому в ней за графой веса (пример—табл. 2. 1) помещается графа координат центров тяжести частей самолета и агрегатов, а затем графа статических моментов груза.

Расстояния вдоль оси самолета измеряются по компоновочному чертежу. За начало координат можно выбрать любую точку. Чаще всего берут носок фюзеляжа. Однако для увеличения наглядности лучше взять заданное (проектное) положение центра тяжести СЛС (рис. 2. 9).

Расстояния до центров тяжести агрегатов, расположенных впереди центра тяжести СЛС, берутся со знаком «минус», позади—со знаком «плюс». За счет перемещения отдельных агрегатов, например двигателя, топливного бака, а иногда кабины или крыла, необходимо добиться, чтобы сумма моментов стала равна нулю. В этом случае центр тяжести будет соответствовать заданному.

Первоначально центровка производится для взлетной массы самолета, затем для двух предельных случаев, когда центр тяжести смещается в крайнее переднее и крайнее заднее положения.

Пусть, например, необходимо произвести центровку СЛС, представленного на рис. 2. 9, который должен нести на борту специальное оборудование с неизменной в полете массой, равной 10 кг. Проектное положение центра тяжести самолета выбирается в соответствии с изложенными выше рекомендациями.

Из рис. 2. 9 видно, что в случае необходимости центр тяжести самолета при проектировании можно сместить вперед за счет смещения кабины пилота, приборной доски, основного топливного бака и, особенно, силовой установки. Смещение центра тяжести назад, при выбранной объемной компоновке, затруднено взаимным расположением лонжерона крыла и кабины пилота. Поэтому целесообразно поступить следующим образом:

- а) кабину пилота вместе с органами управления и приборной доской сместить вплотную к лонжерону крыла;
- б) силовую установку установить на шпангоуте передней стойки шасси;
- в) основной топливный бак разместить в свободном объеме фюзеляжа между пилотской кабиной и отсеком двигателя;
- г) составить центровочную ведомость (табл. 2. 1);
- д) определить координату центра тяжести специального оборудования, при выдерживании которой центр тяжести самолета будет соответствовать заданному положению.

Центровочная ведомость составляется по результатам определения масс частей СЛС во втором приближении и координатам их центров тяжести, снятым с компоновочного чертежа (рис. 2. 9).

Значение координаты центра тяжести перемещаемого агрегата, в данном примере — специального оборудования, легко определить из условия равенства моментов сил тяжести относительно проектного положения центра тяжести всего самолета.

По условию:

$$\Sigma G_i x_i = 0. \quad (2.10)$$

Для выбранного примера:

$$G_{11}x_{11} + G_5x_5 + G_9x_9 + G_7x_7 + G_2x_2 + G_8x_8 + G_1x_1 + G_6x_6 + \\ + G_{10}x_{10} + G_{12}x_{12} + G_4x_4 + G_3x_3 = 0.$$

Откуда:

$$x_{12} = (G_{11}x_{11} + G_5x_5 + G_9x_9 + G_7x_7 + G_2x_2 + G_8x_8 + G_1x_1 + \\ + G_6x_6 + G_{10}x_{10} + G_4x_4 + G_3x_3) / G_{12}.$$

Подставив численные значения, имеем:

$$x_{12} = [30(-1,56) + 5(-1,2) + 11(-0,94) + 3(-0,52) + \\ + 32(-0,22) + 70(-0,1) + 48 \cdot 0,18 + 13 \cdot 0,26 + 10 \cdot 0,54 + \\ + 6 \cdot 2,9 + 10 \cdot 3] / 10 = 1,39 \text{ м.}$$

Если по условиям объемной компоновки данное значение координаты положения специального оборудования выполнимо, то положение центра тяжести СЛС будет соответствовать проектному.

Далее производится проверка для двух предельных случаев центровки крайней передней и крайней задней.

Для рассматриваемого примера крайняя передняя центровка будет при максимально допустимой массе пилота (например, 80 кг) при полном основном и выработанном дополнительном топливном баке. Крайняя задняя — при минимальной массе пилота (например, 60 кг) и выработанном топливе.

Положение центра тяжести от начала координат для обоих случаев можно найти по выражению

$$x_\tau = (\Sigma G_i x_i) / \Sigma G_i, \quad (2.11)$$

а центровку или относительное положение центра тяжести на САХ (от носка корневой хорды) по формуле

$$\bar{x}_\tau = (x_\tau - a) / b_{САХ}, \quad (2.12)$$

где a — расстояние от начала координат до носка САХ. Компоновку можно считать завершённой, если для обоих предельных случаев x не выходит за допустимые пределы.

2. 3. РАСЧЕТ И ПОСТРОЕНИЕ ПОЛЯРЫ СЛС

2. 3. 1. Расчет коэффициента лобового сопротивления

Для построения поляры необходимо знать зависимость коэффициентов подъемной силы C_y и лобового сопротивления самолета C_x от угла атаки α .

Коэффициент лобового сопротивления самолета представляет сумму коэффициентов профильного и индуктивного сопротивлений

$$C_x = C_{x0} + C_{xi} = C_{x0} + AC_y^2, \quad (2.13)$$

где C_{x0} — коэффициент лобового сопротивления при нулевой подъемной силе;

$C_{xi} = AC_y^2$ — коэффициент индуктивного сопротивления, возникающего вследствие создания подъемной силы.

Коэффициент лобового сопротивления самолета C_{x0} относится к площади крыла S и вычисляется по формуле

$$C_{x0} = 1,1(C_{xкр} + C_{xго} \bar{S}_{го} + C_{xво} \bar{S}_{во} + C_{xf} \cdot S_{м. ф}/S + C_{xмг} \cdot S_{м. мг}/S + C_{xш} \cdot S_{м. ш}/S + \Sigma C_{хд} \cdot S_{м. л}/S), \quad (2.14)$$

где $C_{xкр}$, $C_{xго}$, $C_{xво}$, C_{xf} , $C_{xмг}$, $C_{xш}$ — коэффициенты сопротивления при $C_y=0$ изолированных крыла, горизонтального и вертикального оперений, фюзеляжа, мотогондол и шасси; $\bar{S}_{го}$ и $\bar{S}_{во}$ — относительные площади горизонтального и вертикального оперений; $S_{м. ф}$, $S_{м. м}$, $S_{м. ш}$ — мидели фюзеляжа, мотогондол и шасси соответственно.

Коэффициент аэродинамического сопротивления крыла при $C_y=0$ вычисляется по формуле

$$C_{xкр} = C_{xp}(1 - k_{А. в} S_{пф}/S) + \Sigma \Delta C_x, \quad (2.15)$$

где C_{xp} — коэффициент профильного сопротивления; $k_{А. в}$ — коэффициент аэродинамического взаимодействия крыла и фюзеляжа; $S_{пф}$ — площадь крыла, занятая фюзеляжем; $\Sigma \Delta C_x$ — сумма коэффициентов дополнительных сопротивлений для учета чистоты поверхности крыла, щелей в нем и надстроек.

Коэффициент профильного сопротивления можно определить по формуле

$$C_{xp} = 1,85 C_f \eta_c, \quad (2.16)$$

где C_f — коэффициент трения плоской пластины; η_c — коэффициент, учитывающий переход от плоской пластины к выбранному профилю крыла.

Коэффициент C_f приведен на графике (рис. 2.10, а) в зависимости от числа Рейнольдса, вычисляемого по формуле

$$Re = V b_{сАХ} / \nu, \quad (2.17)$$

где V — скорость полета; $b_{сАХ}$ — средняя аэродинамическая хорда крыла; ν — коэффициент кинематической вязкости воздуха. Его значение в зависимости от высоты полета приведено на графике рис. 2. 10, б.

Коэффициент C_f зависит также от положения точки перехода \bar{x}_T ламинарного пограничного слоя в турбулентный. Ее положение, в свою очередь, определяется рядом факторов, основными из которых являются форма профиля и чистота его поверхности, равномерность набегающего потока. Даже при достаточно гладкой поверхности крыла координата точки \bar{x}_T не превышает доли хорды профиля, расположенной впереди его максимальной относительной толщины. Для большинства профилей (исключение составляют ламинаризованные) $\bar{x}_T < 0,15$. В местах обдува крыла винтом $\bar{x}_T = 0$. Для большинства СЛС и крыльев, обдуваемых винтами, можно принимать $\bar{x}_T = 0$.

Коэффициент η_c в зависимости от среднего значения относительной толщины профиля крыла \bar{c} и положения точки перехода \bar{x}_T приведен на графике рис. 2.10, в.

Коэффициент аэродинамического взаимодействия (интерференции) $K_{A.B}$ в зависимости от принятой схемы самолета и формы поперечного сечения фюзеляжа имеет значения [6]:

Высокоплан	0,95
Среднеплан	0,65
Низкоплан с формой сечения фюзеляжа:	
круглой	0,25
овальной	0,50
прямоугольной	0,60

Ранее отмечалось, что дополнительное сопротивление крыла зависит от шероховатости поверхности, особенно его передней части. Если 20% профиля, отсчитываемых от носка, свободно от выступающих головок заклепок, то ΔC_x можно принимать равным 0,0013. Если все крыло имеет выступающие заклепки, то величина дополнительного сопротивления возрастает примерно в полтора раза и составляет 0,0020.

Сопротивление щелей между крылом и элероном или механизацией можно учесть, используя следующую приближенную формулу [6]

$$\Delta C_{x_{щ}} = 0,0017 l_{щ} / l, \quad (2.18)$$

где $l_{щ}$ —суммарная длина щели от элеронов и механизации, если таковая имеется.

Коэффициенты сопротивлений горизонтального и вертикального оперений определяются аналогично коэффициентам крыла. Разница состоит в том, что за хорду горизонтального оперения принимается его средняя хорда, вычисленная по формуле

$$b_{го} = S_{го} / l_{го},$$

а за хорду вертикального оперения —

$$b_{во} = S_{во} / l_{во}.$$

Коэффициент χ_T принимается равным нулю, так как оперение самолета, выполненного по нормальной схеме, всегда находится в возмущенном потоке от крыла, фюзеляжа и винта.

Коэффициент сопротивления фюзеляжа можно найти по следующей формуле:

$$C_{x\phi} = C_{xр. \phi} + \Delta C_{x\phi} + \Delta C_{x\phi_{фон}} S_{фон} / S_{м. \phi}, \quad (2.19)$$

где $C_{xр. \phi}$ — коэффициент профильного сопротивления фюзеляжа; $\Delta C_{x\phi}$ — коэффициент дополнительного сопротивления, учитывающий форму и неровности фюзеляжа; $\Delta C_{x\phi_{фон}}$ — коэффициент сопротивления фонаря; $S_{м. фон}$ — площадь миделя фонаря; $S_{м. \phi}$ — площадь миделя фюзеляжа.

Коэффициент профильного сопротивления фюзеляжа без надстроек определяется по формуле

$$C_{xр. \phi} = C_f \eta_\lambda S_{ом} / S_{м. \phi}, \quad (2.20)$$

где η_λ — коэффициент, учитывающий удлинение фюзеляжа;

$S_{ом}$ — омываемая потоком поверхность фюзеляжа. Коэффициенты C_f и η_λ снимаются с графиков рис. 2. 11. в зависимости от числа Рейнольдса

$$Re = V l_\phi / \nu$$

и удлинения фюзеляжа

$$\lambda_\phi = 0,88 l_\phi / \sqrt{S_{м. \phi}}.$$

Омываемая поверхность фюзеляжа $S_{ом}$ вычисляется по чертежу общего вида СЛС.

Точное значение коэффициента $\Delta C_{x\phi}$ можно получить только методом продувок. При проектировании СЛС его приближенное значение можно взять из табл. 2. 2.

К сожалению, в табл. 2. 2 не включены значения коэффициентов $\Delta C_{x\phi}$ для часто используемых на СЛС плохо обтекаемых фюзеляжей. Это объясняется тем, что из-за большого количества их возможных конфигураций коэффициенты сопротивлений изменяются в очень широких пределах. И для определения их даже приближенных значений необходимы продувки в аэродинамических трубах.

Значения коэффициента ΔC_x фон можно принимать следующими:

Фонарь с коротким гаргротом	0,040
Фонарь с длинным гаргротом	0,010
Фонарь с длинным гаргротом, переходящим в хвостовую часть фюзеляжа	0,005

Для определения сопротивления ламинаризованных необдуваемых фюзеляжей СЛС с высоким аэродинамическим качеством и планеров можно воспользоваться методикой, изложенной в [6].

Коэффициент сопротивления мотогондолы $C_{x\text{ мГ}}$ определяется аналогично коэффициенту лобового сопротивления фюзеляжа.

Коэффициент сопротивления шасси можно определить по формуле

$$C_{x\text{ ш}} = 2C_{x\text{ ок}}S_{\text{м.ок}} + C_{x\text{ ПК}}S_{\text{м.ПК}} + C_{x\text{ ос}}S_{\text{м.ос}} + C_{x\text{ пс}}S_{\text{м.пс}}, \quad (2.21)$$

где $C_{x\text{ ок}}$ и $C_{x\text{ ПК}}$ —коэффициенты сопротивлений основного и переднего (заднего) колеса; $C_{x\text{ ос}}$ и $C_{x\text{ пс}}$ —коэффициенты сопротивлений основной (задней) стойки шасси; $S_{\text{м.ок}}$, $S_{\text{м.ПК}}$, $S_{\text{м.ос}}$ и $S_{\text{м.пс}}$ —площади сечений мидолей основного колеса, переднего (заднего) колеса, основной и передней (задней) стоек.

Значения коэффициентов сопротивления колес шасси в зависимости от формы их диаметрального сечения можно принимать следующими:

Эллиптическое	0,25
Прямоугольное со скругленными уголками	0,35
Прямоугольное (типа картинга)	0,50

За счет использования обтекателей лобовое сопротивление колес можно снизить в 2... 3 раза.

Значения коэффициентов сопротивлений стоек, рессор и других элементов конструкции, находящихся в набегающем потоке, можно определить, воспользовавшись данными табл. 2. 3.

Коэффициент индуктивного сопротивления определяется по формуле [6]

$$C_{xi} = \frac{1+\delta}{\pi\lambda_{\text{эф}}} C_y^2, \quad (2.22)$$

где δ —коэффициент, учитывающий удлинение и сужение крыла; $\lambda_{\text{эф}}$ —эффективное удлинение крыла.

Значение коэффициента δ можно снять с графика рис. 2. 12.

Для определения эффективного удлинения крыла СЛС можно воспользоваться приближенной формулой

$$\lambda_{\text{эф}} = 0,9\lambda / (1 + S_{\text{зан}}/S). \quad (2.23)$$

где $\lambda = l^2/S$ —удлинение крыла; $S_{\text{зан}}$ —площадь крыла, занятая фюзеляжем и мотогондолами (если двигатели расположены на крыле).

При расчетах удобно пользоваться формулой (2. 22), записанной в следующем виде:

$$C_{xi} = AC_y^2, \quad (2.24)$$

где выражение

$$A = (1+\delta)/\pi\lambda_{\text{эф}}$$

называется коэффициентом отвала поляры.

2. 3. 2 Расчет коэффициента подъемной силы самолета

Для СЛС нормальной схемы можно считать, что подъемная сила создается только крылом самолета. Если характеристики исходного профиля крыла известны, то расчет коэффициента подъемной силы самолета сводится к построению графика зависимости $C_y = f(\alpha)$.

Для СЛС, имеющих крыло с удлинением более пяти, можно считать, что значения $C_y = f(\alpha)$ до углов атаки, равных 14... 16°, возрастают пропорционально α (рис. 2. 13) и соответствуют значениям исходного профиля.

Максимальное значение коэффициента подъемной силы определяется по формуле

$$C_{y\text{ max}} = 0,92C_{y\text{ max кр}}(1 + \cos \chi)/2, \quad (2.25)$$

где $C_{y_{maxkr}}$ — максимальное значение коэффициента подъемной силы профиля крыла; χ — угол стреловидности профиля по $\frac{1}{4}$ хорды.

Максимальное значение коэффициента подъемной силы нестреловидного крыла можно принять равным 92% от максимального значения исходного профиля.

После определения $C_{y_{max}}$ его значение откладывается на графике (рис. 2. 13) в виде горизонтальной линии. От точки 4 пересечения двух прямых откладывается расстояние $\Delta\alpha = 1^\circ$, после чего точки 2 и 3 соединяются лекальной кривой.

2. 3. 3. Построение поляры самолета

Полярой самолета называется кривая, описывающая зависимость коэффициента лобового сопротивления C_x от коэффициента подъемной силы C_y . На этой кривой наносятся также углы атаки α .

Для построения поляры самолета необходимо иметь значения коэффициентов C_x и C_y в зависимости от углов атаки α . Их вычисление удобно вести в таблице, составленной по образцу табл. 2. 4, определив предварительно значения коэффициентов C_{x0} и A . Заполнив таблицу, можно приступить к вычерчиванию поляры рис. 2. 14. Для этого в системе координат C_y, C_x наносятся точки, соответствующие выбранным углам атаки α , и соединяются плавной кривой.

Поляра самолета позволяет легко и быстро определять ряд важных аэродинамических характеристик, используемых при расчете его летно-технических данных.

Очень важной характеристикой, оценивающей аэродинамическое совершенство самолета, является его аэродинамическое качество. Его увеличение является одной из основных задач аэродинамической компоновки самолета.

Аэродинамическое качество самолета, на любом выбранном угле атаки можно определить по формулам:

$$K = C_y / C_x \quad \text{или} \quad K = C_y / (C_{x0} + AC_y^2).$$

Максимальное аэродинамическое качество самолета будет на угле атаки, соответствующем точке касания прямой, проходящей через начало координат, проведенной по касательной к поляре.

Угол атаки α , соответствующий наибольшему аэродинамическому качеству самолета, называется наивыгоднейшим.

Кривая изменения аэродинамического качества самолета, построенная в соответствии с полярой рис. 2.14, приведена на рис. 2.15.

2. 4 КРИВЫЕ ПОТРЕБНЫХ И РАСПОЛАГАЕМЫХ МОЩНОСТЕЙ

2. 4. 1. Потребная скорость и мощность горизонтального полета

Известно, что подъемная сила выражается формулой

$$Y = C_y \frac{\rho V^2}{2} S. \quad (2.26)$$

Для обеспечения горизонтального полета (рис. 1. 5) должно выполняться условие

$$Y = G. \quad (2.27)$$

Подставив в уравнение (2. 26) G вместо Y и разрешив его относительно V получим:

$$V_{гп} = \sqrt{2G/C_y \rho S}. \quad (2.28)$$

Из последнего уравнения можно сделать вывод, что при неизменной нагрузке на крыло G/S и плотности ρ каждому значению C_y (а значит, и каждому углу атаки α) соответствует вполне определенная скорость. Эту скорость называют потребной скоростью горизонтального полета.

Для обеспечения горизонтального полета с установившейся скоростью должно выполняться еще и второе условие

$$X = P_n, \quad (2.29)$$

где P_n —потребная тяга горизонтального полета. Поделив равенство (2.26) на (2.29), получим:

$$\frac{Y}{X} = \frac{G}{P_n}.$$

Но

$$\frac{Y}{X} = \frac{C_y}{C_x} = K,$$

откуда

$$P_n = G/K,$$

То есть потребная для горизонтального полета тяга, на некотором угле атаки α , равна весу самолета, деленному на его аэродинамическое качество при этом угле атаки. Чем меньше вес самолета и чем выше его аэродинамическое качество, тем меньшая тяга требуется для осуществления горизонтального полета. Но качество самолета зависит от угла атаки; следовательно, при изменении угла атаки будет изменяться качество, а значит, и потребная тяга.

Известно, что мощность—это работа силы за единицу времени:

$$N = A/\tau = PS/\tau = PV.$$

Следовательно, **потребная мощность горизонтального полета** равна произведению потребной тяги на скорость полета:

$$N_n = P_n \cdot V_{гп},$$

а так как $P_n = X$, то $N_n = X V_{гп}$
или

$$N_n = C_x \frac{\rho V_{гп}^3}{2} S. \quad (2.30)$$

Кривая потребных мощностей или, как ее еще называют, кривая Жуковского, строится в координатах мощности и скорости.

Каждая точка этой кривой соответствует вполне определенному углу атаки, для которого и вычисляются значения $V_{гп}$ и N_n .

Расчет координат $V_{гп}$ и N_n для выбранных углов α удобно вести в табл. 2. 5.

При этом: значения C_y и C_x снимаются с поляры самолета: потребная скорость горизонтального полета вычисляется по формуле (2.28), а потребная мощность — по формуле (2.30).

Результаты такого расчета приведены в виде графика $N_n=f(V_{гп})$ на рис. 2.16. При этом предполагалось, что $G=2450$ Н, $S=8$ м², $\rho=1,225$ кг/м³, а СЛС имеет поляру рис. 2.14.

2. 4. 2. Располагаемая мощность силовой установки

Располагаемая мощность N_p — это часть мощности двигателя N , которая расходуется на перемещение самолета. Если бы КПД винта был равен единице, то располагаемая мощность равнялась бы мощности двигателя. Однако КПД винта никогда не может равняться единице. В лучшем случае, на расчетной для винта скорости полета можно принимать $\eta_B = 0,60$, для других режимов его работы — не более 0,5... 0,6. Исключение составляют винты изменяемого шага (ВИШ), однако до настоящего времени, из-за большой конструктивной сложности, широкого применения на СЛС они не нашли. В общем случае $N_p = \eta_B N$, где $\eta_B = f(V)$.

КПД винта на заданной скорости полета определяется по методике, изложенной в главе 6.

2.5 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСНОВНЫХ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СЛС

2.5.1. Расчет скоростей пс

К основным характерным скоростям полета СЛС относятся:

- скорость сваливания $V_{св}$;
- скорость отрыва $V_{отр}$;
- скорость захода на посадку $V_{з. п}$;
- посадочная скорость $V_{пос}$;
- максимальная скорость горизонтального полета V_{max} ;
- эволютивная скорость $V_{эв}$.

Под **скоростью сваливания** понимается скорость горизонтального полета, на которой появляются признаки интенсивного срыва на крыле вследствие выхода самолета на критические углы атаки при уменьшении скорости полета.

Эту скорость (в км/ч) можно определить по формуле

$$V_{св} = 3,6 \sqrt{2G/C_{y_{св}} \rho S}, \quad (2.31)$$

при этом в первом приближении можно считать, что $C_{y_{св}} = 0,85 C_{y_{max}}$.

В соответствии с общими техническими требованиями (ОТТ) 1988 г. для СЛС любительской постройки должны соблюдаться следующие ограничения по скоростям:

скорость отрыва при взлете не менее 1,2 скорости сваливания;

скорость захода на посадку не менее 1,3 скорости сваливания;

посадочная скорость не менее 0,95 скорости сваливания.

При этом скорость сваливания не должна превышать 90 км/ч.

Для определения **максимальной скорости горизонтального полета** необходимо в координатной плоскости $N-V$ совместить графики потребной и располагаемой мощностей при работе двигателя на максимальном режиме. Точка пересечения кривых (рис. 2. 16) дает искомое значение максимальной скорости полета V_{max}

Прямая, проведенная из начала координат по касательной к кривой потребной мощности, дает значение так называемой **теоретически наивыгоднейшей скорости полета**, когда качество является максимальным, а, следовательно, потребная тяга — минимальной.

С учетом характеристик двигателя и КПД винта практическая наивыгоднейшая скорость всегда больше указанной теоретической. Летать на скоростях, меньших теоретически наивыгоднейшей, за исключением режимов взлета, набора высоты и захода на посадку, не рекомендуется.

Определив указанные выше скорости полета, необходимо обратить внимание на так называемый запас скорости, имеющий очень большое значение для безопасности полетов. Этот запас обеспечивается введением эволютивной скорости.

Эволютивная скорость представляет собой ту безопасную минимальную скорость полета, на которой самолет может разворачиваться с заданным (обычно в 45°) креном без опасности потери скорости.

За эволютивную принимают скорость (в км/ч), вычисленную по формуле

$$V_{эв} = 5,5 \sqrt{(G/S)/C_{y_{max}}}. \quad (2.32)$$

Для маломаневренных СЛС значение эволютивной скорости, вычисленной по формуле (2.32), может быть уменьшено на 10%.

2. 5. 2. Расчет скороподъемности после отрыва

Скороподъемность, или вертикальная скорость V_y зависит от избытка располагаемой мощности. Наибольший избыток мощности ΔN можно определить по совмещенному графику потребной и располагаемой мощностей (рис. 2. 16) с использованием циркуля или линейки. В любом случае замер ΔN необходимо производить на скорости, не меньшей теоретически наивыгоднейшей.

Избыток мощности ΔN , при установившейся скорости полета, целиком расходуется на вертикальное перемещение самолета. Вертикальная скорость при этом определяется по формуле (в м/с)

$$V_y = 1000 \Delta N / G, \quad (2.33)$$

где ΔN — избыток мощности, кВт.

В соответствии с ОТТ 1988 г. скороподъемность СЛС после отрыва должна быть не менее 1,5 м/с.

2. 5. 3. Расчет потолка самолета

Для каждого самолета существует как теоретический, так и практический потолок.

Теоретический потолок — это та высота полета, на которой исчезает избыток мощности ΔN , в результате чего вертикальная скорость становится равной нулю.

За практический потолок принимают обычно высоту, на которой вертикальная скорость равна 0,5 м/с.

Для определения потолка СЛС необходимо для двух, а лучше трех высот построить кривые потребных и располагаемых мощностей, определить избытки мощностей и наибольшие вертикальные скорости.

Кривые потребных мощностей строятся по формулам (2. 28) и (2. 30) в соответствии с п. 2. 4. 4, с учетом плотности ρ на выбранной высоте.

Кривые располагаемых мощностей, на выбранных высотах, могут быть построены приближенным методом с использованием коэффициента падения мощности двигателя с высотой kH . При этом мощность двигателя на выбранной высоте определяется по формуле:

$$N_H = k_H N,$$

где kH снимается с графика рис. 2. 17, а.

По опорным точкам, вычисленным для выбранных высот, в координатах $H—V_y$ (рис. 2. 17. б) строится график зависимости вертикальной скорости от высоты полета. Точка пересечения графика с осью ординат дает значение теоретического потолка СЛС. Точка пересечения этой же кривой с линией $V_y=0,5$ м/с определяет практический потолок самолета.

2. 5. 4. Расчет длины разбега и взлетной дистанции

Взлетная дистанция складывается из длин разбега и воздушного участка, на котором СЛС разгоняется до безопасной скорости и набирает высоту H_p ,

$$L_{взл. д} = L_{разб} + L_{в. у}. \quad (2.34)$$

Длина разбега, а, следовательно, и длина взлетной дистанции зависят от удельной нагрузки на мощность G/N_{max} , удельной нагрузки на крыло G/S , аэродинамического качества K , КПД винта η_v , а также состояния поверхности взлетной площадки и высоты пролета над препятствием на границе ВПП— H_p .

Для определения длины разбега (в м) можно воспользоваться приближенной формулой

$$L_{разб} = 0,0056(G/N_{max}) \cdot (G/S), \quad (2.35)$$

где N_{max} —максимальная мощность двигателя, кВт.

Длину воздушного участка можно определить по формуле

$$L_{в. у} = 1,3V_{св}(H_p/V_y). \quad (2.36)$$

Так как для СЛС, в соответствии с ОТТ, $H_p=10$ м, то

$$L_{в. у} = 13V_{св}/V_y. \quad (2.37)$$

Значения скоростей $V_{св}$ и V_y в формулы (2.36) и (2.37) должны подставляться в метрах в секунду.

Формулы (2.35)—(2.37) не учитывают аэродинамическое качество самолета, КПД его винта, состояние поверхности взлетной площадки. Поэтому, при необходимости более точного определения длины разбега, следует использовать методы численного интегрирования.

Используемые при этом соотношения, принятые допущения и программа вычисления длины разбега с использованием микрокалькулятора МК-61 содержатся в прил. 3.

Глава 3. ОСНОВЫ РАСЧЕТА ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ НА ПРОЧНОСТЬ

3. 1. ПОНЯТИЕ О РАСЧЕТЕ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ НА ПРОЧНОСТЬ

При проектировании самолета особое место занимают расчеты элементов конструкции на прочность. Под прочностью понимается свойство элемента, части или всей конструкции сопротивляться разрушению под действием расчетной нагрузки. Рассчитать какой-либо элемент из условия обеспечения его прочности—это значит определить действующие на него нагрузки, правильно выбрать расчетную схему, конструкционный материал и геометрические размеры, при выдерживании которых будет обеспечена заданная прочность без перезатяжения конструкции.

Для обеспечения безопасности полетов конструкция должна быть выполнена с некоторым запасом прочности, обеспечивающим сохранность летательного аппарата при случайном выходе его за допустимые режимы полета. Этот запас вводится за счет использования коэффициента f , называемого коэффициентом безопасности.

Обычно в самолетостроении коэффициент f , равный отношению разрушающей нагрузки к максимальной эксплуатационной, принимают равным 1,5. Эта величина примерно соответствует отношению предела прочности σ_b материала к пределу пропорциональности σ_p , так как для большинства конструкционных материалов отношение σ_b/σ_p находится в пределах 0,63... 0,75. Такое соотношение обеспечивает полное восстановление геометрии частей ЛА после снятия нагрузки, без каких-либо остаточных деформаций.

При любительском конструировании коэффициент безопасности лучше принимать не менее 2. Это объясняется тем, что не все используемые материалы имеют стабильные характеристики по прочности, и, несмотря на это, не подвергаются лабораторному анализу, а элементы конструкции—статическим и динамическим испытаниям. Кроме того, при расчетах СЛС в большинстве случаев не учитываются так называемые вторичные напряжения, возникающие в элементах конструкции под воздействием неучитываемых силовых факторов.

Увеличение коэффициента безопасности с 1,5 до 2 к существенному увеличению веса, то есть к перезатяжению конструкции, не приводит, так как сечения многих элементов СЛС выбираются не по условиям прочности, а из «конструктивных соображений».

Элементы конструкции при приложении к ним нагрузок начинают деформироваться, но эти деформации должны быть упругими, то есть они должны исчезать при снятии нагрузок. Величина деформаций во многом зависит не только от характеристик материала, но и от геометрических характеристик их сечений: момента инерции J и момента сопротивления W .

3. 2. ХАРАКТЕРИСТИКИ МАТЕРИАЛОВ И ПОЛУФАБРИКАТОВ

3. 2. 1. Общие понятия о характеристиках материалов

При определении прочности элементов конструкции необходимо знать основные механические свойства используемых материалов. К ним относятся:

1. Предел прочности σ_d —напряжение при наибольшей нагрузке, предшествующей разрушению.
2. Предел пропорциональности σ_p — напряжение, при котором появляются первые признаки нарушения пропорциональной зависимости между напряжениями и деформациями.
3. Предел прочности при срезе и кручении τ .
4. Относительное удлинение ε —отношение приращения длины образца при растяжении к его первоначальной длине, выраженное в процентах.
5. Удельная ударная вязкость aH —характеристика вязкостных свойств материала.
- 6 Модуль нормальной упругости E —характеристика жесткостных свойств материала при растяжении и сжатии.
7. Модуль сдвига G — характеристика жесткостных свойств материала при его сдвиге и кручении.
8. Твердость НВ — свойство материала сопротивляться проникновению в него другого, недеформируемого при данной нагрузке тела.

Перечисленные выше характеристики материалов определяются методом лабораторных испытаний, на основании которых составляются таблицы. По данным таблиц и производятся расчеты элементов на прочность.

3. 2. 2. Выбор материалов для элементов конструкции

При проектировании СЛС очень важной задачей является правильный выбор материалов для элементов его конструкции. Кроме традиционных авиационных материалов, таких как алюминиевые и титановые сплавы, конструкционные и легированные стали, широкое применение находит древесина. Особого внимания заслуживают вопросы применения композиционных материалов, в частности текстолита, стеклотекстолита, древесных пластиков и пенопластов.

Важными характеристиками любого материала являются его прочность и твердость, именно эти характеристики являются определяющими в общем машиностроении. При выборе материала для элементов летательного аппарата следует стремиться к получению наименьшей массы при заданной прочности и достаточной жесткости конструкции. Наиболее информативной характеристикой свойств материала, подбираемого для элементов конструкции, работающих на растяжение и сжатие, может служить отношение его предела прочности σ_d к плотности, называемое удельной прочностью материала. Чем больше удельная прочность материала, тем меньшую массу может иметь элемент конструкции, работающий на растяжение или сжатие.

При выборе материала для элемента с заранее заданной формой (а иногда и некоторыми размерами) поперечного сечения (рис. 3. 1), работающего на изгиб, продольный изгиб или кручение, необходимо использовать выражения, определяющие удельную прочность при этих видах нагрузок, приведенные в табл. 3. 1.

Большой интерес представляет сравнительный анализ удельной прочности различных конструкционных материалов. В табл. 3. 2 приведены результаты вычислений удельной прочности древесных пород (сосны, ясени), высокопрочных алюминиевых сплавов (Д-16, В-95) и нормализованной легированной стали ЗОХГСА. Из таблицы видно, что при работе элемента на растяжение древесина по удельной прочности не уступает высокопрочным алюминиевым сплавам и даже легированной стали. А удельная прочность древесины при изгибе, при отсутствии ограничений по размерам сечения элементов, намного превышает удельную прочность алюминиевых сплавов и, тем более, стали. Иначе обстоит дело при работе материала на сжатие. При этом виде нагружения удельная прочность древесины более чем в два раза ниже удельной прочности алюминиевых сплавов и легированной стали.

Исходя из удельной прочности материалов, сталь, даже легированная, при обычных температурах, не имеет преимуществ перед деформируемыми высокопрочными алюминиевыми сплавами. С учетом сложностей механической и термической обработки сталь при создании СЛС применяется ограниченно, в основном для стыковочных узлов силовых элементов.

Наибольшую удельную прочность из рассматриваемых материалов имеет высокопрочный алюминиевый сплав В95-2. Однако при его применении следует иметь в виду, что он «боится» концентраторов напряжения, которыми могут быть отверстия, надрезы, резкие переходы профиля и даже глубокие царапины. С целью обеспечения заданной прочности элементов конструкции, выполненных из этого сплава, необходимо увеличивать коэффициент безопасности. В результате масса элемента из сплава В95-2 примерно равна массе того же элемента, выполненного из хорошо зарекомендовавшего себя сплава Д-16Т.

Высокие прочностные характеристики имеют алюминиевые сплавы (табл. 3. 3) АК4, АК6, АК8. Мягкие алюминиевые сплавы АМц, АМг2, АМг3 и т. п. целесообразно использовать только в несилевых элементах, требующих сварки, например топливных баках,

Литейные алюминиевые сплавы по механическим свойствам существенно уступают деформируемым и используются для изготовления узлов силовой установки и различного, рода кронштейнов, не несущих больших нагрузок.

Древесина как конструкционный материал в современном самолетостроении вытеснена металлами и композиционными материалами. Объясняется это такими ее недостатками, как пожароопасность, недолговечность и нетехнологичность при массовом производстве. При создании единичных образцов СЛС применение древесины выгодно, так как она достаточно легко обрабатывается, а изготовление деревянных конструкций не требует дорогостоящей оснастки,

По удельной прочности все породы дерева, приведенные в табл. 3. 4, за исключением липы, почти равнозначны. Однако наибольшее применение для изготовления силовых элементов конструкции находят сосна, ель, ясень. У дуба худшее, чем у ясеня, скалывание вдоль волокон, что существенно затягивает заделку элемента. Бук склонен к сильному короблению при высыхании и при любом изменении влажности, поэтому используется в основном в виде шпона при изготовлении элементов конструкции методом склеивания. Липу как достаточно легкий материал выгодно использовать для элементов, не подверженных большим и особенно сосредоточенным нагрузкам.

Большой выигрыш в массе конструкции может дать широкое применение композиционных материалов: текстолита, стеклотекстолита и особенно угле - и боропластиков. Слоистые пластики могут использоваться для обшивки крыла и фюзеляжа, стенок лонжеронов, изготовления нервюр, шпангоутов и различных перегородок. Исходя из условия обеспечения необходимой жесткости, выигрыш от применения пластиков в конструкции СЛС намного больше, чем на обычных самолетах.

Механические свойства наиболее доступных композиционных материалов приведены в табл. 3. 5.

Массу частей СЛС можно существенно снизить за счет использования трехслойных конструкций, наполнителем которых являются пенопласты—газонаполненные пластические массы ячеистой структуры. Плотность большинства пенопластов (табл. 3. 6) почти на порядок ниже плотности древесины. Такие марки пенопластов, как ПС-1 и ПС-4, на основе полистирола, хорошо режутся и обрабатываются горячей нихромовой проволокой. Почти все приведенные в табл. 3. 6 пенопласты хорошо обрабатываются режущими инструментами, а ПХВ-1 и ПХВ-3 — полируются с помощью шлифовальной бумаги.

Многие элементы конструкции могут быть изготовлены из стеклоткани или шпона, пропитанных эпоксидным компаундом. Такие конструкции, как правило, получаются прочными, жесткими и достаточно легкими.

3. 3. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СЕЧЕНИЙ

Элементарный жизненный опыт убеждает нас в том, что прочность и жесткость конструктивных элементов, выполненных из одного и того же материала, имеющих одинаковую площадь поперечного сечения, но различную его форму — различны. Более того, во многих случаях неодинаковыми оказываются прочность и жесткость одного и того же элемента при приложении к нему нагрузок с разных направлений. Для того чтобы убедиться в этом, достаточно попробовать изогнуть школьную линейку, приложив поочередно одинаковую силу в двух взаимно перпендикулярных плоскостях. Исходя из этого, можно сделать вывод, что для получения минимальной массы отдельных элементов, частей и всей конструкции в целом очень важно не только правильно выбрать конструкционный материал, но и форму поперечного сечения элементов, работающих на изгиб или кручение.

Возникла необходимость введения геометрических характеристик поперечных сечений профилей. Такими характеристиками, не зависящими от свойств материала элемента, являются:

$$\text{осевой момент инерции } J_x = \int_F y^2 dF ;$$

$$\text{осевой момент сопротивления } W_x = J_y / y_{\max} ;$$

$$\text{полярный момент инерции } J_p = \int_F r^2 dF ;$$

$$\text{полярный момент сопротивления } W_p = J_p / r_{\max} .$$

Осевой момент инерции J_x характеризует свойства сечения сопротивляться упругим деформациям при изгибе относительно оси x .

Осевой момент сопротивления W_x характеризует свойства сечения профиля сопротивляться разрушению при его изгибе относительно оси x .

Полярные моменты: инерции— J_p и сопротивления— W_p характеризуют свойства сечения противодействовать деформации и разрушению при кручении соответственно.

Формулы, необходимые для определения моментов сопротивления и моментов инерции наиболее распространенных профилей (рис. 3. 2), приведены в табл. 3. 7.

3. 4. ДЕФОРМАЦИИ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ

3. 4. 1. Растяжение и сжатие

Растяжение и сжатие можно считать простейшими видами нагружения элементов. Такому виду нагружения подвергаются: полки лонжеронов и стенок, подкосы, тяги системы управления, тросовая проводка.

Рассчитать элемент конструкции на прочность при растяжении (или сжатии) — это значит, исходя из действующих усилий (с учетом коэффициента безопасности), определить площадь поперечного сечения, при котором будет выполняться условие

$$\sigma \leq \sigma_B$$

где σ —напряжение, возникающее в материале элемента при его нагружении.

При проектировочных расчетах потребная площадь поперечного сечения рассматриваемого элемента определяется по формуле

$$F > P/\sigma_B, \quad (3.1)$$

где P — максимально возможная сила, действующая вдоль оси элемента.

При проверочных расчетах удобнее пользоваться формулой

$$\sigma = P/F. \quad (3.2)$$

При наличии в элементе конструкции, работающей на растяжение, концентраторов напряжения в виде резких переходов профиля, отверстий, надрезов, величину σ , взятую из табл. 3.2—3.6, необходимо уменьшить на 5% для легированных сталей и на 10... 15%—для алюминиевых сплавов и других конструкционных материалов.

3. 4. 2. Смятие

Смятие материала может происходить в местах сочленения отдельных элементов конструкции. Расчет на смятие необходимо проводить как для разъемных, так и неразъемных соединений; стыковочных узлов, заклепочных соединений, сочленений тяг управления.

Напряжение смятия определяется делением силы на площадь контакта, а для отверстий — на проекцию этой площади:

$$\sigma_{см} = P/F_{см}. \quad (3.3)$$

Величина допустимых напряжений смятия $\sigma_{см}$ зависит от материала и вида соединения. Для неразъемных заклепочных соединений из деформируемых алюминиевых сплавов можно принять $\sigma_{см} = 6000$ кгс/см². Для узлов, выполненных из стали, обычно принимают:

$\sigma_{см} = 1,3 * \sigma_B$ —в случае неподвижных соединений;

$\sigma_{см} = 0,65 * \sigma_B$ —в случае малоподвижных соединений;

$\sigma_{см} = 0,2 * \sigma_B$ —в случае подвижных соединений. Для расчета диаметра болтов, работающих в деталях из древесины, предлагается пользоваться графиками, представленными на рис. 3.3, а—при двусторонней нагрузке и рис. 3. 3, б—при односторонней нагрузке.

Для сосны перпендикулярно волокнам можно принимать $\sigma_{см} = 60$ кгс/см².

3. 4. 3. Сдвиг

Примером сдвига, часто встречающимся на практике, является срез болтов и заклепок. Рассчитать деталь на сдвиг, это значит выбрать такое сечение предполагаемого среза, при котором будет выполнено условие

$$\tau_{CP} \leq \tau_B.$$

Величина напряжения сдвига определяется по формуле

$$\tau_{CP} = Q/F, \quad (3.4)$$

где Q —поперечная сила, а F —площадь предполагаемого среза.

Для деформируемых алюминиевых сплавов и легированных сталей можно принимать

$$\tau_B = 0,6 * \sigma_B,$$

для углеродистых сталей—0,65... 0,70, для магниевых сплавов не более 0,60 от соответствующего значения σ_B .

При проектировочных расчетах удобнее пользоваться формулой

$$F = Q / \tau_{CP}. \quad (3.5)$$

3. 4. 4. Кручение

Многие элементы конструкции, помимо растяжения, сжатия и изгиба, могут испытывать напряжения кручения. Кручение имеет место всегда, когда к детали приложен крутящий момент, либо когда вектор приложенной силы не совпадает с осью жесткости данного элемента.

Максимальное напряжение кручения (сдвига) определяется по формуле

$$\tau_{кр} = M_{кр} / W_p, \quad (3.6)$$

где $M_{кр}$ —крутящий момент, а W_p —полярный момент сопротивления рассматриваемого сечения.

Иногда возникает необходимость определения угла закручивания элемента φ . Этот угол для профилей постоянного сечения можно определить по формуле

$$\varphi = M_{кр} l / G J_p, \quad (3.7)$$

где l —длина скручиваемого участка; G —модуль упругости при сдвиге и кручении; J_p — полярный момент инерции сечения.

Кручению могут подвергаться не только отдельные элементы, но и части конструкции, например крыло или фюзеляж. В этом случае крутящий момент воспринимается, как правило, замкнутым контуром обшивки. Напряжения кручения определяются по формуле

$$\tau_x = M_{кр} / 2F\delta, \quad (3.8)$$

где F —площадь замкнутого контура; δ —толщина обшивки.

Из формулы (3. 8) видно, что максимальные напряжения будут в том месте замкнутого контура, где толщина обшивки минимальная.

Открытые (незамкнутые) контуры крутящий момент воспринимают очень плохо, в связи с чем при проектировании частей и элементов конструкции СЛС желательно избегать их применения.

3. 4. 5. Изгиб

Почти все силовые элементы конструкции СЛС подвергаются изгибу, поэтому от величины изгибающих моментов, действующих на элементы конструкции, и от способа их восприятия во многом зависит масса частей и всего СЛС.

При действии изгибающего момента происходит деформация элемента, вследствие чего в материале возникают напряжения. Величина этих напряжений (рис. 3.4) меняется в зависимости от удаления материала от оси сечения. Нормальные напряжения в пределах пропорциональности определяются по формуле

$$\sigma = My / J_x, \quad (3.9)$$

где M — момент поперечных сил относительно рассматриваемого участка; J_y —осевой момент инерции площади сечения относительно оси x ; y — расстояние от оси x до точки, в которой определяется напряжение.

Как видно из рис. 3. 4, наибольшим по величине напряжение оказывается в крайних волокнах. Это напряжение определяется по формуле

$$\sigma = M / W_x, \quad (3.10)$$

где W_x — осевой момент сопротивления сечения.

Осевой момент инерции J_x и осевой момент сопротивления W_x сечений наиболее распространенных профилей (см. рис. 3. 2) можно вычислять, используя формулы. Приведенные в табл. 3. 7.

3. 4. 6. Устойчивость стержней при сжатии

Некоторые элементы конструкции СЛС, в частности стойки, подкосы, стержни ферм, тяги систем управления, могут подвергаться продольному изгибу. Такой изгиб происходит под действием силы, направленной вдоль оси сжимаемого элемента. Даже при постепенном увеличении действующей силы может наступить момент общей или местной потери

устойчивости. При общей потере устойчивости происходит искривление оси элемента, с резким падением воспринимаемой элементом нагрузки. Местной потери устойчивости подвержены уголки, швеллеры, Z-образные и другие профили сложной конфигурации. При местной потере устойчивости происходит выпучивание, излом или появление гофра на каком-либо элементе сложного профиля.

Величина критической силы, при которой происходит общая потеря устойчивости стержня постоянного сечения, определяется формулой Эйлера

$$P_{кр} = c\pi^2 EJ_{min}/l^2, \quad (3.11)$$

где c — коэффициент заделки концов стержня; J_{min} — минимальный осевой момент инерции стержня; l — полная длина стержня.

Если оба конца стержня закреплены шарнирно, то $c=1$, если оба имеют жесткую (моментную) заделку, то $c=4$. Если один конец стержня заделан жестко, а другой шарнирно, то $c=2$. На практике в конкретной конструкции не всегда удастся определить вид заделки. А так как коэффициент заделки меняется в широких пределах, то условия на опорах имеют большое значение и должны каждый раз всесторонне оцениваться. При сомнении в правильности определения вида заделки необходимо брать более низкое значение c .

На практике удобнее определять не критическую силу, а критическое напряжение. Его можно определить по формуле

$$\sigma_{кр} = c\pi^2 E / (l/i_{min})^2. \quad (3.12)$$

В конструкции СЛС продольному изгибу чаще всего подвергаются стержни, сечение которых представляет круг, кольцо, прямоугольник и каплевидное обтекаемое тело. Формулы для определения критических напряжений стержней перечисленных выше сечений приведены в табл. 3. 8.

Для определения критических напряжений труб из Д-16 и ЗОХГСА можно воспользоваться графиками, представленными на рис. 3.5, а, б, а прямоугольных стержней из сосны — графиком, представленным на рис. 3.5, в.

Следует иметь в виду, что несовершенство изготовления стержней или малейшие их деформации, приводящие к появлению начальной кривизны, резко уменьшают критические напряжения.

Критические напряжения из условия местной потери устойчивости уголка из Д-16 можно снять с графика рис. 3.5, г.

3. 5. РАСЧЕТ БАЛОК

3. 5. 1. Общий подход к расчету балок

Балка, с точки зрения строительной механики, это силовой элемент, способный воспринимать поперечную силу и изгибающий момент. Балки, применяемые в конструкции СЛС, должны удовлетворять заданным требованиям прочности и жесткости при наименьшей их массе. Основным силовым фактором, оказывающим наибольшее влияние на массу балки, является изгибающий момент. Он воспринимается в основном верхними и нижними, наиболее удаленными от оси сечениями балки, в то время как сечения, расположенные вблизи оси жесткости, (рис. 3. 4), остаются практически незагруженными. Исходя из этого, целесообразно выбирать для балок такие профили, у которых основная масса материала конструкции расположена вдали от оси сечения. Поперечные сечения балок, наиболее часто используемых на СЛС, показаны на рис. 3. 6. Как видно из рисунка, все балки имеют верхнюю и нижнюю полки, соединенные между собой стенками. Исключение составляет трубчатый профиль (рис. 3. 6, *e*), роль полок которого выполняют верхний и нижний своды. Трубчатые балки имеют большую массу по сравнению с другими типами балок, рассчитанными на одну и ту же нагрузку, и используются в тех случаях, когда кроме поперечной силы и изгибающего момента действует и крутящий момент. Крутящий момент может восприниматься балками сечений, имеющими замкнутые контуры (рис. 3. 6, *a*, *б*, *в*). Эти сечения используются обычно в высоконагруженных балках, например в качестве основного лонжерона крыла. Широкое применение в качестве лонжерона крыла находят и балки с незамкнутым сечением (рис. 3. 6, *д*, *е*, *ж*, *з*), в этом случае крутящий момент воспринимается контуром, образованным носком крыла и стенкой лонжерона.

Все высоконагруженные балки обязательно должны рассчитываться на изгибающий момент и поперечную силу.

Рассчитать балку—это значит:

- выявить все действующие на нее силовые факторы;
- выбрать наиболее тяжелый (расчетный) случай нагружения;
- перейти от реальной конструкции к ее расчетной схеме;
- определить реакции опор;
- построить эпюры поперечной силы и изгибающего момента;
- рассчитать сечения элементов балки.

Для балок постоянного сечения эпюры нагрузок можно не строить, а лишь определить их максимальные значения, воспользовавшись формулами, приведенными в табл. 3. 9.

3. 5. 2. Расчет сечения полок балки

Напряжение изгиба в любой точке сечения балки определяется по формуле (3. 9), достигая максимума в крайних точках сечения:

$$\sigma_{\text{н}} = M_{\text{н}}/W. \quad (3.13)$$

В приближенных расчетах моментом сопротивления стенки можно пренебречь, так как он незначителен по сравнению с моментом сопротивления полок. Если при этом высота полки *s* (рис. 3. 7) намного меньше высоты балки *H*, то вместо формулы (3. 13) можно пользоваться формулой

$$\sigma_{\text{н}} = M_{\text{н}}/bcH_{\text{ср}}, \quad (3.14)$$

полученной в предположении, что сечение полки работает равномерно, то есть вместо эпюры напряжений *a* (рис. 3. 7) пользуются эпюрой напряжений *б*.

Если учесть, что $bc = S_{\text{п}}$, то из формулы (3. 14) легко получить формулу для определения площади поперечного сечения полки

$$S_{\text{п}} = M_{\text{н}}/\sigma_{\text{н}}H_{\text{ср}}. \quad (3.15)$$

3.5.3. Расчет толщины стенки балки

Толщина стенки балки подбирается из условия обеспечения ее устойчивости под действием поперечной силы. Для этого должно быть выполнено условие

$$\tau < \tau_{\text{кр}},$$

где $\tau_{\text{кр}}$ — это то напряжение, при котором стенка начинает терять устойчивость.

Значение $\tau_{кр}$ в зависимости от соотношения сторон пластины, их размеров и предполагаемой толщины стенки δ , выполненной из Д-16Т, можно определить по графику, представленному на рис. 3. 8.

Критические напряжения стенок, выполненных из других материалов, например текстолита или стеклотекстолита, можно определить по формуле:

$$\tau_{кр} = kE/(b/\delta)^2. \quad (3.16)$$

Значение коэффициента k снимается из графика рис. 3. 9 в зависимости от отношения сторон a/b (где b — всегда меньшая сторона) и вида заделки контура пластины.

Действующее значение напряжения τ определяется по формуле

$$\tau = Q/\delta H. \quad (3.17)$$

Из формулы (3. 16) видно, что критические напряжения снижаются пропорционально квадрату толщины стенки. В связи с этим вопросы устойчивости пластин при конструировании СЛС стоят более остро, чем при конструировании обычных самолетов.

3. 5. 4. Особенности расчета деревянных лонжеронов

Широкое распространение в конструкциях СЛС получили лонжероны крыла, полки которых выполнены из дерева. Это объясняется простотой обработки материала, позволяющей за счет изменения площади сечения полок выполнить лонжерон равнопрочным вдоль размаха крыла. В результате масса деревянного лонжерона примерно равна массе такого же лонжерона, выполненного, например, из сплава Д-16.

При расчете полок необходимо учитывать то обстоятельство, что прочность древесины на растяжение существенно превышает прочность на сжатие. В результате сечение верхней полки лонжерона, работающей на сжатие, существенно больше площади сечения нижней полки, работающей на растяжение. Практика показывает, что оптимальное отношение площади полки, работающей на сжатие, к площади полки, работающей на растяжение. Лежит в пределах 1, 5... 2. Чаще всего принимают

$$F_{сж}/F_{раст}=1,75.$$

Последовательность расчета сечений полок лонжерона:

а) с использованием принятых в технической механике приемов строится эпюра изгибающих моментов и намечаются несколько контрольных сечений, для которых и проводятся последующие расчеты.

б) с учетом размеров сечения крыла и места установки лонжерона определяется наибольшее возможное значение высоты лонжерона H ;

в) исходя из конструктивных соображений задается желаемое значение ширины полки b ;

г) определяется значение

$$\xi = M_{и}/58,3 \cdot b \cdot H^2; \quad (3.18)$$

д) по полученному значению ξ с использованием графика, представленного на рис. 3.10, определяется отношение T/H ;

е) определяется высота полки лонжерона T и $t=T/1,75$;

ж) вычерчивается и анализируется сечение лонжерона.

Если высота полок T и t оказывается для каких-либо сечений, очень большая либо очень малая, то можно изменить исходное значение ширины полок b и растет повторить. Однако желательно, чтобы ширина полки b вдоль размаха крыла оставалась постоянной.

3. 6. РАСЧЕТ И КОНСТРУИРОВАНИЕ СТЫКОВОЧНЫХ УЗЛОВ

3. 6. 1. Общие сведения

Стыковочными узлами называют совокупность деталей, служащих для соединения отдельных частей самолета. Они позволяют производить сборку и разборку как в процессе создания и доводки СЛС, так и в процессе его эксплуатации.

Потребная прочность стыковочных узлов определяется величиной передаваемых ими усилий. Однако при расчете ответственных стыковочных узлов, например лонжерона крыла, усилия, полученные из расчета полок лонжерона, необходимо увеличить не менее чем на 25%. Этим самым учитывается возможность неточности в распределении поперечной силы между отдельными узлами. Так, если известен изгибающий момент возле стыковочного узла M и поперечная сила Q , то принимают $P=1,25M/h$ и $Q=1,25Q$, где P —расчетная осевая сила в узле; h —расстояние между центрами замыкающих болтов. Если осевая сила P более чем в пять раз превышает поперечную силу Q , то расчет можно вести только на осевую силу.

Соединения (рис. 3. 11) могут быть ушковыми (а), многоушковыми (б), шомпольными (в) или фланцевыми (г).

В ответственных силовых узлах СЛС наибольшее применение находят ушковые соединения. Для крепления отдельных агрегатов—фланцевые.

Независимо от типа соединения их расчет на прочность выполняется примерно в одной и той же последовательности.

Расчитать стыковочный узел—это определить диаметр замыкающего болта из условия его среза и смятия, ушка—из условия разрыва, сдвига и смятия, хвостовика—из условия среза заклепок, их смятия или смятия по отверстиям полки.

3.6.2. Расчет замыкающей головки стыковочных узлов

Расчет стыковочного узла (пример рис. 3. 12) необходимо начинать с определения диаметра замыкающего болта, при котором не будет происходить его срез под воздействием расчетной нагрузки. Этот диаметр легко определить по формуле

$$d = 1,13 \sqrt{R/n\tau}, \quad (3.19)$$

где R —равнодействующая осевой и поперечной силы, действующей на узел; n —число возможных плоскостей среза болта; τ —расчетное напряжение среза болта.

Желательно, чтобы материал болта имел меньшую твердость, чем материал ушков. В этом случае ремонт стыковочного соединения будет сводиться к замене замыкающего болта.

Вторым шагом расчета является определение потребной суммарной толщины ушков δ одного узла (не считая ответного) из условия напряжений смятия.

Сила смятия материала болта или ушков

$$R = d\delta_y\sigma_{см},$$

откуда

$$\delta_y = R/d\sigma_{см}. \quad (3.20)$$

Высота ушка H из условия неразрушения под воздействием растяжения в сечении, ослабленном отверстием замыкающего болта, определяется по формуле

$$H = kR/(\delta\sigma_b) + d, \quad (3.21)$$

где k —коэффициент концентрации напряжений, $k= 1,2$ в случае статической нагрузки и $k=2,4$ в случае переменной (динамической) нагрузки.

После определения численных значений диаметра замыкающего болта d , суммарной толщины ушков δ_y и высоты ушка H можно приступить к вычерчиванию узла. Внешние обводы ушка

(рис. 3.12) очерчиваются полуокружностью с радиусом $H/2$, описанной из точки, лежащей впереди центра замыкающего болта на расстоянии $d/4$.

Высота ушка H за осью болта должна быть не меньше $2,5d$.

3. 6. 3. Расчет хвостовиков стыковочных узлов

Хвостовик служит для крепления узла к полке лонжерона или другой скрепляемой детали. Поэтому его форма должна быть согласована с сочлененным профилем. Крепление осуществляется с помощью болтов или заклепок. Предпочтение следует отдавать заклепчному соединению. При этом необходимо стремиться к тому, чтобы заклепки, соединяющие хвостовик

с профилем, были двухсрезными. В этом случае число заклепок будет уменьшаться, а значит, будут уменьшаться размеры и масса хвостовика. Сечения хвостовиков для типичных профилей, швеллера (а), уголка (б), прямоугольника (в) и полки двутавра (г) с двухсрезными заклепками (болтами) показаны на рис. 3.13.

Для хвостовиков, сочленяемых с профилями из сплава Д-16Т, оптимальными диаметрами заклепок являются:

$$\begin{aligned} d_3 &= 2,5\delta & \text{— для односрезной заклепки;} \\ d_3 &= 1,3\delta & \text{— для двухсрезной заклепки.} \end{aligned} \quad (3.22)$$

Оптимум, с точки зрения массы узла, выражен не ярко, поэтому возможны отклонения, как на уменьшение, так и на увеличение диаметра заклепок.

После выбора диаметра заклепок определяется сила, срезающая заклепку:

$$P_{ср} = 3,785d_3\tau_3 \text{ — для односрезной заклепки;} \quad (3.23)$$

$$P_{ср} = 1,750d_3\tau_3 \text{ — для двухсрезной заклепки.} \quad (3.24)$$

Если известна осевая сила, действующая на узел в целом, и сила, срезающая одну заклепку, то можно, определить минимально возможное число заклепок из условия их среза.

Если не выдержан диаметр заклепок, рекомендуемый формулами (3. 22), то необходимо определить их минимально необходимое число из условия смятия заклепок или профиля в месте установки заклепок.

Сила смятия листа или заклепки

$$P_{см} = d_3\delta\sigma_{см}, \quad (3.25)$$

где $\sigma_{см}$ —напряжение смятия более мягкого материала (профиля или заклепок).

Если $P_{см} < P_{ср}$, то число заклепок определяется не из условия среза, а из условия смятия заклепок или профиля.

После определения минимально потребного числа заклепок с учетом рекомендуемых расстояния заклепки от края листа $e \geq 1,5d$ и шага $t > 5d$ (для Д-16Т) находится необходимая длина хвостовика.

Для уменьшения массы узла сечение хвостовика от замыкающего болта в сторону профиля можно постепенно уменьшать с учетом усилий, передаваемых заклепками на профиль.

При расположении заклепок по сечению всегда необходимо стремиться к тому, чтобы равнодействующая всех сил, передаваемых заклепками, совпадала с направлением осевой силы, передаваемой узлом.

При расчете и конструировании хвостовика узла, скрепляемого с полкой балки, выполненной из дерева (рис. 3. 11, а), необходимо руководствоваться следующим:

ось болта от торца полки должна быть расположена на расстоянии не менее 4...5 диаметров этого же болта;

на таком же расстоянии друг от друга должны быть расположены последующие болты;

расстояние оси болта от верхней и нижней плоскости бруска должно быть примерно одинаковым, в противном случае возможно раскалывание полки;
указанные выше расстояния можно уменьшить до 3... 3,5d при использовании фанерных вклеек или обмотке концов деревянных полок стеклотканью на клею.

3. 7. КОНСТРУКЦИИ С ЗАПОЛНИТЕЛЯМИ

В пп. 3.2.2 и 3.5.3 отмечалось, что вопросы устойчивости пластин при конструировании СЛС стоят более остро чем при конструировании обычных самолетов.

Исходя из условия расчета на прочность, толщина стенок лонжеронов, обшивки фюзеляжа, крыла и оперения могла бы составлять десятые доли миллиметра. Препятствием на пути создания достаточно легких конструкций является низкая устойчивость тонкостенных конструкций. Это препятствие можно устранить за счет использования конструкций с заполнителями. Наиболее широкое применение находят трехслойные конструкции, состоящие (рис. 3. 14) из двух внешних слоев, воспринимающих нагрузку, и внутреннего слоя, называемого заполнителем. Внешние (несущие) слои могут быть изготовлены из алюминиевых сплавов, текстолита, стеклотекстолита. В качестве заполнителя в конструкциях СЛС чаще всего используется пенопласт. Соединение внешних слоев с пенопластом осуществляется при помощи клея, чаще всего эпоксидного.

Изменение поперечной жесткости, получаемой от применения трехслойных конструкций с различной толщиной заполнителя, можно оценить по изменению отношения моментов инерции J_z/J . Где J_z —общий момент инерции трехслойной панели (см. рис. 3.14), состоящей из двух листов толщиной $\delta/2$ каждый, разнесенных на расстояние h между ними, J —осевой момент инерции листа толщиной δ .

Из графика, представленного на рис. 3. 15, а, видно, что уже при $h/\delta=5$ отношение $J_z/J =91$, а при $h/\delta=10$ отношение $h/\delta=331$.

Благодаря увеличению момента сопротивления W трехслойная обшивка намного лучше, чем однослойная, работает и на поперечный изгиб. Изменение момента сопротивления трехслойной панели в зависимости от отношения h/δ представлено на рис. 3.15.б. Из графика видно, что при $h/\delta=5$ отношение $W_z/W=15,2$, а при $h/\delta=10$ оно уже равно 30,1. Достаточно сказать, что применение трехслойных панелей в качестве обшивки СЛС при толщине заполнителя всего в 5... 6 мм позволяет исключить из силового набора крыла все типовые нервюры и стрингеры.

Клееные трехслойные панели выгодно применять в качестве обшивки крыла и с точки зрения аэродинамики, так как поверхность остается ровной, благодаря чему появляется возможность использовать ламинаризованные профили.

Для обеспечения местной прочности и жесткости в местах крепления и соединения панелей (рис. 3.16) вместо пенопласта необходимо проложить полоску из древесины, текстолита или другого достаточно жесткого и прочного материала.

Широкое использование трехслойных панелей в элементах конструкции при сохранении заданной прочности и жесткости позволяет уменьшить массу СЛС на 10... 15%.

Глава 4. РАСЧЕТ И ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЧАСТЕЙ СЛС

4.1. НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЕТ, И ПОНЯТИЕ ОБ ИХ НОРМИРОВАНИИ

4.1.1. Нагрузки, действующие на самолет. Перегрузка

Самолет, его части и отдельные агрегаты в полете подвергаются воздействию различных нагрузок. Они могут быть статическими или динамическими, сосредоточенными или распределенными по длине, поверхности или объему. Все эти нагрузки (силы) можно разделить на две категории: поверхностные и массовые.

Поверхностные нагрузки приложены к поверхности самолета (части, агрегата) и могут быть как сосредоточенными, так и распределенными. К этой категории относятся аэродинамические силы, тяга винтов, реакция земли при взлете и посадке, силы взаимодействия отдельных частей самолета.

К массовым нагрузкам относятся силы веса и инерционные силы.

В общем случае полета самолета или при движении его по земле он не находится в равновесии. Однако если к поверхностным силам по принципу Даламбера добавить и силы инерции, то сумма всех сил, действующих на аппарат, должна равняться нулю.

Величину поверхностных сил $R_{п}$, действующих на самолет (часть его, агрегат), принято оценивать величиной перегрузки.

Перегрузкой самолета называется отношение всех действующих на него поверхностных сил к весу аппарата G :

$$n = R_{п}/G. \quad (4.1)$$

Так как равнодействующая поверхностных сил $R_{п}$ имеет вполне определенное направление, то и перегрузка характеризуется не только величиной, но и направлением, то есть является величиной векторной.

На практике часто пользуются не полной перегрузкой, а ее составляющими по трем осям: продольной n_x , вертикальной n_y , и поперечной n_z . Так как для самолета в большинстве случаев прочность и жесткость определяются подъемной силой Y , то есть вертикальной перегрузкой n_y , то ее часто называют просто перегрузкой, не оговаривая направления.

Максимальную величину вертикальной перегрузки в полете можно определить по формуле

$$n_{y \max} = (C_{y \max} \rho V_{\max}^2 / 2) (S/G), \quad (4.2)$$

где $C_{y \max}$ — максимально возможное значение коэффициента подъемной силы используемого аэродинамического профиля крыла; S —площадь крыла самолета; G — вес самолета.

Формулой (4. 2) можно воспользоваться и для определения максимальной перегрузки СЛС при полете в неспокойной атмосфере. Из этой формулы видно, что величина перегрузки тем больше, чем больше площадь крыла, приходящаяся на единицу веса самолета. Или, что то же самое, меньше удельная нагрузка на крыло G/S .

Так как удельная нагрузка на крыло у большинства СЛС невелика, то для многих неманевренных самолетов эксплуатационная перегрузка выбирается из условия полета в болтанку. Практика показывает, что для обеспечения безопасности полетов, независимо от типа и назначения СЛС, максимально допустимая перегрузка не должна быть меньше трех единиц.

4. 1. 2. Понятие о нормировании нагрузок

Для обеспечения единого подхода к нормированию нагрузок, действующих на ЛА, разработаны единые для всех КБ нормы прочности и жесткости. Они устанавливают достаточную степень прочности самолетов, обеспечивающую ничтожно малую вероятность его разрушения при заданных для него режимах полета и посадки. Эта степень прочности задается рядом предельных параметров нагружения, основными из которых являются:

n_{\max}° —максимально допустимая эксплуатационная перегрузка;

n_{\min}° — предельно допустимая отрицательная перегрузка;

q_{\max} —максимальный скоростной напор.

Для СЛС определяющими являются два первых параметра. Они обуславливают эксплуатационную нагрузку для всех основных частей самолета, поэтому в наибольшей степени влияют и на массу конструкции. Чем больше абсолютные значения величин n_{\max}° и n_{\min}° , тем больше не только прочность, но и вес самолета.

При различных случаях полета различными оказываются и нагрузки, действующие на элементы конструкции. Поэтому прочность каждой части самолета желательно проверять при нескольких наиболее тяжелых для нее случаях нагружения.

Характерные случаи нагружения в нормах прочности обозначаются заглавными буквами латинского алфавита и делятся на полетные и посадочные.

При любительском конструировании сложно производить расчеты по всем случаям нагружения. В связи с этим целесообразно рассмотреть только основные случаи нагружения, на практике используемые для расчетов СЛС.

Случай «А» — это криволинейный полет на угле атаки, соответствующем максимальному значению коэффициента C_y и максимальному значению вертикальной перегрузки n_y . Этот случай соответствует таким режимам полета, как выход из пикирования, вход в горку, а для маломаневренных СЛС — вход в восходящий поток воздуха. Из-за больших значений перегрузки случай «А» является определяющим для расчета крыла, оперения, фюзеляжа, узлов крепления двигателей и грузов.

Случай «В» — это криволинейный полет при максимальном скоростном напоре q с перегрузкой $n_B^2 = 0,5n_{\max}^2$. Принимается, что элероны отклонены. В рассматриваемом расчетном случае линия центров давления в районе элеронов смещается назад. Поэтому этот случай является расчетным для определения прочности крыла на кручение.

Случай «Д» — это криволинейный полет на угле атаки, соответствующем наибольшему отрицательному значению C_y и наибольшей отрицательной перегрузке n_y . Этот случай характерен для входа в пикирование, выхода из горки, а для маломаневренных СЛС — для входа в нисходящий поток. По сравнению со случаем «А», случай «Д» характерен обратным направлением действующих сил.

СЛС, как и другие ЛА, рассчитываются на прочность по разрушающим нагрузкам, которые должны быть больше возникающих в процессе эксплуатации самолета.

Отношение разрушающей нагрузки к эксплуатационной называется коэффициентом безопасности f :

$$f = P^P/P^3 = n^P/n^3, \quad (4.3)$$

где P^P и P^3 — разрушающая и эксплуатационная нагрузки; n^P и n^3 — соответственно разрушающая и эксплуатационная перегрузки.

Чем больше коэффициент безопасности f , тем больше прочность самолета, но и тем больше его вес. Минимальное значение коэффициента безопасности f может быть определено из условия отсутствия остаточных деформаций при действии эксплуатационных перегрузок. С учетом характеристик материалов, используемых в конструкции, значение коэффициента f должно быть в пределах 1,2... 1,5. Но так как при любительском конструировании расчет производится только для основных элементов конструкции и не на все случаи нагружения, то величину коэффициента безопасности следует выбирать в пределах 1,5... 2. Этим самым будут учтены и неточности расчетов.

4. 2. РАСЧЕТ И ПРОЕКТИРОВАНИЕ СВОБОДНОНЕСУЩЕГО КРЫЛА

4. 2. 1. Конструкция крыла СЛС

Независимо от размеров, схемы и назначения самолета его крыло всегда состоит из каркаса и обшивки.

Силовой каркас включает в себя продольный и поперечный силовые наборы.

К **продольному набору** гипотетического крыла (рис. 4. 1) относятся основной 8 и дополнительный 2 лонжероны, продольные стенки 3 и стрингеры 7.

Лонжероном называется мощный продольный элемент (балка), воспринимающий изгибающий момент и поперечную силу. В составе замкнутого контура его стенка воспринимает и крутящий момент.

Продольной стенкой будем называть элемент, проложенный вдоль всего размаха крыла или на отдельных его участках и воспринимающий поперечную силу. В некоторых случаях стенка может иметь относительно слабые пояса. Стенки обычно прокладываются в носовой и, чаще, хвостовой частях крыла. Соединяя верхнюю и нижнюю обшивку крыла, стенки совместно с обшивкой образуют в поперечном сечении крыла замкнутый контур, который может воспринимать крутящий момент. Продольные стенки, расположенные в хвостовой части 3, 4, обычно используются для крепления элеронов и механизации крыла.

Стрингером называют продольный элемент, воспринимающий местные воздушные нагрузки и подкрепляющий обшивку. Совместно с прилегающей жесткой обшивкой, растяжением-сжатием, он может частично воспринимать и изгибающий момент.

К поперечному набору крыла относятся нормальные (типовые) 9 и силовые 6 нервюры.

Нормальные нервюры представляют собой тонкостенные балки со слабыми поясами. Они сохраняют заданную форму профиля крыла и передают местные воздушные нагрузки со стрингеров и обшивки на лонжероны и стенки.

Силовые нервюры предназначены для восприятия сосредоточенных сил и моментов от элеронов, механизации крыла, других агрегатов, крепящихся к крылу, и передачи их на основные силовые элементы крыла. Силовые нервюры, выполняя функции и нормальных нервюр, загружают замкнутый контур обшивки крыла потоком касательных напряжений.

Обшивка придает крылу заданную форму, непосредственно воспринимает воздушную нагрузку и передает ее на стрингеры и нервюры. Она может быть как жесткой, так и мягкой. Жесткая обшивка, в составе замкнутого контура, воспринимает действующий на крыло крутящий момент. Может участвовать в восприятии и изгибающего момента крыла.

В некоторых конструктивно-силовых схемах крыла те или иные элементы силового набора могут отсутствовать.

4. 2. 2. Выбор конструктивно-силовой схемы крыла

Спроектировать крыло—это значит:

- выбрать его конструктивно-силовую схему;
- построить эпюру поперечных сил и изгибающих моментов, действующих на консоль;
- определить сечения и места расположения лонжеронов, стенок, стрингеров, нервюр, стыковочных узлов, агрегатов и люков подхода к ним;
- предусмотреть каналы для прокладки элементов системы управления;
- проработать вопросы сочленения всех элементов конструкции;
- вычертить крыло в масштабе с указанием необходимых для изготовления размеров;
- произвести проверочный расчет основных силовых элементов.

4. 2. 3. Определение нагрузок, построение эпюр поперечных сил и изгибающих моментов

Обычно расчет крыла на прочность производится в следующем порядке:

- строятся эпюры поперечной силы и изгибающего момента от массовых сил крыла;
- строятся эпюры поперечной силы и изгибающего момента от аэродинамических сил при максимальной перегрузке самолета с учетом коэффициента безопасности;
- строится результирующая эпюра поперечных сил и изгибающих моментов как алгебраическая сумма двух предыдущих эпюр;
- производится расчет элементов крыла (полок и лонжеронов, толщины обшивки и т. д.) для контрольных сечений по размаху крыла.

Указанная выше последовательность расчета достаточно трудоемка и ее можно значительно упростить, если считать, что аэродинамическая нагрузка и масса крыла вдоль его размаха распределяются пропорционально хорде. Такое допущение не является грубым и на конечный результат расчета существенного влияния не оказывает.

С учетом изложенного выше расчет крыла СЛС на прочность можно производить в такой последовательности:

1. Определяется взлетная масса СЛС без крыла

$$m_{\delta, \kappa} = m_0 - m_{\kappa p}, \quad (4.4)$$

где $m_{\kappa p}$ — масса крыла во втором приближении.

2. Определяется сила воздействия крыла на фюзеляж (с учетом коэффициента безопасности) при максимальной эксплуатационной перегрузке

$$P_{\text{в}} = 1,5 n_{y \max} g m_{\delta, \kappa}, \quad (4.5)$$

где $n_{y \max}$ — максимальная эксплуатационная перегрузка; $g=9,8 \text{ м/с}^2$ —ускорение свободного падения; $m_{\delta, \kappa}$ — взлетная масса СЛС, без крыла, кг.

Сила, полученная по формуле (4. 5), выражена в ньютонах. Однако для дальнейших расчетов ее удобно перевести в килограммы силы (разделив на 9,8), так как моменты инерции и моменты сопротивления сечений балок практически во всех справочниках приводятся в см^4 и см^3 соответственно.

3. По результатам аэродинамического расчета вычерчивается в масштабе консоль крыла при виде в плане и виде спереди. После чего консоль разбивается на несколько (5... 10) участков. Силу, действующую на любой из указанных участков, можно определить по формуле

$$P_{i \text{уч}} = (P_{\text{в}}/S) S_i, \quad (4.6)$$

где $P_{\text{в}}$ —сила, полученная по формуле (4. 5)

S — площадь крыла в плане; S_i — площадь рассматриваемого участка.

Сила P_i —это равнодействующая аэродинамических сил, действующих на участок, и должна быть приложена в центре площади этого участка вдоль размаха и на линии 25% хорд крыла.

4. Строится эпюра поперечной силы Q . Построение начинается со свободного конца консоли и выполняется путем суммирования по сечениям сил $P_i \text{ уч}$.

5. Строится эпюра изгибающих моментов крыла. Пример построения подобных эпюр приводится в прил. 1.

Если консоль крыла имеет форму прямоугольника или трапеции, то поперечную силу Q и изгибающий момент M_u в любом сечении крыла можно определить по формулам, приведенным в табл. 3. 9.

Полученные значения поперечной силы Q и изгибающего момента M_u для каждого из контрольных сечений являются исходными для определения геометрических размеров полок и стенки лонжерона.

4. 2. 4. Расчет и проектирование однолонжеронного крыла

Проектирование крыла начинается с вычерчивания его внешней формы, мест стыковки, расположения элеронов и механизации, с учетом геометрических размеров, полученных в результате аэродинамического расчета. На виде крыла сверху и его сечениях отмечаются места расположения лонжерона и стенок.

При размещении лонжерона приходится принимать во внимание высоту профиля в месте его установки, положение центра жесткости сечения и жесткость крыла на кручение. Практика показывает, что у однолонжеронного крыла оптимальным является расположение оси лонжерона на 25... 30% у обычных и 35... 40% хорды у ламинаризованных профилей. Задняя стенка прокладывается с учетом удобства крепления элеронов (интерцепторов) и средств механизации крыла.

Далее отмечаются места установки бортовых и концевых нервюр, а также силовых нервюр для узлов крепления элеронов, механизации и агрегатов, расположенных в крыле. Определяется необходимое количество типовых нервюр с таким расчетом, чтобы расстояние между нервюрами было в пределах 18... 25 см. Затем для нескольких (5... 10) контрольных сечений производится расчет полок и стенок лонжерона в соответствии с описанием п. 3. 5.

Если бы линия центров давления крыла совпадала с осью жесткости, в данном случае с осью лонжерона, то под воздействием воздушной нагрузки происходил бы только сдвиг и изгиб консоли крыла. В общем случае (рис. 4. 2) центр давления не совпадает с центром жесткости, что неизбежно ведет к закручиванию крыла. Поэтому кроме расчета крыла на сдвиг и изгиб необходимо производить расчет крыла и на кручение. Этот расчет производится для двух предельных случаев положения центра давления:

а) случая «А» — когда центр давления (рис. 4. 2, а) находится на 30% хорды крыла, а подъемная сила определяется по формуле

$$Y_{кр} = 1,5n_{y \max}G_0, \quad (4.7)$$

где G_0 — вес самолета;

б) случая «В» — когда центр давления (рис. 4. 2, б) находится на 50% хорды крыла, а подъемная сила определяется по формуле

$$Y_{кр} = 0,75n_{y \max}G_0. \quad (4.8)$$

Для упрощения расчета целесообразно, для обоих случаев нагружения, определить крутящие моменты только в плоскости бортовой нервюры, а затем в качестве расчетного выбрать больший из них.

Определение крутящих моментов при этом осуществляется по формуле

$$M_{кр} = Y_{кр}(x_{ц.д} - x_{ц.ж})/2, \quad (4.9)$$

где положение центра давления $x_{ц.д} = 0,36$ для случая «А» и $x_{ц.д} = 0,56$ для случая «В»; за величину $x_{ц.ж}$ берется расстояние от носка хорды до оси лонжерона.

Если разница абсолютных величин моментов для двух указанных случаев велика, то целесообразно лонжерон сместить так, чтобы они стали примерно равными. Величину крутящих моментов для других контрольных сечений можно считать уменьшающейся по линейному закону, до нуля в конце консоли.

Крутящий момент у однолонжеронного крыла воспринимается замкнутым контуром, образованным жестким носком и стенкой лонжерона. В связи с этим проекторочный расчет крыла на кручение сводится к определению толщин обшивки носка, при которых для каждого из рассматриваемых контрольных сечений напряжения сдвига будут меньше критических, то есть, будет выполняться условие

$$\tau < \tau_{кр}$$

Вызванное кручением напряжение в материале носка определяется по формуле

$$\tau = M_{кр}/(2F\delta), \quad (4.10)$$

где $M_{кр}$ — крутящий момент, кгс см; F — площадь контура, см²; δ — толщина обшивки, см.

Площадь контура F легко определяется по приближенной формуле

$$F = 0,67L_H h,$$

где L_H — ширина, а h — высота контура носка.

Критические напряжения можно определять по формуле

$$\tau_{кр} = 0,1E/(R/\delta) + 5E\beta/(b/\delta)^2, \quad (4.11)$$

где R — наибольший радиус кривизны профиля носка, определяется геометрическим построением (рис. 4.3);

δ — толщина обшивки носка; b — расстояние между нервюрами.

Величина β в зависимости от отношения сторон пластины, ограниченной нервюрами и полками лонжерона, определяется по формуле

$$\beta = 1 + 0,8(b/a)^2,$$

где a — периметр контура носка без учета высоты стенки лонжерона.

Для определения необходимой толщины обшивки носка задаются рядом значений δ , определяют величины τ и $\tau_{кр}$ сравнивают их и находят минимальное значение δ , при котором выполняется условие $\tau < \tau_{кр}$.

Если потребная толщина обшивки оказывается достаточно большой, то возникает необходимость увеличения общего числа нервюр на рассматриваемом участке или постановки ложных нервюр в носке крыла. Необходимо при этом стремиться к оптимуму, когда суммарная масса обшивки и нервюр минимальна.

Критические напряжения, возникающие в обшивке, можно также существенно увеличить за счет прокладки стрингера 7 (рис. 4. 1) в месте наибольшего радиуса скругления обшивки носка. Несмотря на то, что скручивание крыла СЛС вызывает напряжения сдвига и в стенке лонжерона, оно не требует изменения ее толщины. Это объясняется тем, что в рассмотренном ранее случае «А» потоки касательных напряжений направлены навстречу друг другу, то есть вычитаются, а в случае «В» их сумма оказывается существенно ниже допустимой из условия сдвига крыла.

Поперечный силовой набор крыла составляют силовые и типовые нервюры. Силовые нервюры могут быть ферменными или балочными. Типовые нервюры СЛС при небольших

удельных нагрузках на крыло (рис. 4. 1) могут быть и бесстеночными. Применение таких нервюр в конструкции двухлонжеронного крыла дает выигрыш в массе конструкции, позволяет упростить решение вопросов сочетания продольного и поперечного силового наборов и снизить трудозатраты на их изготовление. Расчет как силовых, так и типовых нервюр на изгиб производится в соответствии с описанием п. 3. 5.

В местах установки элеронов между силовыми нервюрами необходимо проложить стенку, которая может быть использована для установки узлов их крепления.

Если крыло имеет эксплуатационные или технологические разъемы, то они рассчитываются в соответствии с описанием п. 3. 6.

Законцовку крыла с плавными обводами лучше изготавливать с использованием пенопласта

4. 2. 5. Особенности расчета и проектирования однолонжеронного крыла с трубчатым лонжероном

Расчет крыла с тонкостенным трубчатым лонжероном сводится к его расчету на совместное действие изгиба и кручения.

К началу расчета трубчатого лонжерона необходимо знать геометрические размеры и характеристики материалов имеющихся в наличии труб. При этом необходимо иметь в виду, что диаметр трубы, которая должна проходить около фюзеляжа, должен составлять 0, 65... 0, 82 от максимальной высоты профиля крыла. При меньших диаметрах масса лонжерона, а значит, и всего крыла будет существенно больше массы балочного лонжерона.

Эпюры изгибающих и крутящих моментов строятся в соответствии с описанием п. 4. 2. 3. В качестве контрольных выбираются сечения в местах перехода с большего на меньший диаметр трубы. Обязательно проверяется сечение по бортовой или осевой нервюре крыла. При наличии подкосов—в местах их крепления к крылу.

Первоначально из имеющегося сортамента для каждого контрольного сечения выбирается такая труба, у которой момент сопротивления на данном участке на 10... 15 % больше потребного из условия изгиба. При этом момент сопротивления определяется по формуле

$$W = 0,8D_{cp}^2\delta,$$

где D_{cp} —диаметр средней линии кольца; δ —толщина стенки трубы.

Прочность трубчатого лонжерона на совместное действие изгиба и кручения будет обеспечена при выполнении условия [4]

$$(\sigma_u/\sigma_{bn})^2 + (\tau_{кр}/\tau_{бкр})^2 < 1, \quad (4.12)$$

где σ_u и $\tau_{кр}$ определяются соответственно по формулам (3. 10) и (3. 6);

для труб из сплава Д-16Т

$$\sigma_{bn} = 1,2\sigma_b \left[1 - 0,1 \left(\frac{D}{\delta} - 30 \right) \right];$$

для стальных труб

$$\sigma_{bn} = 1,1\sigma_b \left[1 - 0,01 \left(\frac{D}{\delta} - 30 \right) \right] \text{ при } D/\delta \geq 30,$$

$$\sigma_{bn} = 1,1\sigma_b \text{ при } D/\delta < 30;$$

для любого материала

$$\tau_{бкр} = \frac{\sigma_b}{2} \left(1,416 - 0,0167 \frac{D}{\delta} \right) \text{ при } D/\delta \geq 25,$$

$$\tau_{бкр} = \sigma_b/2 \text{ при } D/\delta < 25.$$

Стыковку трубчатого лонжерона лучше всего производить по схеме, представленной на рис. 4. 4, а. Однако при ограниченном сортаменте имеющихся в наличии труб это не всегда удается. Тогда при стыковке труб различных диаметров используются переходные вставки (рис. 4. 4, б, в), которые одновременно могут выполнять функции фланцев для крепления силовых нервюр. Расчет участков, передающих усилия с одной трубы на другую, производится из условия среза и смятия заклепок аналогично расчету хвостовиков стыковочных узлов (п. 3. 6).

Так как все силовые нагрузки в рассматриваемом крыле приходится на трубчатый лонжерон, то обшивка такого крыла может быть выполнена из ткани или пленки. Это относится и к двухлонжеронному крылу.

При относительно больших удельных нагрузках вместо обшивки можно использовать трехслойные панели. Такие панели с небольшими затратами труда можно изготовить из двух тонких листов стеклотекстолита с проложенной между ними пластиной пенопласта в качестве заполнителя. При толщине заполнителя 0, 5... 0, 8 см прочность и особенно жесткость панели

оказывается настолько высокой, что отпадает необходимость установки типовых нервюр. В этом случае в силовой набор крыла (рис. 4. 5) войдет лишь трубчатый лонжерон 4, силовые нервюры 3, трехслойная обшивка 5 и стенка 1, устанавливаемая в местах крепления элеронов 2 и средств механизации крыла.

Если панель не является сплошной для всего контура профиля, то сверху и снизу лонжерона (или в других местах контура) могут прокладываться деревянные подушки для крепления панелей, выполненные в виде продольных элементов крыла.

4. 2. 6. Особенности расчета и проектирования двухлонжеронного крыла

Последовательность расчета и проектирования двухлонжеронного крыла (рис. 4. 1) в основном соответствует последовательности, описанной в п. 4. 2. 4 для однолонжеронного крыла. Однако появляется ряд трудностей, связанных с расчетом жесткостей лонжеронов, их расположением по хорде и особенно расчетом крыла на кручение.

Для получения равенства крутящих моментов в случаях «А» и «В» (рис. 4. 2) необходимо, чтобы расстояния между центром жесткости и точками приложения сил были обратно пропорциональны действующим в этих случаях силам. Положение центра жесткости относительно хорды можно изменять как смещением лонжеронов, так и подбором их моментов инерции.

Практика конструирования показывает, что при оптимальном отношении моментов инерции лонжеронов $J_3/J_1=0, 60... 0, 65$ (где J_3 — момент инерции заднего, а J_1 —момент инерции переднего лонжерона) лонжероны целесообразно располагать: передний на 15... 25%, а задний на 50... 60% хорды крыла. При принятом расположении лонжеронов центр жесткости располагается на 25... 30% хорды, а масса замкнутого контура, воспринимающего крутящий момент, будет минимальной. Определение толщины обшивки из условия расчета крыла на кручение — этап более сложный, чем у однолонжеронного крыла. Это объясняется тем, что стенками лонжеронов профиль крыла разбивается на три замкнутых контура (рис. 4.6, а), каждый из которых воспринимает крутящий момент, пропорциональный его жесткости. Кроме того, часть крутящего момента воспринимается деформацией (прогибом в противоположные стороны) и скручиванием лонжеронов.

Для упрощения расчета можно поступить следующим образом:

а) считать, что крутящий момент воспринимается только контурами носка и межлонжеронной части крыла (рис. 4.6, б);

б) для выбранной (желательно минимально возможной) толщины обшивки носка δ определяется воспринимаемый контуром носка крутящий момент

$$M_{кр}^H = 2F\tau_{кр}\delta,$$

где критическое напряжение $\tau_{кр}$ определяется по формуле (4. 11);

в) определяется крутящий момент, который должен быть воспринят контуром межлонжеронной части крыла, как разность момента, скручивающего крыло, $M_{кр}$ и момента, воспринимаемого контуром носка, $M_{кр}^H$

$$M_{кр}^{M. n} = M_{кр} - M_{кр}^H;$$

г) в соответствии с описанием п. 4.2.4 определяется потребная толщина обшивки δ межлонжеронной части крыла.

При этом необходимо учитывать, что вследствие различных радиусов кривизны верхней и нижней частей профиля крыла, критические напряжения, а значит, и толщины их обшивки будут различными. Более толстой будет обшивка нижней части крыла.

Обшивка части крыла, расположенной позади дополнительного лонжерона, обычно выполняется несилевой и изготавливается из ткани или пленки.

4. 2. 7. Особенности расчета и проектирования подкосного крыла

При конструировании СЛС во многих случаях оказывается целесообразным использование подкосного крыла, так как некоторое уменьшение аэродинамического качества самолета, за счет сопротивления подкосов, на малых скоростях с избытком компенсируется уменьшением массы лонжеронов крыла. Кроме того, подкосное крыло оказывается более жестким, то есть уменьшаются его прогибы и углы закручивания под воздействием аэродинамической нагрузки.

Расчет подкосного крыла производится в следующем порядке:

вычерчивается в масштабе консоль крыла (рис. 4. 7) с подкосом при виде спереди с указанием погонной нагрузки:

определяются реакции в местах крепления подкоса к крылу (точка П) и крыла к фюзеляжу (точка Ф) по формулам

$$R_n = ql^2/8l_n \quad \text{и} \quad R_\Phi = R_n - q(l/2), \quad (4.13)$$

где l_n —расстояние между узлами крепления консоли;
 строятся эпюры поперечной силы и изгибающего момента;
 для выбранных контрольных сечений определяются сечения полок и толщины стенок лонжеронов.

Эпюры поперечной силы и изгибающего момента имеют вид, представленный на рис. 4. 7. Как видно из этого рисунка, максимальные значения поперечной силы и изгибающего момента совпадают с точкой крепления подкоса. Отрезок лонжерона, расположенный между узлом крепления подкоса и узлом крепления фюзеляжа, загружен изгибающим моментом существенно меньше, чем в точке «П». Однако этот же участок лонжерона дополнительно загружается сжимающей силой $P_{л}$ за счет силового воздействия подкоса. Это в свою очередь требует некоторого увеличения площади сечения верхней полки лонжерона и проверки ее на устойчивость в соответствии с описанием п. 3. 4. 6.

Расчет подкосного крыла можно существенно упростить, если сечения лонжерона между точками крепления подкосов выдерживать постоянными. Это возможно, так как сжимающие усилия, возникающие в полках лонжерона под воздействием подкосов, меньше усилий, вызванных изгибом крыла, и полностью компенсируются уменьшением (на этом участке) изгибающего момента по сравнению с точкой «П».

Если предложенная рекомендация автором проекта принята, то эпюры поперечной силы и изгибающего момента строятся только для консольной части крыла по аналогии с описанием п. 4. 2. 4. Усилия, действующие вдоль оси подкоса, определяются по формуле

$$R_{полк} = n_{y\max}^3 G_0 l / (8 l_n \sin \beta), \quad (4.14)$$

где β — угол между осью лонжерона и осью подкоса. Если подкос в верхней части имеет разветвление и крепится к узлам, разнесенным вдоль хорды, то он разгружает центральную часть крыла не только от сдвига и изгиба, но и от крутящего момента.

При нижнем расположении крыла, когда подкосы при положительной нагрузке работают на сжатие, расчет производится аналогично описанному, только подкосы обязательно проверяются из условия обеспечения устойчивости в соответствии с описанием п. 3. 4. 6.

Коэффициент безопасности f для подкоса выбирается равным 1,5, а для его узлов крепления—не менее 2.

4. 2. 8. Расчет и проектирование элеронов

Геометрические размеры и форма элеронов СЛС определяются в процессе его аэродинамического расчета.

С точки зрения строительной механики элерон представляет собой двух- или многоопорную балку, работающую на сдвиг, изгиб и кручение. Поэтому в состав его силового набора (рис. 4. 8) обязательно должен входить продольный элемент, чаще всего лонжерон 5, воспринимающий поперечную силу, изгиб, а в некоторых случаях — и кручение. В состав поперечного силового набора входят типовые 1 и не менее одной силовой нервюры 2, предназначенной для подсоединения узла 4 проводки системы управления и загрузки замкнутого контура профиля элерона крутящим моментом.

На СЛС часто используют элероны с тонкостенным трубчатым лонжероном 2 (рис. 4. 9), с встроенными в него узлами подвески 1, 5 в сочетании с пенопластовыми блоками 3, вырезанными по профилю контура элерона и обклеенными слоем стеклоткани 4. Такие элероны просты для расчета, имеют небольшую массу и достаточно технологичны.

Для крепления элеронов выгодно использовать быстросъемные узлы, показанные на рис. 4. 10. Такой узел состоит из кронштейна с окном 1, закрепленного на силовой нервюре крыла 2, пластины 5 с втулкой 4 для внешней обоймы подшипника 3, винта крепления пластины 7 и стопорящего винта 6. Использование описанного узла, кроме эксплуатационных удобств, не требует установки лючков для подхода к узлам крепления. Для снятия элерона достаточно отсоединить проводку управления, отклонить элерон, отвернуть винты 6 и 7 крепления пластины 5 и сдвинуть его назад.

Нагрузку (в кгс), действующую на элерон, с достаточной степенью точности можно определить по формуле

$$P_{эл} = 6,1 S_{эл} V_{max}^2, \quad (4.15)$$

где V_{max} —максимальная скорость полета, м/с.

Погонная нагрузка вдоль элерона распределяется пропорционально его хордам. Но так как в большинстве случаев разница величин хорд элерона невелика, то с достаточной степенью точности можно считать нагрузку равномерно распределенной по размаху. Такое допущение, не являясь грубым, существенно упрощает расчет элерона.

Конечным этапом расчета является определение сечений лонжерона, способных воспринять поперечную силу и изгибающий момент, а при отсутствии замкнутого контура — и кручение.

Расчет элерона производится в следующем порядке:

вычерчивается в масштабе элерон при виде спереди с указанием погонной нагрузки; определяются реакции в узлах подвески; строятся эпюры поперечной силы, изгибающего и крутящего моментов; в соответствии с описанием пп. 3.4.3—3.4.5 определяются необходимые сечения элементов конструкции.

Кручение элерона воспринимается жестким носком или коробчатым лонжероном. Зашивать фанерой или стеклотекстолитом весь контур элерона, выполненного из пенопласта, нецелесообразно с точки зрения его весовой компенсации. Более приемлемым является его армирование — оклейка стеклотканью с эпоксидным компаундом.

Рычаг управления элероном устанавливается по возможности ближе к его середине. В некоторых случаях этого правила можно не придерживаться, но необходимо помнить, что это не скажется на массе лонжерона лишь при большой его жесткости на кручение, например при применении трубчатого лонжерона.

Для ускорения процесса построения эпюр поперечной силы и изгибающего момента можно воспользоваться табл. 3.9.

При построении эпюры крутящего момента следует считать, что точка приложения равнодействующей аэродинамической нагрузки приложена на 42% средней хорды элерона.

4. 3. РАСЧЕТ И ПРОЕКТИРОВАНИЕ ОПЕРЕНИЯ

4. 3. 1. Конструкция оперения СЛС

Горизонтальное оперение (рис. 4. 11) обычно состоит из неподвижной части — стабилизатора 1 и отклоняемой — руля высоты 4. В некоторых случаях применяют цельноповоротное горизонтальное оперение (ЦПГО). Использование ЦПГО позволяет получить достаточно легкую и простую в исполнении конструкцию, однако для обеспечения возможности полета с «брошенной ручкой» оно требует тщательной доводки по углам отклонения и загрузкам.

Вертикальное оперение (рис. 4. 11) состоит из неподвижной части — киля 3 и отклоняемой — руля направления 2.

Взаимное расположение горизонтального и вертикального оперения может быть различным и для каждого конкретного случая выбирается исходя из условия обеспечения необходимой устойчивости и управляемости.

Конструктивно стабилизатор, как и крыло, состоит из продольного и поперечного силового набора. В состав продольного набора входят лонжерон 6 и стрингеры, поперечного — нервюры 5.

При использовании в качестве наполнителя блоков из пенопласта или трехслойной обшивки нервюры и стрингеры могут отсутствовать. В этом случае стабилизатор (рис. 4. 12) состоит из одного или двух лонжеронов 2, 4, силовых нервюр 3 и пенопластового наполнителя 1, 5, обклеенного одним или несколькими слоями стеклоткани 6.

При проектировании горизонтального оперения используются те же конструктивно-силовые схемы, что и при проектировании крыла.

Конструктивно-силовая схема киля (рис. 4. 13) во многом напоминает схему стреловидного крыла и обычно включает в свой состав лонжерон 3 и силовые нервюры 7, 2. В отличие от горизонтального оперения лонжерон 3 по отношению к оси фюзеляжа чаще всего устанавливается не под прямым углом, а в состав силовой схемы вводится одна, а иногда и несколько подкосных балок. В киле, показанном на рис. 4. 13, роль подкосной балки выполняют элементы 5 и 4. Во многих случаях целесообразно использовать двухлонжеронную конструкцию. На схематичных СЛС киль может выполняться в виде плоской пластины с силовым набором в виде трубчатого каркаса по периметру.

Конструкция руля высоты, руля направления и узлов их подвески аналогична конструкции элеронов.

4. 3. 2. Расчет и проектирование горизонтального оперения

Нагрузки, действующие на горизонтальное оперение, подразделяют на уравновешивающие, маневренные и нагрузки при полете в неспокойном воздухе. Для определения маневренных нагрузок необходимо знать коэффициент продольного момента самолета без горизонтального оперения, значение которого получают, продувая модель в аэродинамической трубе. У конструкторов-любителей такая возможность имеется далеко не всегда. Поэтому расчет целесообразно вести из условия максимально возможной аэродинамической нагрузки, действующей на горизонтальное оперение при резком отклонении руля высоты на максимальной скорости полета. Действующую в этом случае силу можно определить по формуле

$$Y_{го} = C_y \rho V_{max}^2 S_{го} / 2, \quad (4.16)$$

где коэффициент C_y принимается равным 2.

При расчете принимают, что 75% полученной нагрузки приходится на стабилизатор и 25% — на руль высоты. При этом к стабилизатору нагрузку считают приложенной на 20% хорды оперения, и по оси подвески — к рулю высоты. Нагрузку по размаху можно считать равномерно распределенной.

При предлагаемом методе расчета запас прочности горизонтального оперения будет завышенным, однако к значительному увеличению массы оперения это не приводит.

4. 3. 3. Расчет и проектирование вертикального оперения

На вертикальное оперение могут действовать как уравновешивающие, так и маневренные нагрузки. Уравновешивающая нагрузка на вертикальном оперении появляется при скольжении самолета, взлете или посадке с боковым ветром, а также при отказе одного из двух двигателей, установленных на крыле.

Расчет вертикального оперения СЛС можно производить исходя из максимально возможной аэродинамической нагрузки, возникающей при резком отклонении руля направления. Силу, действующую в этом случае на вертикальное оперение, можно определить по формуле

$$Y_{\text{во}} = C_y \rho V_{\text{max}}^2 S_{\text{во}} / 2, \quad (4.17)$$

где коэффициент C_y принимается равным 1.5.

Нагрузку по высоте киля следует считать распределенной пропорционально хордам.

При использовании для изготовления носка киля пенопластовых блоков или трехслойной обшивки (рис. 4.13) типовые нервюры, как правило, не используются.

4. 4. РАСЧЕТ И ПРОЕКТИРОВАНИЕ ФЮЗЕЛЯЖА

4. 4. 1. Конструктивные схемы фюзеляжей

Фюзеляж СЛС предназначен для размещения пилота, двигателя, топлива, полезной нагрузки и оборудования. Его геометрические размеры и форма в основном определяются в процессе аэродинамического расчета (п. 1. 8) и объемной компоновки (п. 2. 3).

С точки зрения строительной механики фюзеляж является строительной базой, к которой крепятся крыло, хвостовое оперение, шасси, силовая установка, а также различные агрегаты и грузы. На фюзеляже происходит уравнивание всех сил и моментов, передаваемых с частей самолета.

По силовым схемам фюзеляжи можно разбить на три класса: ферменные, балочные и комбинированные.

Ферменный фюзеляж состоит собственно из фермы, чаще всего прямоугольной формы, и нескольких гаргротов (рис. 4. 14), придающих фюзеляжу удобообтекаемую форму. Ферма обычно сваривается из мягкой стали, а расчалки изготавливаются из высокопрочной стальной проволоки. Каркас гаргротов изготавливается из деревянных реек и фанеры. Обшивка гаргротов может быть любой, так как она не несет почти никакой нагрузки. В весовом отношении ферма (при больших строительных высотах) является конструкцией достаточно выгодной, но наличие гаргротов резко снижает ее преимущества. К недостаткам ферменных фюзеляжей относится также наличие диагональных элементов фермы, мешающих размещению кабины и оборудования.

Большее применение на СЛС находят балочные и комбинированные фюзеляжи.

Балочный фюзеляж представляет собой пустотелую балку—трубу переменного сечения, в которой изгиб и кручение воспринимаются силовым набором совместно с подкрепленной обшивкой.

В продольный силовой набор фюзеляжа могут входить лонжероны и стрингеры, в поперечной — силовые и нормальный (формообразующие) шпангоуты. Кроме того, часто устанавливаются элементы вспомогательного назначения для местного усиления основной конструкции или установки пилотских кресел, двигателей, агрегатов и оборудования.

В зависимости от набора силовых элементов различают три группы балочных фюзеляжей: лонжеронные, стрингерные и обшивочные (монококковые). Лонжеронный фюзеляж состоит из нескольких (чаще всего четырех) лонжеронов, набора силовых и нормальных шпангоутов и тонкой обшивки. В стрингерном фюзеляже имеется большое количество стрингеров, набор шпангоутов и обшивки. Обшивочный фюзеляж состоит из толстой обшивки, подкрепленной шпангоутами, или трехслойной обшивки без шпангоутов. Сечения балочных фюзеляжей перечисленных выше групп лонжеронного а, стрингерного б, обшивочных в и г представлены на рис. 4. 15.

На СЛС находят достаточно широкое применение комбинированные фюзеляжи. Например, стрингерный фюзеляж в носовой части может переходить в балочный возле кабины, а затем в обшивочный в хвостовой части. Такой переход на СЛС бывает целесообразным в связи с несколько необычной компоновкой этих ЛА и включением в их силовой набор нетрадиционных элементов конструкции. Такими элементами могут быть сиденья, спинка и даже заголовник кресла пилота.

Использование обшивочных фюзеляжей вызвано широким применением таких, пока нетрадиционных в «большой авиации», материалов, как пенопласт, стеклоткань и эпоксидные смолы.

Более того, на некоторых СЛС основным силовым элементом фюзеляжа является пилотское кресло, а хвостовая часть фюзеляжа представляет собой тонкостенную трубу чаще всего из Д-16Т или композиционных материалов на основе стеклоткани и эпоксидной смолы.

У некоторых СЛС вместо фюзеляжа применяется гондола. Она является элементом менее нагруженным, чем фюзеляж, так как усилия с оперения на крыло передаются с помощью балок.

Целесообразность использования той или иной схемы необходимо рассматривать во всей совокупности аэродинамических, прочностных, технологических и эксплуатационных факторов.

4. 4. 2. Определение нагрузок, построение эпюр поперечных сил, изгибающих и крутящих моментов

Нагрузками, действующими на фюзеляж, являются:

силы, передаваемые на фюзеляж от прикрепленных к нему частей самолета: крыла, оперения, силовой установки, шасси (при движении самолета по земле);

вес и инерционные силы от полезной нагрузки, агрегатов, расположенных в фюзеляже, а также от масс конструкции самого фюзеляжа;

аэродинамические силы, действующие непосредственно на фюзеляж.

Величина этих нагрузок неодинакова, и некоторыми из них при прочностных расчетах фюзеляжа можно пренебрегать. Так, например, для фюзеляжа СЛС несущественными являются аэродинамические нагрузки от масс конструкции самого фюзеляжа.

Основной расчет целесообразно вести на нагрузки, передаваемые на фюзеляж с горизонтального оперения, и инерционные нагрузки от агрегатов, расположенных в фюзеляже. Такое нагружение называют симметричным, так как нагрузки действуют в плоскости симметрии самолета. Примером симметричного нагружения являются нагружения: в прямолинейном горизонтальном полете, при выходе из пикирования, вход в пикирование, при посадке.

Кроме симметричного самолет может испытывать и несимметричное нагружение. Пример такого нагружения — полет с отклоненным рулем направления. Несимметричное нагружение, кроме сдвига и изгиба, загружает фюзеляж и крутящим моментом.

Нормы прочности требуют, чтобы прочность фюзеляжа была проверена по всем расчетным случаям нагружения крыла и оперения. Однако это процесс длительный, трудоемкий и малоприемлемый для СЛС любительской постройки. Достаточно рассчитать фюзеляж на случай выхода из пикирования с максимальной эксплуатационной перегрузкой при резком отклонении руля высоты на кабрирование. Затем произвести проверку прочности фюзеляжа на кручение при полете со скольжением и полностью отклоненном руле направления.

Построение эпюр поперечных сил и изгибающих моментов (рис. 4. 16) производится в такой последовательности:

а) изображается контур фюзеляжа с нанесением точек приложения и величин инерционных сил от размещенных в нем агрегатов. Координаты точек приложения можно перенести с чертежа (пример—рис. 2. 9), который использовался при расчете центровки, а величину инерционной силы любого из агрегатов можно определить по формуле

$$P_{\text{агр}} = G_{\text{агр}} n^2 f; \quad (4.18)$$

б) к точке, расположенной на 25% хорды горизонтального оперения, прикладывается его подъемная сила, направленная вниз, вычисленная по формуле 1 (4. 16);

в) строится эпюра поперечной силы Q путем последовательного суммирования сил от хвостовой (и носовой) части к точке крепления лонжерона крыла;

г) аналогично крылу, в соответствии с правилами технической механики, строится эпюра изгибающих моментов M_u .

По полученным эпюрам, после выбора конструктивно-силовой схемы, определяются сечения силовых элементов фюзеляжа.

Крутящий момент на фюзеляже возникает вследствие того, что направление векторов боковой силы, создаваемой вертикальным оперением при отклоненном руле направления, и подъемной силы горизонтального оперения при полете самолета со скольжением не совпадают, (рис. 4. 17) с осью жесткости фюзеляжа.

Этот момент легко определить по формуле

$$M_{\text{кр}} = P_{\text{во}} h + 0,05 Y_{\text{го}} l_{\text{го}}, \quad (4.19)$$

где $P_{\text{во}}$ — боковая сила вертикального оперения, а h — расстояние от точки приложения этой силы до оси жесткости фюзеляжа.

Боковая сила вертикального оперения $P_{\text{во}}$ и подъемная сила горизонтального оперения $Y_{\text{го}}$ вычисляются по формулам (4. 17) и (4. 16).

4. 4. 3. Разработка конструктивно-силовой схемы

По силовой схеме и конструкции фюзеляж является достаточно сложным агрегатом планера. Это объясняется большим разнообразием передаваемых на него нагрузок, жесткими требованиями к размещению кресла пилота, силовой установки и ряда агрегатов, обусловленных центровкой и объемной компоновкой самолета. В связи с этим при выборе оптимальной силовой схемы необходимо учитывать целый ряд факторов: назначение СЛС, его маневренные свойства, наличие материалов, технологические возможности, оснащенность КБ станками и оборудованием.

Силовая схема СЛС чаще всего бывает смешанной;

это связано с включением в силовую схему кресла пилота и ряда других агрегатов и узлов конструкции. Особое внимание необходимо уделять многофункциональности ее элементов. Это значит, что конструктор должен стремиться к уменьшению числа элементов и узлов за счет того, что один и тот же узел одновременно выполняет несколько функций. В качестве примера можно рассмотреть силовой набор передней части фюзеляжа (рис. 4. 18), основным элементом которого является каркас кресла пилота. Он состоит из двух соединенных между собой продольных силовых элементов 17, каждый из которых выполнен в виде изогнутой двутавровой балки. К этим балкам крепятся:

- шпангоуты 1, 3, 4, 6, 9;
- стойка переднего колеса 20, вместе с педальным механизмом 2;
- кронштейн с роликами 19 системы разворота переднего колеса;
- командный узел управления самолетом 18;
- сиденье пилота 16 со спинкой 7 и системой привязных ремней;
- две пластины 14, передающие усилия на рессору 13 основных колес шасси, и задний лонжерон 11.

Пластина 14, в свою очередь, является кронштейном для оси роликов 15 и сектора 12 системы управления рулем высоты.

К силовому шпангоуту 1 крепится двигатель, а его стенка одновременно является противопожарной перегородкой.

К шпангоуту 4 крепится подфонарная жесткость, а роль стенки этого шпангоута выполняет панель приборной доски 5.

Спинка кресла одновременно является наклонным силовым шпангоутом, передающим усилия с обшивки фюзеляжа на узлы его крепления к переднему лонжерону крыла.

Приведенный выше частный пример силовой компоновки не может быть перенесен на другие СЛС и служит лишь для иллюстрации возможной многофункциональности элементов конструкции. Однако существуют и некоторые общие закономерности, которые можно переносить на любую конструкцию:

- уменьшение числа звеньев любого узла;
- уменьшение числа разъемных соединений и вырезов в замкнутых контурах;
- устранение концентраторов напряжений в элементах конструкции;
- передача усилия по кратчайшим расстояниям, и, желательнее, растяжением элементов;
- применение силовых элементов с двутавровым сечением при работе на изгиб и коробчатый—при работе на кручение;
- применение трехслойных конструкций и конструкций с наполнителем.

Очень сложными являются задачи нахождения решения, близкого к оптимальному при противоречивых требованиях. Так, например, с точки зрения аэродинамики фюзеляж должен иметь плавные обводы. Обшивка такого фюзеляжа штампуются из металла, выклеивается из стеклоткани или узких полос шпона и не может быть изготовлена простым изгибом листового материала. Процесс штамповки требует сложного и дорогостоящего оборудования, а процесс выклейки — больших трудозатрат и не всегда отвечает условию заданной чистоты поверхности. С точки зрения строительной механики выгодно использовать балочный фюзеляж с четырьмя лонжеронами. Но такой фюзеляж будет иметь форму вытянутой усеченной пирамиды с вершиной возле оперения или двух усеченных пирамид, состыкованных основаниями около кабины пилота. Такие формы фюзеляжа не в полной мере отвечают требованиям аэродинамики и дизайна.

Эти, казалось бы, крайне противоречивые требования можно выполнить, если балки в носовой и хвостовой частях фюзеляжа изготовить в виде уголков с последующим заполнением пенопластом. Сечения фюзеляжа по его длине (рис. 4. 19) имеют плавные переходы, а обшивка между уголковыми лонжеронами может быть изготовлена из любого листового материала, так как образующей криволинейной поверхности обшивки является прямая. Обработка пенопласта, заполняющего уголок, достаточно проста и не требует больших трудозатрат.

Разрешение подобных противоречий должно осуществляться в следующем порядке:

- разрабатывается наилучший, может быть, даже идеальный вариант с точки зрения аэродинамики;
- разрабатывается наилучший вариант с точки зрения прочности при минимальной массе;
- делается попытка совместить указанные выше требования на основе оригинальных конструктивных и технологических решений.

При всей сложности и серьезности этих задач следует отметить, что фюзеляж СЛС как раз и является той частью самолета, где имеется наибольший простор для творческой мысли конструктора.

4. 4. 4. Расчет элементов конструкции балочных фюзеляжей

Для каждого из выбранных контрольных сечений, в соответствии с действующей поперечной силой, изгибающим и крутящим моментом, производится расчет элементов продольного силового набора и толщины обшивки.

На СЛС чаще всего используются лонжеронные фюзеляжи, в состав силового набора которых входят (рис. 4. 15, а) четыре лонжерона. При расчете таких фюзеляжей осевые усилия, действующие в любом из лонжеронов, определяются по формуле

$$S_x = M_{из}/2H_{л}, \quad (4.20)$$

где $M_{из}$ —изгибающий момент, а $H_{л}$ —строительная высота в рассматриваемом сечении.

Потребные площади сечений растянутого и сжатого лонжеронов определяются по формулам

$$F_p = S_x/\sigma_p; \quad F_{сж} = S_x/\sigma_{сж}. \quad (4.21)$$

Толщину обшивки хвостовой части фюзеляжа необходимо выбирать из условия совместного действия поперечной силы Q и крутящего момента M_k .

Для лонжеронного фюзеляжа можно принять следующий порядок проведения приближенного проектировочного расчета толщины обшивки.

1. Выбирается материал и задается толщина обшивки (можно первоначально принять $\delta=0,5$ мм).

2. По формуле

$$\tau_Q = Q/2\delta H_{л} \quad (4.22)$$

определяется действующее значение напряжения сдвига под действием поперечной силы Q , а по формуле (3. 8) — напряжение, возникающее под воздействием крутящего момента $M_{кр}$.

Полученные напряжения суммируются:

$$\tau_{\Sigma} = \tau_Q + \tau_k.$$

3. По графику, представленному на рис. 3. 8, или по формуле (3. 16), с учетом размера пластины, не подкрепленной силовыми элементами, определяются критические напряжения сдвига $\tau_{кр}$.

4. Сравниваются действующие напряжения сдвига с критическими. Если действующие значения намного меньше критических, то необходимо задаться меньшей толщиной обшивки и расчет повторить. Если $\tau_{\Sigma} > \tau_{кр}$, то толщину обшивки необходимо увеличивать. В итоге τ_{Σ} должно примерно равняться $\tau_{кр}$, но ни в коем случае не превышать его.

Расчет стрингерного фюзеляжа можно вести в той же последовательности, но считать, что изгибающий момент воспринимается только верхним и нижним сводами, включающими стрингеры и обшивку. При этом высоту сводов принимают равной 1/4 высоты H или диаметра D фюзеляжа, а строительную высоту $H_{л}$ считают равной 2/3 от диаметра.

4.5 ПРОЕКТИРОВАНИЕ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

4.5.1. Состав системы управления и требования, предъявляемые к ней

Системой управления самолетом называют совокупность устройств, обеспечивающих управление движением самолета, работой двигателя и различными агрегатами.

В данной главе внимание акцентировано на основном управлении, то есть управлении рулевыми поверхностями самолета: рулем высоты, рулем направления, элеронами (интерцепторами).

В систему основного управления СЛС входят:

- а) командные рычаги управления (КРУ), на которые непосредственно воздействует летчик для управления положением самолета;
- б) проводка управления, соединяющая КРУ с управляющими поверхностями;
- в) устройства загрузки КРУ и балансировки усилий на рулевых поверхностях.

Основное управление разделяется на две практически независимые системы — ручное управление и ножное управление.

Ручное управление включает управление рулем высоты и элеронами (интерцепторами), осуществляемое с помощью ручки, расположенной в кабине. Ножное управление предназначено для воздействия на руль направления и осуществляется с помощью педального механизма.

Система управления должна удовлетворять ряду важных требований:

1. При управлении самолетом движения рук и ног летчика должны соответствовать естественным рефлексам человека при сохранении равновесия. То есть при движении ручки вперед (от себя) руль высоты должен отклоняться вниз, а самолет опускать нос. При движении ручки назад (на себя) руль высоты должен отклоняться вверх, а самолет — переходить на кабрирование. Движение ручки направо должно вызывать правый, а движение ручки влево — левый крен самолета.

2. При отклонении КРУ усилия на них должны возрастать плавно и всегда быть направленными в сторону, противоположную отклонению, а величина этих усилий на всех режимах полета должна находиться в пределах:

- по тангажу—от 2, 5 до 25 кгс;
- по крену—от 1, 5 до 15 кгс;
- по курсу — от 3 до 50 кгс.

3. Должна быть обеспечена полная независимость управления, то есть отклонение руля высоты не должно вызывать отклонения элеронов и наоборот.

4. Необходимо согласование углов отклонения рулевых поверхностей и КРУ. При этом углы отклонения рулевых поверхностей должны обеспечивать возможность полета на всех полетных и посадочных режимах, а отклонения КРУ должны быть ограничены жесткими упорами.

5. Все сочленения и механизмы управления должны быть доступны для осмотра и обслуживания.

Углы отклонения командных рычагов и величины их перемещения желательно выбирать в соответствии с п. 2.2. 3.

4. 5. 2. Командные рычаги управления самолетом

Командные рычаги системы управления устанавливаются в кабине и включают в себя узел ручного и узел ножного управления.

Узел ручного управления представляет собой механизм, состоящий из ручки управления, вала, тяг, качалок и кронштейнов крепления.

Ручка управления представляет собой рычаг, имеющий две степени свободы. Это позволяет ей отклоняться вперед-назад при управлении рулем высоты и вправо-влево при управлении элеронами или интерцепторами.

Схемы узлов ручного управления, показанные на рис. 4, 20, б, в, хорошо сочетаются с жесткой, а узел, по казаный на рис. 4, 20, а,—с гибкой или смешанной проводками управления.

Независимо от конструктивного исполнения узла для выполнения требования независимости управления необходимо, чтобы точка «А» подсоединения качалки проводки системы управления 7 находилась на продолжении оси, относительно которой поворачивается вилка ручки.

В каждом из рассмотренных узлов кроме ручки 1, вилки 2, вала 3, тяги 4 и качалок 6 и 7 должно устанавливаться шарнирное звено 5, обеспечивающее возможность поворота одного из концевиков тяги 4.

Управление рулем направления на СЛС чаще всего осуществляется от педалей, отклоняемых ступнями, простых конструктивно и удобных эргонометрически. На рис. 4. 21, а

показана рычажная схема ножного управления. Достоинством этой схемы является крайняя простота конструкции. Основным недостатком — отсутствие поступательного движения ступней ног при повороте педалей, что быстро утомляет пилота. Этот недостаток устранен в более сложной (рис. 4. 21, б) рычажно-параллелограммной схеме.

Регулировка по росту летчика осуществляется за счет смещения педалей относительно направляющих трубок в первой схеме и параллелограммного механизма во второй.

4. 5. 3. Проводка управления

Проводка управления (рис. 4. 22) служит для передачи перемещений от КРУ до рулевых поверхностей. Она может быть гибкой, жесткой и смешанной.

Гибкая проводка выполняется в виде двух тросов, проложенных по роликам, установленным в местах изменения направления троса. Концы тросов крепятся к секторам, один из которых расположен у командного рычага управления, другой — на оси рулевой поверхности. Секторы обеспечивают постоянство натяжения троса, чего не удастся достичь непосредственным его присоединением к рычагам и качалкам. Сектор представляет собой часть ролика достаточно большого, но вполне определенного диаметра и предназначен для преобразования вращательного движения вала в поступательное движение тросов у командных рычагов или поступательного движения тросов во вращательное движение вала рулевой поверхности. Для натяжения тросов используются соединительные тандеры. Концы тросов запрессовывают в наконечники, имеющие внешнюю резьбу. Муфта тандера свинчивает два наконечника, имеющих резьбу разного направления, позволяя соединять трос и регулировать его натяжение.

Преимуществом гибкой проводки является ее малая масса и удобство компоновки. Недостатком—износ тросов в местах перегиба на роликах и их вытяжка. Кроме того, тросовая проводка пружинит и вследствие упругой деформации дает на командных рычагах ощущение «упругого» люфта, что снижает чувствительность управления.

Гибкая проводка часто используется в каналах управления рулем направления и элеронами. Жесткая проводка управления обычно выполняется из тонкостенных дюралевых труб, называемых тягами. В местах сочленения тяг устанавливаются качалки. Эта проводка по сравнению с гибкой более удобна в эксплуатации, обеспечивает большую чувствительность управления, но имеет большую массу и часто требует увеличения площади сечения фюзеляжа в районе кабины.

Жесткая проводка на СЛС чаще всего используется в канале управления рулем высоты. Смешанная проводка представляет собой оптимальное сочетание жесткой и гибкой проводки. Возле командных рычагов и при подходе к рулям проводка обычно выполняется из жестких тяг, а в промежутках, особенно на прямых и длинных участках, прокладываются тросы. В местах перехода жесткой проводки в тросовую и обратно обязательно устанавливаются секторы. Исключение могут составлять случаи, когда фигура, образованная тросами и качалками, независимо от угла отклонения КРУ, является параллелограммом. Это возможно только в том случае, когда обе качалки стоят в одной плоскости, а их плечи равны.

4. 5. 4. Проектирование системы управления

Проектирование системы управления необходимо начинать с выбора типа проводки. Для управления рулем высоты, как наиболее ответственным элементом системы управления, от которого в первую очередь зависит безопасность полетов, лучше использовать жесткую проводку. Она, естественно, будет иметь несколько большую массу, чем гибкая, но в то же время будет лишена недостатков, присущих последней. Проводка управления элеронами может быть жесткой, тросовой или смешанной. Проводку управления рулем направления лучше выполнять гибкой.

Указанные рекомендации не могут быть универсальными и в каждом конкретном случае для выбора типа проводки необходимо учитывать всю совокупность факторов. Так, например, при двухбалочной схеме самолета в канале управления рулем высоты более выгодной может оказаться гибкая дублирующая проводка, тросы которой разветвляются около кабины и, дублируя друг друга, проходят в двух балках. В этом случае по концевым нервюрам руля высоты целесообразно установить два сектора, каждый из которых (рис. 4. 23, а) выполнен заодно с узлом подвески. Данный узел (рис. 4. 23, б) включает в себя втулку 5, сектор 1, пластину быстросъемного узла 3 с прикрепленной к ней втулкой 2 шарикового подшипника 4. При таком расположении секторов тросы проводки управления не будут загружать ось руля высоты изгибающим моментом.

Узел ручки управления выбирается из рекомендуемых (рис. 4. 20) схем, в зависимости от типа проводки в канале управления элеронами и технологических соображений. Если для

канала крена выбрана гибкая проводка, то целесообразно использовать узел, показанный на рис. 4. 20, а, при жесткой проводке — один из двух других, представленных на данном рисунке.

Узел ножного управления выбирается в зависимости от назначения СЛС, продолжительности его полета и т. п. Если переднее колесо управляемое, то во многих случаях целесообразно совместить узел ножного управления с узлом разворота переднего колеса. Примером такого совмещения может служить узел, показанный на рис. 4. 24, а. Он состоит из кронштейна 2 с двумя подшипниками 1, в которых свободно вращается вал 6 с вилкой колеса 9 и сектором 8. На этом же валу на подшипнике 10 свободно посажен сектор 7 с педалями 5. Секторы 7 и 8 кинематически связаны между собой двумя тросами, переброшенными через ролики 3, 4. Выгодно тросы заменить резиновыми шнурами. В этом случае существенно смягчатся толчки, передаваемые с переднего колеса на руль направления при движении по неровному грунту. При отклонении педалей в ту или другую сторону сектор 7 вместе с валом 6 и вилкой 9 будут разворачивать и колесо, но в противоположную педалям сторону.

Недостатком данного узла, как и узла с парой шестерен, кинематика которого показана на рис. 4. 24, б, является то, что углы разворота колеса при заданном отклонении педалей, выбираются при проектировании равными 10... 15° и не могут быть изменены в процессе эксплуатации. Такие углы разворота колеса являются чрезмерно большими для режима взлета и посадки и малыми для режима руления.

Указанный недостаток полностью устранен в узле, схема которого показана на рис. 4. 24, в, за счет установки двух пар шестерен с разным передаточным отношением. Передаточное отношение может быть изменено пилотом за счет перемещения по шлицам вверх или вниз блока шестерен, связанных с педальным механизмом. Углы разворота выбираются в пределах 5... 10° на режиме взлета и посадки, 15... 30°—на режиме руления.

Более простой в изготовлении по сравнению с рассмотренными выше схемами может быть рычажная кинематика, широко используемая конструкторами-любителями.

При больших удлинениях крыла большое удлинение имеют и элероны и их необходимо выполнять разрезными, то есть состоящими из двух секций. В этом случае в канале управления элеронами более выгодно использовать тросовую проводку, подводя ее к сектору, расположенному примерно посередине элерона. Сектор целесообразно крепить к узлу подвески, который одновременно является и карданным соединением осей двух частей элерона. Общий вид узла и его чертеж представлены на рис. 4. 25. Оба вала (1 и 9) секций элерона вместе с сектором 7 свободно поворачиваются в подшипнике 4, закрепленном шайбой 5 в кронштейне б. Соединение валов 1 и 9 осуществляется посредством втулок 3, 8 и штифта 2. Для обеспечения необходимой стрелы прогиба вала между втулками 3 и 8 имеется зазор, а отверстие под штифт 2 имеет форму, обеспечивающую несоосность валов.

Прокладку жесткой проводки (рис. 4. 22) желательно вести стандартными тягами и качалками промышленного производства. При этом можно уменьшать длину тонкостенной трубки тяги; без переделки ее наконечников.

При прокладке проводки необходимо помнить, что расстояние от тяг или тросовой проводки до неподвижных элементов конструкции должно быть не менее 10... 15 мм.

При использовании тросовой проводки диаметр троса выбирается по табл. 4. 1, исходя из следующих нагрузок на командных рычагах:

- по тангажу—65 кгс;
- по крену — 32, 5 кгс;
- по курсу — 90 кгс.

При расчете диаметра троса необходимо учитывать, что усилия в тросовой проводке будут во столько раз больше, чем на командных рычагах, во сколько раз меньше их перемещение по отношению к точке приложения силы. Так, например, если при перемещении ручки управления самолетом на 20 см трос управления элеронами перемещается на 5 см, то расчетное усилие должно равняться $20 \times 32,5 : 5 = 130$ кгс.

Следует иметь в виду, что чем больше диаметр троса будет выбран, тем большим будет и его ресурс. Коэффициент запаса прочности троса выбирается в пределах 3... 10. В любом случае не следует использовать трос диаметром менее 2,5... 3 мм.

Тандер под соответствующую нагрузку выбирается по табл. 4. 2.

Ролики для тросовой проводки выполняются обычно из дюралюминия или текстолита и всегда устанавливаются так, чтобы их плоскость совпадала с плоскостью изогнутого на данном ролике троса. Желательно, чтобы диаметр ролика равнялся не менее 20 диаметрам проложенного по нему троса. При меньших диаметрах ролика трос сильно перегибается, заершивается и со временем может произойти его разрушение.

Отдельные ролики к конструкции могут крепиться с помощью двух уголков (рис. 4. 26, *a*), выполняющих роль кронштейнов. Более выгодно в весовом отношении устанавливать (рис. 4. 26, *б, в, г*) не один, а несколько роликов, даже с разных каналов управления, на одном общем кронштейне. На роликах должны быть предохранительные элементы, исключаящие соскакивание троса.

На длинных прямолинейных участках (рис. 4. 22, поз. *I*) устанавливаются направляющие втулки, выполненные из текстолита в виде двух пластин с прорезями под трос. Такие втулки предотвращают провисание и раскачку тросов.

Для согласования углов отклонения КРУ и управляющих поверхностей необходимо, чтобы отношение диаметров секторов, установленных на КРУ, и управляющей поверхности было обратно пропорциональным их потребным углам отклонения. Пусть, например, угол отклонения ручки управления самолетом в каждую сторону составляет 15° , потребный угол отклонения элеронов $\pm 25^\circ$. Тогда отношение диаметра сектора элерона к диаметру сектора узла ручного управления должно равняться $3/5$.

Совпадение нейтрального положения КРУ с нейтральным положением рулевых поверхностей обеспечивается: грубо — за счет подбора длин тросов; точно — за счет тандеров (рис. 4. 22, поз. *///*).

Расчет жесткой проводки можно вести, либо подсчитывая передаточные отношения на качалках, либо аналогично вышеописанному. Только вместо радиуса секторов подбираются радиусы подсоединения тяг управления к качалкам.

Глава 5. ВЫБОР ДВИГАТЕЛЯ И СПОСОБЫ ЕГО ФОРСИРОВАНИЯ

5. 1. НЕОБХОДИМОСТЬ ФОРСИРОВАНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ СЛС

Для получения хороших летно-технических характеристик СЛС необходимо стремиться к достижению его высокого аэродинамического качества при малой удельной нагрузке на мощность. Удельная нагрузка на мощность зависит от массы конструкции планера, мощности и массы используемого двигателя.

Сочетание большой мощности и малой массы двигателя оценивается «литровой мощностью» L^{\wedge} . Эта величина характеризует степень использования рабочего объема двигателя. Литровая мощность лучших опытных образцов двухтактных двигателей может достигать до 280 кВт/л. На практике литровая мощность двигателей, используемых на СЛС, не превышает 60... 80 кВт/л. При такой литровой мощности удельная их масса находится в пределах 1, 1... 1, 5 кг/кВт. При указанной удельной массе двигателя создание СЛС с достаточно высокими ЛТД — задача достаточно сложная. И пока не будет налажен выпуск специальных двигателей для СЛС, во многих случаях конструкторы-любители вынуждены будут заниматься доводкой и форсированием используемых двигателей.

5. 2. СПОСОБЫ ФОРСИРОВАНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ

Под термином «форсирование» понимается повышение литровой мощности двигателя, а значит, уменьшение его удельной массы.

Мощность двигателя определяется количеством химической энергии, содержащейся в топливе, преобразованной в механическую работу на валу. Однако на пути преобразования энергии топлива в полезную работу имеется целый ряд гидравлических, механических, тепловых и других потерь. В результате только сравнительно небольшая часть ее может быть преобразована в полезную работу.

Литровая мощность (в кВт) двухтактного двигателя может быть выражена формулой

$$N_{л} = 0,00067 \cdot \eta_t \tau_m \eta_q k_v H_g \Omega, \quad (5.1)$$

где η_t — термический КПД, характеризующий потери вследствие неполного расширения газа в цилиндре; η_m — механический КПД, характеризующий потери на трение и насосные потери; η_q — КПД, определяющий потери тепла через стенки цилиндра и камеры сгорания; k_v — коэффициент, показывающий полноту заполнения цилиндра горючей смесью; H_g — теплота сгорания 1 м³ горючей смеси стехиометрического состава (при весовом соотношении топлива и воздуха 1:14); Ω — частота вращения коленчатого вала, 1/с.

Как видно из формулы (5.1), под форсированием двигателя можно понимать комплекс мероприятий, направленных на увеличение до максимально допустимой величины каждого из сомножителей правой части.

1. Термический КПД η_t зависит только от степени сжатия (или, что то же самое, степени расширения) газа. Чем выше степень сжатия (рис. 5.1), тем выше термический КПД. С увеличением степени сжатия увеличивается и экономичность двигателя. Однако это увеличение ограничено возникновением детонационного горения. При использовании в качестве топлива высокооктанового бензина АИ-93 степень сжатия не должна превышать 9... 10 единиц у двигателей с рабочим объемом цилиндра до 350 см³ и 8... 9 единиц при больших объемах. Из графика, представленного на рис. 5.1, видно, что максимальное значение термического КПД в этом случае не превысит 0,61.

2. Механический КПД η_m зависит в основном от чистоты обработки трущихся поверхностей и типа используемых подшипников. Около половины всех потерь на трение составляет трение поршня и поршневых колец о зеркало цилиндра. Величина этих потерь во многом зависит от величины боковой нагрузки на поршень. Она в значительной степени определяется силами инерции поступательно движущихся частей. Для уменьшения инерционной нагрузки целесообразно применять облегченную конструкцию поршней и шатунов. Вместо литых целесообразно, например, изготовить поршни из более прочного ковкого сплава АК-4-1А, но с меньшей толщиной стенки юбки. Замену поршней выгодно производить с одновременным изменением степени сжатия за счет смещения вверх днища поршня. Трущиеся поверхности необходимо подвергать тщательной механической обработке или взаимной притирке. Для уменьшения потерь на перемешивание воздуха и трения выгодно зачищать и полировать нерабочие поверхности коленчатого вала и шатуна. С ростом частоты вращения механические потери всегда возрастают.

3. Относительный КПД η_q можно повысить за счет тщательной полировки днища поршня и внутренней поверхности камеры сгорания. Увеличению относительного КПД способствует увеличение степени сжатия и частоты вращения. Увеличение частоты вращения положительно сказывается на η_q вследствие уменьшения времени соприкосновения газов с цилиндром и стенками камеры сгорания.

4. Коэффициент наполнения цилиндра k_v зависит, прежде всего, от скорости движения смеси во впускном тракте и чистоты поверхности канала, в связи с этим их необходимо полировать. Чем короче впускные трубопроводы, чем больше диаметр они имеют и чем больше чистота их поверхности, тем выше коэффициент наполнения. Желательно, по возможности, увеличить сечения впускных окон. При этом следует учитывать, что коэффициент наполнения возрастает пропорционально квадрату уменьшения скорости потока в дросселирующих сечениях.

Обычно k_v имеет значения 0,75... 0,90. Путем практического подбора длины входного патрубка можно использовать колебания потока смеси (в диапазоне взлетных режимов работы двигателя) для улучшения наполнения картера горючей смесью. В этом случае k_v может быть больше единицы. Однако лучшим средством увеличения коэффициента наполнения во многих случаях бывает использование нагнетателя.

5. Увеличение частоты вращения происходит само по себе при увеличении любого из рассмотренных выше коэффициентов. Однако мощность с увеличением частоты вращения возрастает до тех пор, пока увеличивается произведение $\eta_m k_v \Omega$. С некоторой частоты вращения мощность начинает падать вследствие того, что уменьшение произведения $\eta_m k_v$ уже не может быть компенсировано возрастанием частоты вращения Ω .

Необходимо помнить, что существенно увеличивать частоту вращения можно только при условии повышения статической и динамической балансировки вала двигателя.

5. 3. ВЫБОР ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ ВЗЛЕТНОГО РЕЖИМА ПО СКОРОСТНОЙ ХАРАКТЕРИСТИКЕ ДВИГАТЕЛЯ

Частота вращения вала двигателя при его работе совместно с воздушным винтом определяется не только внутривидеательными параметрами, но и потребной мощностью N_B , необходимой для вращения винта.

Для определения частоты вращения винта, посаженного непосредственно на вал двигателя, достаточно нанести на график (рис. 5. 2) линию скоростной характеристики двигателя и линию мощности, потребной для вращения винта. Точка пересечения двух этих линий дает значения мощности, передаваемой на винт, и его частоты вращения. Методика определения потребляемой винтом мощности подробно описана в главе 6.

Потребляемая винтом мощность зависит не только от частоты его вращения, но и от скорости набегающего потока.

Для получения минимальной длины разбега самолета и быстрого набора им высоты после отрыва целесообразно изготовить винт такого размера, чтобы обе линии (рис. 5. 3) пересекались в точке 1, близкой к максимальной мощности двигателя.

При работе винта фиксированного шага на месте (вначале разбега) потребляемая винтом мощность будет максимальной, а мощность двигателя и его частота вращения (точка 2) существенно меньше максимальных.

При увеличении скорости полета до максимальной будет происходить раскрутка винта, а располагаемая мощность двигателя (точка 3) — падает.

В связи с изложенным выше для многорежимных самолетов необходимо либо использовать винт изменяемого в полете шага, либо уменьшать степень форсирования двигателей, при которой они имеют более пологую (рис. 5. 4) скоростную характеристику.

Как видно из рисунка, менее форсированный двигатель с более пологой характеристикой (кривая 1) на максимальной скорости может иметь большую мощность и частоту вращения, чем высокофорсированный (кривая 2).

5. 4. О ВЫБОРЕ ДВИГАТЕЛЯ

Нельзя не принимать во внимание экономичность двигателя, которая оценивается удельным расходом — количеством топлива, необходимым для создания мощности в 1 кВт в течение 1 ч работы.

Чем больше удельный расход, тем больше запас топлива необходимо брать в полет. И тем больше взлетная (и полетная) масса самолета.

Лучшим можно считать тот двигатель, у которого сумма массы двигателя с редуктором и топлива, необходимого для обеспечения заданного времени полета, минимальна.

При одинаковой мощности, удельной мощности и удельном расходе топлива, предпочтенье следует отдавать двигателю с рядным расположением цилиндров, так как такой двигатель будет создавать меньшее сопротивление потоку воздуха.

Следует помнить, что двигатель, хорошо зарекомендовавший себя на одном ЛА, может оказаться малопригодным для другого. Поэтому при подборе двигателя необходимо учитывать не только его характеристики, но и назначение, предполагаемые ЛТД и конструктивные особенности проектируемого самолета.

Глава 6. РАСЧЕТ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ

6.1. ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ РАСЧЕТА ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ.

6.1.1. Исходные предпосылки расчета винтов

При аэродинамическом расчете и проектировании самолета особое внимание необходимо уделять выбору двигателя и расчету воздушного винта под данный двигатель. Снижение КПД винта из-за неправильного подбора и расчета нередко является причиной неудач, постигающих конструкторов-любителей.

Приступать к расчету винта можно только после изучения его теоретических основ, так как сам расчет носит характер инженерного искусства.

Существует несколько теорий воздушных винтов. Каждая из них имеет свои достоинства и свои недостатки. Очень важное практическое значение имеет теория Сабинина-Юрьева, которая устанавливает взаимосвязь параметров потока, размеров лопастей винта и мощности, потребляемой винтом при заданной частоте его вращения. Однако эта теория является достаточно сложной, расчет с ее использованием ведется методом последовательных приближений и требует больших трудозатрат.

В данном пособии излагается последовательность расчета винта по упомянутой выше теории, но с учетом ряда допущений, которые при мощностях двигателя до 50... 60 кВт, не оказывая существенного влияния на конечный результат, намного уменьшают объем расчетных работ.

6.1.2. Основные геометрические и кинематические характеристики винта

Воздушный винт (рис. 6. 1) обычно состоит из двух одинаковых и симметрично расположенных лопастей, выполненных заодно со ступицей винта. Последняя служит для крепления винта к валу двигателя или редуктора.

К основным геометрическим параметрам, определяющим форму и размеры винта, относятся:

1. Диаметр винта D —это диаметр окружности, описываемой при вращении концами лопастей. У двухлопастного винта диаметр равен расстоянию между концами лопастей.

Вместо диаметра размеры винта можно характеризовать его радиусом $R=D/2$. Положение выбранного на лопасти сечения (рис. 6. 1) определяется радиусом r , равным расстоянию от оси винта до данного сечения.

Отношение $\bar{r} = r/R$ называют относительным радиусом сечения.

2. Шаг винта H — это расстояние (рис. 6. 2), которое прошел бы винт вдоль оси за один полный оборот, если бы он ввинчивался в воздух как в твердое тело, например как болт в гайку.

Шаг винта можно посчитать по формуле

$$H = 2\pi r_{0,75} \operatorname{tg} \varphi,$$

где φ — угол установки хорды сечения лопасти винта на $\bar{r}=0,75$.

3. Угол установки элемента лопасти φ —это угол между хордой сечения лопасти и плоскостью вращения винта. Этот угол (рис. 6. 3) различен для различных сечений лопасти. Его значение возрастает от конца лопасти к оси винта. Угол установки сечения лопасти на $\bar{r}=0,75$ условно принято называть углом установки лопасти.

4. Поступь винта H_a —это расстояние, которое проходит винт вдоль оси за время одного его оборота.

Если известна осевая скорость винта (скорость полета V_0) и частота его вращения Ω , то

$$H_a = 2\pi V_0 / \Omega.$$

5. Относительная поступь винта λ определяется по формуле:

$$\lambda = H_a / D = 2\pi V_0 / \Omega D.$$

6. Покрытие винта — это отношение площади проекции всех лопастей, при виде винта спереди, к площади диска, сметаемого винтом. С увеличением покрытия характеристики винта, и в первую очередь его КПД, ухудшаются. Именно поэтому на сверхлегких самолетах используются двухлопастные винты ($i=2$), имеющие наименьшую величину покрытия

7. Форма лопасти в плане при одинаковых покрытии и углах установки лопастей существенного влияния на характеристики винта не оказывает. В большинстве случаев лопасть конструируется симметричной или близкой к симметричной в плане.

8. Профиль лопасти — это понятие, аналогичное понятию профиля крыла. Для винтов, как правило, применяются специальные «винтовые профили».

Для металлических винтов целесообразно использовать профиль *Clark-Y*, а для деревянных ВС-2 или РАФ-6, имеющих высокое аэродинамическое качество при достаточно больших относительных толщинах $\bar{c} = c/b$.

Обычно винтовые профили характеризуются так называемым обратным аэродинамическим качеством $\mu = C_x / C_y$. Зависимость коэффициентов C_y и величин μ от угла атаки α и относительной толщины профиля \bar{c} для наиболее распространенных винтовых профилей ВС-2 и РАФ-6 представлена на рис. 6. 4 и 6. 5.

6. 1. 3. Формула тяги винта

Воздушный винт предназначен для преобразования механической работы двигателя в работу силы тяги, используемую для перемещения самолета в пространстве.

Сила тяги образуется за счет реактивного действия отбрасываемой лопастями массы воздуха, проходящего через плоскость вращения винта.

Тягу винта P можно определить по формуле

$$P = m(V_1 - V_0), \quad (6.1)$$

где m — масса воздуха, проходящего за 1 с через, плоскость вращения винта; V_1 — скорость потока в плоскости винта; V_0 — скорость невозмущенного потока на некотором удалении перед винтом, (она равна скорости полета самолета).

Если учесть, что масса воздуха, проходящего за 1 с через плоскость вращения винта, определяется по формуле

$$m = \tau R^2 V_1 \rho,$$

где R — радиус винта, то

$$P = \pi R^2 V_1 \rho (V_1 - V_0). \quad (6.2)$$

Из последней формулы видно, что тягу можно увеличить либо за счет увеличения радиуса винта R , либо за счет увеличения скорости потока в плоскости винта V_1 . Как будет показано ниже, увеличение скорости потока V_1 неизбежно ведет к уменьшению КПД воздушного винта.

Поэтому для каждого двигателя, при определенной величине V_0 , существует некоторый оптимальный размер винта, при котором и тяга и КПД являются максимальными. Основная задача расчета винта и сводится к определению геометрических размеров этого «оптимального» винта.

6. 1. 4. Коэффициент полезного действия винта

Очень важной характеристикой воздушного винта является его полный КПД, показывающий, какая часть мощности двигателя преобразуется в полезную работу по перемещению самолета в пространстве. Численное значение полного КПД определяется по формуле

$$\eta = N_{\text{п}} / N,$$

где $N_{\text{п}}$ — полезная мощность; N — располагаемая мощность двигателя.

Из курса физики известно, что полезная мощность — это произведение силы на скорость перемещения тела, в данном случае

$$N_{\text{п}} = P \cdot V_0.$$

Таким образом:

$$\eta = P V_0 / N, \quad (6.3)$$

где P — тяга винта, Н; V_0 — скорость полета, м/с.

Опыт показывает, что даже у хорошо выполненных воздушных винтов фиксированного шага на оптимальной скорости полета полный КПД не превышает 0,7, а часто находится в

пределах 0,5.. 0,6. Это означает, что 30... 40% мощности, развиваемой двигателем, используется не по назначению. Так, например, увеличение полного КПД винта с 0,5 до 0,7, за счет подбора его диаметра и частоты вращения аналогично увеличению мощности двигателя на 40%.

Для создания тяги достаточно, чтобы винт при вращении производил ускорение воздушного потока в осевом направлении. Однако кроме осевого ускорения всегда имеет место и закрутка потока в направлении движения лопастей. Кроме того, часть мощности двигателя расходуется на преодоление сил трения лопастей о воздух. В соответствии с этим целесообразно рассматривать КПД винта как произведение КПД отдельных его составляющих — осевого, окружного и профильного:

$$\eta = \eta_{ос.} \cdot \eta_{окр.} \cdot \eta_{пр.} \quad (6.4)$$

Осовой КПД воздушного винта $\eta_{ос}$ — оценивает потери мощности с осевой скоростью потока, покидающего винт. Эти потери можно оценить, воспользовавшись формулой

$$N_{п.о} = m v_2^2 / 2,$$

где $N_{п.о}$ — потерн мощности с осевой скоростью; v_2 — вызванная осевая скорость в струе за винтом.

Из последней формулы видно, что потери с осевой скоростью пропорциональны первой степени секундной массы отбрасываемого воздуха m и второй степени его скорости v_2 . Становится понятным, что эти потери при заданной тяге можно уменьшить, увеличивая массы отбрасываемого воздуха (например, за счет увеличения диаметра винта) с одновременным уменьшением скорости потока в струе за винтом. Увеличение диаметра винта (при заданной мощности двигателя) требует уменьшения его частоты вращения. В связи с этим почти во всех случаях выгодно использование в силовой установке понижающих редукторов.

Величину осевого КПД на выбранной скорости V_0 при известной вызванной скорости в струе за винтом v_2 можно определить по формуле

$$\eta_{ос} = 1 / (1 + (v_2 / V_0)). \quad (6.5)$$

Из формулы (6. 5) видно, что не только полный, но даже осевой КПД никогда не может равняться единице, так как при создании тяги винтом всегда $v_2 > 0$.

Окружной КПД оценивает потери мощности на закрутку воздушного потока. Проведенные расчеты показали, что эти потери у воздушных винтов СЛС с двигателями мощностью до 50... 60 кВт не превышают 2% от располагаемой мощности. Поэтому целесообразно, приняв за расчетную, мощность, равную 98% от фактической, считать, что $\eta_{окр} = 1$. Такое допущение, практически не оказывая влияния на конечный результат, почти в два раза сокращает объем работ по расчету винта.

Профильный КПД оценивает потери мощности на преодоление сил давления и трения лопастей о воздух. Наибольшее влияние на величину этого КПД оказывает чистота поверхности лопастей. Профильный КПД аккуратно выполненных, отполированных и покрытых лаком винтовых профилей равен 0,84... 0,88.

Исходя из изложенного выше, можно сделать вывод, что при расчете винтов СЛС без существенных погрешностей считаем

$$\eta = 0,85 \eta_{ос.}, \quad (6.6)$$

а для его увеличения следует стремиться к увеличению диаметра винта.

6. 1. 5. Краткая характеристика струи, проходящей через плоскость вращения воздушного винта

На некотором удалении перед винтом (рис. 6. 6) скорость потока воздуха в струе равна скорости полета. Эту скорость часто называют скоростью невозмущенного потока и обозначают V_0 .

При вращении винта, вследствие взаимодействия его лопастей с воздухом, в непосредственной близости перед плоскостью его вращения образуется область пониженного давления, вызывающая ускорение впереди находящегося потока. Скорость потока возрастает на величину v_1 , в результате чего относительная скорость в плоскости вращения винта становится равной

$$V_1 = V_0 + v_1, \quad (6.7)$$

где v_1 — осевая составляющая, вызванная самим винтом.

На некотором расстоянии за винтом, равном примерно половине его диаметра, скорость потока возрастает до величины

$$V_2 = V_0 + v_2. \quad (6.8)$$

Теоретически доказано и проверено на практике, что вызванная винтом скорость в его плоскости вдвое меньше вызванной скорости за винтом, то есть

$$v_1 = v_2/2.$$

Вблизи винта (рис. 6. 6) устанавливается воронкообразная струя воздуха, поперечное сечение которой можно определить, воспользовавшись уравнением расхода. Через любое выбранное сечение струи проходит одна и та же масса воздуха, и, следовательно, там, где скорость воздуха больше, сечение струи должно быть меньше. Обычно полное сжатие струи наблюдается уже на расстоянии, равном половине диаметра винта.

Так как винт оказывает силовое воздействие на поток, то в соответствии с третьим законом Ньютона поток, в свою очередь, будет воздействовать на лопасти воздушного винта. Можно провести некоторую аналогию с воздействием набегающего потока на крыло самолета. Но в данном случае это воздействие более сложное. Это объясняется тем, что разные сечения лопасти работают в различных условиях: окружных и относительных скоростях потока, углах набегающего потока и относительных толщинах сечений. Возникает необходимость более детального рассмотрения силового взаимодействия потока с элементом лопасти винта.

6. 1. 6. Силовое воздействие потока на элемент лопасти винта

Для определения силового воздействия потока на выбранный элемент лопасти винта (рис. 6. 7) необходимо детально рассмотреть план скоростей и направление сил, действующих на этот элемент, с учетом принятого допущения о том, что закрутка потока за винтом не происходит.

При изображении треугольников скоростей (рис. 6. 8) целесообразно воспользоваться «принципом обратимости в аэродинамике», в соответствии с которым силовое воздействие на поверхность движущегося тела не изменится, если считать ее неподвижной, а поток—движущимся с той же скоростью.

За счет вращательного движения элемента лопасти на него будет набегать поток со скоростью

$$u_i = \Omega r_i, \quad (6.9)$$

где Ω —частота вращения винта, 1/с; r_i —радиус выбранного сечения, м.

В осевом направлении на лопасть винта будет набегать поток со скоростью $V_1 = V_0 + v_1$. Результирующей будет относительная скорость W_1 , равная геометрической сумме двух предыдущих скоростей. Ее легко определить по формуле

$$W_1 = \sqrt{u_i^2 + V_1^2}. \quad (6.10)$$

Угол набегающего вектора этой скорости β_1 вычисляется по формуле

$$\beta_1 = \arctg(V_1/u_i). \quad (6.11)$$

Хорда сечения лопасти винта по отношению к вектору скорости W_1 устанавливается под некоторым положительным углом атаки α . Угол α выбирается на основании характеристик выбранного винтового профиля, и в первую очередь, его аэродинамического качества. Для профилей ВС-2 и РАФ-6 (рис. 6.4 и 6.5) оптимальными можно считать углы 3... 5°. Увеличение углов установки ведет к большому перезатяжению винта на режиме взлета, падению частоты вращения, мощности двигателя, а значит, и тяги винта.

На элементарный участок лопасти $\Delta S = \Delta R b$ (рис 6,7 и 6.8) будет действовать полная аэродинамическая сила ΔF , которую можно определить по формуле

$$\Delta F = C_{y\rho} W_1^2 \Delta S / 2. \quad (6.12)$$

или

$$\Delta F = C_{y\rho} W_1^2 \Delta R b / 2. \quad (6.13)$$

При известных значениях β_1 и μ частоты вращения Ω и радиуса r , на котором расположен элементарный участок, можно определить элементарную тягу участка и потребляемую участком мощность

$$\Delta P = \Delta F \cos \gamma, \quad (6.14)$$

$$\Delta N = \Delta F u \sin \gamma. \quad (6.15)$$

Если аналогичным образом определить элементарные составляющие тяги и элементарные мощности на всех участках лопасти, просуммировать их и умножить на число лопастей, то получим тягу и мощность, потребляемую воздушным винтом.

Сложность расчета состоит в том, что при неизвестных размерах винта неизвестными являются скорости потока u , V_1 и углы набегания потока. А не зная их значений, невозможно определить размеры винта. Поэтому расчет ведется методом последовательных приближений, исходя из первоначально принятых оценочных значений этих величин

6. 2. РАСЧЕТ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ

6. 2. 1. Первый этап расчета воздушного винта

Расчет винта условно можно разделить на три последовательных этапа.

Целью первого этапа расчета является определение предполагаемых радиуса, тяги и КПД винта.

Исходными данными первого этапа являются:

располагаемая мощность двигателя N , Вт;

частота вращения винта Ω , 1/с;

максимально допустимый радиус винта из условий его расположения на самолете $R_{ГР}$, м;

расчетная скорость винта V_0 , м/с;

максимально допустимая окружная скорость конца лопасти $u_{К.ГР}$, м/с;

плотность воздуха ρ , кг/м³;

исходный желаемый КПД $\eta_{ж0}$;

шаг снижения желаемого КПД $\Delta\eta_{ж}$.

Расчет целесообразно вести с использованием международной системы единиц СИ.

Если частота вращения винта задана в оборотах в минуту, то, воспользовавшись формулой

$$\Omega = 0,1047n, \quad (6.16)$$

ее необходимо перевести в радианы в секунду.

Расчетная скорость винта V_0 выбирается в зависимости от назначения СЛС и величины

$$\mathcal{E} = NK/m_0, \quad (6.17)$$

где K —расчетное максимальное аэродинамическое качество сверхлегкого самолета; m_0 —взлетная масса.

При $\mathcal{E} < 1000$ необходимо принимать $V_0 \approx 1,2V_{отр}$, где $V_{отр}$ —расчетная скорость отрыва самолета.

При значениях величины \mathcal{E} от 1000 до 1500 за расчетную скорость винта V_0 целесообразно принимать крейсерскую скорость полета $V_{кр}$.

И при значениях \mathcal{E} более 1500 за расчетную скорость можно принять скорость, вычисленную по формуле

$$V_0 = (V_{кр} + V_{max})/2. \quad (6.18)$$

При выборе V_0 следует учитывать то обстоятельство, что при заданной мощности двигателя уменьшение расчетной скорости V_0 ведет к уменьшению максимальной скорости полета, а ее увеличение — к ухудшению взлетных характеристик СЛС.

Исходя из условия недопущения трансзвуковых течений, скорость конца лопасти $u_{К.ГР}$ не должна превышать 230... 250 м/с и только в отдельных случаях, когда не предполагается установка редуктора, а винт не может снять полную мощность двигателя, допускается до 260 м/с.

Исходное значение желаемого КПД выше 0,8 для скоростных и выше 0,75 для нескоростных СЛС выбирать нецелесообразно, поскольку на практике это неосуществимо. Шаг его снижения $\Delta\eta_{ж}$ первоначально можно принять равным 0,05 и затем уменьшать по мере приближения к действительному значению КПД. Последовательность действий первого этапа расчета показана в виде алгоритма на рис. 6. 9.

На основании исходных данных последовательно определяются:

требуемое значение осевого КПД $\eta_{ос}$;

максимальное значение коэффициента нагрузки B , при котором можно получить желаемое значение $\eta_{ос}$;

тяга, которую будет иметь винт на скорости V_0 , при заданном значении предполагаемого КПД;

минимальное значение ометаемой площади $S_{ом}$ и наименьший радиус винта, при котором можно получить желаемый КПД.

Если потребный радиус R окажется больше граничного $R_{ГР}$, то это значит, что первоначально заданный КПД получен быть не может. Необходимо уменьшить $\eta_{жс}$ на выбранную величину $\Delta\eta_{жс}$ и цикл повторить, начиная с определения нового значения $\eta_{ос}$.

Цикл повторяется до тех пор, пока не выполнится условие $R \leq R_{ГР}$. Если это условие выполнилось, то далее производится проверка, не превышает ли окружная скорость конца лопасти u_K допустимое значение $u_{K.ГР}$.

Если $u_K \geq u_{K.ГР}$, то задается новое значение $\eta_{жс}$ на величину $\Delta\eta_{жс}$ меньше предыдущего, и цикл повторяется.

Пример выполнения первого этапа расчета воздушного винта представлен в прил. 2.

После определения значений радиуса R , тяги P и КПД винта $\eta_{жс}$ можно переходить ко второму этапу расчета.

6. 2. 2. Второй этап расчета воздушного винта

Целью второго этапа расчета является определение тяги, потребляемой мощности и геометрических размеров воздушного винта.

Исходными данными для второго этапа расчета являются:

располагаемая мощность двигателя N , Вт;

частота вращения винта Ω , 1/с;

расчетная скорость V_0 , м/с;

число лопастей винта i ;

предполагаемые радиус винта R , м, и тяга P , Н, полученные на первом этапе расчета.

Для проведения расчетов лопасть винта (рис. 6. 7) разбивается на конечное число участков с размерами $b\Delta R$. При этом считается, что на каждом выбранном участке закрутка лопасти отсутствует, а скорости и углы набегания потока по радиусу—не меняются. При уменьшении ΔR , то есть при увеличении числа рассматриваемых участков, погрешность, вызванная принятым допущением, уменьшается. Практика показывает, что если для каждого участка принимать скорости и углы, присущие его центральному сечению, то погрешность становится несущественной при разбиве лопасти на 10 участков с $\Delta R=0,1r$. При этом можно считать, что первые три участка, отсчитываемые от оси винта, тяги не дают, потребляя при этом 4... 5% мощности двигателя. Таким образом, расчет целесообразно вести для семи участков с $\bar{r}=0,3$ до $\bar{r}=1,0$.

Дополнительно задаются:

относительная ширина лопасти $\bar{b} = b_{max}/D$;

закон изменения ширины лопасти по радиусу $b = f(\bar{r})$;

закон изменения относительной толщины лопасти $\bar{c} = c/b$;

закон изменения углов атаки α рассчитываемых участков.

Первоначально максимальную относительную ширину лопасти \bar{b} для деревянных винтов целесообразно задавать равной 0,08.

Закон изменения ширины лопасти и относительной толщины может быть задан в виде формулы, таблицы или чертежа винта (рис. 6. 1).

Величины углов атаки α выбранных сечений задаются конструктором с учетом обратного аэродинамического качества μ . Значения коэффициентов C_u и $K=1/\mu$ снимаются с графиков рис. 6.4 и 6.5 с учетом выбранного профиля и значений \bar{c} и α .

Первым шагом второго этапа расчета является определение скорости потока V_1 в плоскости винта. Эта скорость определяется по формуле

$$V_1 = (V_0 + \sqrt{V_0^2 + 4P/(\rho S_{ом})})/2, \quad (6.19)$$

полученной из совместного решения уравнений тяги и расхода воздуха, проходящего через ометаемую винтом площадь.

Предполагаемые значения тяги P , радиуса R и площади $S_{ом}$ берутся из первого этапа расчета.

Далее расчет удобно вести в таблице, заготовленной по образцу табл. 6. 1.

Если в результате расчета окажется, что мощность, потребляемая винтом, отличается от располагаемой не более чем на 5... 10%, то второй этап расчета можно считать выполненным.

Если потребляемая винтом мощность отличается от располагаемой на 10... 20 %, то необходимо увеличить или уменьшить ширину лопасти, учитывая, что потребляемая мощность и тяга винта изменяются примерно пропорционально хорде лопасти. Диаметр, относительные толщины и углы установки сечений при этом остаются неизменными.

В некоторых случаях может оказаться, что потребляемая винтом мощность и его тяга более чем на 20% отличаются от предполагаемых по результатам первого этапа расчета. В этом случае по соотношению потребляемой и располагаемой мощностей

$$\bar{N} = N_n/N, \quad (6.20)$$

с использованием графика (рис. 6. 10) определяются значения коэффициентов k_R и k_P . Эти коэффициенты показывают, во сколько раз необходимо изменить предполагаемые радиус и тягу винта, являющиеся исходными для второго этапа расчета. После этого второй этап расчета повторяется.

По окончании второго этапа расчета необходимые для изготовления геометрические размеры винта (R , r , b , c и φ) в удобных для его изготовления единицах сводятся в таблицу.

6. 2. 3. Третий этап расчета воздушного винта

Целью третьего этапа является проверка воздушного винта на прочность. Этот этап расчета сводится к определению нагрузок, действующих в различных сечениях лопастей, и сравнению их с допустимыми с учетом геометрии и материала, из которого изготовлены лопасти.

Для определения нагрузок лопасть разбивается на отдельные элементы, как и на втором этапе расчета, начиная с сечения $\bar{r}=0,3$ с шагом 0,1 до $\bar{r}=1$.

На каждый выделенный элемент лопасти массой m на радиусе r (рис. 6. 11) действуют инерционная сила

$$\Delta P = m\Omega^2 r \quad (6.21)$$

и элементарная аэродинамическая сила ΔF . Под воздействием этих сил, от всех элементарных участков, лопасть растягивается и изгибается. В результате в материале лопасти возникают напряжения растяжения-сжатия. Наиболее нагруженными (рис. 6. 12) оказываются волокна задней стороны лопасти, так как в этих волокнах напряжения от инерционных сил и изгибающего момента складываются. Для обеспечения заданной прочности необходимо, чтобы фактические напряжения в этих наиболее отдаленных от оси сечения лопасти участках были меньше допустимых для выбранного материала.

Значения необходимых для расчетов радиусов r , на которых расположены рассматриваемые участки лопасти, хорд b , относительных толщин c и сил ΔF берутся из таблиц второго этапа расчета. Затем для каждого участка последовательно определяются:

толщина сечения $c = \bar{c} b$;

площадь сечения $S = k_3 bc$;

объем участка $\Delta V = S\Delta R$;

масса участка $\Delta m = \gamma\Delta V$;

инерционная сила $\Delta P_{ин} = \Delta m\Omega^2 r$.

Коэффициент заполнения k_3 зависит от профиля, используемого для винта. Для наиболее распространенных винтовых профилей он равняется: Clark-Y — $k_3 = 0,73$;

BC-2 — $k_3 = 0,7$ и РАФ-6 — $k_3 = 0,74$.

После вычислений величин $\Delta P_{ин}$ на каждом отдельном участке производится их суммирование от свободного конца лопасти до рассматриваемого сечения. Разделив суммарную

силу, действующую в каждом рассматриваемом сечении, на площадь этого сечения, можно получить напряжения растяжения $\sigma_{ин}$ от инерционных сил.

Напряжения изгиба лопасти под воздействием аэродинамических сил ΔF определяются как для консольной балки с неравномерно распределенной нагрузкой. Пример такого расчета приведен в прил. 2.

Как отмечалось ранее, максимальные напряжения будут в задних волокнах лопасти и определяются как сумма напряжений от инерционных и аэродинамических сил. Величина этих напряжений не должна превышать 60... 70 % от временного сопротивления σ_{σ} материала лопасти.

Если прочность лопасти обеспечена, то расчет воздушного винта можно считать завершенным.

Если прочность лопасти не обеспечивается, то необходимо либо выбрать другой, более прочный материал, либо, увеличив относительную ширину лопасти, повторить все три этапа расчета.

Если относительная ширина лопасти \bar{b} превышает 0,075 для винтов, выполненных из твердых пород дерева, и 0,09 для винтов, выполненных из мягких пород дерева, то необходимость выполнения третьего этапа расчета отпадает, так как заведомо будет обеспечена необходимая прочность.

6. 3. ОСОБЕННОСТИ РАСЧЕТА ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЭВМ

Расчет и проектирование воздушных винтов является довольно сложным и трудоемким процессом. Сложность его заключается, прежде всего, в том, что: во-первых, весь расчет ведется методом последовательных приближений, во-вторых, для нахождения оптимума разработчик вынужден варьировать большим количеством тесно взаимосвязанных параметров. Исходя из этого, становится заманчивой идея использования различных типов ЭВМ.

Довольно просто по имеющемуся алгоритму (рис. 6. 9) составить программу и выполнить первый этап расчета. Существенно сложнее обстоит дело с выполнением второго, наиболее трудоемкого этапа. Сложность заключается в том, что значения c , α , а особенно C_y и K трудно описываются уравнениями из чаще всего (рис. 6. 4 и 6. 5) задаются графически.

Если перечисленные величины представить в виде уравнений, как это удалось сделать для винтового профиля ВС-2, составить и отладить программу, то, работая в диалоговом режиме, с целью варьирования такими параметрами как относительной, шириной лопасти b , радиусом винта R и предполагаемой тягой P , время вычисления второго этапа расчета можно сократить в десятки раз.

Ранее отмечалось, что форма лопасти в плане существенно влияет на тягу и КПД винта не оказывает, тем не менее наиболее оптимальной формой лопасти является вытянутый эллипс, описываемый уравнением

$$b = 4b\sqrt{(R/2)^2 - ((R/2) - r)^2} = 4b\sqrt{r(R-r)}. \quad (6.22)$$

Эту формулу и целесообразно использовать для задания ширины лопасти при машинном счете.

Закон изменения относительной толщины любого винтового профиля хорошо описывается уравнением

$$\bar{c} = 0,1 + 0,44(1 - \bar{r})^2. \quad (6.23)$$

Коэффициент C_y для винтового профиля ВС-2, представленный на графике рис. 6.4, а, можно описать уравнением

$$C_y = 0,264 + 0,08\alpha + 2,32(\bar{c} - 0,12). \quad (6.24)$$

Значения аэродинамического качества профиля $K = 1/\mu$ в зависимости от угла атаки α и относительной толщины профиля \bar{c} достаточно полно описываются совокупностью четырех уравнений:

$$k_b = 60 - 220(\bar{c} - 0,18)^2;$$

$$\alpha_b = 4,6 + 25(\bar{c} - 0,09); \quad (6.25)$$

$$k_1 = 0,72 - 1500(\bar{c} - 0,18)^3;$$

$$K = k_b - k_1(\alpha - \alpha_b)^2.$$

Алгоритм второго этапа расчета воздушного винта для винтового профиля ВС-2 с использованием приведенных выше формул 6.22—6.25 представлен на рис. 6. 13.

Порядок работы в диалоговом режиме целесообразно выдерживать следующим:

а) вводится программа и исходные данные по результатам первого этапа расчета;

б) производятся вычисления;

в) по результатам вычислений ЭВМ сравнивается потребляемая винтом мощность с располагаемой.

Если имеется существенное расхождение, то оно устраняется изменением ширины лопасти b , углом атаки α или радиусом винта R . В последнем случае за предполагаемую тягу необходимо брать среднее значение между предполагаемым значением предыдущего шага и полученным в процессе вычислений на этом же шаге;

г) цикл повторять до тех пор, пока полученная в результате расчета потребляемая винтом мощность не станет примерно равна располагаемой, а тяга будет отличаться от предполагаемой не более чем на 10... 12%;

д) вывести на печать исходные данные, тягу P , потребляемую мощность N_{II} и, в виде таблицы, следующие значения переменных:

относительные радиусы участков \bar{r} ;

радиусы участков r ;
хорды участков b ;
толщины профилей c ;
углы установки хорд сечений φ ;
тяги рассматриваемых участков ΔP ;
потребляемые участками мощности ΔN .

Перечисленные выше значения потребуются для выполнения чертежа винта, а также для приведения третьего этапа расчета.

Практика показывает, что использование ЭВМ для проведения третьего этапа расчета существенного выигрыша по сокращению трудозатрат не дает.

Наиболее рационально, с точки зрения сокращения трудозатрат, использовать ЭВМ для последовательного, непрерывного проведения всех трех этапов расчета. Обобщенный алгоритм полного расчета винта с использованием ЭВМ представлен на рис. 6.14.

6. 4. УСКОРЕННЫЕ МЕТОДЫ РАСЧЕТА ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ

Как отмечалось ранее, расчет воздушных винтов является достаточно сложным и трудоемким процессом. Однако потери времени на вычисления можно существенно сократить, а расчет упростить при выполнении некоторых условий.

Таковыми условиями являются:

1. Выдерживание вполне определенной формы лопасти в плане. Так, например, задавать ширину лопасти $b=f(\bar{r})$ по формуле (6.22).

2. Выдерживание относительных толщин лопасти $c=f(\bar{r})$ по закону, описанному формулой (6.23).

3. Соблюдение постоянства углов атаки α вдоль радиуса.

4. Использование лопастей с относительной шириной не менее 0,075 для винтов, выполненных из твердых пород дерева, и 0,09 для винтов, выполненных из мягких пород дерева.

Выполнение трех первых условий обеспечивает стабильный закон распределения нагрузки вдоль лопасти на расчетной скорости v_0 . Так, например, независимо от располагаемой мощности N , радиуса винта R , относительной ширины хорды \bar{b} и т. д., доля мощности, потребляемая рассматриваемыми участками, и доля создаваемой ими тяги (табл. 6.2) остаются практически неизменными. Это позволяет существенно упростить второй этап расчета. Отпадает необходимость производить расчет для всех участков лопасти. Достаточно подобрать такие параметры винта, чтобы участком лопастей с $\bar{r}=0,7$ до $\bar{r}=0,8$ потреблялось 0,186 от располагаемой мощности. Тогда потребляемая винтом мощность будет равна располагаемой, а суммарную тягу винта можно определить по формуле

$$P = 5,435 \Delta P_{0,75}. \quad (6.26)$$

В некоторых случаях применяются лопасти постоянной ширины. В этом случае закон распределения потребляемой мощности и создаваемой тяги участками лопастей будет соответствовать табл. 6.3.

При выдерживании первого и второго условия лопасть по всем ее сечениям является очень близкой к равнопрочной. Поэтому на третьем этапе расчета достаточно проверить на прочность всего лишь одно ее сечение, лучше всего на относительном радиусе $\bar{r}=0,7$.

При соблюдении четвертого условия необходимость в выполнении третьего этапа расчета отпадает.

Глава 7. ИЗГОТОВЛЕНИЕ СВЕРХЛЕГКИХ САМОЛЕТОВ

7. 1. НЕОБХОДИМОЕ ОБОРУДОВАНИЕ, ИНСТРУМЕНТ И ПРИСПОСОБЛЕНИЯ

Для изготовления любого летательного аппарата кроме материалов необходимо иметь помещение, инструмент, соответствующее оборудование и оснастку.

Размер помещений, необходимых для выполнения работ, зависит от числа членов коллектива, поставленных целей и задач. Однако можно указать минимальные размеры, при которых еще можно изготавливать СЛС. Длина помещения, не занятого оборудованием и станками, должна быть хотя бы на два метра больше самой большой по габаритам части самолета. Чаще всего это бывает крыло или, если оно имеет разъемы, то фюзеляж. Ширина помещения должна быть не менее 3... 4 м. При таких размерах помещения СЛС необходимо проектировать из отдельных частей (модулей), а окончательную сборку производить на открытой площадке. Однако изготовление СЛС в таком помещении сильно затруднено, так как исключается возможность стыковки и подгонки отдельных модулей друг к другу в процессе изготовления.

Для обеспечения работы коллектива в несколько десятков человек желательно иметь несколько помещений:

комнату для разработки проектов и изготовления рабочих чертежей, комнату для изготовления деталей узлов и элементов конструкции, помещение для сборки, нивелировки и доводки летательного аппарата.

Желательно, чтобы комната для проектирования была оборудована столами, кульманами, копировальным столом, чертежными приспособлениями, а также персональной ЭВМ.

Комната для изготовления деталей и узлов должна быть оборудована местами для выполнения слесарных и столярных работ, токарным и сверлильным станками, циркулярной пилой. Желательно иметь фрезерный станок. В этой комнате должны быть установлены шкафы для хранения инструмента, стеллажи — для конструкционных материалов и готовых узлов. Хорошо предусмотреть место с вытяжной вентиляцией для обработки пенопласта, выполнения работ с использованием эпоксидных смол и различных химических веществ.

Помещение для сборки частей и всего СЛС должно иметь размеры, позволяющие дополнительно разместить один или два стапеля и несколько рабочих мест для выполнения слесарно-сборочных работ.

Стапель — это оснастка для сборки крыла, оперения, фюзеляжа и других частей СЛС. Такой стапель (пример — рис. 7. 1) представляет собой станок с прямолинейными прогонами 1, стойки которого позволяют производить его нивелировку (выравнивание) в вертикальной и горизонтальной плоскостях.

Каждая из стоек стапеля, приведенного на рис. 7. 1, представляет собой узел, состоящий из основания 10, верхней балки 2, двух труб 8 (внутри которых расположены винтовые механизмы, состоящие из червяка 5 и ползуна 6), двух тандеров 7 с тягами 9. Основание 10 крепится к полу, к балке 2 крепятся прогоны 1. На прогонах свободно могут перемещаться поперечины 3 с пазами или накладками под лонжероны собираемого крыла или оперения.

Стапель должен быть сnivelирован с точностью примерно $\pm 1... 1,5$ мм. Для выравнивания прогонов по высоте используются головки 4, хвостовики которых имеют резьбу. Эта регулировка производится до установки прогонов и в дальнейшем не повторяется. Выравнивают прогоны в горизонтальной плоскости с помощью тандеров 7. Эта регулировка делается после сборки стапеля и может повторяться в процессе его использования.

Для отклонения (при необходимости) на заданный угол концевой части крыла используются отклоняемые балки 12, крепление которых к прогонам 1 осуществляется с помощью шарниров 11. Изменение наклона балок 12 осуществляется: грубо — за счет перестановки болтов 13 и 16 на другие отверстия, точно — за счет изменения длины тяги 15 путем ввинчивания или отвинчивания наконечника 14.

Поперечины 3 выполняются заново к каждому конкретному изделию. Число их может быть различным. Непременное условие — они должны свободно перемещаться вдоль прогонов.

Описанная конструкция стапеля является всего лишь примером его конструктивного выполнения. В каждом коллективе может быть разработана своя конструкция с учетом имеющихся материалов и полуфабрикатов. Однако следует помнить, что точность изготовления крыла и других частей самолета зависит, прежде всего, от точности изготовления стапеля, на котором происходит сборка.

Если размеры помещения не позволяют установить несколько стапелей, то сборка фюзеляжа и оперения производится последовательно на стапеле крыла с соответствующей заменой поперечных элементов 3 данного стапеля.

Кроме стапеля, рабочих мест и инструмента при изготовлении СЛС используются различного рода приспособления для изготовления тех или иных элементов конструкции. Их описание будет дано ниже.

Помещения должны быть хорошо освещены, оборудованы противопожарным инвентарем и аптечками для оказания первой медицинской помощи.

При выполнении всех видов работ должны строго соблюдаться требования техники безопасности.

7. 2. ИЗГОТОВЛЕНИЕ КРЫЛА

7. 2. 1. Изготовление лонжеронов

Изготовление лонжеронов начинается с изготовления его полок. Полки в соответствии с проектом могут быть дюралевыми или деревянными. Наиболее подходящими для этих целей породами являются сосна, ель, ясень. Полки могут быть моноблочными или клееными из отдельных планок. При использовании ясеня они чаще всего бывают моноблочными. При использовании ели или сосны — выбор зависит от качества древесины и наличия сучков. Древесина, используемая для полок лонжеронов, должна быть прямослойной, без сучков, расслоений, грибковых поражений и плесени. Если доска или брусок имеет много сучков, то его распиливают на планки, а затем участки, расположенные между сучками, склеивают на «ус». Угол ос склейки на «ус» (рис. 7. 2, а) должен быть таким, чтобы обеспечивалась равнопрочность склеенной продольной планки на разрыв. Этот угол определяется из условия выполнения двух неравенств:

$$\sin^2\alpha < \sigma_{кл} / \sigma_d$$

$$\sin 2\alpha < 2\tau_{кл} / \sigma_d, \quad (7.1)$$

где $\sigma_{кл}$ — предел прочности клея при равномерном отрыве; $\tau_{кл}$ — предел касательных напряжений клеевой пленки; σ_d — предел прочности используемой древесины.

Склейку полок (рис. 7. 2, б) необходимо производить на ступе или другой ровной поверхности с обеспечением необходимого сжатия планок. Сжатие можно производить с помощью клиньев 1, 2 или струбцин. Планки при этом должны сжиматься ровными продольными брусками 3, 4,

Желательно еще до сборки лонжерона закрепить его стыковочные узлы, если таковые имеются.

При сборке центропланной части крыла очень важно с высокой точностью выдержать для нижней и верхней полок одинаковое расстояние между осями замыкающих болтов стыковочных узлов вдоль размаха крыла.

Сборку лонжеронов необходимо вести на ступе в горизонтальном положении. Прежде чем приступить к привинчиванию стенок, необходимо полки закрепить так, чтобы прямая, соединяются отверстия замыкающих болтов верхней и нижней полок (рис. 7. 2, в), имела прямой угол с полками или средней линией лонжерона. При этом должно быть выдержано заданное расстояние и между осями отверстий стыковочных узлов h_0 о по высоте. Точность выдерживания расстояний между полками определяется точностью изготовления и крепления стоек, подкрепляющих стенку лонжерона. Стойки могут быть выполнены как из дюралевого уголка, так и из дерева. В последнем случае к полкам лонжеронов они должны крепиться с помощью болтов.

7. 2. 2 Изготовление нервюр

Внешние контуры как силовых, так и типовых нервюр должны точно соответствовать выбранному профилю крыла. Поэтому вначале в масштабе 1: 1 вычерчивается выбранный профиль и по нему изготавливается шаблон нервюры. Если крыло имеет переменный профиль (аэродинамическую и геометрическую кривую), то шаблон должен быть изготовлен для каждого из контрольных сечений. Геометрия всех промежуточных нервюр может быть определена построением.

Пусть, например, задан контур двух крайних нервюр 1 и 2, а требуется определить геометрию двух промежуточных. Для этого (рис. 7. 3) вычерчиваются профили известных нервюр и наносятся на них точки, соответствующие 10, 20, 30 и т. п. процентам их хорд. Одноименные точки обоих контуров соединяются прямыми линиями и делятся на отрезки, пропорциональные расстояниям между нервюрами по размаху крыла. Если расстояния выбраны одинаковыми, то для рассматриваемого примера каждый из отрезков необходимо разделить на три равные части. Соединив полученные точки каждого из контуров лекальной кривой, получим профили промежуточных нервюр.

Конструкция как силовых, так и типовых нервюр может быть самой различной. Однако в любом случае нервюра должна иметь полку, воспринимающую изгиб. Роль такой полки в отштампованных нервюрах может выполнять отбортовка,

В п. 4. 2. 4 отмечалось, что при небольших удельных нагрузках на крыло нервюры могут быть бесстеночными. Изготовление заготовок для таких нервюр, а также заготовок полок

силовых нервюр при неизменном профиле крыла можно существенно упростить, сохраняя высокую точность изготовления, при использовании приспособления, показанного на рис. 7. 4.

Данное приспособление состоит из основания 1, плаза 2, изготовленного из древесины, по форме используемого аэродинамического профиля, прижимного устройства 6, прижимной пластины 3 и двух тандеров 4. Оно предназначено для изготовления нервюр из шпона и слоистых пластиков.

Для изготовления нервюр нарезаются из шпона пластины заданных размеров, промазываются эпоксидной смолой и складываются в единый пакет. Верхняя сторона верхней пластины и нижняя сторона нижней пластины клеем не промазываются. При отсоединенной и отброшенной влево (рис. 7. 4) пластине 3 пакет просовывается в пространство между пластиной 3 и плазом 2, после чего с помощью гаек устройства 6 прижимается им к основанию 1. Пластина 3 вместе с пакетом шпона перегибается и ушками тандеров 4 подсоединяется к кронштейнам 5 основания 1. После этого пакет прижимается пластиной 3 за счет стягивания тандеров 4 до полного исчезновения зазоров между пластинами шпона и остается в таком положении до «схватывания» клея. После чего пластина с блоком нервюр освобождается тандерами 4 и прижимным устройством 6, извлекается из приспособления и распиливается по заданной ширине нервюр.

Описанное устройство позволяет за одну закладку изготовить б... 10 полок нервюр с затратами времени не более 1 ч.

Нижняя, близкая к прямолинейной, часть нервюры изготавливается из дерева и привинчивается к верхней части, изготовленной по описанной выше технологии.

Сборка нервюр производится в стапеле с обязательной фиксацией внешнего контура.

7. 2. 3. Изготовление носков крыла

В большинстве конструктивно-силовых схем крыла крутящий момент воспринимается замкнутым контуром носка. Поэтому он должен быть зашит жесткой обшивкой. Крутящие моменты на крыле СЛС сравнительно невелики, и потребная толщина обшивки оказывается небольшой. Она могла бы быть еще намного меньше, если бы такая обшивка не теряла устойчивость. Выходом из сложившегося положения может быть использование трехслойной обшивки с заполнителем. Преимущества такой обшивки изложены в п. 3. 7.

Для склеивания криволинейной обшивки носков крыла требуется плотное сжатие по всей поверхности панели. Использовать для этого традиционные матрицу и пуансон сложно из-за того, что малейшие отклонения толщины листов или неточность изготовления плазов вызывают непрочности и брак.

Для склеивания листов можно использовать достаточно простое приспособление (рис. 7. 5), которое обеспечивает плотное сжатие листов по всей его поверхности даже при наличии макроплощадных неровностей. Оно состоит из плаза 1, прижимных ремней 2, грузов 5, стоек крепления 6 и прижимных брусков 4 и 7.

Для склеивания листов их промазывают клеем, прокладывают между ними пластину из пенопласта, выгибают по профилю плаза 1 и прижимают ремнями 2 с грузами 5. Для предотвращения концевых непрочностей концы панелей прижимаются брусками 4 и 7 с помощью гаек 3. Панель в таком положении остается до отвердевания или полимеризации клея. Прокладываемая между листами пластина заполнителя из пенопласта должна иметь достаточно чистую поверхность и постоянную толщину. При значительной площади пластины ее изготовление возможно только с использованием специальных приспособлений. Примером может служить приспособление, представленное на рис. 7. 6.

Данное приспособление состоит из ровной панели 4 с привинченными к ней двумя пластинами 1 и 5, имеющими прорезь для прохождения нихромовой проволоки 7. По пластинам могут перемещаться ползуны 2 и 6, на одном из которых закреплен ролик 8 для подвески к проволоке груза 9. При перемещении ползунков меняется расстояние от нихромовой проволоки до панели. Заданная толщина пластины пенопласта выставляется перемещением ползунков, а ее отсчет ведется по имеющимся на пластинах шкалам 3.

Для изготовления пластины заполнителя к нихромовой проволоке подводится напряжение, обеспечивающее еле заметное ее свечение. Блок пенопласта, из которого вырезается пластина, перемещать по основанию необходимо плавно и без задержек.

Для вырезания из пенопласта деталей более сложных форм, например Законцовки крыла, используется нагретая нихромовая проволока, заправленная в рамку обычной лучковой пилы. В этом случае блок пенопласта закрепляется неподвижно, а проволока равномерно перемещается по шаблонам (рис. 7. 7), изготовленным из листового материала. При этом необходимо стремиться к тому, чтобы натянутая проволока при движении оставалась перпендикулярной шаблонам.

7. 2. 4. Сборка крыла

Сборка крыла ведется на стапеле, который необходимо подготовить с учетом конкретной конструкции. Эта подготовка сводится в основном к изготовлению необходимого количества поперечин 3 (рис. 7. 1). Практика показывает, что сборку удобно вести, если хорда крыла лежит в горизонтальной плоскости. Так как высота основного лонжерона всегда больше дополнительного или стенки, то под основной лонжерон в поперечинах 3 выгодно сделать паз, а для фиксации дополнительного лонжерона — накладку. Паза и накладки под лонжероны на поперечине 3 не должны совпадать с продольным прогоном 1, так как в этом случае появляются технологические сложности, связанные с креплением нервюр. Число поперечин на стапеле должно быть не меньше числа силовых нервюр собираемой части крыла.

Если крыло имеет центропланную часть и консоли, то вначале необходимо собирать центропланную часть, независимо от ее размаха.

После подготовки стапеля на него устанавливаются и закрепляются лонжероны. Следует помнить, что контроль сборки крыла удобнее вести, если лонжероны установлены перпендикулярно хорде крыла, однако это должно быть предусмотрено проектом.

Если крыло имеет разъем, то первой устанавливается силовая нервюра, расположенная у разбега. При этом должны быть точно выдержаны расстояния между лонжеронами и их взаимное положение. Производится разметка и последовательно устанавливаются концевая, а затем и все остальные силовые нервюры. Перед закреплением каждой нервюры необходимо с помощью шнура по нескольким точкам контролировать правильность ее установки. Всякие неточности, допущенные при установке нервюр, отрицательно скажутся при креплении жесткой обшивки.

Установка силовых нервюр консольной части крыла (рис. 7. 8) должна производиться в состыкованном положении с центропланом. Только в этом случае может быть гарантирована точная подгонка стыковочных узлов. Уже собранная к этому времени центропланная часть может быть закреплена на специальной подставке за пределами стапеля.

Если в конструкцию крыла (рис. 7. 9) включены бесстеночные нервюры 2 (поз. 1), то до начала «зашивки» крыла в промежутки между ними необходимо клеить накладки 3. Если толщина полки нервюр, а значит, и накладок, превышает 10... 12 мм, то их необходимо привинтить к лонжерону 1 шурупами с потайными головками. Если толщина накладок менее 10... 12 мм, то они впоследствии будут закреплены шурупами обшивки.

Если крыло имеет геометрическую кривую, то угол закрутки должен быть точно выставлен до начала «зашивки» крыла.

«Зашивать» крыло можно только после крепления узлов подвески элеронов и прокладки проводки управления.

При укладке обшивки «внахлест» вначале зашивается хвостовая часть, затем средняя и в последнюю очередь носок крыла. При такой последовательности зашивки торцы листов по швам будут направлены по потоку.

Если хвостовая часть крыла обшивается пленкой (или тканью), то она обязательно должна заходить под лист жесткой обшивки и прижиматься ею. Накладка лонжерона при этом должна промазываться клеем. Если пленочная обшивка доходит до жесткого несъемного носка, выполненного из трехслойной обшивки (рис. 7. 10), то необходимо дополнительно прокладывать планку, прижимающую пленку к лонжерону. Последовательность крепления пленки или ткани показана на рис. 7. 10, поз. /, //, ///.

В местах стыковки консольной и центропланной частей крыла обшивка на каждой из этих частей должна доходить лишь до оси симметрии нервюры. Вторая половина полки нервюры остается свободной для накладки на нее ленты, закрывающей стыковочные узлы после стыковки крыла. Для ее крепления в нервюре делаются отверстия или углубления, (рис. 7. 9, поз. //) для крепления анкерных гаек. Эти отверстия необходимо сверлить через положенную и плотно прижатую к месту ленту. Только таким образом можно обеспечить точное совпадение отверстий под винты в анкерных гайках и отверстий в ленте.

Если ширина полки крайней нервюры меньше 2,5... 3 см, то обшивкой закрывают всю ширину полки нервюры, а ленту кладут сверху обшивки.

После сборки крыло зачищается, грунтуется и окрашивается.

7.3 ИЗГОТОВЛЕНИЕ ОПЕРЕНИЯ И РУЛЕВЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ

7.3.1. Изготовление оперения

Технология изготовления элементов и последовательность сборки горизонтального оперения, в силовой набор которого входят лонжероны, стрингеры и нервюры, не отличается от изготовления элементов и последовательности сборки крыла.

При использовании в качестве наполнителя блоков из пенопласта (рис. 4. 12) или трехслойной обшивки трудозатраты на изготовление оперения существенно уменьшаются. Форма сечения лонжеронов и стенок в этом случае выбирается такой, чтобы блоки приклеивались к ним по двум поверхностям, расположенным под углом 90° друг к другу.

Блоки изготавливаются из пенопласта, вырезанием их по шаблонам с помощью раскаленной нихромовой проволоки. Чем точнее они будут изготовлены и вклеены, тем меньше потребуется времени на зачистку оперения перед обклеиванием.

После сборки оперения поверхность пенопласта выравнивается шкуркой, приклеенной к пластине. Недопустимо зачищать другим способом, так как это ведет к появлению макронеровностей. После чего оперение обклеивается одним-двумя слоями стеклоткани. Для этого стеклоткань натягивается по профилю и аккуратно пропитывается эпоксидным клеем. Ткань предварительно прожигается в печи для удаления из нее слоя парафина.

Технология изготовления вертикального оперения принципиальных отличий не имеет.

7.3.2. Изготовление рулевых поверхностей

Рулевые поверхности СЛС в настоящее время могут выполняться по нескольким схемам.

Если лонжерон рулевой поверхности представляет собой швеллер, двутавр или прямоугольную балку, то его конструкция, а значит, и последовательность изготовления не отличается от оперения. Несущественное отличие может состоять в том, что его носок полностью защитит и не содержит типовых нервюр.

Более широкое применение находят тонкостенные трубчатые лонжероны, изготовленные из Д-16Т. Как правило, в силовой набор таких рулевых поверхностей, кроме лонжерона, входят только типовые нервюры. Нервюры к трубчатому лонжерону в данной схеме крепятся с помощью переходных колец.

На многих СЛС используются рулевые поверхности со сплошным наполнителем. Это объясняется простотой конструкции, уменьшением трудозатрат на изготовление и малым весом конструкции. Однако изготовление такой конструкции требует знания некоторых технологических приемов. Прежде всего, требуется высокая точность изготовления блоков, из которых склеивается рулевая поверхность. Вначале пенопласт (рис. 7. 11) разрезается на отдельные бруски с таким расчетом, чтобы из каждого бруска впоследствии могло получиться два блока. Затем просверливается отверстие по диаметру трубчатого лонжерона, трубкой такого же диаметра с нарезанными в конце мелкими зубьями. Эту операцию лучше всего производить на токарном станке. При этом трубка с зубьями зажимается в патрон передней бабки, а пенопласт надвигается на трубку по заранее выставленному желобу с достаточно большой скоростью. Замедление приводит к привариванию пенопласта к трубке с образованием неровностей.

Желоб, по которому передвигается пенопласт, должен быть выставлен по высоте так, чтобы одна сторона блока не требовала дальнейшей обработки.

Для дальнейшей обработки блока в одно из двух отверстий, имеющих в бруске (рис. 7. 12), вставляется труба (или непосредственно трубчатый лонжерон) и надеваются шаблоны профиля руля. Брусок, стороной, не требующей обработки, кладут на ровную поверхность стола и нихромовой проволокой, заправленной в рамку лучковой пилы, вырезают блок по шаблону. Затем его переворачивают и выравнивают небольшой участок, оставшийся необработанным в районе трубчатого лонжерона.

После изготовления всех блоков они надеваются на лонжерон и подторцовываются так, чтобы между блоками не было щелей.

Приклеиваются блоки к трубчатому лонжерону и склеиваются между собой с помощью эпоксидной смолы. После склейки поверхность руля сразу же кладется на ровную плоскость и остается в таком положении до полной полимеризации клея. Затем поверхность обклеивается 1—2 слоями стеклоткани.

7. 4. ОСОБЕННОСТИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ФЮЗЕЛЯЖЕЙ

Как уже отмечалось в п. 4. 4, конструкция фюзеляжей СЛС отличается большим многообразием форм, конструктивного исполнения, компоновки и даже технологий изготовления. В связи с этим трудно описать все множество технологических приемов, используемых разработчиками. Однако основные правила и приемы изготовления фюзеляжей необходимо отметить.

1. Кресло пилота СЛС, как правило, включается в силовую схему фюзеляжа, поэтому все его основные элементы должны быть изготовлены из расчета наиболее тяжелого случая нагружения.

2. Если обшивка фюзеляжа включена в его силовую схему и работает на сдвиг, изгиб или кручение, то все вырезы в ней, под кабину, лючки и т. п. должны быть окантованы силовыми элементами. В некоторых случаях ими могут быть шпангоуты, балки и стрингеры.

3. Отсек двигателя от остального объема фюзеляжа должен быть отделен противопожарной перегородкой. Функцию противопожарной перегородки обычно выполняет стенка силового шпангоута, к которой крепится двигатель.

4. Силовая установка к конструкции планера должна крепиться с использованием резиновых подушек или иных упругих элементов, уменьшающих передачу вибраций.

5. Должна быть обеспечена возможность осмотра всех стыковочных узлов планера и основных элементов системы управления самолетом.

6. Если кабина пилота имеет фонарь, то он должен быть оборудован быстроразъемным замком, обеспечивающим быстрый сброс фонаря при аварийном покидании самолета.

7. Кресло пилота должно быть оборудовано привязными ремнями, выдерживающими перегрузку не менее 8... 10 единиц.

7. 5. ИЗГОТОВЛЕНИЕ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ

7. 5. 1. Изготовление заготовок под винт

Воздушные винты СЛС изготавливаются в основном из дерева. Это объясняется высокой удельной прочностью древесины и легкостью ее обработки. Лучшими породами дерева для винтов являются красное дерево, ясень и клен, можно использовать дуб, бук или сосну. Однако дуб имеет относительно низкую прочность на скалывание, а бук — повышенную склонность к короблению при изменении влажности древесины. Сосна имеет мягкую древесину, плохо полируется и требует обязательной оклейки стеклотканью.

Деревянные винты, даже имеющие достаточно хорошее лакокрасочное покрытие, при атмосферных осадках отсыревают и коробятся. Для уменьшения коробления заготовка для винта склеивается из 4... 8 тонких досок, так называемых дрок, при этом их располагают таким образом (рис. 7. 13), чтобы у соседних досок было стремление коробиться в противоположные стороны. Склеивание винта целесообразно проводить эпоксидной смолой в сжатом, с помощью струбцин или клиньев, состоянии.

Если винт изготавливается из сплошного (моноблочного) бруска, то очень важно правильно вырезать его из бревна. Плоскость бруска под винт по отношению к сердцевине должна быть расположена так, чтобы центр тяжести винта при его неизбежном, пусть даже небольшом, короблении не «уходил» с оси его вращения. Правильное расположение заготовок под винт показано на рис. 7. 14, а. При такой ориентации годовых колец коробление винта относительно оси симметрии его лопастей (при виде спереди) происходить не будет. При разрезании бревна, как показано на рис. 7. 14, б, волокна, расположенные ближе к коре, деформируются при изменении влажности сильнее, чем сердцевина, что неизбежно будет вызывать искривление винта относительно оси симметрии лопастей. Такое искривление лопастей помимо изменения его аэродинамики вызывает биение винта, что в эксплуатации недопустимо.

Изготовление винта может быть начато только после просушки древесины до влажности не более 12... 15%.

Для предотвращения растрескивания заготовок при сушке их торцы необходимо закрасить масляной краской.

7. 5. 2. Изготовление шаблонов сечений воздушного винта

Лопасть винта образована двумя криволинейными поверхностями сложной формы. Поэтому винт является достаточно сложным элементом конструкции не только для расчета, но и для его изготовления.

Исходными для изготовления винта являются данные (табл. 3 прил. 2), полученные в результате его расчета, и координаты используемого профиля (табл. 7. 1, 7. 2).

До начала изготовления винта должны быть сделаны шаблоны для каждого из контрольных сечений лопасти и определены потребные размеры заготовки. Это делается (рис. 7. 15) следующим образом:

в центре чистого листа бумаги выбирается точка «0», через которую проводится прямая, параллельная основанию листа;

через эту же точку под углом φ (табл. 3 прил. 2) проводятся хорды всех контрольных сечений. При этом хорды должны быть расположены так, чтобы точка «0» совпала с 47% каждой из них;

по данным табл. 3 прил. 2 и табл. 7. 1 вычисляются координаты профилей для каждого из сечений и профили наносятся на чертеж;

определяются потребные размеры сечения бруска с таким расчетом, чтобы ни один из профилей сечений не выходил за его пределы;

по полученному чертежу для каждого из контрольных сечений изготавливаются шаблоны.

Шаблоны лучше изготавливать из листа Д-16Т. Необходимо стремиться к высокой точности их изготовления.

7. 5. 3. Технология изготовления винта

При изготовлении винта рационально придерживаться описанной ниже последовательности выполнения операций.

1. С достаточно высокой точностью выстругивается брусок с сечением, рассчитанным в соответствии с п. 7. 5. 2 и длиной на 3... 4 см больше диаметра изготавливаемого винта.

2. На сверлильном станке, по центру заготовки, строго перпендикулярно ее плоскости высверливается отверстие под втулку, надеваемую на вал двигателя или редуктора. После чего вытачивается и вставляется в отверстие втулка с использованием эпоксидной смолы. Концы бруска в соответствии с размерами винта отпиливаются.

3. Производится разметка контрольных сечений (рис. 7. 16, а) в соответствии с результатами расчета винта.

4. По каждому из контрольных сечений с задней (а по рис. 7. 16 — нижней) стороны выполняются зарезы ножовкой до отмеченной линии (с запасом в 1... 2 мм) .

5. С помощью струга, соблюдая плавность переходов, с задней стороны винта снимается материал до глубины зарезов. Поверхность, представляющая собой винтовую линию, выравнивается с помощью шкурки,

6. С помощью ножовки, узкой стамески и надфиля на каждом из контрольных сечений делаются запилы (рис. 7. 16, б) в строгом соответствии с шаблонами сечений.

7. С помощью струга до глубины контрольных запилов, соблюдая плавность переходов (рис. 7. 16, в), снимается материал заготовки.

8. Производится окончательная доводка профиля с использованием шлифовальной шкурки.

9. Во втулку вставляется валик, точно выточенный по диаметру отверстия, и производится статическая балансировка винта. Ее можно производить как в подшипниках, так и на «ножах» — двух ровных, горизонтально установленных пластинах. Балансировка производится за счет равномерного снятия материала по всему профилю более тяжелой лопасти.

10. Передняя кромка винта оклеивается несколькими слоями стеклоткани на эпоксидной смоле.

11. Производится зашкуривание, полировка и окраска винта.

Изготовленный винт нельзя хранить вблизи батарей отопления, окон, на полу. Такое хранение может привести к его короблению, не поддающемуся исправлению.

После установки винта на СЛС его необходимо зачехлять, а при хранении проворачивать в горизонтальное положение.

ЛИТЕРАТУРА

1. Александров В Л. Воздушные винты. М.: Оборонгиз, 1951.
2. Андреев Л. В. В мире оболочек. М.: Знание, 1986.
3. Аникин Н. А., Дробышевская Н. И., Дудинов В. А. и др. Справочник для изобретателя и рационализатора. М.: Машиностроение, 1962.
4. Астахов М. Ф., Караваяев А. В., Макаров С. Я. и др. Справочная книга по расчету самолета на прочность. М.: Оборонгиз, 1954.
5. Бадягин А. А., Егер С. М., Мишин В. Ф. в др. Проектирование самолетов. М.: Машиностроение, 1972.
6. Бадягин А. Д., Мухамедов Ф. А. Проектирование легких самолетов. М.: Машиностроение, 1978.
7. Бекман В. В, Гоночные мотоциклы. Л.: Машиностроение, 1983.
8. Бельский В. Л., Власов Н. П., Зайцев В. Н. в др. Конструкция летательных аппаратов. М.: Воениздат, 1963.
9. Вдовин П. П. Практическая аэродинамика. М.: Оборонгиз, 1946.
10. Вилле Р. Постройка летающих моделей-копий. М.: ДОСААФ СССР. 1986.
11. Вотяков В. Д. Аэродинамика летательных аппаратов и гидравлика их систем. М.: Изд-во ВВИА, 1972.
12. Гиммельфарб А. Л. Основы конструирования в самолетостроении. М.: Машиностроение. 1980.
13. Глаголев А. Н., Гольдинов М. Я., Григоренко С. М. Конструкция самолетов. М.: Машиностроение, 1975.
14. Гончаренко В. В. Техника и тактика парящих полетов. М.: ДОСААФ СССР. 1974.
15. Зайцев В. Н., Ночевкин Г. Н., Рудаков В. Л. и др. Конструкция и прочность самолетов. Киев: Вища школа, 1974.
16. Зарубежные ультралегкие самолеты: Обзор № б/н. М.: ЦАГИ, 1987.
17. Зоншайн С. И. Аэродинамика и конструкция самолета. М.: Оборонгиз. 1955.
18. К о л о м ы ц е в П. Т., М а й з е л ь Ю. М., Ромадин К. П. и др. Авиационное материаловедение. М.: Воениздат, 1971.
19. Конструкция летательных аппаратов / Под ред. К. Д. Туркина. М.: Изд-во ВВИА. 1972.
20. Кузьмин Г. И. Воздушные винты. М.: Оборонгиз, 1937.
21. Ладников А. А. Основы авиационной медицины. М.: Воениздат, 1971.
22. Ландышев Б. К. Расчет и конструирование планера М: Оборонгиз, 1939.
23. М х и т а р я н А. М. Аэродинамика, М.; Машиностроение, 1976.
24. Самолет своими руками.— Моделист-конструктор, 1988, № 9, с. 14-16.
25. Самолеты Страны Советов: Сборник. М.: ДОСААФ СССР, 1974.
26. Соболев Л А. Самолеты особых схем. М.: Машиностроение, 1985.
27. Справочник авиаконструктора. Том I. Аэродинамика. М.; ЦАГИ, 1939.
28. Справочник авиаконструктора. Том 111. Прочность самолета. М.; ЦАГИ. 1939.
29. С т р и ж е в с к и й С. Я. Теория и расчет воздушных винтов. М.: Изд-во ВВИА. 1948.
30. Теория и практика проектирования пассажирских самолетов: Сб. трудов. М.: Наука, 1976.
31. Чумак П. И ., Секацкий А. А. Термодинамика и теория реактивных двигателей. Ставрополь: Изд-во СВВАУЛШ. 1986.
32. Ш а в р о в В. Б. История конструкций самолетов в СССР до 1938 г. М.: Машиностроение, 1978.
33. Ш а в р о в В. Б. История конструкций самолетов в СССР. 1938—1950 гг. М.: Машиностроение, 1978.
34. Ш е й н и н В. М., Козловский В. И. Проблемы проектирования пассажирских самолетов. М.: Машиностроение. 1972.
35. Шульженко М. Н. Конструкции самолетов. М.: Оборонгиз, 1949.
36. Яковлев С. А. Спортивные самолеты. М.: ДОСААФ СССР, 1981.

Пример расчета воздушного винта

Полный расчет

Исходные данные для расчета:

располагаемая мощность двигателя $N=25000$ Вт;

частота вращения винта $\Omega=471$ 1/с;

максимально допустимый радиус винта из условий его расположения на самолете $R_{zp}=0,6$ м.

Винт предполагается изготавливать из твердых пород дерева.

Первый этап расчета

Расчетная скорость винта $V_0=25$ м/с, максимально допустимая окружная скорость конца лопасти $u_{к.зр}=250$ м*с, исходное значение желаемого КПД $\eta_{ж.о}=0,70$ и первый шаг снижения желаемого КПД $\Delta\eta_{ж}=0,05$ выбираются в соответствии с рекомендациями п. 6.2.1 данного пособия.

Счет ведем в табл. 1 в соответствии с алгоритмом, представленным на рис. 6. 9.

В результате первого этапа расчета получены предполагаемые значения:

радиуса $R=0,53$ м;

ометаемой площади $S_{ом}=0,87$ м²;

тяги (на $V_0=25$ м/с) $P=630$ Н;

КПД винта $\eta_{жс}=0,63$.

Эти значения являются исходными для второго этапа расчета.

Второй этап расчета

Для проведения расчетов лопасть винта (рис. 6.7) разбиваем на 10 участков с размерами $b \times 0,1R$. Три первых от оси винта участка, потребляющих 4% мощности двигателя, считаем нерабочими. Исходя из этого, на 7 рабочих участках приходится мощность, равная 24000 Вт.

Максимальную относительную ширину лопасти b принимаем равной 0,08.

Относительную толщину профиля задаем по формуле (6.23), а ширину лопасти, в зависимости от радиуса, по формуле (6.22).

Число лопастей $i=2$.

Угол атаки α , по радиусу, принимаем неизменным и равным 4° .

По формуле (6.19) определяем скорость потока в плоскости винта

$$V_1 = \frac{25 + \sqrt{25^2 + \frac{4 * 630}{1,225 * 0,87}}}{2} = 39,8 \text{ м/с.}$$

Далее расчет ведем в табл. 2, составленной по образцу табл. 6.1.

Так как полученная на втором этапе расчета потребляемая мощность отличается от исходной всего на 1%, а тяга на 11,3%, то второй этап расчета можно считать выполненным.

Размеры, необходимые для изготовления винта, сводим в табл. 3.

Третий этап расчета

Изображаем лопасть винта (рис. 1) при виде сбоку, разделив ее на 10 равных по длине участков с размерами $b \times \Delta R$. Обозначаем точками центры масс каждого из 7 рабочих участков, допуская при этом, что они равноудалены от сечений, разделяющих участки. Показываем векторы инерционных и аэродинамических сил, действующих на участки. Для удобства дальнейших расчетов проставляем на рисунке численные значения аэродинамических сил ΔF по результатам второго этапа расчета (см. табл. 2). Значения инерционных сил, действующих на участки, проставляем на рисунок по мере их вычисления.

Приступаем к определению напряжений в сечениях от действия инерционных сил, возникающих вследствие вращательного движения лопасти.

Расчет ведем в табл. 4.

Напряжения $\sigma_{из}$ в сечениях лопасти, возникающие от действий аэродинамических сил, вычисляем по формуле

$$\sigma_{из} = M/W,$$

где M — изгибающий момент, действующий в рассматриваемом сечении; W — момент сопротивления рассматриваемого сечения.

Изгибающие моменты в рассматриваемых сечениях удобно считать, используя рис. 1:

$$M_{0,9} = 38 * 2,65 = 101 \text{ Н*см};$$

$$M_{0,8} = 38 * 7,95 + 52 * 2,65 = 440 \text{ Н*см};$$

$$M_{0,7} = 38 * 13,25 + 52 * 7,95 + 53 * 2,65 = 1057 \text{ Н*см};$$

$$M_{0,6} = 38 * 18,55 + 52 * 13,25 + 53 * 7,95 + 49 * 2,65 = 1945 \text{ Н*см};$$

$$M_{0,5} = 38 * 23,85 + 52 * 18,55 + 53 * 13,25 + 49 * 7,95 + 42 * 2,65 = 3074 \text{ Н*см};$$

$$M_{0,4} = 38 * 29,15 + 52 * 23,85 + 53 * 18,55 + 49 * 13,25 + 42 * 7,95 + 33 * 2,65 = 4402 \text{ Н*см};$$

$$M_{0,3} = 38 * 34,45 + 52 * 29,15 + 53 * 23,85 + 49 * 18,55 + 42 * 13,25 + 33 * 7,95 + 23 * 2,65 = 5878 \text{ Н*см},$$

Моменты сопротивления рассматриваемых сечений для профиля ВС-2 определяем по формулам: для верхних волокон профиля

$$W_B = 0.0777c^2 b;$$

для нижних волокон профиля

$$W_H = 0.093c^2 b.$$

Данные расчетов сводим в табл. 5.

В верхних волокнах сечения профиля напряжения от инерционных сил и изгибающего момента, вызванного аэродинамическими силами, вычитаются, в нижних складываются. Поэтому

$$\sigma_n = \sigma_{ин} + \sigma_{из};$$

$$\sigma_с = \sigma_{ин} - \sigma_{из}.$$

Учитывая, что допустимое для винта напряжение не должно превышать 0,6... 0,7 от σ_b выбранного материала, то для твердой древесины, например ясеня,

$$\sigma_{доп.раст} = 0,6 * 11000 = 6600 \text{ Н/см}^2$$

$$\sigma_{доп.сжат} = 0,6 * 4000 = 2400 \text{ Н/см}^2$$

Так как максимальное напряжение растяжения $\sigma = 2666 \text{ Н/см}^2$ в нижних волокнах и максимальное напряжение сжатия в верхних волокнах $\sigma = 943 \text{ Н/см}^2$ существенно меньше допустимых, прочность лопасти обеспечивается.

Расчет лопасти можно считать законченным.

Особенности расчета с использованием программируемых микрокалькуляторов

Трудозатраты на выполнение расчета винта могут быть существенно сокращены, а процедура расчета упрощена при применении программируемых микрокалькуляторов.

В качестве примера ниже приведена программа первого и второго этапов расчета, составленная для МК-61

Первый этап расчета

00. ПХ 6; 01. +; 02. F 1/X; 03. F X²; 04. F Вх; 05. —; 06. 4; 07. ×; 08. ХП В; 09. ПХ 0; 10. ПХ А; 11. ×; 12. ПХ 3; 13. ÷; 14. ХП С;

15. 2; 16. ×; 17. ↔; 18. +; 19. ПХ 3; 20. F X²; 21. +; 22. ПХ 5; 23. ÷; 24. F π; 25. +; 26. F √; 27. ХП Д; 28. ПХ 2; 29. —; 30. F X < 0; 31. 40; 32. ПХ Д; 33. ПХ 1; 34. ×; 35. ХП Е; 36. ПХ 4; 37. —; 38. F X ≥ 0; 39. 46; 40. ПХ А; 41. ПХ 7; 42. —; 43. ХП А; 44. БП; 45. 00; 46. С/П.

Программа, составленная в соответствии с алгоритмом (рис. 6.9), не претендуя на изящество, дает хорошие результаты.

Ввод: $N=P0$; $\Omega=P1$; $R_{зр}=P2$; $V_0=P3$; $u_{к.зр}=P4$; $\rho=P5$; $\eta_{по}=P6$; $\Delta\eta_{жс}=P7$; $\eta_{жс.о}=PA$; PX .

Пуск программы осуществляется клавишами В/О, С/П.

Вывод: $\eta_{жс}=PA$; $B=PB$; $P=PC$; $R=PD$; $u_{к}=PE$.

Счет с данными примера заканчивается за 75 с.

Результаты: $\eta_{жс}=0,6$; $B=2,36$; $P=600$ Н; $R=0,459$ м; $u_{к}=216,5$ м/с. Для уменьшения расхождения u и $u_{к.зр}$ следует повторить счет, уменьшив шаг $\Delta\eta_{жс}$ до 0,01. Для сокращения времени счета необходимо уменьшить начальное значение $\eta_{жс.о}$.

Повторный счет с данными: $\eta_{жс}=0,65$; $\Delta\eta_{жс}=0,01$ заканчивается за 60 с и дает результаты: $\eta_{жс}=0,63$; $B=1,885$; $P=630$ Н; $R=0,527$ м; $u_{к}=248,3$ м/с. Эти данные соответствуют приведенным в табл. 1.

Второй этап расчета

00. ХП 9; 01. ПХ 0; 02. X; 03. ХП А; 04. ПХ 4; 05. X; 06. ХП В; 07. F X²; 08. ПХ 6; 09. F X²; 10. +; 11. 1; 12. .; 13. 2; 14. 2; 15. 5; 16. X; 17. ПХ 2; 18. X; 19. ПХ 5; 20. X; 21. ПХ 7; 22. X; 23. 2; 24. ÷; 25. ХП Е; 26. ПХ 6; 27. ПХ В; 28. ÷; 29. F (g⁻¹); 30. ПХ 3; 31. F 1/X; 32. ↔; 33. +; 34. F Вх; 35. ПХ 1; 36. +; 37. 5; 38. 7; 39. .; 40. 3; 41. X; 42. ХП В; 43. ↔; 44. В↑; 45. F cos; 46. 2; 47. X; 48. ПХ Е; 49. X; 50. ПХ С; 51. +; 52. ХП С; 53. ↔; 54. В↑; 55. F sin; 56. 2; 57. X; 58. ПХ Е; 59. X; 60. ПХ А; 61. X; 62. ПХ 4; 63. X; 64. ПХ Д; 65. +; 66. ХП Д; 67. F X; 68. 5; 69. 7; 70. .; 71. 3; 72. X; 73. С/П

Программа составлена в соответствии с алгоритмом рис. 6. 13. Обозначения ХП и ПХ соответствуют $X \rightarrow \Pi$ и $\Pi \rightarrow X$, принятые для МК-61. Предполагается, что величины \bar{c} , C_y , K вычисляются заранее и вводятся перед началом счета в регистры P8, P2, P3 соответственно. Плотность воздуха предполагается равной стандартному значению $\rho=1,225$. Значение угла α вводится в регистр P1 в радианах, переключатель Р-ГРД-Г должен стоять в положении Р.

Ввод исходных данных:

$R=P0$; $\alpha=P1$; $C_y=P2$; $K=P3$; $\Omega=P4$; $b=P5$; $V_1=P6$; $\Delta R=P7$; $\bar{c}=P8$; $0=PC$; $\bar{r}=PX$.

Пуск производится нажатием клавиш В/О, С/П.

Вывод результатов:

$r=PA$; $\varphi=PB$; $\Delta P=PC$; $\Delta N=PD$; $\Delta F=PE$; $\gamma=PX$.

Значения углов φ и γ выводятся в градусах и их десятичных долях. За один цикл рассчитываются результаты для одного значения. Для повторения цикла следует ввести значения \bar{c} , C_y , K , b и новое значение \bar{r} . В регистрах PC и PD на каждом цикле осуществляется суммирование значений ΔP и ΔN . Таким образом, после последнего цикла расчета ($\bar{r}=0,95$) в регистрах PC и PD будут значения P и N_n соответственно. Время счета в одном цикле около 40 с.

Особенности расчета с использованием ускоренных методов

Расчет винта производим для тех же исходных данных, но с выполнением четырех условий, изложенных в п. 6. 4 данного пособия.

Первый этап расчета винта особенностей не имеет и выполняется, как и при полном расчете.

Второй этап

Принимаем: $N=24000$ Вт; $b=0,08$; $i=2$; $\alpha=4^\circ$.

Последовательно определяем:

скорость в плоскости вращения винта V_1 (по формуле (6. 19))

$$V_1 = \frac{25 + \sqrt{25 + \frac{4 * 630}{1,225 * 0,87}}}{2} = 39,8 \text{ м/с}$$

радиус центра рассматриваемого (контрольного) участка между сечениями $\bar{r}=0,7$ и $\bar{r}=0,8$
 $r_{0,75} = R \bar{r} = 0,53 * 0,75 = 0,397$ м;

хорду рассматриваемого участка (по формуле (6. 22))

$$b = 4 * 0,08 \sqrt{0,397 * (0,53 - 0,397)} = 0,073$$
 м;

относительную толщину профиля (по формуле (6. 23))

$$\bar{c} = 0,1 + 0,44 * (1 - 0,75)^2 = 0,127;$$

значения $C_y = 0,61$ и $K = 51$ (по графикам рис. 6.4);
обратное аэродинамическое качество

$$1/K = 1/51 = 0,019;$$

окружную скорость (по формуле (6. 9))

$$u = 471 * 0,397 = 187$$
 м/с;

результующую относительную скорость (по формуле (6. 10))

$$W_1 = \sqrt{187^2 + 39,8^2} = 191$$
 м/с;

угол вектора скорости (по формуле (6. 11))

$$\beta_1 = \arctg(39,8/187) = 11,8^\circ;$$

площадь рассматриваемого участка

$$\Delta S = b \Delta R = 0,073 * 0,053 = 0,0039$$
 м²;

полную аэродинамическую силу, действующую на рассматриваемый участок (по формуле (6.12))

$$\Delta F = 0,61 * 1,225 * 191^2 * 0,0039 / 2 = 53$$
 Н;

угол γ (в соответствии с рис. 6. 8)

$$\gamma = \beta_1 + 57,8 * \mu = 11,8 + 57,3 * 0,019 = 12,9^\circ;$$

силу тяги, создаваемую рассматриваемым участком (по формуле (6. 14))

$$\Delta P_{1,л} = 53 * \cos 12,9^\circ = 51,6$$
 Н;

силу тяги, создаваемую рассматриваемыми участками обеих лопастей:

$$\Delta P = 2 * \Delta P_{1,л} = 2 * 51,6 = 103,2$$
 Н;

потребляемую рассматриваемым участком мощность (в соответствии с формулой (6. 15))

$$\Delta N_{1,л} = 53 * 187 * \sin 12,9^\circ = 2210$$
 Вт;

мощность, потребляемую рассматриваемыми участками обеих лопастей

$$\Delta N = 2 * \Delta N_{1,л} = 4422$$
 Вт;

мощность, потребляемую всем винтом (в соответствии с табл. 6. 2)

$$N_n = \frac{\Delta N}{0,186} = \frac{4420}{0,186} = 23760$$
 Вт;

Потребляемая мощность всего на 1% отличается от располагаемой, поэтому можно считать, что диаметр винта и его основные параметры выбраны правильно.

Примечание. Если бы потребляемая мощность существенно отличалась от располагаемой, то в соответствии с п. 6.2.2 необходимо было бы изменить ширину лопасти и повторить второй этап расчета.

Полную тягу винта на расчетной скорости $V_0 = 25$ м/с определяем по формуле 6.26 в соответствии с табл. 6.2.

$$P = 5,434 * 103,2 = 560$$
 Н.

Для каждого из контрольных сечений определяем геометрические размеры r , b , c и φ , необходимые для изготовления винта. Расчет ведем в табл. 6.

Третий этап расчета проводить нецелесообразно, так как при относительной ширине лопасти 0,08, изготавливаемой из твердой древесины, прочность в соответствии с п. 6.2.3 заведомо будет обеспечена.

Программа вычисления длины разбега СЛС с использованием микрокалькулятора МК-61

1. Используемые соотношения:

$$V_i = V_{i-1} + a_i; P_i = P_0 - kV_i; Y_i = AV_i^2;$$

$$X_i = BV_i^2; F_{mp,i} = (mg - Y_i) f_{mp};$$

$$a_i = [P_i - (X_i + F_{mp,i})] / m;$$

$$L_i = V_{i-1} + a_i / 2; L_{разб} = \sum_i L_i.$$

2. Допущения:

а) зависимость тяги от скорости полета предполагается линейной

$$P = P_0 - kV; k = P_0 / V_0,$$

где P_0 — статическая тяга винта; V_0 — скорость, при которой тяга ВФШ становится равной нулю;

б) коэффициенты подъемной силы C_y и лобового сопротивления C_x не изменяются в процессе взлета. Зависимости $Y = C_y \rho_c V^2 S / 2$ и $X = C_x \rho_c V^2 S / 2$ приведены к виду $Y = AV^2$; $X = BV^2$, где $A = C_y \rho_c S / 2$; $B = C_x \rho_c S / 2$;

в) длина разбега рассчитывается до того момента, когда подъемная сила Y станет больше (или равной) силе тяжести mg ;

г) интервал численного интегрирования 1 с.

3. Распределение памяти МК-61

$$A = PA; B = PB; m = PC; g = PD; k = PE; P_0 = P0; f_{mp} = P1; a_i = P2; V_i = P3; P_i = P4; Y_i = P5; X_i = P6; \Sigma L_i = P7.$$

4. Текст программы:

00. ПХ 2; 01. ПХ 3; 02. +; 03. ХП 3; 04. ПХ Е; 05. ×; 06. ПХ 0;
 07. ↔; 08. —; 09. ХП 4; 10. ПХ 3; 11. F X²; 12. ПХ А; 13. ×;
 14. ХП 5; 15. ПХ 3; 16. F X²; 17. ПХ В; 18. ×; 19. ХП 6;
 20. ПХ С; 21. ПХ Д; 22. ×; 23. ПХ 5; 24. —; 25. F X² ≥ 0; 26. 46;
 27. ПХ 1; 28. ×; 29. ПХ 6; 30. +; 31. ПХ 4; 32. ↔; 33. —;
 34. ПХ С; 35. +; 36. ХП 2; 37. 2; 38. +; 39. ПХ 3; 40. +;
 41. ПХ 7; 42. +; 43. ХП 7; 44. БП; 45. 00; 46. С/П.

5. Инструкция:

после ввода программы исходные данные заносятся в ячейки в соответствии с распределением памяти. В ячейки 2, 3, 7 записываются нули. Для счета нажать В/О, С/П. После окончания счета $L_{разб}$ в ячейке 7. Для ее извлечения нажать ПХ 7 (здесь и в тексте программы для упрощения записи команд типа П→Х и Х→П используются обозначения ПХ и ХП соответственно).

6. Контрольный пример:

$$P = 500 - 14,3V; Y = 8,84V^2; X = 0,58V^2; f_{mp} = 0,04; F_{mp} = (2352 - Y)f_{mp}; m = 240 \text{ кг}; \rho_c = 1,225 \text{ кг/м}^3.$$

При времени счета 3 мин 50 с $L_{разб} = 159$ м.

Пример построения эпюры поперечных сил и изгибающих моментов свободонесущего крыла

Исходные данные для расчета:

взлетная масса самолета m_0 — 250 кг;

масса крыла во втором приближении $m_{кр}$ — 50 кг;

максимальная эксплуатационная перегрузка $n_{y\max}$ — 6;

размах крыла l — 9 м;

площадь крыла $S_{кр}$ — 8 м².

1. В соответствии с формулой (4. 4) определяется взлетная масса СЛС без крыла:

$$m_{б.к} = m_0 - m_{кр} = 250 - 50 = 200 \text{ кг.}$$

2. В соответствии с формулой (4. 5) определяется сила воздействия крыла на фюзеляж:

$$P_{\sigma} = 1,5 * n_{y\max} * g * m_{б.к} = 1,5 * 6 * 9,8 * 200 = 17640 \text{ Н} = 1800 \text{ кгс.}$$

3. По результатам аэродинамического расчета (глава 1) вычерчивается в масштабе консоль крыла и разбивается (рис. 1) на несколько, в данном случае 5, участков.

Построением, аналогичным показанному на рис. 2. 2. а, или по формуле

$$l_{у.н} = l_{у.ч} (b_{\sigma} + 2b_{м}) / 3(b_{\sigma} + b_{м})$$

определяются центры площадей участков и их точки наносятся на рисунок.

В последней формуле: $l_{у.н}$ — расстояние от большой хорды участка до центра площади фигуры; $l_{у.ч}$ — длина рассматриваемого участка вдоль размаха; b_{σ} и $b_{м}$ — соответственно наибольшая и наименьшая хорда участка.

Определяются площади участков, и их значения проставляются на рисунке.

По формуле (4. 6) определяются силы, действующие на каждый из участков, и наносятся на рисунок.

4. Строится эпюра поперечной силы Q .

Построение начинается со свободного конца консоли и выполняется путем суммирования по сечениям сил, действующих на участки:

$$Q_1 - 135 \text{ кгс}; Q_2 - 300 \text{ кгс}; Q_3 - 495 \text{ кгс}; Q_4 - 697,5 \text{ кгс}; Q_5 - 900 \text{ кгс.}$$

5. Определяются изгибающие моменты в каждом из пяти рассматриваемых сечений крыла:

$$M_1 = P_1 * x_1 = 135 * 44 = 5940 \text{ кгс*см};$$

$$M_2 = P_1 * x_2 + P_2 * x_3 = 135 * 134 + 165 * 44 = 25350 \text{ кгс*см.}$$

аналогично находятся:

$$M_3 = 135 * 224 + 165 * 134 + 195 * 44 = 60\,930 \text{ кгс*см};$$

$$M_4 = 135 * 314 + 165 * 224 + 195 * 134 + 202,5 * 44 = 114\,390 \text{ кгс*см};$$

$$M_5 = 135 * 404 + 165 * 314 + 195 * 224 + 202,5 * 134 + 202,5 * 44 = 185475 \text{ кгс*см.}$$

6. Строится эпюра изгибающих моментов.

Величины поперечных сил и изгибающих моментов являются исходными для определения сечений силовых элементов крыла.

Таблица 1

Пример первого этапа расчета воздушного винта

Вычисляемая величина	Желаемое значение КПД винта $\eta_{жс}$			
	0,70	0,65	0,64	0,63
$\eta_{oc} = \eta_{жс} / 0,85$	0,823	0,765	0,753	0,741
$B = 4((1/\eta_{oc}^2) - (1/\eta_{oc}))$	1,04	1,61	1,74	1,88
$P = N \eta_{жс} / V_0$	700	650	640	630
$S_{ом} = 2P / B \rho V_0^2$	1,76	1,05	0,96	0,87
$R = \sqrt{S_{ом} / \pi}$	0,75	0,58	0,55	0,53
$u = \Omega R$	—	273	260	248
Примечание	$R > R_{зр}$	$u > u_{к}$	$u > u_{к}$	$u < u_{к}$
Необходимо снизить значение $\eta_{жс}$	Да	Да	Да	Нет

Таблица 1.1 Частные требования, предъявляемые к СЛС			
Основные требования	Класс СЛС		
	патрульный	спортивно-пилотажный	экспериментальный
Максимальная скорость полета, км/ч	>150	-	-
Допустимая эксплуатационная перегрузка, ед.	+4...-2	+8...-4	+3...-1.5
Продолжительность полета, ч	>4	>1	>0,5
Высота полета, м	≥ 1000	≥ 3000	-
Высокие маневренные характеристики		Да	-
Взлет с боковым ветром, м/с	12	12	5
Мощность двигателя, кВт	25...40	35...50	12
Высокая топливная экономичность	Да	Желательно	-
Взлет с мягкого грунта с травяным покровом	Да	Желательно	-
Схема шасси	С носовой опорой	-	С носовой опорой
Основной конструкционный материал	Д-16Т	Д-16Т, композиционные	Д-16Т, древесина
Наличие средств спасения	Необходимо	Необходимо	Желательно

Таблица 1.2 Относительные массы частей СЛС

Тип и назначение СЛС	$\bar{m}_{кр}$	$\bar{m}_{ф}$	$\bar{m}_{оп}$	$\bar{m}_{су}$	$\bar{m}_{ш}$	$\bar{m}_{упр, об}$
Монопланы с высоким аэродинамическим качеством, мотопланеры	0,22...0,25	0,14...0,17	0,04...0,05	0,08...0,1	0,05...0,06	0,03...0,04
Специализированные, для первоначального обучения, патрулирования, наблюдения, фотографирования, связи и т. п.	0,16...0,20	0,14...0,20	0,04	0,10...0,15	0,06...0,08	0,05...0,10
Спортивно-пилотажные	0,14...0,16	0,12...0,13	0,04	0,18...0,2	0,06	0,04...0,05

Таблица 1.3 Аэродинамические характеристики механизированных крыльев				
Тип механизации	Конфигурация профиля	$\delta_{\text{опт}}$	$\Delta C_{Y\alpha \text{ max}}$	$\Delta C_{X\alpha \text{ max}}$
Немеханизированное крыло	Рис. 1			
Простои закрылок	Рис. 2	40...50°	0,6...0,8	0,10...0,12
Однощелевой закрылок	Рис. 3	35...40°	0,8...1,1	0,10...0,13
Двухщелевой закрылок	Рис. 4	30° и 55°	1,3...1,5	0,20...0,25
Выдвижной щелевой закрылок	Рис. 5	30°	1,5...1,7	0,1
Выдвижной двухщелевой закрылок	Рис. 6	15° и 30°	2,0...2,2	0,15...0,16
Предкрылок	Рис. 7	25...30°	0,6...0,9	0
Здесь: $\delta_{\text{опт}}$ — оптимальные углы отклонения механизации; $\Delta C_{Y\alpha \text{ max}}$ — приращение коэффициента максимальной подъемной силы; $\Delta C_{X\alpha \text{ max}}$ — приращение коэффициента сопротивления от механизации при $\delta_{\text{опт}}$				

Таблица 1.4 Координаты профиля GA(W)—1					
x/b	y^B/b	y''/b	x/b	y^B/b	y''/b
0	0	0	0,4	0,105	—0,065
0,005	0,02	—0,014	0,45	0,104	—0,064
0,012	0,03	—0,020	0,5	0,103	—0,061
0,025	0,042	—0,027	0,55	0,099	—0,057
0,05	0,056	—0,036	0,6	0,094	—0,051
0,075	0,065	—0,042	0,650	0,086	—0,043
0,1	0,073	—0,047	0,7	0,076	—0,034
0,125	0,079	—0,051	0,75	0,065	—0,025
0,15	0,084	—0,054	0,8	0,053	—0,016
0,2	0,092	—0,059	0,85	0,04	—0,009
0,25	0,098	—0,063	0,9	0,026	—0,004
0,3	0,102	—0,065	0,95	0,013	—0,003
0,35	0,104	—0,065	1,000	0,001	—0,008

Таблица 1.5 Оптимальные размеры кабины пилота

Параметры кабины, м	Угол наклона спинки, град		
	18...20	28...32	45...50
Продольные размеры от точки S до носка отклоненной вперед ноги	1,05...1,15	1,05...1,15	1,05...1,15
Продольные размеры от точки S до спинки на уровне плеча пилота	0,18...0,22	0,26...0,30	0,32...0,36
Высота от пола до верхней точки фонаря	1,05...1,15	0,95... 1,05	0,85...0,95
Ширина	0,6	0,6	0,6

Таблица 2

Пример второго этапа расчета воздушного винта

№ п/п	Вычисляемая величина	Размер ность	Относительный радиус участка \bar{r}						
			0,35	0,45	0,55	0,65	0,75	0,85	0,95
1	$r=R\bar{r}$	м	0,185	0,238	0,291	0,344	0,397	0,450	0,503
2	$\bar{c}=0,1+0,44(1-\bar{r})^2$	—	0,285	0,233	0,189	0,153	0,127	0,109	0,100
3	α	град	4	4	4	4	4	4	4
4	C_y	—	0,98	0,86	0,76	0,67	0,61	0,57	0,55
5	K	—	42	45	53	54	51	47	46
6	$\mu=1\bar{c}K$	рад	0,024	0,022	0,018	0,018	0,019	0,020	0,022
7	$u=\Omega r$	м/с	87,3	112	137	162	187	212	237
8	b	м	0,080	0,084	0,084	0,080	0,073	0,060	0,036
9	$W_1=\sqrt{u^2+V_1^2}$	м/с	96	118	142	166	191	215	240
10	$\beta_1=\arctg(V_1/u)$	град	24,2	19,2	16,0	13,6	11,8	10,5	9,4
11	$\Delta S=b\Delta R$	м ²	0,0042	0,0044	0,0044	0,0042	0,0038	0,0032	0,0019
12	$\Delta F=C_y\rho W_1^2\Delta S/2$	Н	23	33	42	49	53	52	38
13	$\gamma=\beta_1+57,3\mu$	град	25,5	20,5	17,0	14,6	12,9	11,6	10,7
14	$\varphi=\beta_1+\alpha$	град	29,5	24,5	21,0	18,6	16,9	15,6	14,7
15	$\Delta P=2\Delta F\cos\gamma$	Н	41,5	61,8	80,4	95,0	103,2	102,0	74,7
16	$\Delta N=2\Delta F\sin\gamma$	Вт	1730	2590	3340	3980	4420	4430	3350
17	$P=\Sigma\Delta P$	Н	41,5	103,3	183,7	278,7	381,9	483,9	558,6
18	$N_n=\Sigma\Delta N$	Вт	1730	4320	7660	11640	16060	20490	23840

Таблица 2.1 Центровочная ведомость

% в/а	Наименование	G_i , кгс	x_i , м	$G_i \cdot x_i$, Кгс*м
1	Крыло	48	0,18	8,64
2	Фюзеляж	32	—0,22	— 7,04
3	Горизонтальное оперение	10	3,00	30,00
4	Вертикальное оперение	6	2,90	17,40
5	Передняя стойка шасси	5	—1,20	— 6,00
6	Основные стойки шасси	13	0,26	3,38
7	Приборное оборудование	3	—0,52	— 1,56
8	Пилот	70	—0,10	— 7,00
9	Основной топливный бак	11	—0,94	—10,34
10	Дополнительный топливный	10	0,54	5,40
11	Силовая установка	30	1,56	—46,80
12	Специальное оборудование	10	x_{12}	$G_{12} \cdot x_{12}$

Таблица 2.2 Значения коэффициентов $\Delta C_{xф}$

Форма фюзеляжа	$\Delta C_{xф}$ для размещения двигателей			
	переднего		заднего	
	под капотом	без капота	под капотом	без капота
Каплевидная	0,010...0,015	0,025...0,035	0,020...0,030	0,030...0,070
Прямоугольная	0,025...0,030	0,040...0,050	0,030...0,040	0,040...0,080

Таблица 2.3

Коэффициенты аэродинамического сопротивления элементов конструкции

Форма тела	Схема	Направление вектора скорости	C_x
Цилиндр (труба)	Рис. 1	Перпендикулярно его оси	1,04
	Рис. 2	Под углом:	
		$\varphi=80^\circ$	0,95
		70°	0,87
		60°	• 0,78
		50°	0,69
		40°	0,58
		30°	0,44
Удобообтекаемый профиль (подкос)	Рис. 3	Параллельно его хорде	0,05
Шар	Рис. 4,		0,30
	Рис. 5	Вдоль оси симметрии	0,35
Полусфера	Рис. 6	Вдоль оси симметрии	1,40
Каплевидное тело (полусфера-конус)	Рис. 7	Вдоль оси симметрии	0,09
Диск	Рис. 8	Перпендикулярно его плоскости	U6
Квадрат	Рис. 9	Перпендикулярно его плоскости	1,20

Таблица 2.4 Вычисление аэродинамических коэффициентов

Вычисляемая величина	Выбранные значения угла атаки α					
	-2	0	2	4	6	... $\alpha_{кр}$
C_y						
C_y^2						
$c_y = C_y / C_{y \max}$						
ΔC_x						
$\Delta C_x = C_{x0} + AC_y^2 + \Delta C_{xp}$						

Таблица 2. 5 Вычисление скоростей и мощностей
горизонтального полета

α , град	C_y	C_x	$V_{гп}$, м/с	$V_{гп}$, км/ч	N , кВт
-2					
0					
2					
4					
6					
8					
10					
12					
...					
...					
$\alpha_{крит}$					

Таблица 3

**Геометрические данные, являющиеся исходными при
изготовлении воздушного винта**

Геометрические размеры сечения винта	Относительные радиусы сечений \bar{r}						
	0,35	0,45	0,55	0,65	0,75	0,85	0,96
Радиус r , см	18,5	23,8	29,1	34,4	39,7	45,0	50,3
Хорда b , см	8,0	8,4	8,4	8,0	7,3	6,0	3,6
Толщина c , см	2,28	1,96	1,59	1,22	0,93	0,65	0,36
Угол установки, φ , град	29,5	24,5	21,0	18,6	16,9	15,6	14,7

Таблица 3.1

Выражения для оценки удельной прочности материалов при различных видах нагружения

Форма поперечного сечения силовых элементов	Поперечный изгиб	Продольный изгиб	Кручение
Сплошные прямоугольные геометрически подобные сечения (рис. 3.1, а)	$\frac{\sqrt[3]{\sigma_{II}^2}}{\gamma}$	$\frac{\sqrt{E}}{\gamma}$	—
Сплошные прямоугольные сечения с ограничением высоты (рис. 3.1, б)	$\frac{\sigma_{II}}{\gamma}$	$\frac{\sqrt[3]{E}}{\gamma}$	—
Сплошные круглые сечения (рис. 3.1, в)	$\frac{\sqrt[3]{\sigma_{II}^2}}{\gamma}$	$\frac{\sqrt{E}}{\gamma}$	$\frac{\sqrt[3]{\tau^2}}{\gamma}$
Двухпоясные балки (рис. 3.1, г, д, е)	$\frac{\sqrt[3]{\sigma_{II}^2}}{\gamma}$	—	—
Круглые трубы с геометрически подобными сечениями (рис. 3.1, ж)	$\frac{\sqrt[3]{\sigma_{II}^2}}{\gamma}$	$\frac{\sqrt{E}}{\gamma}$	$\frac{\sqrt[3]{\tau^2}}{\gamma}$
Круглые трубы с ограничением внешнего диаметра (рис. 3.1, з)	$\frac{\sigma_{II}}{\gamma}$		$\frac{\tau_{KP}}{\gamma}$

Таблица 3. 2 Характеристика конструкционных материалов

Материал	Предел прочности			Плотность γ , г/см ³	Удельная прочность		
	при растя- жении σ_B , кгс/см ²	при сжатии σ_B , кгс/см ²	при изгибе σ_B , кгс/см ²		при растяжении $\frac{\sigma_B}{\gamma}$	при сжатии $\frac{\sigma_B}{\gamma}$	при изгибе $\frac{\sqrt[3]{\sigma_B^2}}{\gamma}$
Сосна	830	350	650	0, 52	1596	673	144
Ясень	1100	400	820	0, 71	1549	563	123
Д-16	4200	4200	4200	2, 80	1500	1500	92
В-95	4600	4600	4600	2, 80	1643	1643	98
Легированная сталь	10000	10000	10000	7, 8	1282	1282	59

Механические и технологические свойства алюминиевых сплавов

Таблица 3.3

Группа сплавов	Марка	Механические свойства				Технологические свойства	
		σ_B , кгс/см ²	ϵ , %	τ_B , кгс/см ²	НВ	обрабатываемость резанием	свариваемость
Деформируемые сплавы	АМц	1300	23,0	800	28	Низкая	Хорошая
	АМг2	1900	23,0	—	45	Низкая	Хорошая
	АМг3	1900	15,0	—	50	Удовлетв.	Хорошая
	Д1Т	3600	15,0	2400	100	Удовлетв.	Удовлетв.
	Д16М	2200	12,0	—	—	Удовлетв.	Удовлетв.
	Д16Т	4200	15,0	2800	—	Хорошая	Удовлетв.
	АК4	4200	10,0	—	120	Хорошая	Удовлетв.
	АК6	4200	13,0	—	100	Хорошая	Удовлетв.
Литейные сплавы	АК8	4600	10,0	—	135	Хорошая	Удовлетв.
	В95-2	4600	8,0	—	150	Хорошая	Плохая
	АЛ1	2100	1,0	—	95	Удовлетв.	Хорошая
	АЛ2	1500	2,0	—	50	Удовлетв.	Хорошая
	АЛ3	1700	0,5	—	65	Удовлетв.	Удовлетв.
	АЛ4	2000	1,5	—	70	Удовлетв.	Удовлетв.
	АЛ5	1600	0,5	—	65	Удовлетв.	Удовлетв.
	АЛ7	2100	6,0	—	60	Хорошая	Удовлетв.
	АЛ8	2900	9,0	—	60	Хорошая	Удовлетв.
	АЛ9	2100	2,0	—	60	Удовлетв.	Хорошая
	АЛ11	2500	1,5	—	90	Удовлетв.	Хорошая

Таблица 3.4 Механические свойства древесины

Порода	γ , г/см ²	σ_B , кгс/см ²			τ_B , кгс/см ²		σ_P , кгс/см ²	$\frac{E}{1000}$, кгс/см ²
		сжатие вдоль волокон	растя- жение вдоль волокон	стати- ческий изгиб	скалы- вание вдоль волокон	круче- ние		
Сосна	0,52	350	830	650	50	80	35	110
Ель	0,47	320	750	600	50	80	30	110
Пихта	0,44	340	720	580	50	75	35	100
Лиственница	0,68	420	930	750	70	100	40	120
Ясень	0,71	400	1100	820	85	120	80	120
Дуб	0,70	400	1000	740	70	100	60	100
Бук	0,65	390	930	730	75	120	60	100
Липа	0,48	270	600	470	50	75	40	90

Таблица 3.5 Механические свойства наиболее доступных композиционных материалов

Пластмасса	σ_B , раст. вдоль волокон, кгс/см ²	σ_B , сжатие вдоль волокон, кгс/см ²	σ_B , сжатие поперек волокон, кгс/см ²	σ_B , изгиба, кгс/см ²	τ_B , кгс/см ²	γ , г/см ³	ε , %	$\frac{E}{1000}$, кгс/см ²	a_H , $\frac{\text{кгс} \cdot \text{см}}{\text{см}^2}$	НВ
Текстолит										
ПТК	1000	1500	2500	1600	900	1,35	1,0	80	35	35
ПТ	850	1300	2300	1450	900	1,35	1,0	80	35	35
Стеклотекстолит										
КАСТ	3200	3500	—	2800	—	1,90	0,5-1	210	80	30
ВФТ-С	4000	1700	—	3300	—	1,85	—	220	100	30
СТ-1	750	—	—	—	—	1,80	—	—	40	30
Гетинакс	1000	1600	1600	1200	—	1,40	1,0	120	35	25
Оргстекло										
СОЛ	710	1200	—	950	—	1,20	3,6	30	13	21
СТ-1	780	1100	—	900	—	1,20	4,0	31	14	23
Древесные пластики	1200-2800	1600- 1800	—	1400— 2400	—	1,20	—	120	70	25

Таблица 3.6 Механические свойства пенопластов

Марка	Полимерная основа	γ , г/см ³	σ_B растяжения, кгс/см ²	σ_B сжатия, кгс/см ²
ПС-1	Полистирол	0,06... 0,22	7... 42	5... 30
ПС-4	Полистирол	0,07	10... 14	5... 7
ПХВ-1	Поливинил-хлорид	0,07... 0,13	19... 20	4... 10
ПХВ-3	Поливинил-хлорид	0,06 ... 0,07	—	3... 5
ФК-20	Фенолоформальдегидная смола	0,19... 0,23	20	8
ПУ-101	Полиуретан	0,05... 0,25	—	10... 19
ПЭ-1	Эпоксидная смола	0,09... 0,22	—	10... 25

Таблица 3.7

Моменты сопротивлений и моменты инерции сечений
наиболее распространенных профилей

Форма сечения	Момент сопротивления $W_x, W_y, \text{см}^3$	Момент инерции $J_x, J_y, \text{см}^4$
Круг (рис. 3.2, а)	$W_x = 0,098D^3$ $W_y = 0,196D^3$	$J_x = 0,049D^4$ $J_y = 0,098D^4$
Кольцо (рис. 3.2, б)	$W_x = 0,098(D^4 - d^4) : D$ При малом δ : $W_x = 0,8D_{\text{ср}}^3 \delta$	$J_x = 0,049(D^4 - d^4)$ $J_y = 0,098(D^4 - d^4)$ При малом δ : $J_x = 0,4D_{\text{ср}}^3 \delta$
Прямоугольник (рис. 3.2, в)	$W_x = 0,167ab^2$	$J_x = 0,033ab^3$
Полый прямоугольник (рис. 3.2, г)	$W_x = 0,167b(h^3 - h_1^3) : h$ $W_y = 0,167b^2(h - h_1)$	$J_x = 0,083b(h^3 - h_1^3)$ $J_y = 0,083b^3(h - h_1)$
Калевидное обтекаемое сечение (рис. 3.2, д)	$W_x = 0,091ab^2$	$J_x = 0,045ab^3$
Винтовой профиль ВС-2 РАФ-6 Clark-Y (рис. 3.2, е)	$W_x = 0,093c^2b$ $W_x = 0,102c^2b$ $W_x = 0,088c^2b$	$J_x = 0,042c^3b$ $J_x = 0,051c^3b$ $J_x = 0,042c^3b$

Таблица 3.8

Формулы для определения критических напряжений сжатия стержней различных сечений

Сечение стержня	Минимальный радиус инерции	Критическое напряжение
Круг	$i_{min}=0,25D$	$\sigma_{кр} = 0,62cE/(l/D)^2$
Кольцо	$i_{min}=0,35D$	$\sigma_{кр} = 1,20cE/(l/D)^2$
Прямоугольник	$i_{min}=0,29\delta$	$\sigma_{кр} = 0,82cE/(l/\delta)^2$
Каплевидное обтекаемое тело	$i_{min}=0,24b$	$\sigma_{кр} = 0,59cE/(l/b)^2$

Таблица 3.7

Моменты сопротивления и моменты инерции сечений наиболее распространенных профилей

Форма сечения	Момент сопротивления $W_x, W_y, \text{ см}^3$	Момент инерции $J_x, J_y, \text{ см}^4$
Круг (рис. 3.2, а)	$W_x=0,098D^3$ $W_y=0,196D^3$	$J_x=0,049D^4$ $J_y=0,098D^4$
Кольцо (рис. 3.2, б)	$W_x=0,098(D^4-d^4)/D$ При малом δ : $W_x=0,8D_{cp}^3\delta$	$J_x=0,049(D^4-d^4)$ $J_y=0,098(D^4-d^4)$ При малом δ : $J_x=0,4D_{cp}^3\delta$
Прямоугольник (рис. 3.2, в)	$W_x=0,167ab^2$	$J_x=0,083ab^3$
Полый прямоугольник (рис. 3.2, г)	$W_x=0,167b(h^3-h_1^3)/h$ $W_y=0,167b^2(h-h_1)$	$J_x=0,083b(h^3-h_1^3)$ $J_y=0,083b^3(h-h_1)$
Каплевидное обтекаемое сечение (рис. 3.2, д)	$W_x=0,091ab^2$	$J_x=0,045ab^3$
Винтовой профиль ВС-2 РАФ-6 Clark-Y (рис. 3.2, е)	$W_x=0,093c^2b$ $W_x=0,102c^2b$ $W_x=0,088c^2b$	$J_x=0,042c^3b$ $J_x=0,051c^3b$ $J_x=0,042c^3b$

Таблица 3.9

**Максимальные значения поперечных сил
и изгибающих моментов балок, при различных видах
их нагружения**

Схема	Реакции и поперечные силы	Изгибающие моменты
Сосредоточенная нагрузка на конце (рис. 1)	$R_a = -P;$ $Q_x = P$	$M_x = Px;$ $M_a = Pl$
Нагрузка, распределенная равномерно (рис. 2)	$R_a = -ql;$ $Q_x = qx;$ $Q_x = q$	$M_x = qx^2/2;$ $M_x = ql^2/2$
Нагрузка, распределенная по трапеции (рис. 3)	$R_a = -l(q_1 + q_2)/2;$ $Q_x = q_1x +$ $+ x^2(q_2 - q_1)/2l;$ $Q_x = q_1 + x(q_2 - q_1)/l$	$M_x = q_1x^2/2 +$ $+ x^3(q_2 - q_1)/6l;$ $M_a = l^2(2q_1 + q_2)/6$
Сосредоточенная нагрузка в середине пролета (рис. 4)	$R_a = R_b = -P/2;$ при $x < l/2$ $Q_x = -P/2$	$M_x = -Px/2$
Равномерно распределенная нагрузка (рис. 5)	$R_a = R_b = -ql/2;$ $Q_x = -ql/2 + qx$	$M_x = -qx(l-x)/2;$ $M_{max} = -ql^2/8$
Равномерно распределенная нагрузка по всей длине балки (рис. 6)	$R_a = -q(a+l)^2/2l;$ $R_b = -q(l^2 - a^2)/2l$	$M_a = qa^2/2;$ при $l > a$ $M_{max} = -q(l^2 - a^2)^2/8l^2$ в пролете на расстоянии x от A , где: $x = (l^2 - 2a^2)/2l$

Таблица 4

Пример определения напряжений от действия инерционных сил в волокнах лопасти винта

Вычисляемые величины	Размерность	Относительные радиусы сечений t						
		0,95	0,85	0,75	0,65	0,55	0,45	0,35
$r=R\bar{r}$	м	0,503	0,450	0,397	0,344	0,291	0,238	0,185
b	см	3,6	6,0	7,3	8,0	8,4	8,4	8,0
\bar{c}	—	0,100	0,109	0,127	0,153	0,189	0,233	0,285
$c=b\bar{c}$	см	0,36	0,65	0,92	1,22	1,59	1,96	2,28
ΔF	Н	38	52	53	49	42	33	23
$S=K_3 bc$	см ²	0,95	2,85	4,90	7,15	9,80	12,0	13,3
$\Delta V=S\Delta R$	см ³	5	15	26	38	52	64	71
$m=\Delta V\gamma$	кг	0,004	0,011	0,019	0,027	0,038	0,046	0,051
$\Delta P_{ин} = m\Omega^2 r$	Н	390	1070	1630	2060	2460	2440	2100
$P_{ин} = \Sigma \Delta P_{ин}$	Н	390	1460	3090	5150	7610	10050	12150
$\sigma_{ин} = P_{ин} / S$	Н/см ²	410	510	630	720	780	835	915

Таблица 4. 1

Разрушающие нагрузки для тросов

Тип троса	Параметр	Диаметр троса, мм					
		2	2.5	3	3.5	4	5
7x7=49	Рразр, кгс	380	500	760	1050	—	—
	F сеч, мм ²	2,22	3,02	4,45	6,17	—	—
7X19=133	Рразр, кгс	—	—	750	900	1270	1800
	F сеч, мм ²	—	—	4,18	6,01	8,19	12,08
6x19=111	Рразр, кгс	—	—	650	800	1100	1600
	F сеч, мм ²	—	—	3.58	5.16	7.02	10.35

Таблица 4. 2

Разрушающие нагрузки для тандеров

Параметр	Диаметр тандера, мм					
	3	4	5	6	7	8
<i>P</i> разр, кгс	230	370	580	950	1180	1700

Таблица 5

Пример определения напряжений от действия изгибающих моментов в крайних волокнах лопасти винта

Вычисляемые величины	Размерность	Относительные радиусы сечений r						
		0,90	0,80	0,70	0,50	0,50	0,40	0,30
M	Н/см	101	440	1057	1945	3074	4402	5878
c	см	0,50	0,77	1,06	1,37	1,75	2,13	2,40
b	см	4,90	6,70	7,70	8,20	8,50	8,30	7,50
$W_B = 0,0777c^2 b$	см ³	0,095	0,308	0,672	1,196	2,022	2,926	3,356
$W_H = 0,093c^2 b$	см ³	0,114	0,369	0,804	1,431	2,421	3,502	4,018
$\sigma_{из.в} = M/W_B$	Н/см ²	1063	1428	1573	1626	1520	1504	1751
$\sigma_{из.н} = M/W_H$	Н/см ²	886	1192	1314	1359	1269	1257	1463
$\sigma_{ин}$ (из табл. 4)	Н/см ²	410	510	630	720	780	835	915
$\sigma_{\epsilon} = \sigma_{ин} + \sigma_{из.в}$	Н/см ²	1296	1702	1944	2079	2049	2092	2378
$\sigma_{н} = \sigma_{ин} - \sigma_{из.н}$	Н/см ²	-653	-918	-943	-906	-740	-669	-836

Таблица 6

Пример определения геометрических размеров, необходимых для изготовления воздушного винта

Вычисляемая величина	Размерность	Относительный радиус сечения γ						
		0,35	0,45	0,55	0,65	0,75	0,85	0,95
$r=R\bar{r}$	м	0,185	0,238	0,291	0,344	0,397	0,450	0,503
$b=4\bar{b}\sqrt{r(R-r)}$	м	0,080	0,084	0,084	0,080	0,073	0,060	0,036
$\bar{c}=0,1+0,44(1-r)^2$	-	0,285	0,233	0,189	0,153	0,127	0,109	0,100
$c=\bar{c}b$	м	0,023	0,020	0,016	0,012	0,009	0,006	0,004
$u=\Omega r$	м/с	87	112	137	162	187	212	237
$\beta_1=\text{arc tg}(V_1/u)$	град	24,2	19,2	16,0	13,6	11,8	10,5	9,4
$\varphi=\beta_1+\alpha$	град	29,5	24,5	21,0	18,6	16,9	15,6	14,7

Таблица 6.1

Второй этап расчета воздушного винта

№ п/п	Вычисляемая величина	Размерность	Относительный радиус						
			0.35	0.45	0.55	0.65	0.75	0.85	0.95
1	$r = R \bar{r}$	м	Вычисляется по формуле						
2	$= C = 0.1 + 0.44 (1 - \bar{r})^2$	—	То же						
3	α	град	Задается, исходя из рис. 6.4, 6.5						
4	C_y	—	Снимается с графиков рис. 6.4, а, 6.5, а						
5	K	—	Снимается с графиков рис. 6.4, б, 6.5, б						
6	$\mu = 1/K$	рад	Вычисляется по формуле						
7	$u = \Omega r$	м/с	То же						
8	b	м	Снимается с рисунка или вычисляется по формуле (6.22)						
9	$W_1 = \sqrt{(u^2 + V_1^2)}$	м/с	Вычисляется по формуле						
10	$\beta_1 = \arctg(V_1/u)$	град	То же						
11	$\Delta S = b \Delta R$	м ²	»						
12	$\Delta F = C_y^z \rho W_1^2 \Delta S / 2$	Н	»						
13	$\gamma = \beta_1 + 57.3 \mu$	град	»						
14	$\varphi = \beta_1 + \alpha$	град	»						
15	$\Delta P = 2 \Delta F \cos \gamma$	Н	»						
16	$\Delta N = 2 \Delta F u \sin \gamma$	Вт	»						
17	$P = \Sigma \Delta P$	Н	Получается в результате суммирования графы 15						
18	$N_{II} = \Sigma \Delta N$	Вт	Получается в результате суммирования графы 16						

Таблица 6. 2

Доля потребляемой мощности и создаваемой тяги участками эллиптических в плане лопастей

Параметры	Относительные радиусы центров рассматриваемых участков \bar{r}						
	0, 35	0, 45	0, 55	0, 65	0, 75	0, 85	0, 95
Доля потребляемой участком мощности	0, 072	0, 098	0, 140	0, 167	0, 186	0, 187	0, 140
Доля создаваемой участком тяги	0, 075	0, 109	0, 142	0, 168	0, 184	0, 180	0, 131

Таблица 6. 3

Доля потребляемой мощности и создаваемой тяги участками прямоугольных в плане лопастей

Параметры	Относительные радиусы центров рассматриваемых участков \bar{r}						
	0, 35	0, 45	0, 55	0, 65	0, 75	0, 85	0, 95
Доля потребляемой участком мощности	0, 059	0, 085	0, 110	0, 136	0, 165	0, 200	0,245
Доля создаваемой участком тяги	0, 062	0, 086	0, 112	0, 138	0, 166	0, 198	0, 238

Таблица 7. 1

Координаты винтовых профилей

Расстояние от носка в процентах хорды	Профиль					
	BC-2		CLARK-Y		RAF-6	
	Y_B	Y_H	Y_B	Y_H	Y_B	Y_H
2,5	18,9	—12,1	54,5	—12,8	4,1	0
5	30,4	—16,7	66,25	—8,11	59,2	0
10	46,2	—21,9	80,55	—3,84	76,8	0
20	65,2	—25,9	95,7	—0,85	96,1	0
30	72,6	—25,9	99,5	0	100	0
40	73,7	—23,5	98,3	0	99,1	0
50	70,6	—20,8	92,9	0	96,1	0
60	63,3	—18,1	82,9	0	87,3	0
70	52,8	—15,4	68,36	0	74,7	0
80	40,0	—12,7	52,1	0	57,2	0
90	24,2	—10,0	33,75	0	36,9	0
100	0	0	0	0	0	0

Таблица 7. 2

Радиусы скруглений и площади сечений винтовых профилей

Параметр	Профиль		
	BC-2	CLARK-Y	RAF-6
Радиус носика в % с	8,0	12,8	12,0
Радиус хвостика в % с	8,0	7,93	9,0
Площадь сечения профиля	0,705 b*c	0,724 b*c	0,720 b*c

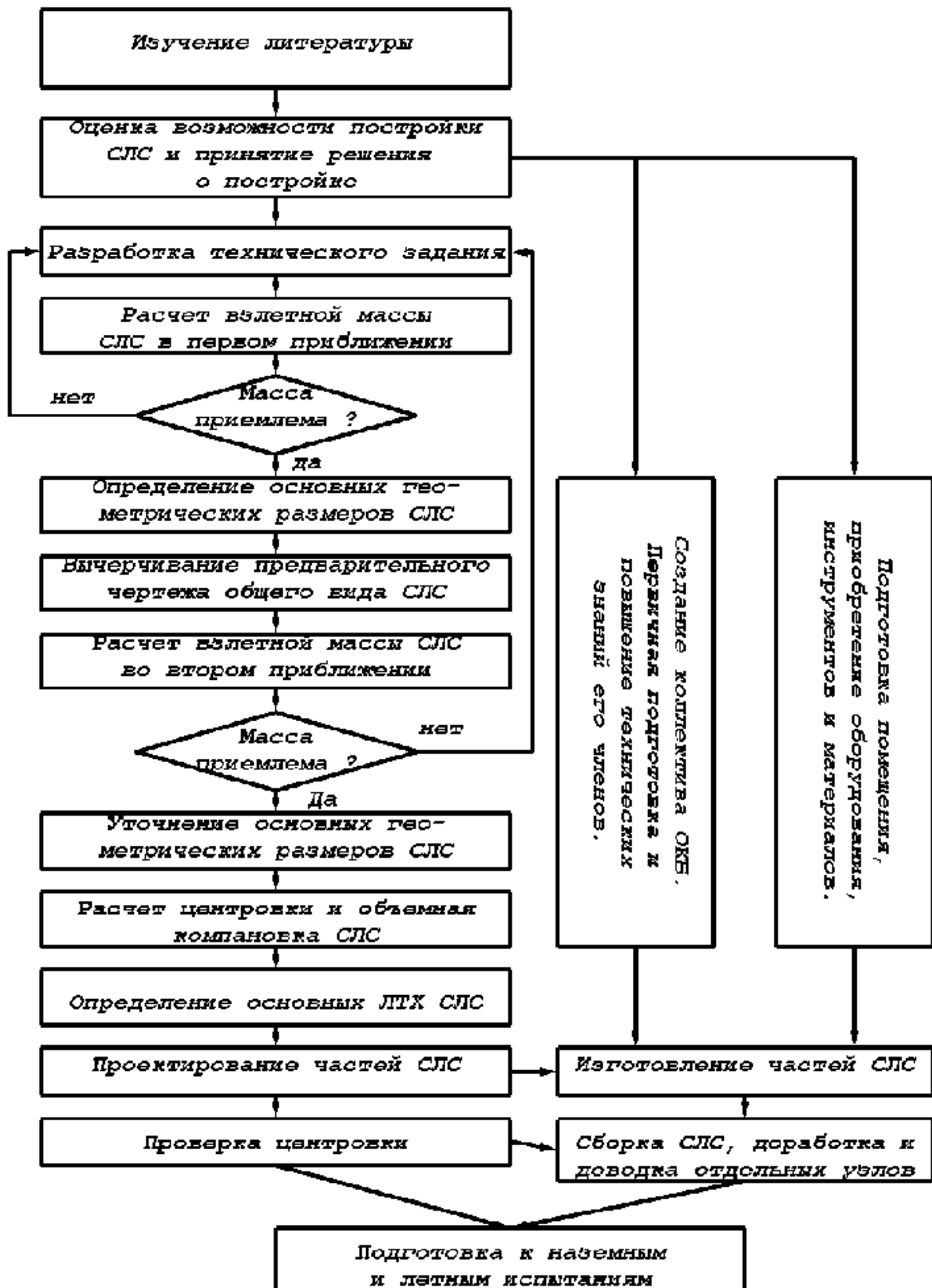


Рис 1.1. Примерная последовательность разработки, проектирования и изготовления СЛС.

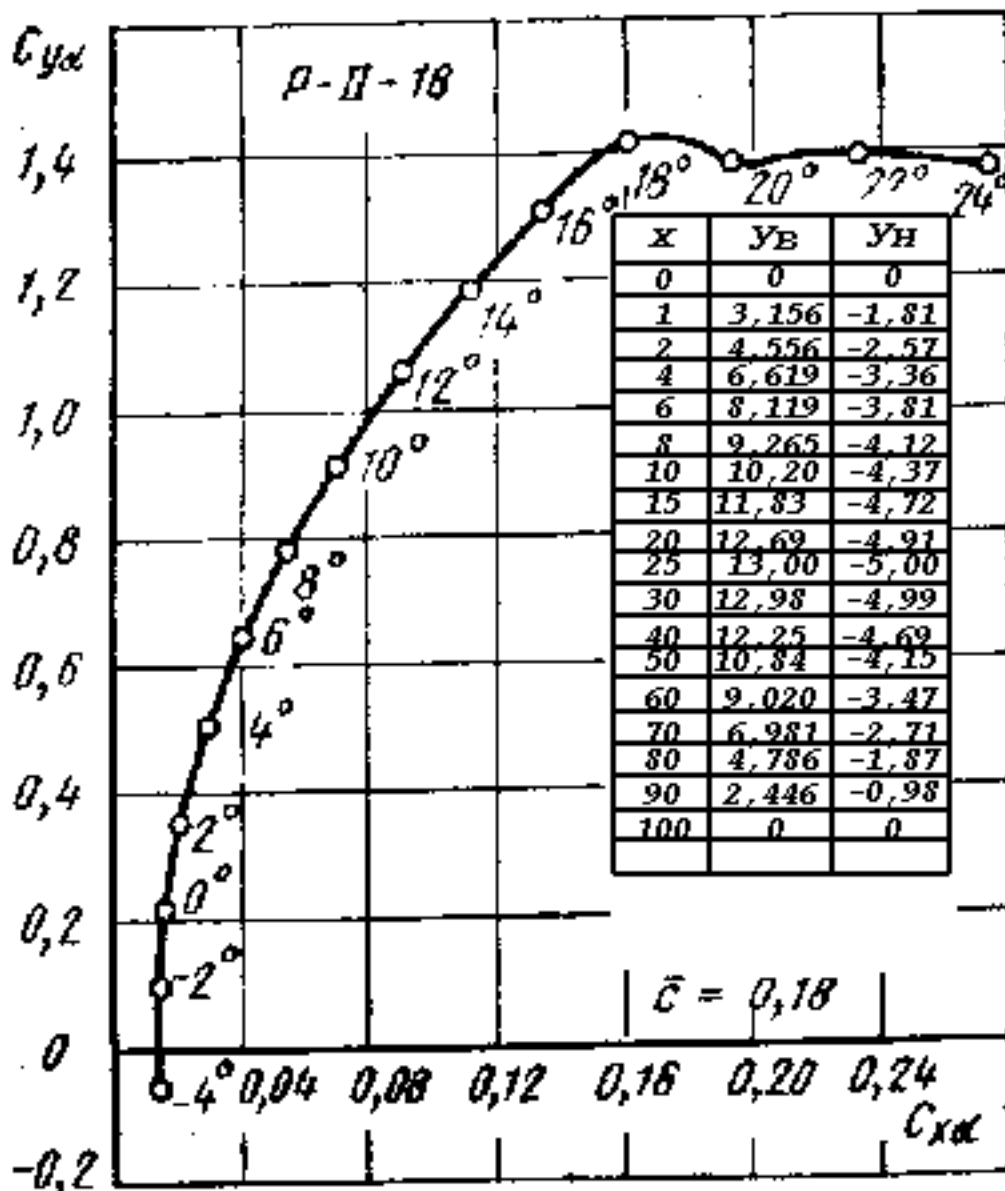


Рис. 1.2. Поляра и координаты профиля Р-И-18

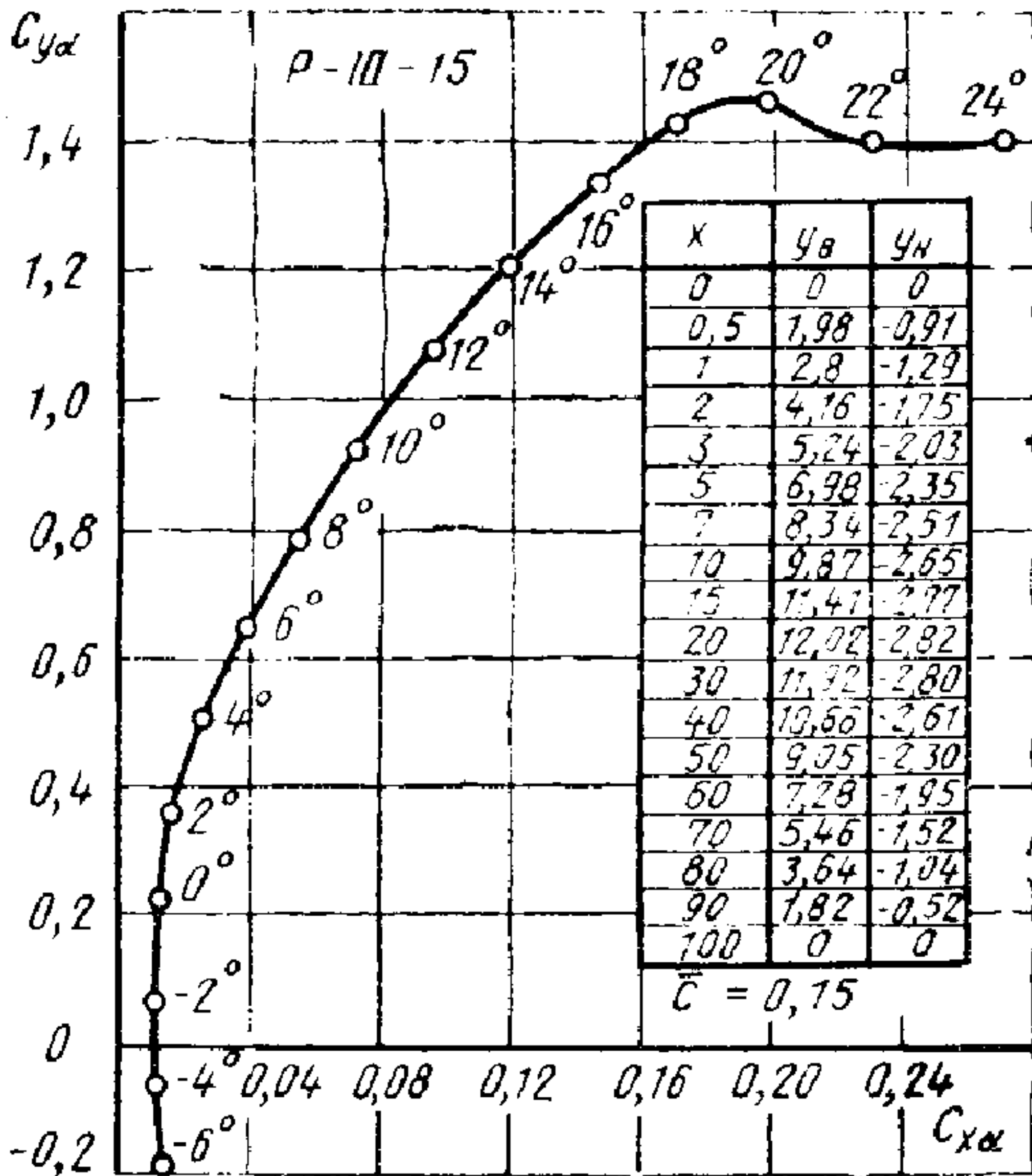


Рис. 1.3. Поляра и координаты профиля Р-III-15

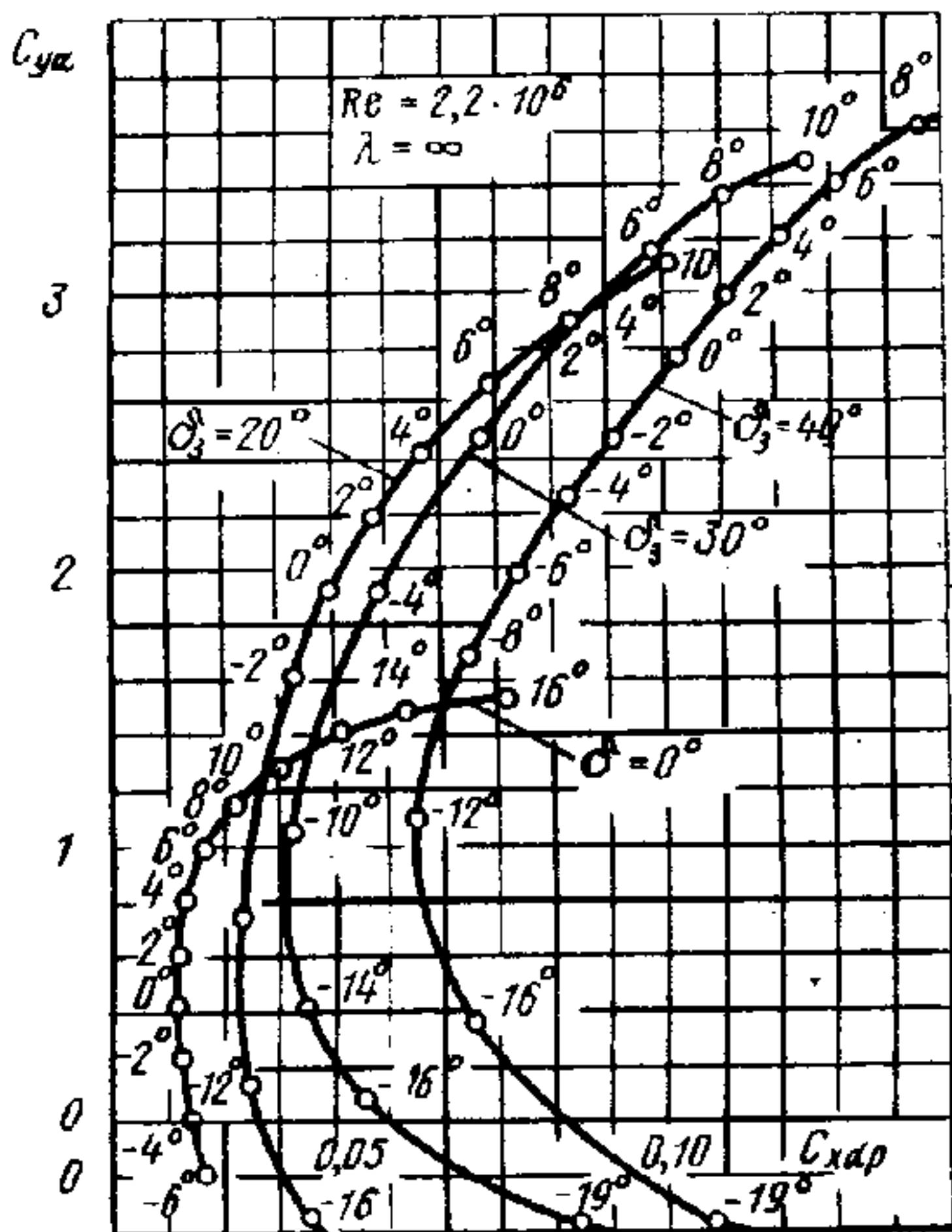
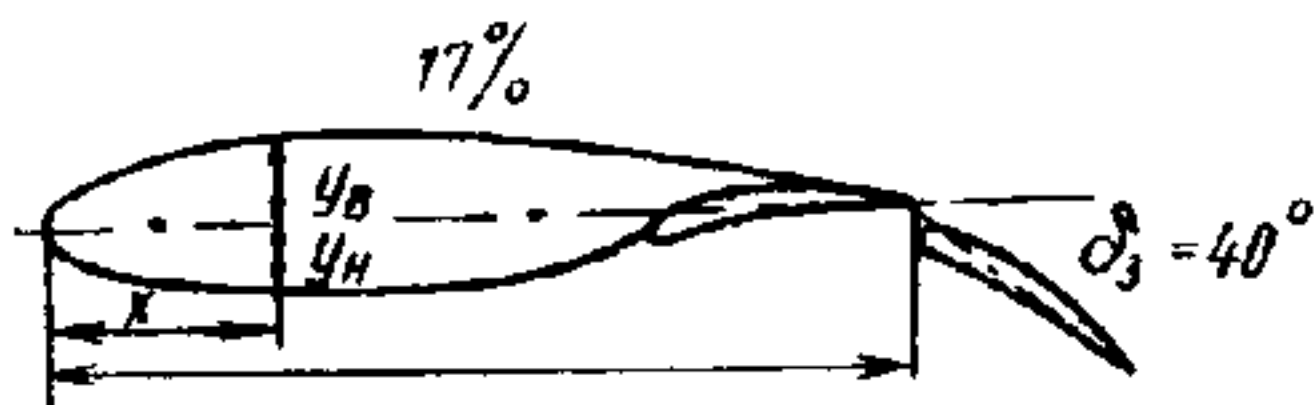


Рис. 1.4. Поляры профиля GA(W)—1 при различных углах отклонения закрылка.

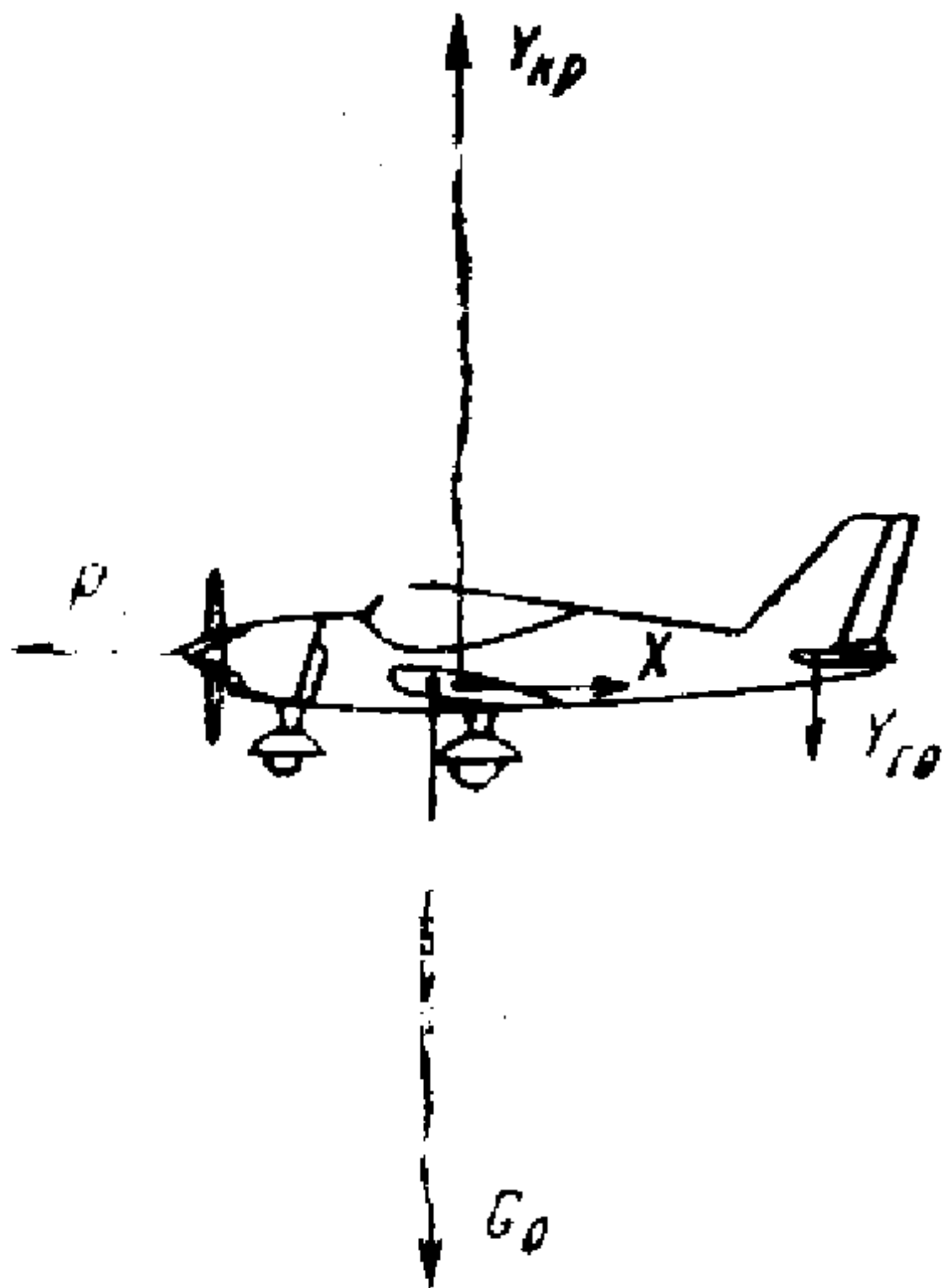


Рис. 1.5. Схема сил, действующих на самолет после его отрыва.

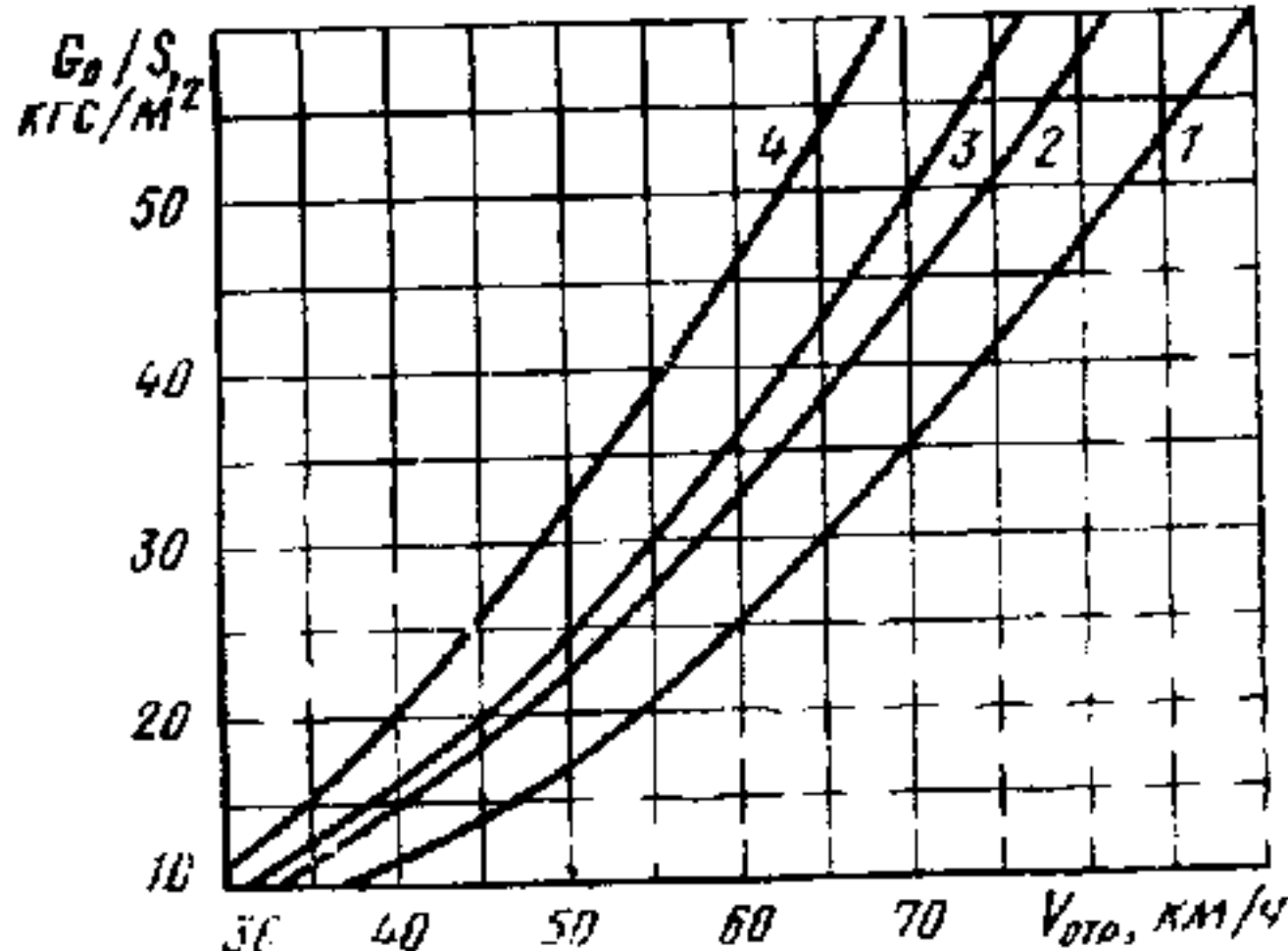


Рис. 1.6. Зависимость удельной нагрузки на крыло от заданной скорости отрыва самолета:

- 1-без механизации; 2-простой закрылок;
- 3-выдвижной закрылок; 4-выдвижной многощелевой закрылок.

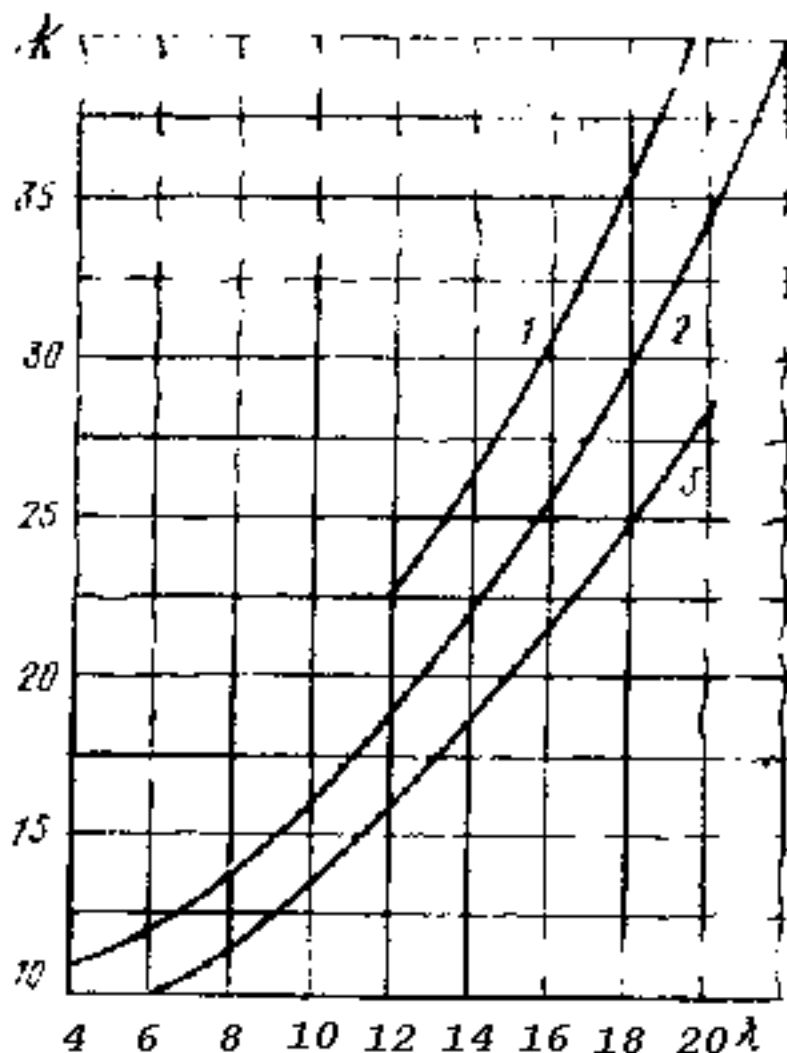


Рис. 1.7. К выбору удлинения крыла:

1-рекордные планеры с ламинаризованными профилями; 2-планеры и мотопланеры; 3-сверхлегкие самолеты.

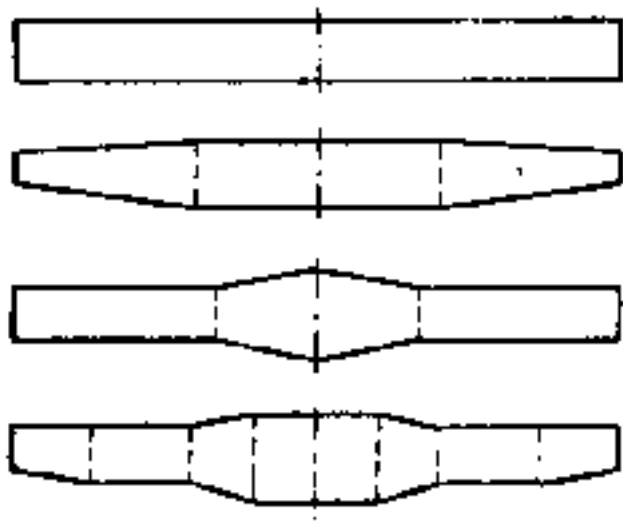


Рис. 1.8. Рекомендуемые формы
крыла в плане.

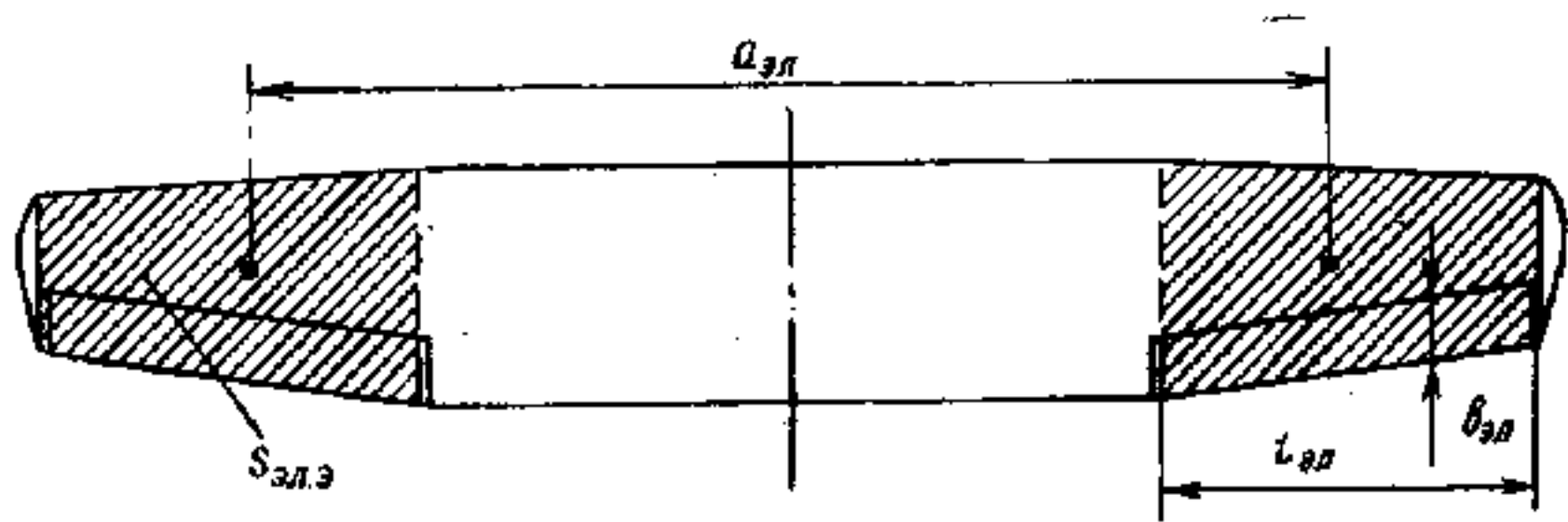


Рис. 1.9. К выбору геометрических размеров элеронов.

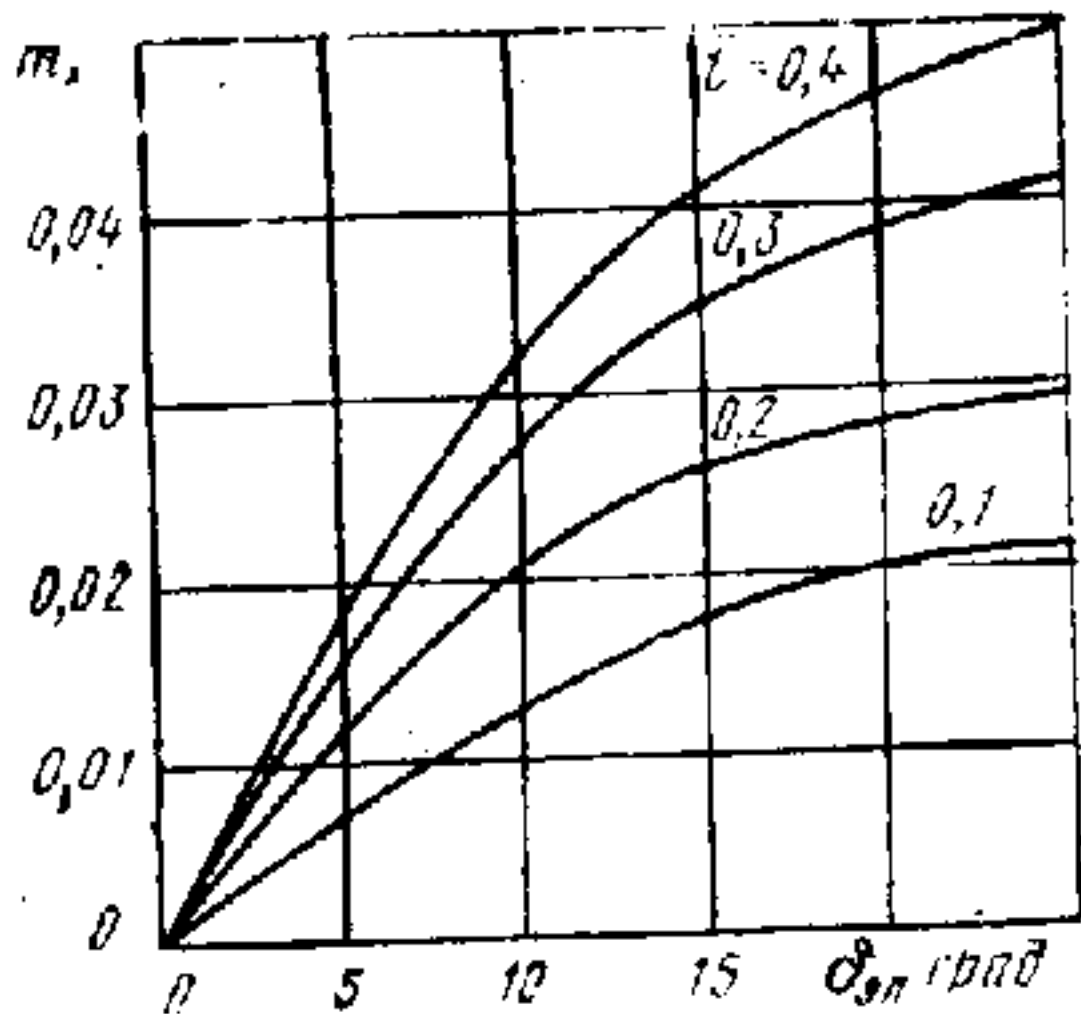
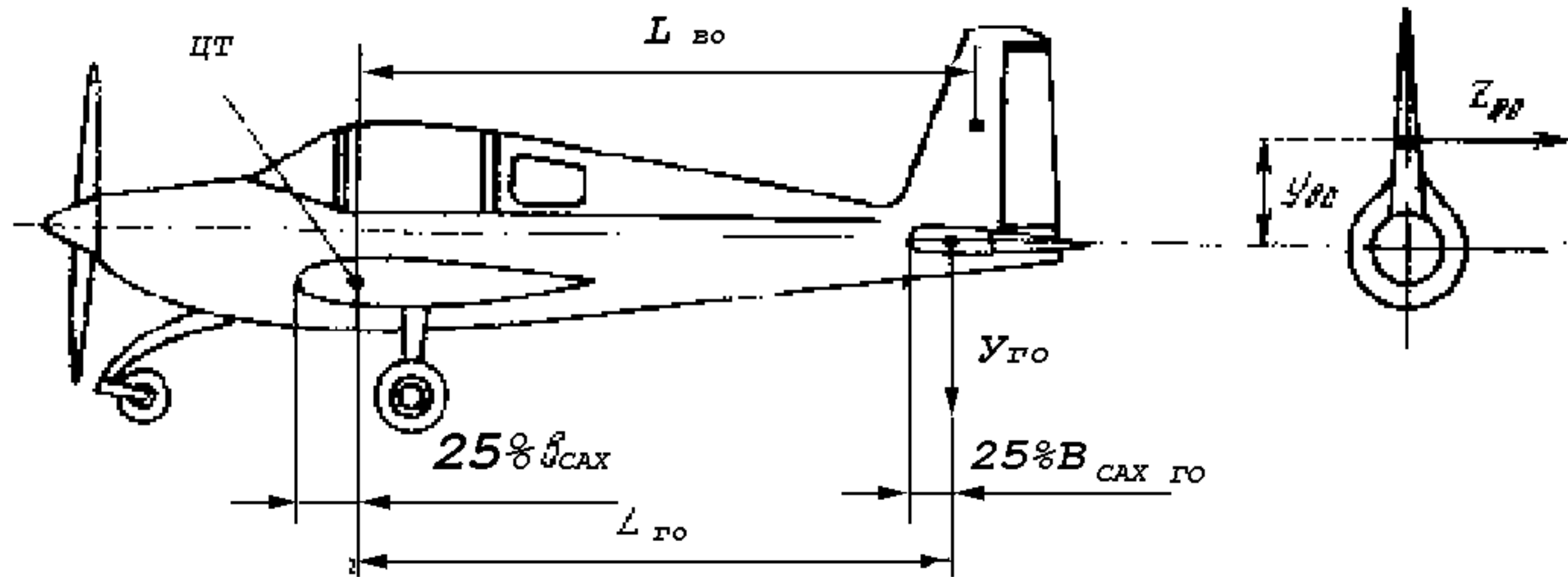
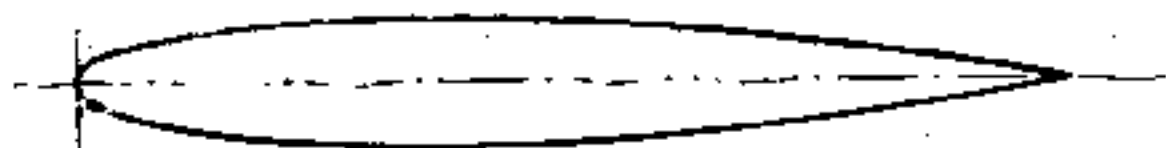


Рис. 1.10. Зависимость коэффициента поперечного момента от угла отклонения электронов.





$x\%$	$y_B\%$	$y_H\%$
0	0	0
1,25	1,85	-1,85
2,5	2,50	-2,50
5,0	3,45	-3,45
7,5	4,10	-4,10
10,0	4,70	-4,70
20,0	5,85	-5,85
30,0	6,35	-6,35
40,0	6,35	-6,35
50,0	5,85	-5,85
60,0	5,15	-5,15
70,0	4,20	-4,20
80,0	3,00	-3,00
90,0	1,50	-1,50
100,0	0,00	0,00

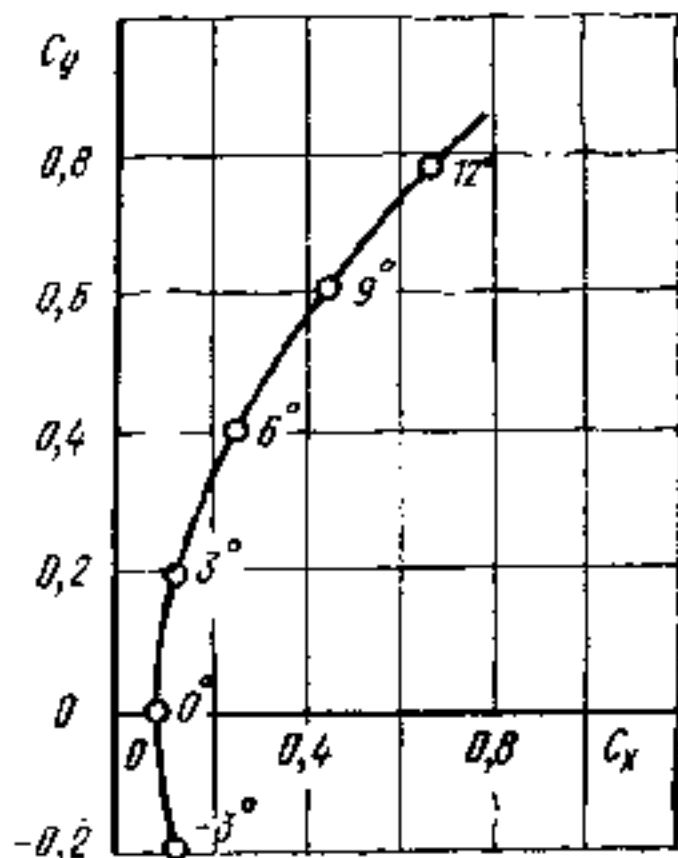


Рис. 1.12. Профиль GÖTTINGEN-409, используемый для горизонтального оперения.

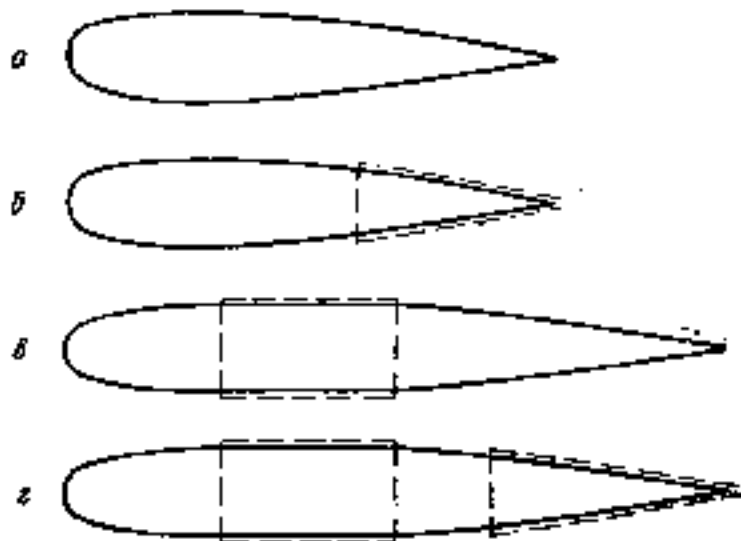


Рис. 1.13. Модификация профилей:

а-исходный профиль; б-профиль с модернизированной хвостовой частью; в-профиль с модернизированной средней частью; г-профиль с модернизированной средней и хвостовой частями.

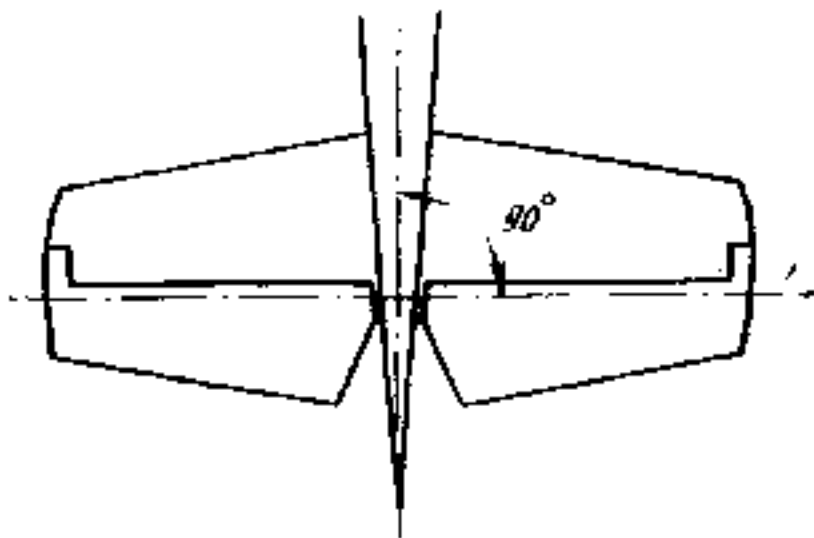


Рис. 1.14. Оптимальное расположение
оси руля высоты.

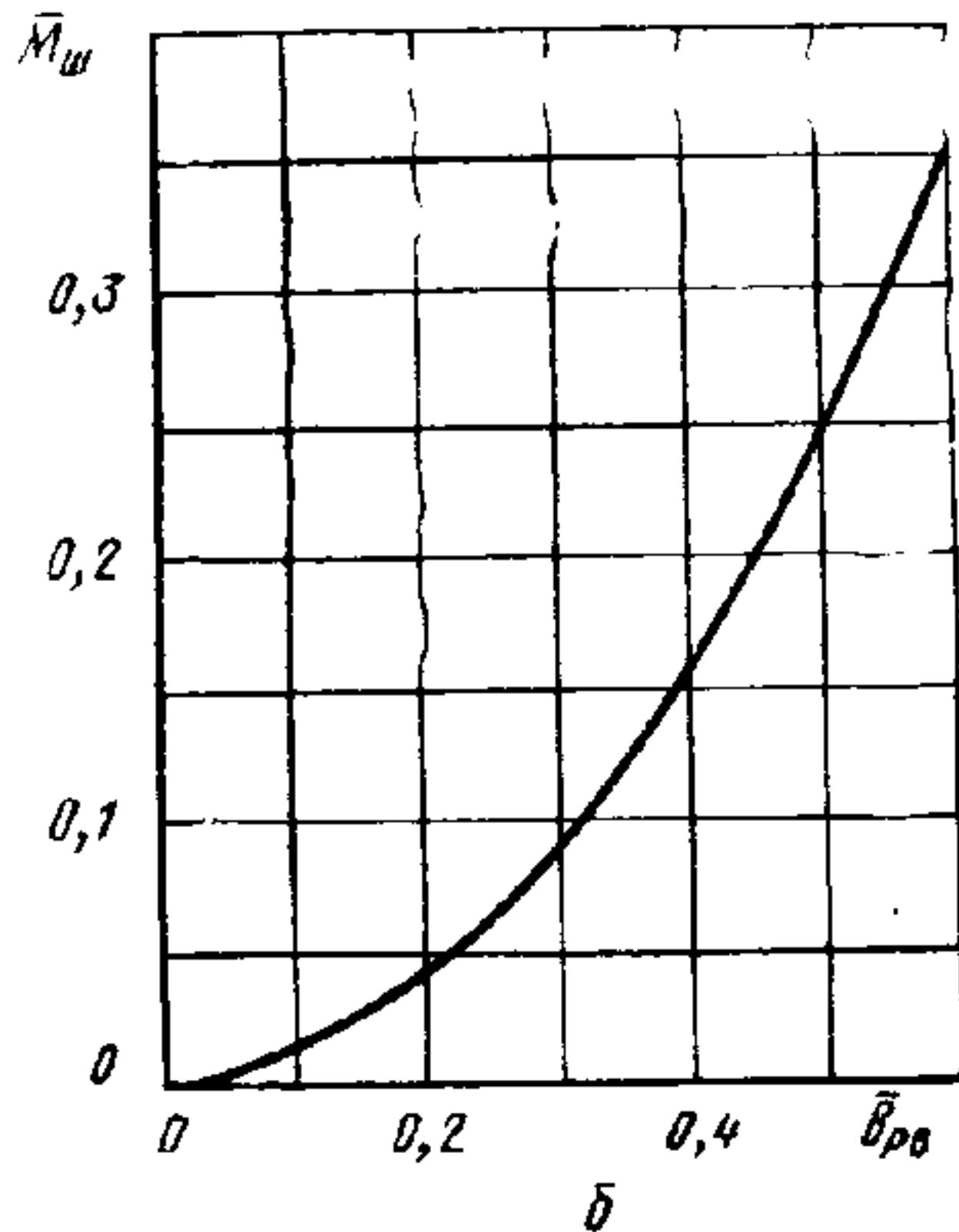
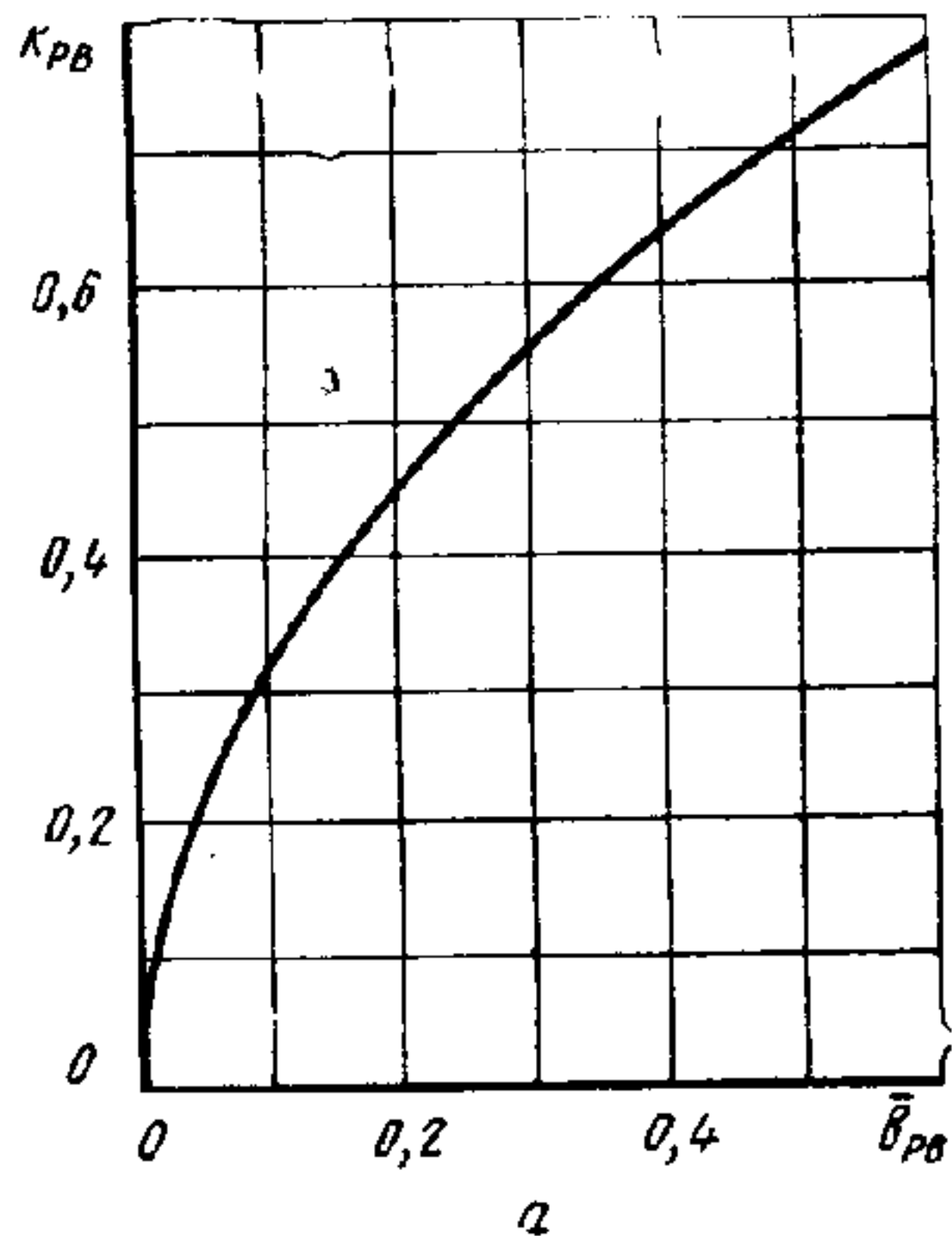


Рис. 1.15. Зависимость коэффициента эффективности руля высоты (а) и шарнирного момента (б) от его относительной хорды.

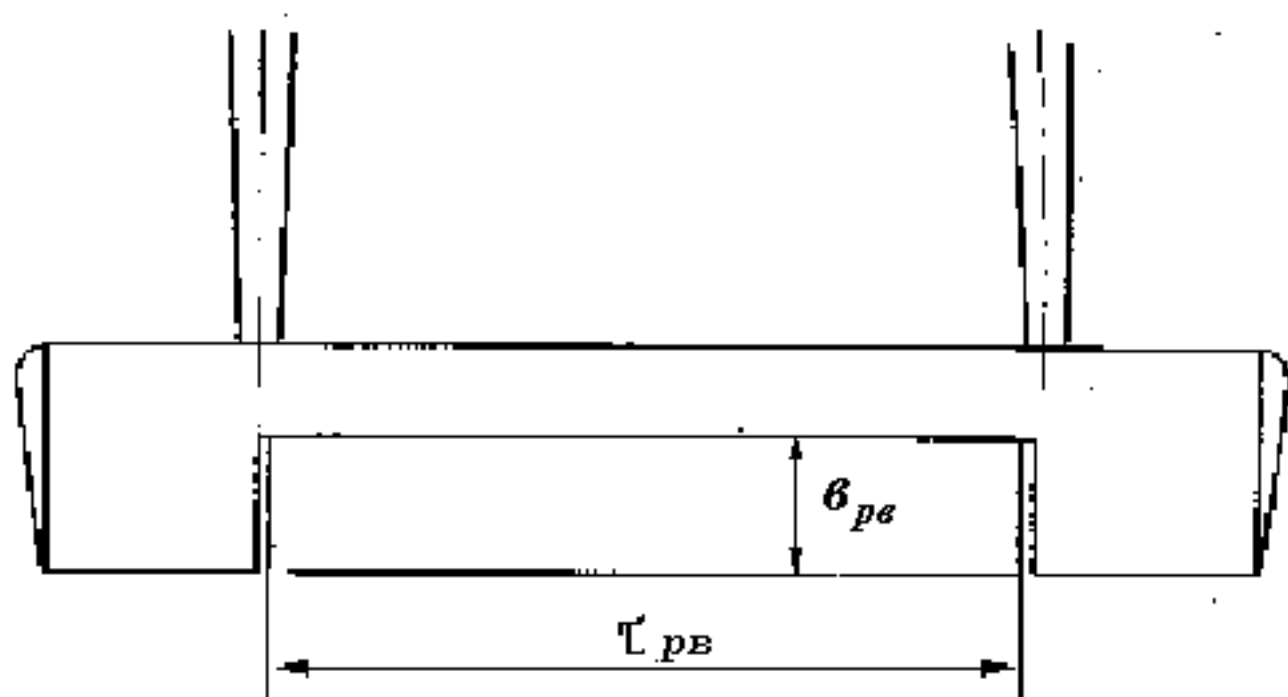


Рис. 1.16. Вариант расположения руля высоты СЛС, выполненного по двухбалочной схеме.

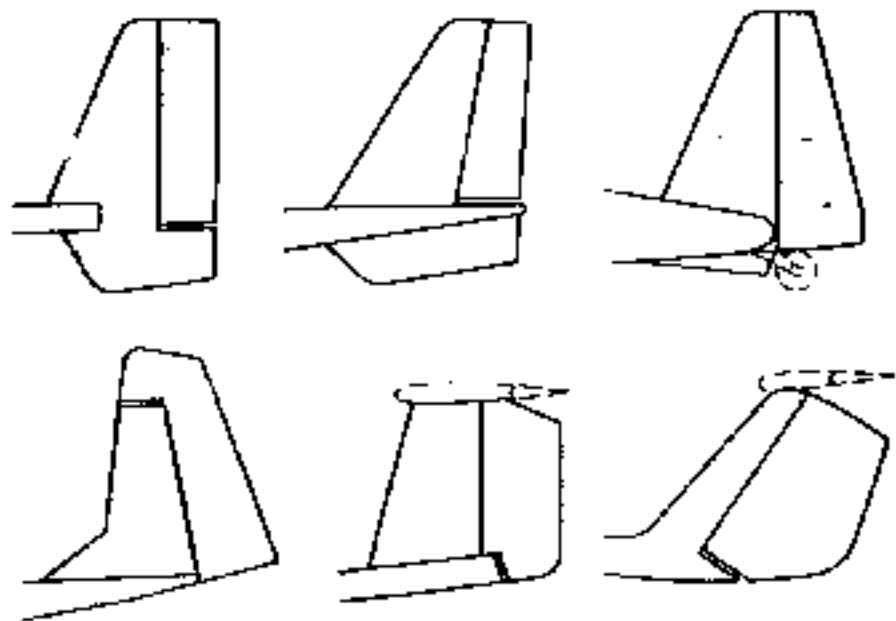


Рис. 1.17. Возможные формы вертикального оперения.

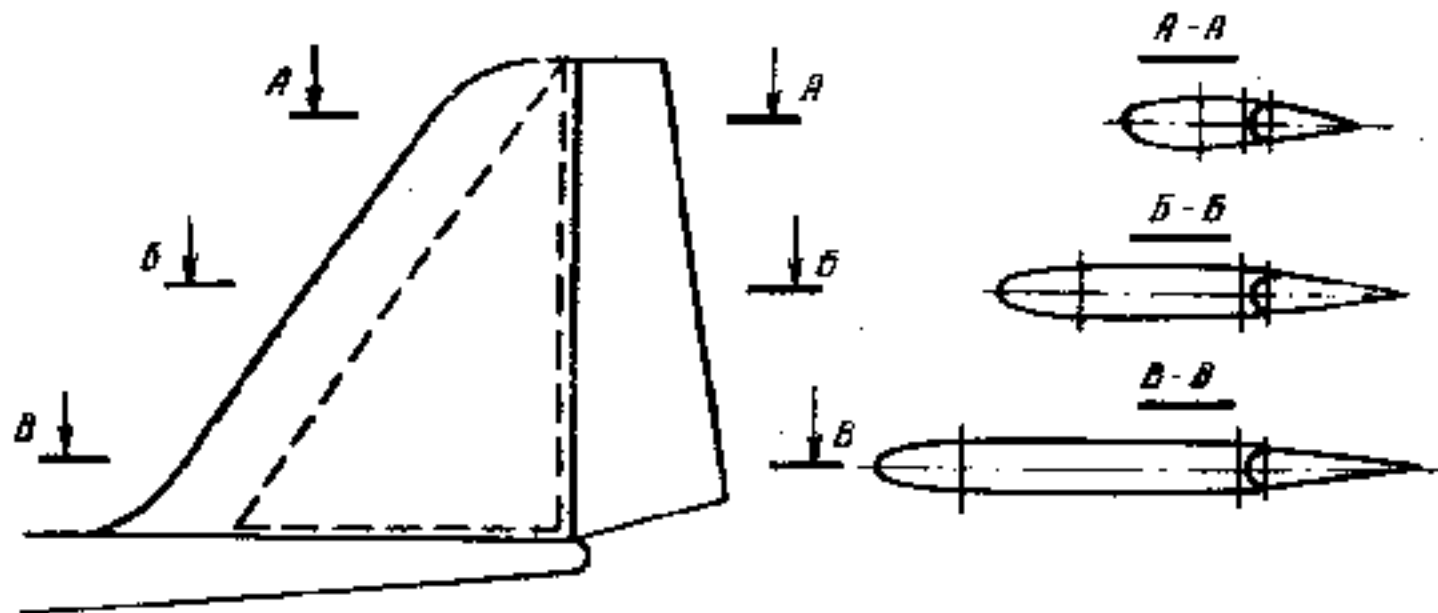


Рис. 1.18. Модификация профилей вертикального оперения.

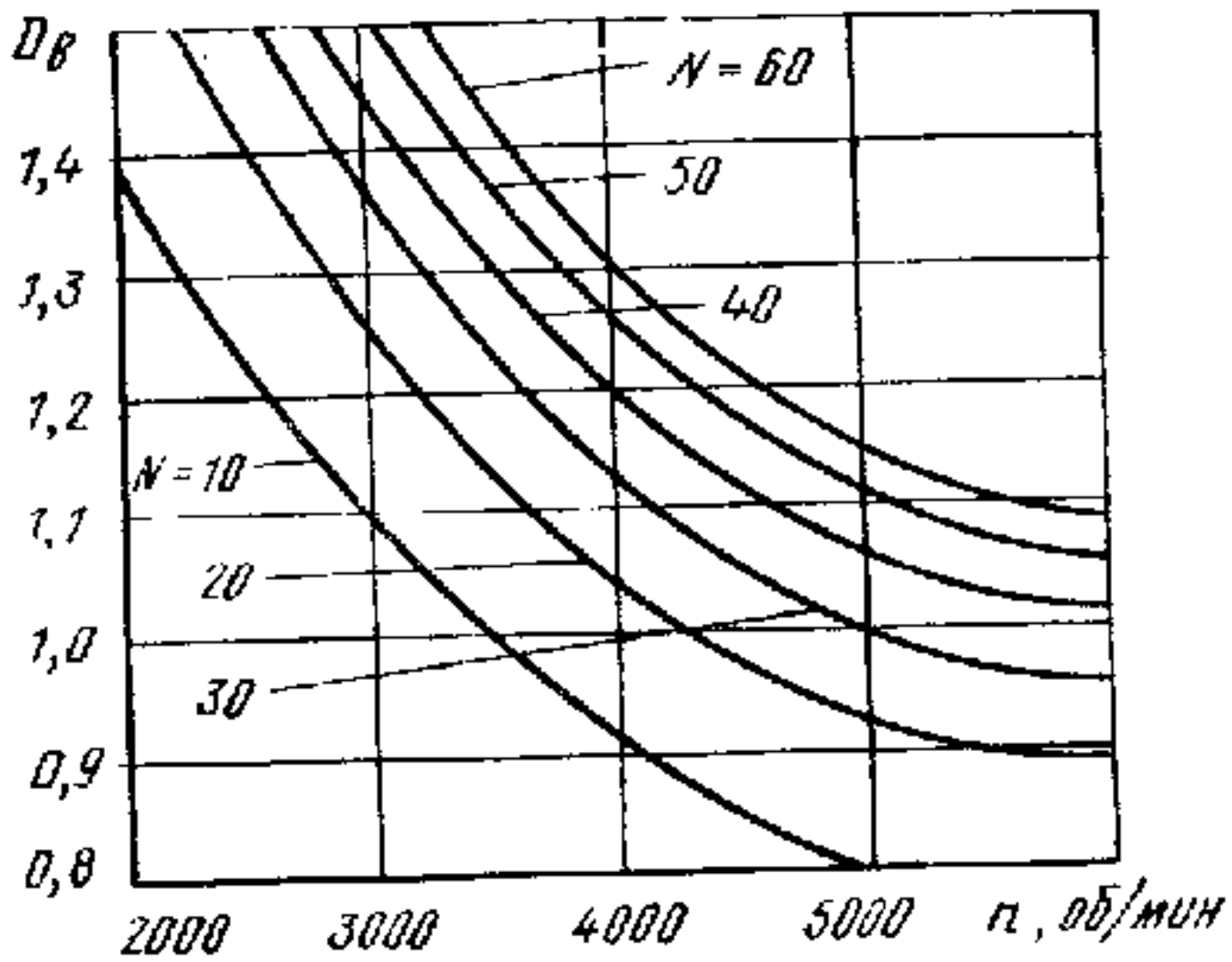


Рис. 1.19. К определению диаметра винта в первом приближении.



Рис. 1.20. Расположение двигателей на пилонах в передней части фюзеляжа.

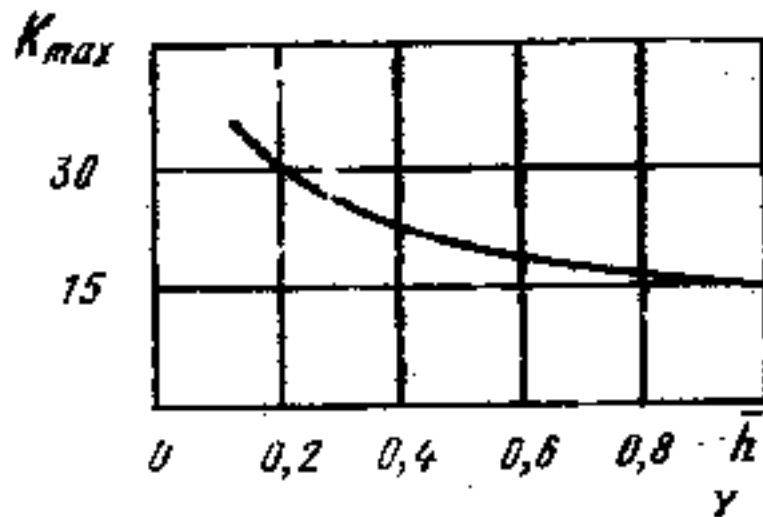
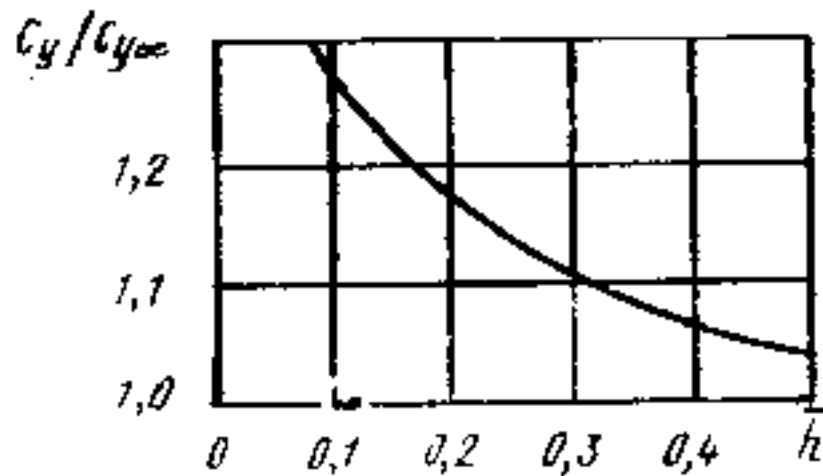


Рис. 1.21. Зависимость коэффициента подъемной силы и качества самолета от величины $\bar{h} = h/l$.

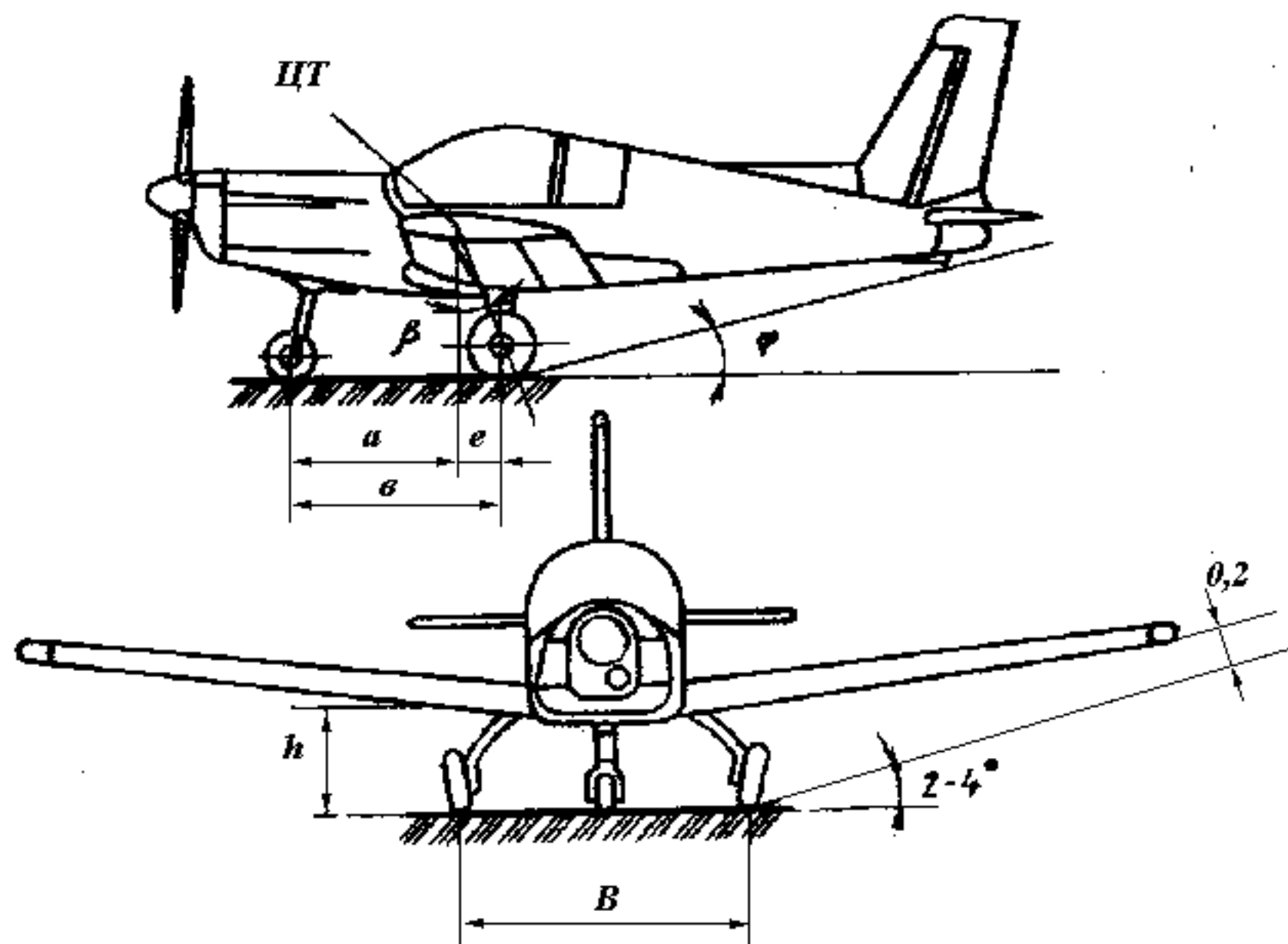
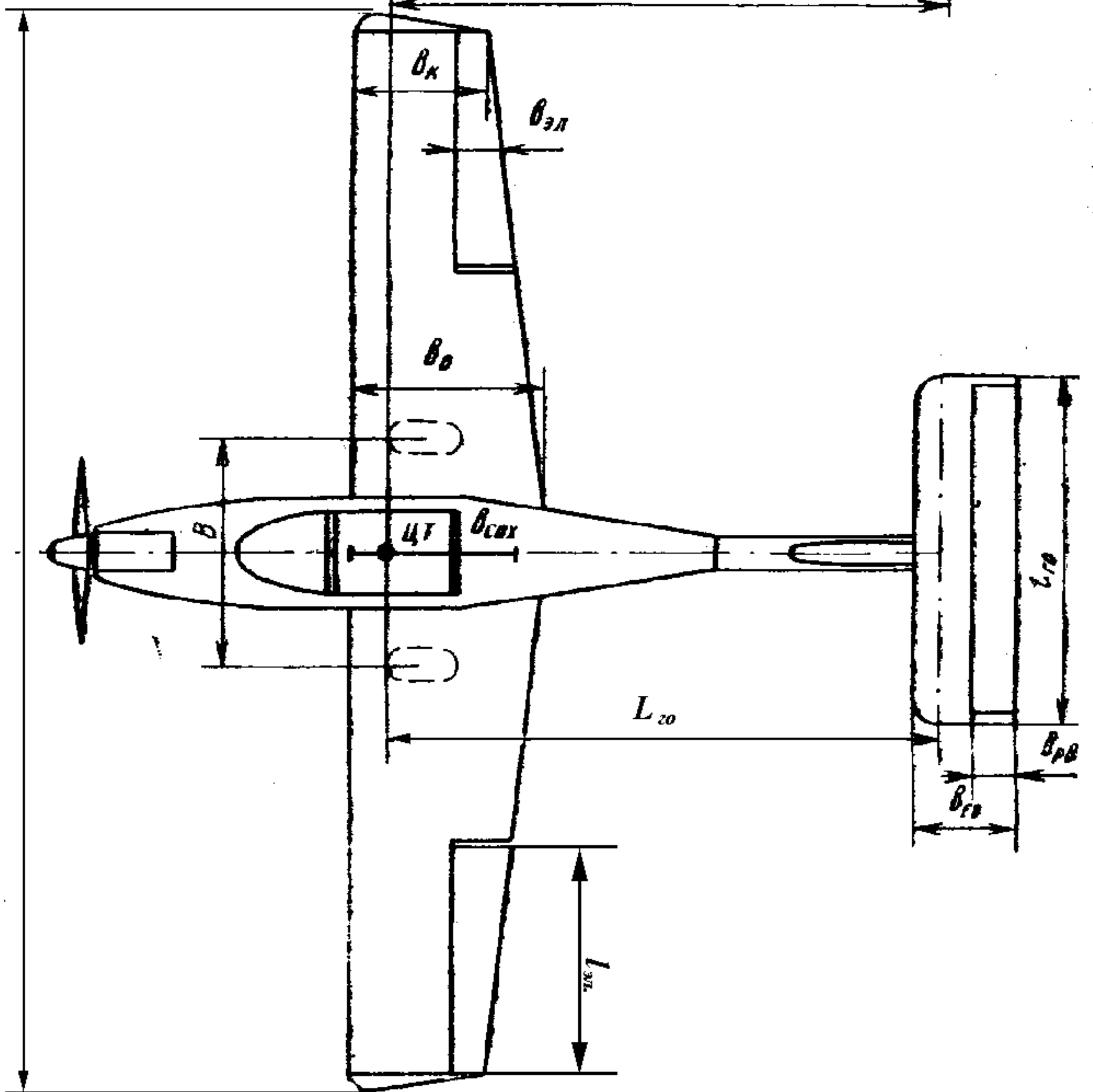
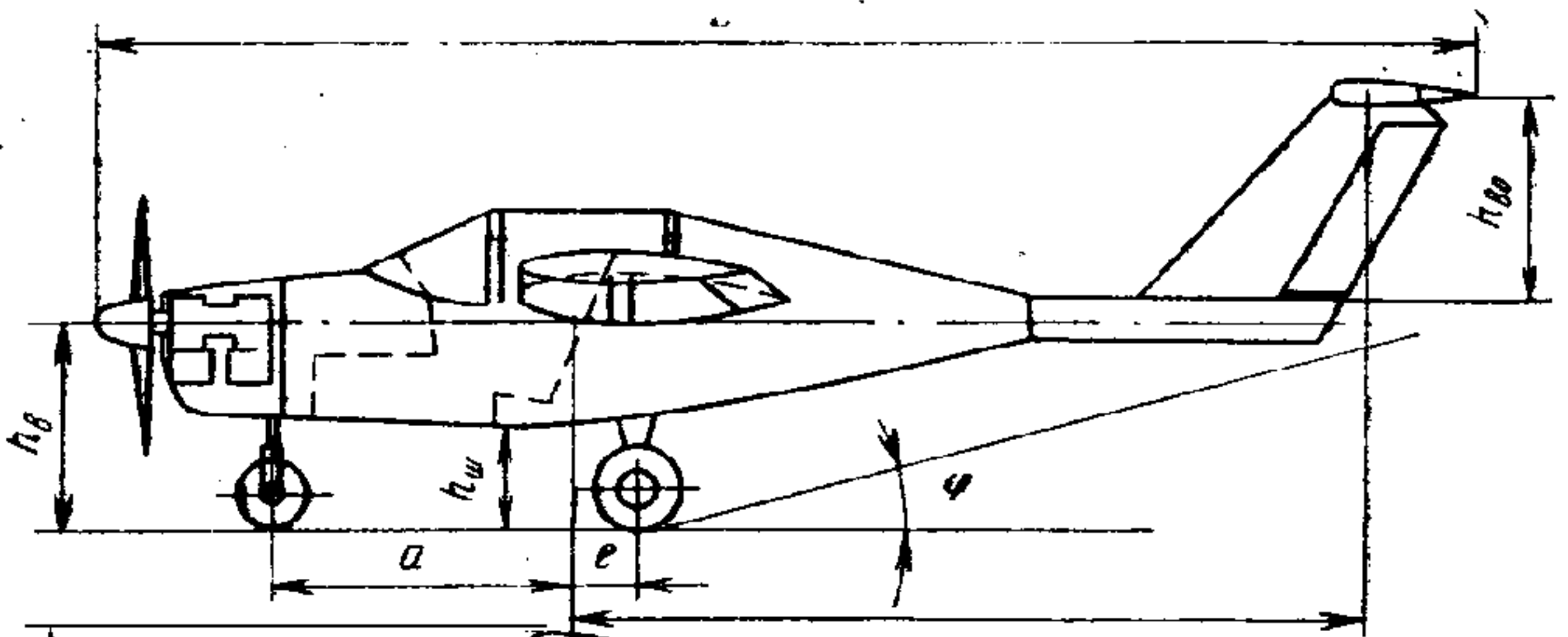


Рис. 1. 22. К выбору основных параметров шасси.



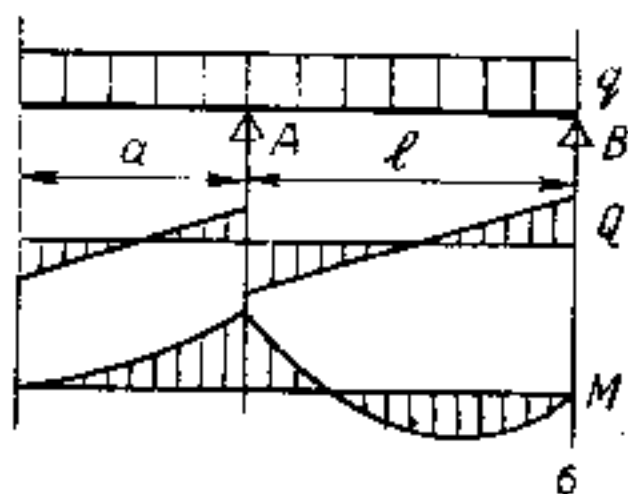
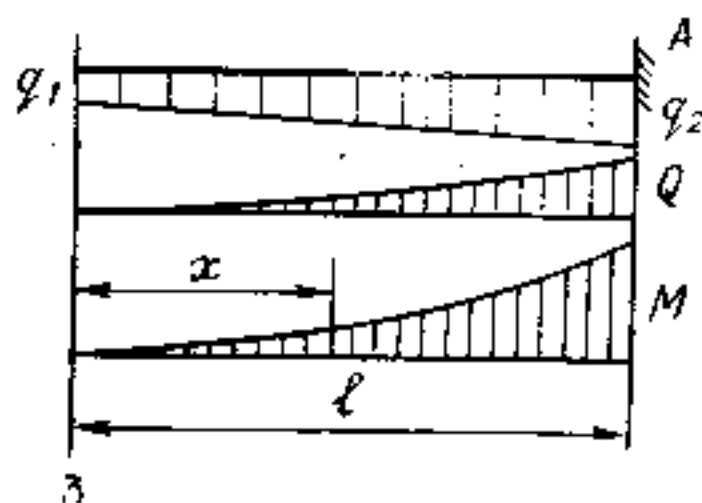
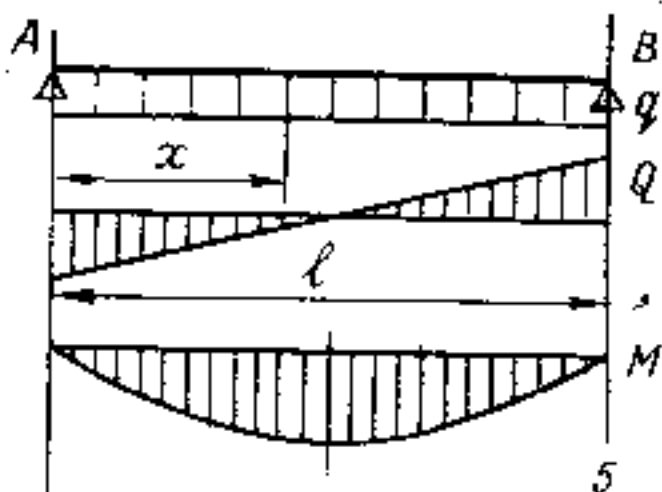
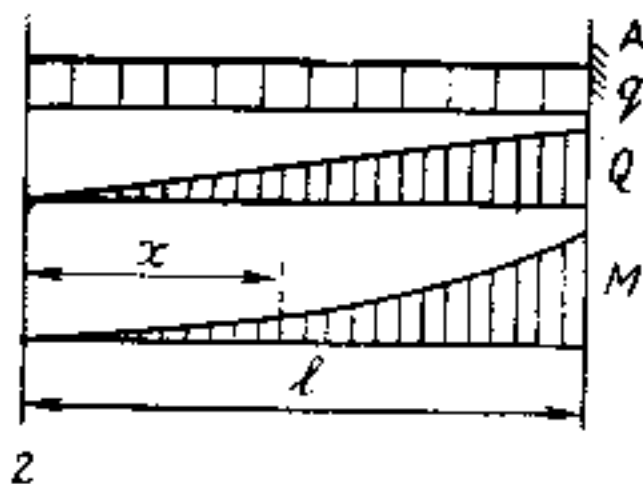
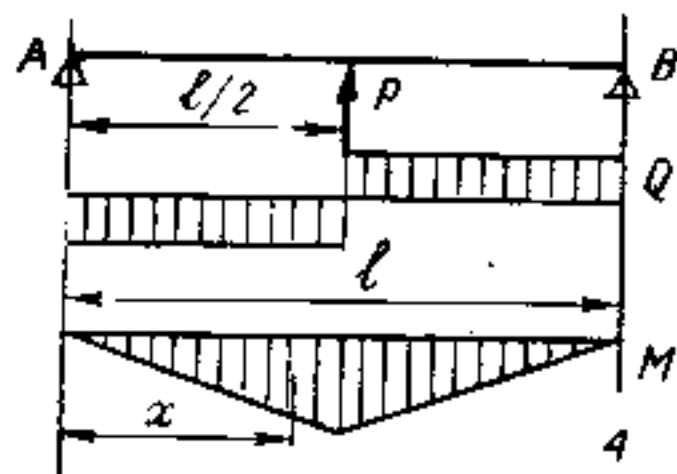
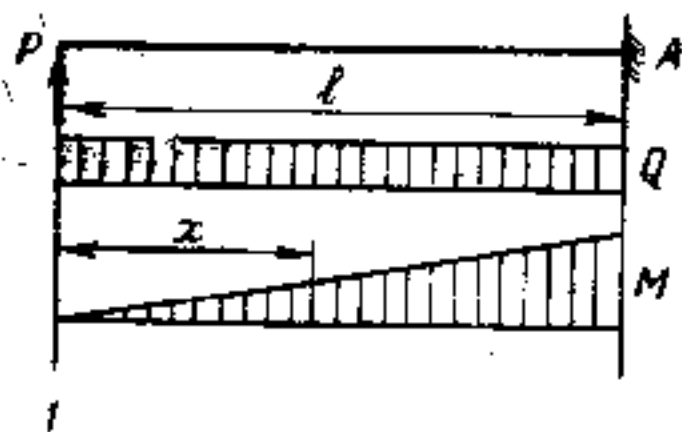


Рис. 1 - 6 (к табл. 3.9)

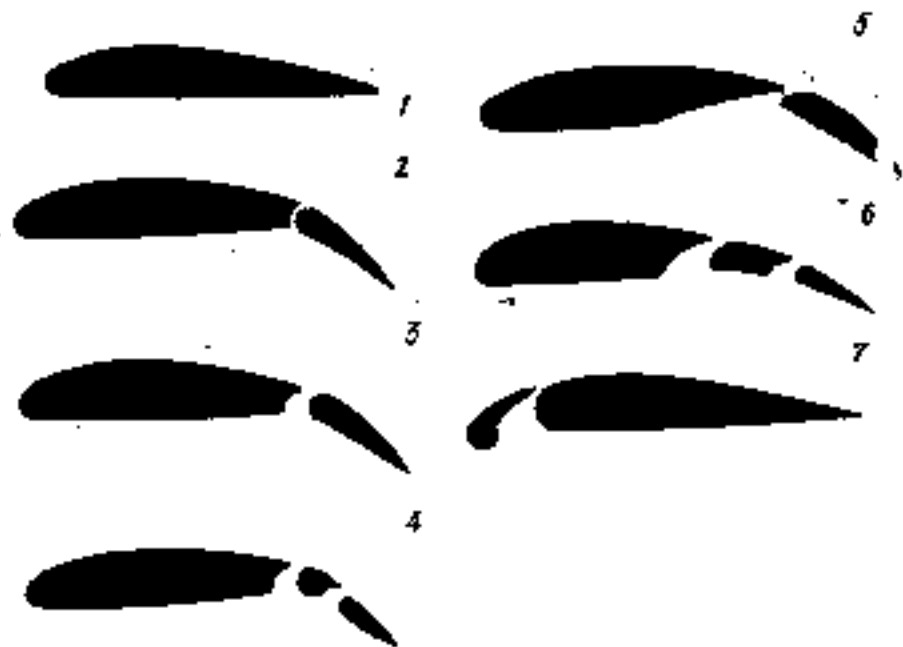


Рис. 1-7 (к табл. 1.3.)

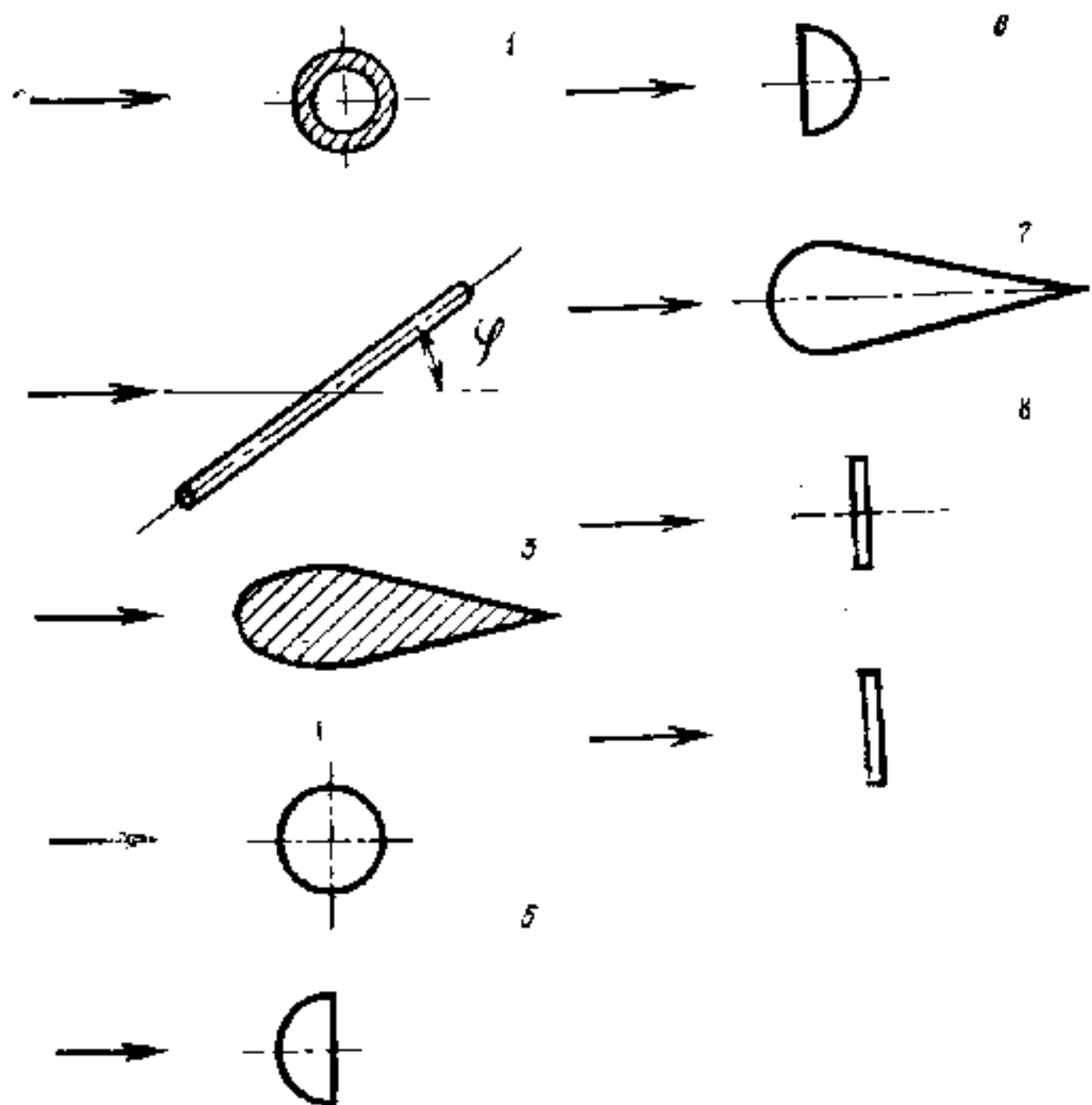
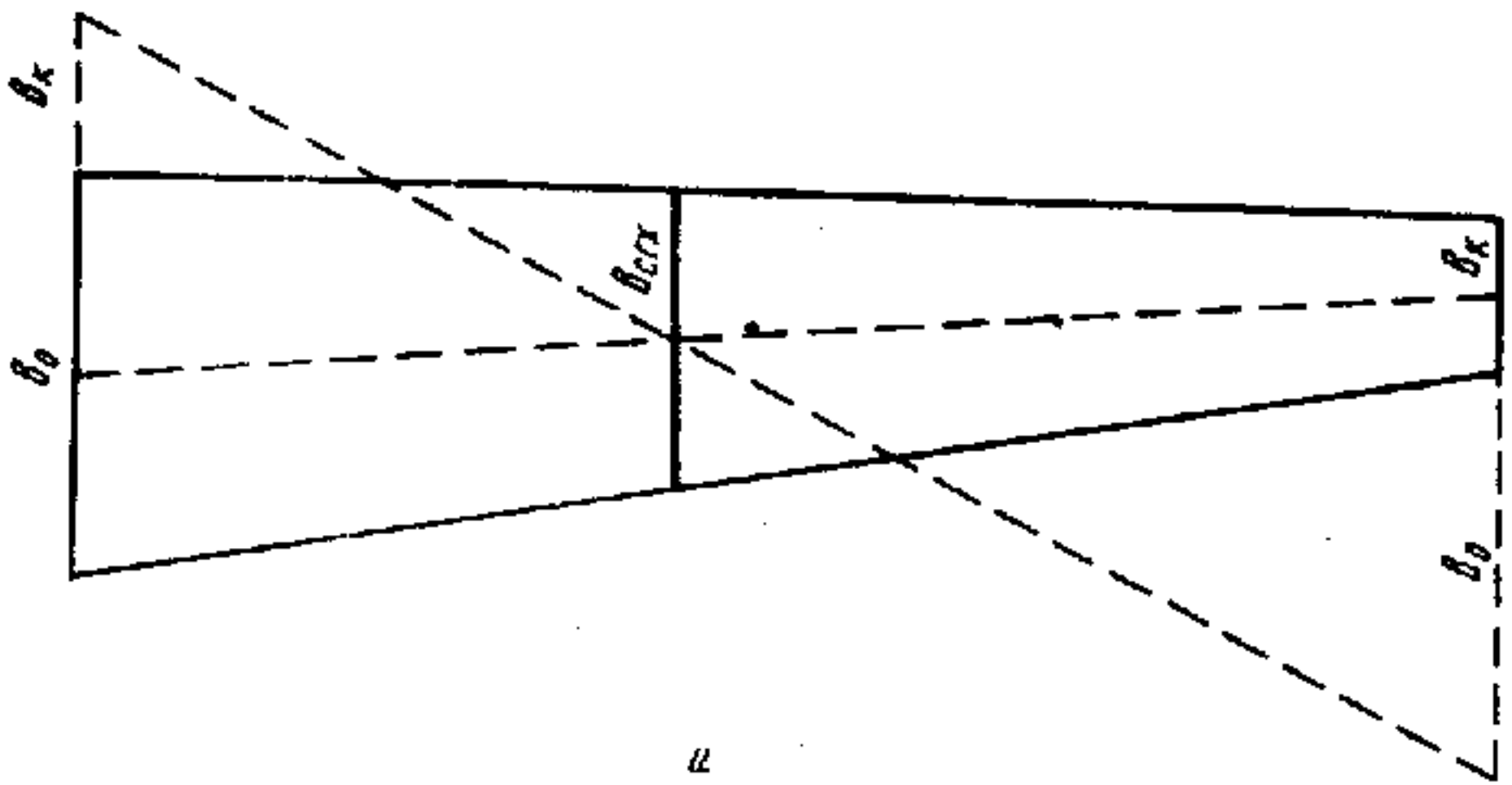
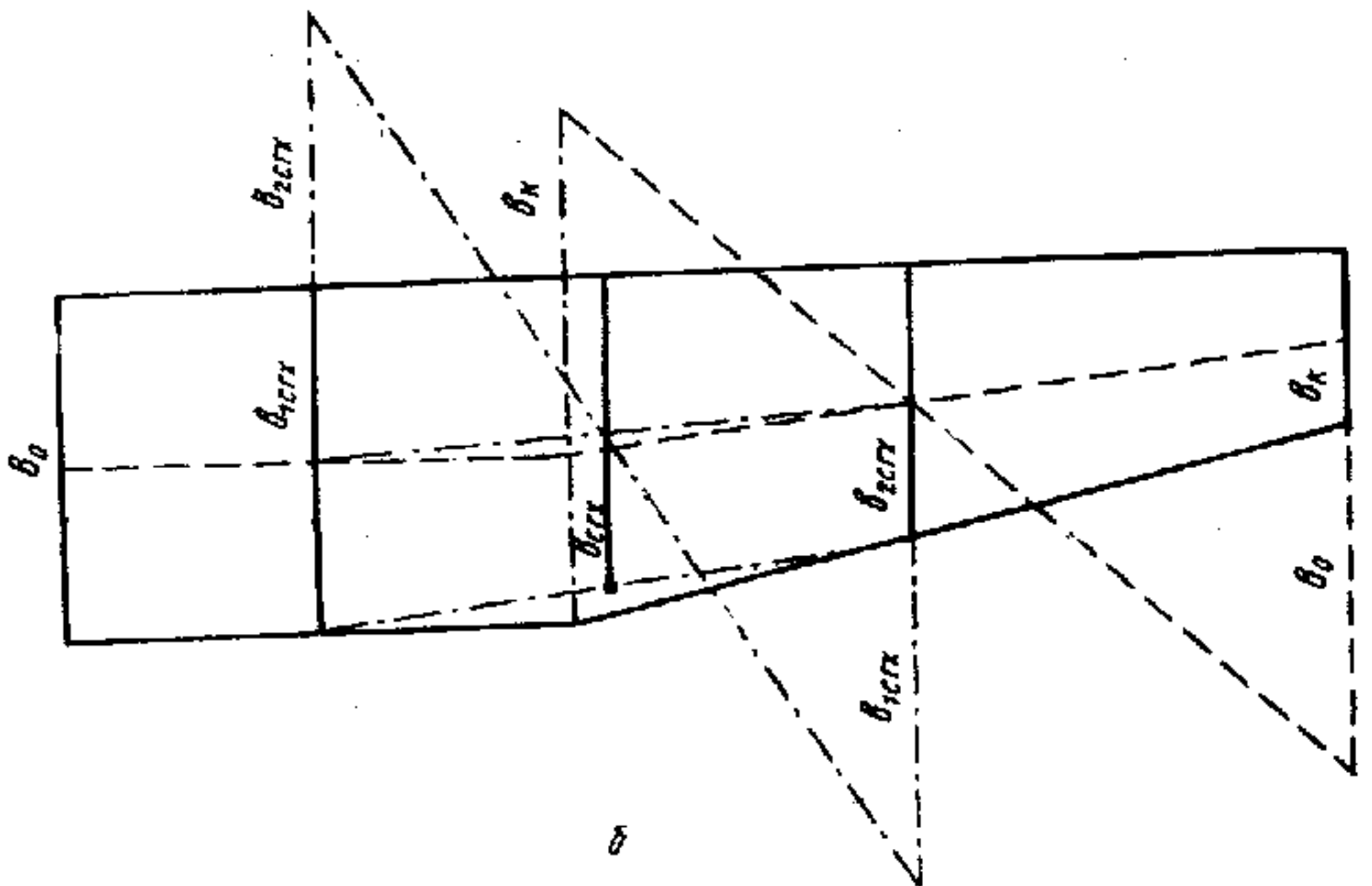


Рис. 1 - 9 к табл. 2.3.



а



б

Рис. 2.1. К расчету средней геометрической хорды:
 а-трапециевидного крыла; б-составного крыла.

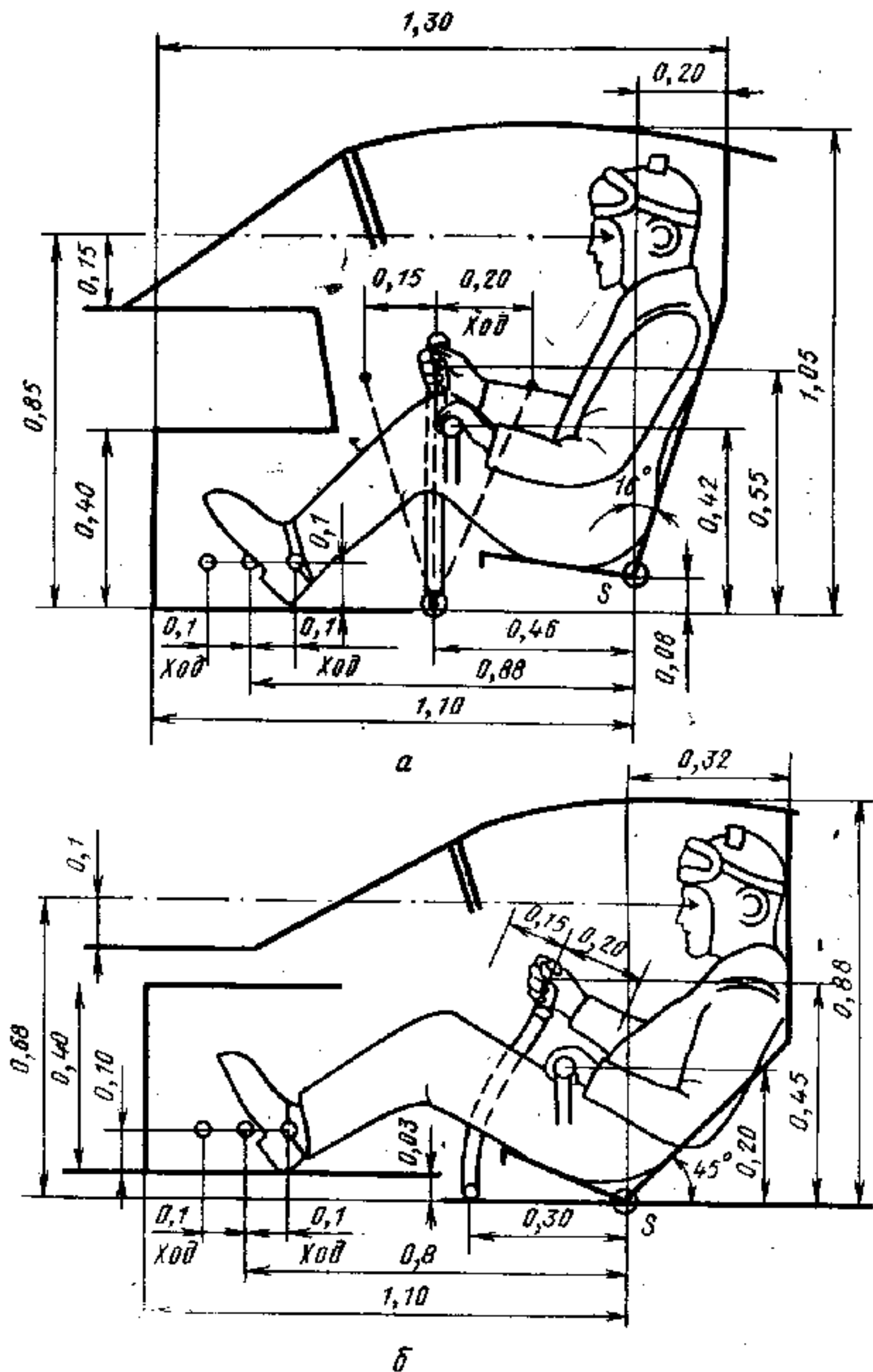


Рис. 2.2. Геометрические размеры кабин и углы отклонения командных рычагов (при виде сбоку).

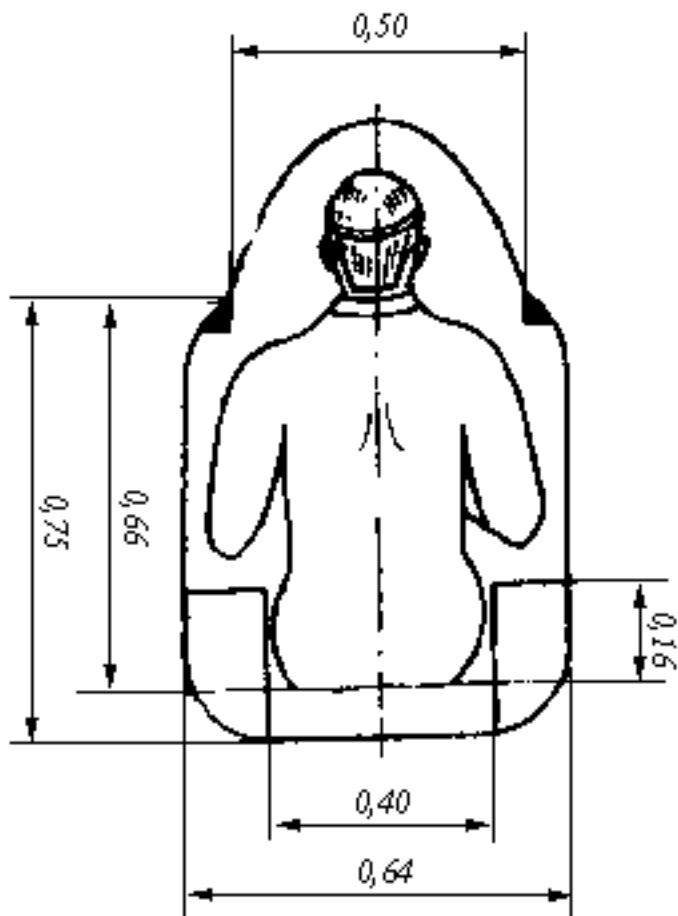
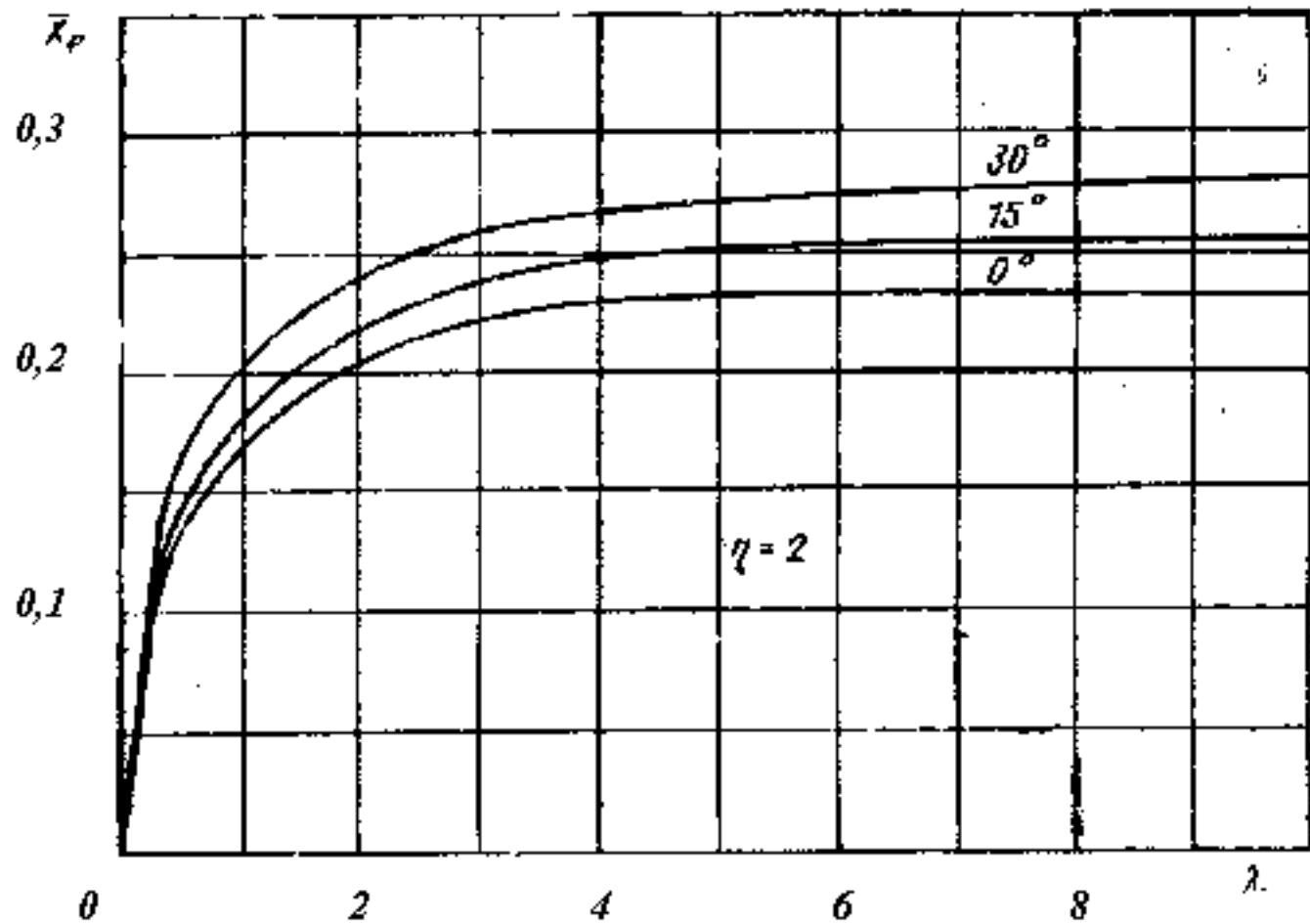


Рис. 2.3. Геометрические размеры кабин (при виде сзади).



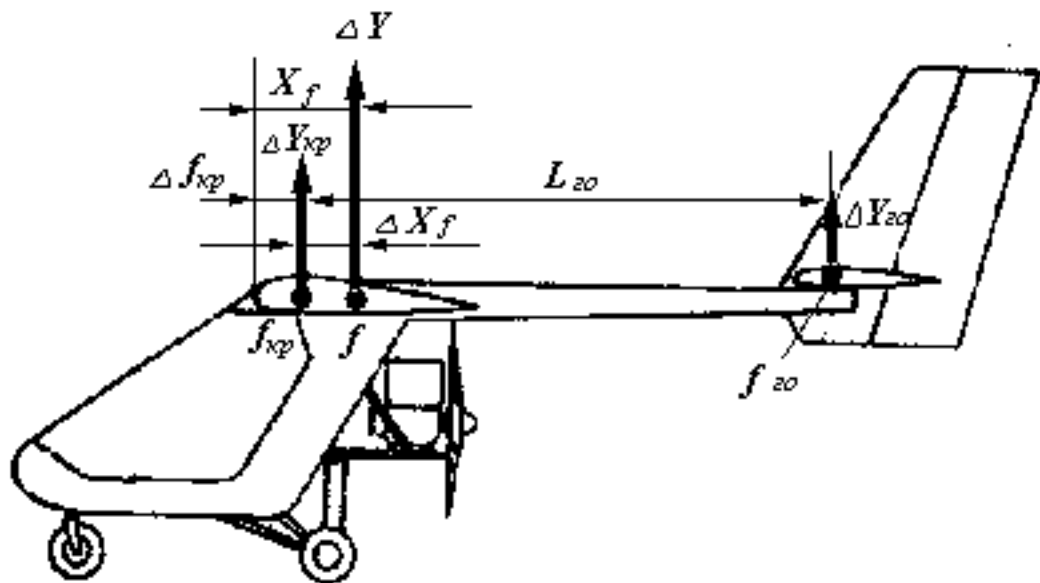


Рис. 2.5. К определению положения фокуса самолета.

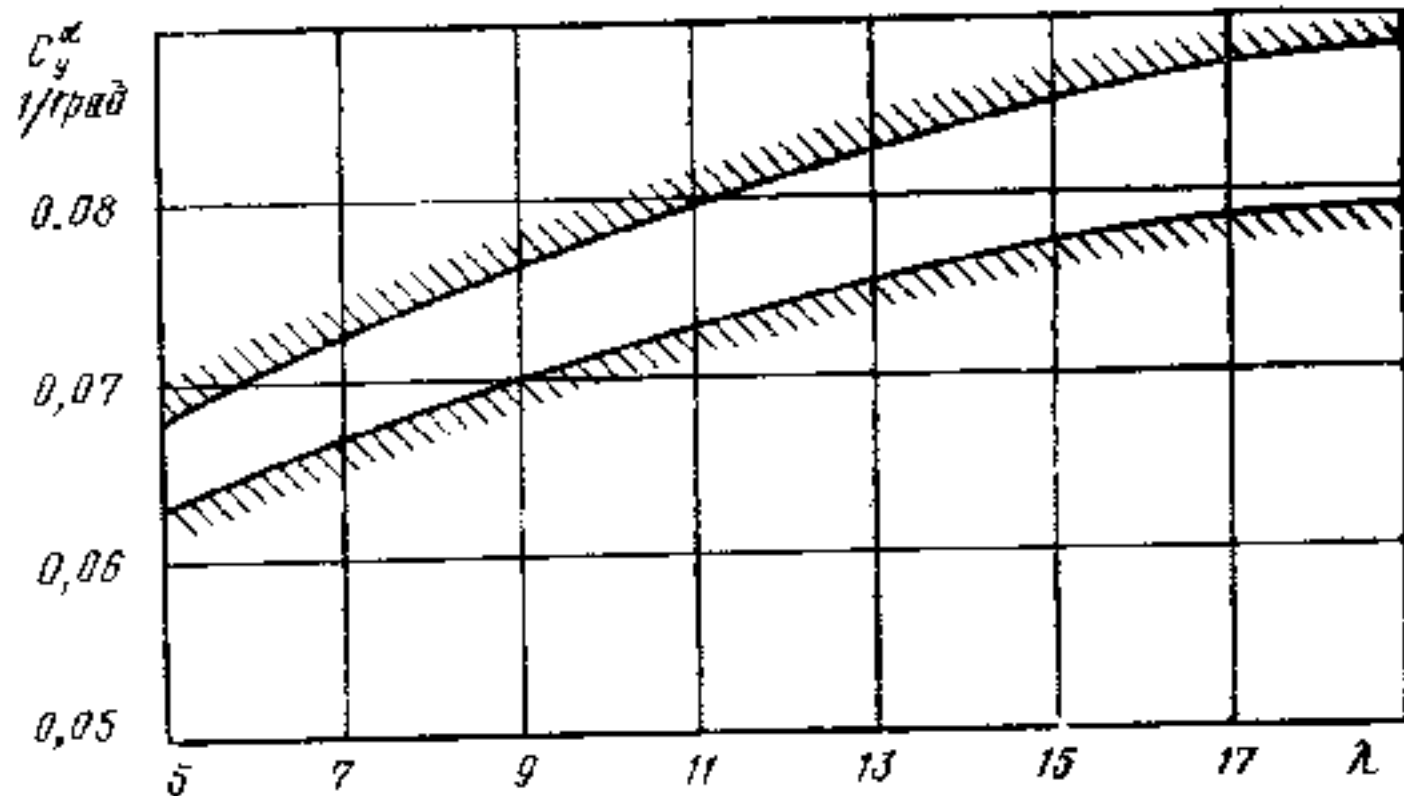


Рис. 2.6. Приближенные значения коэффициента в зависимости от удлинения крыла.

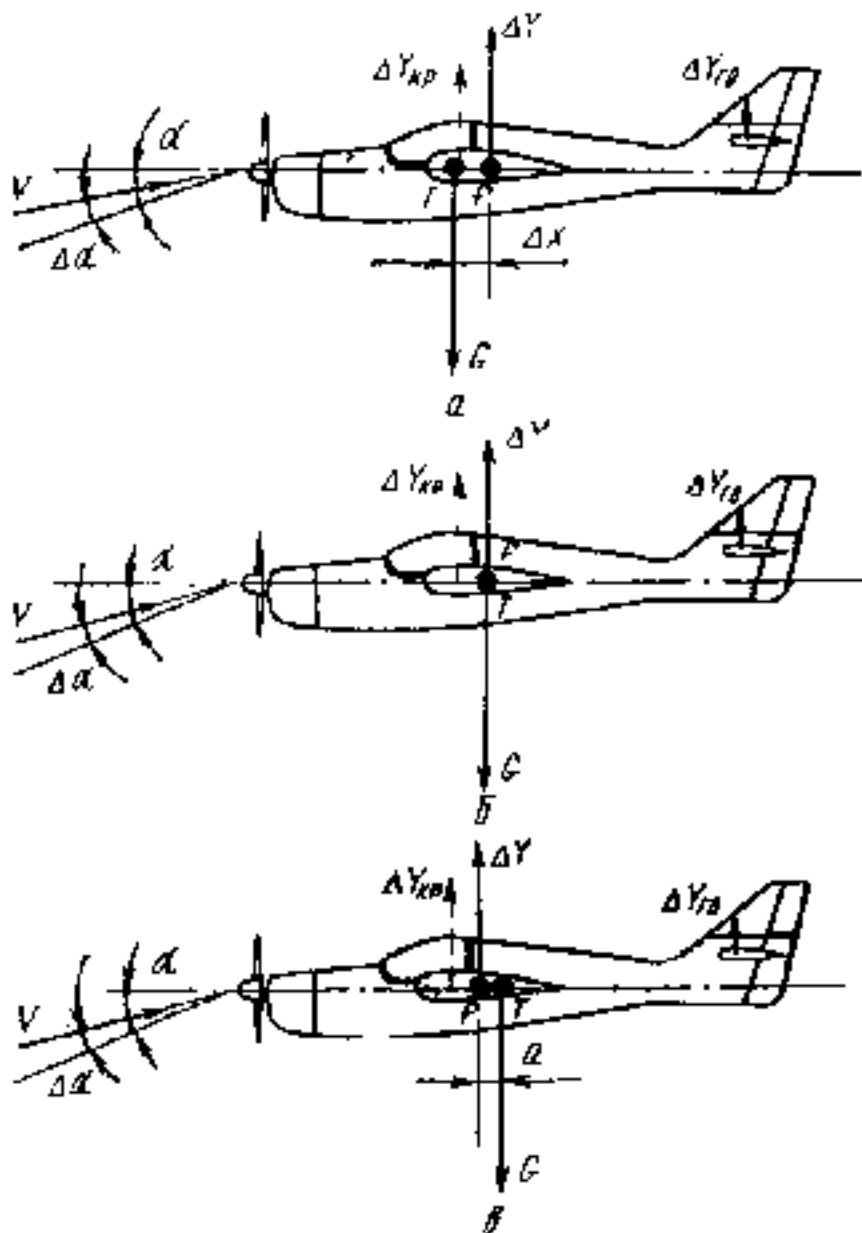


Рис. 2.7. К объяснению выбора проектного положения центра масс.

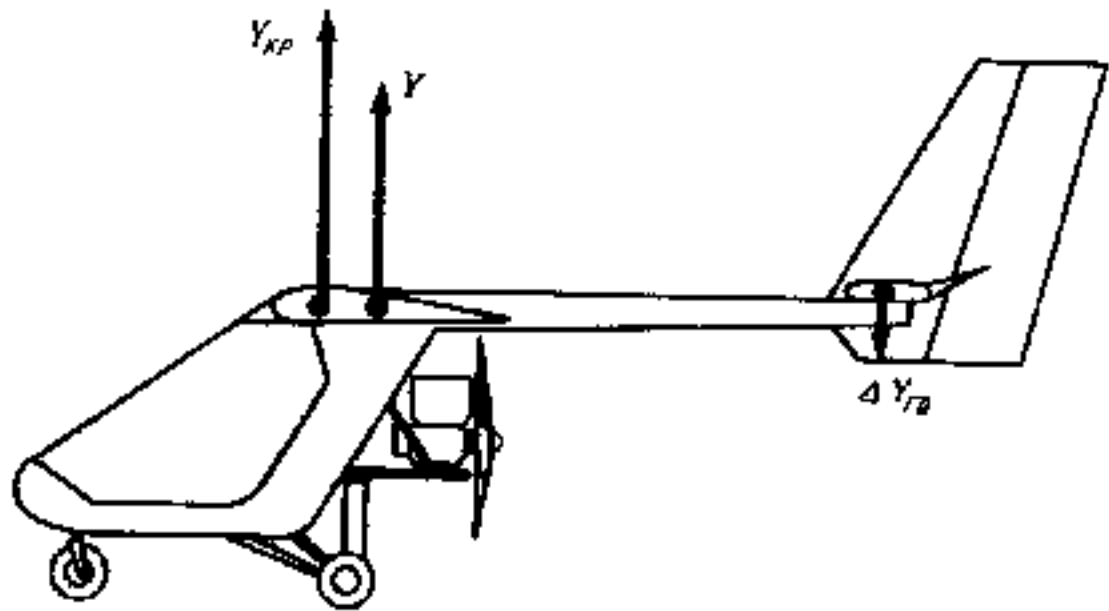


Рис. 2.8. К объяснению сущности потерь на балансировку.

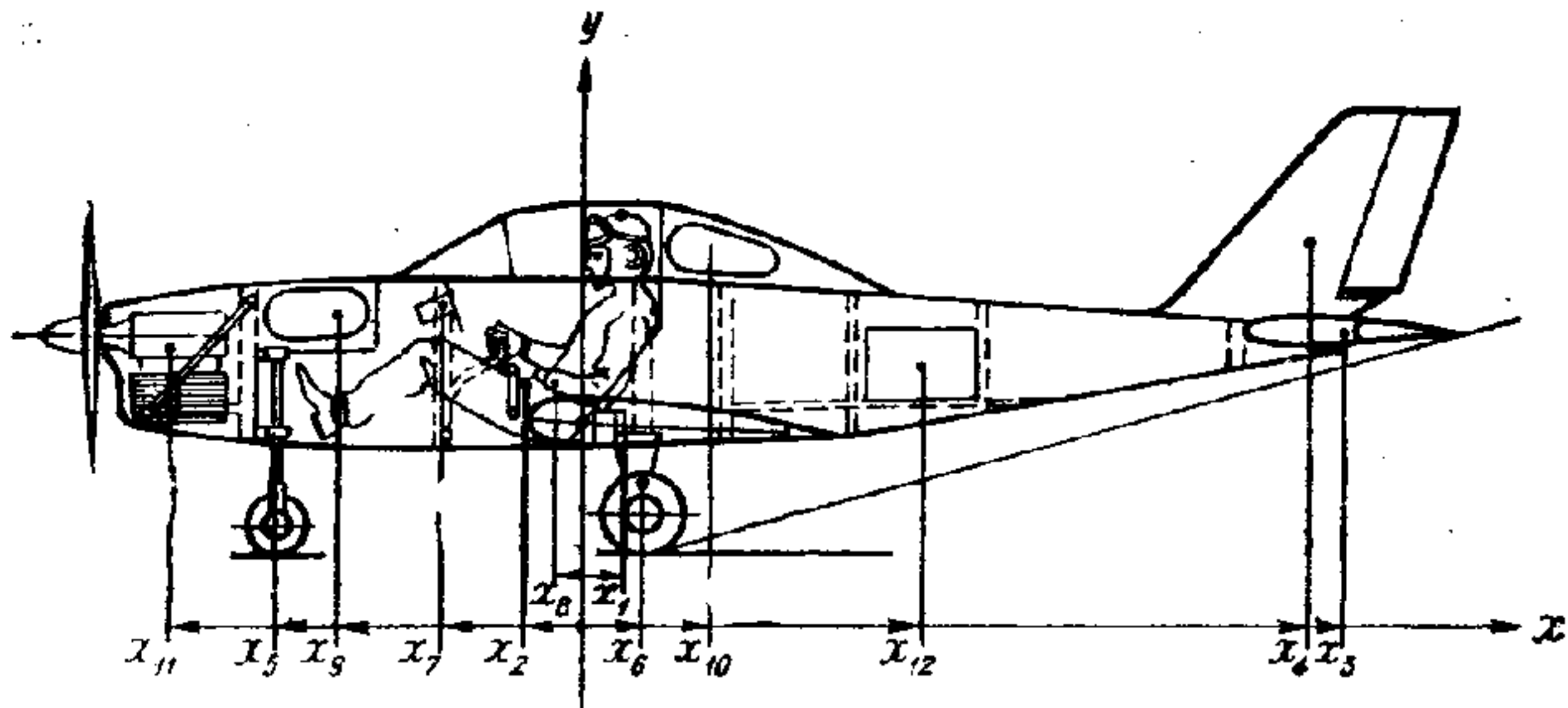


Рис. 2.9. К расчету центровки самолета.

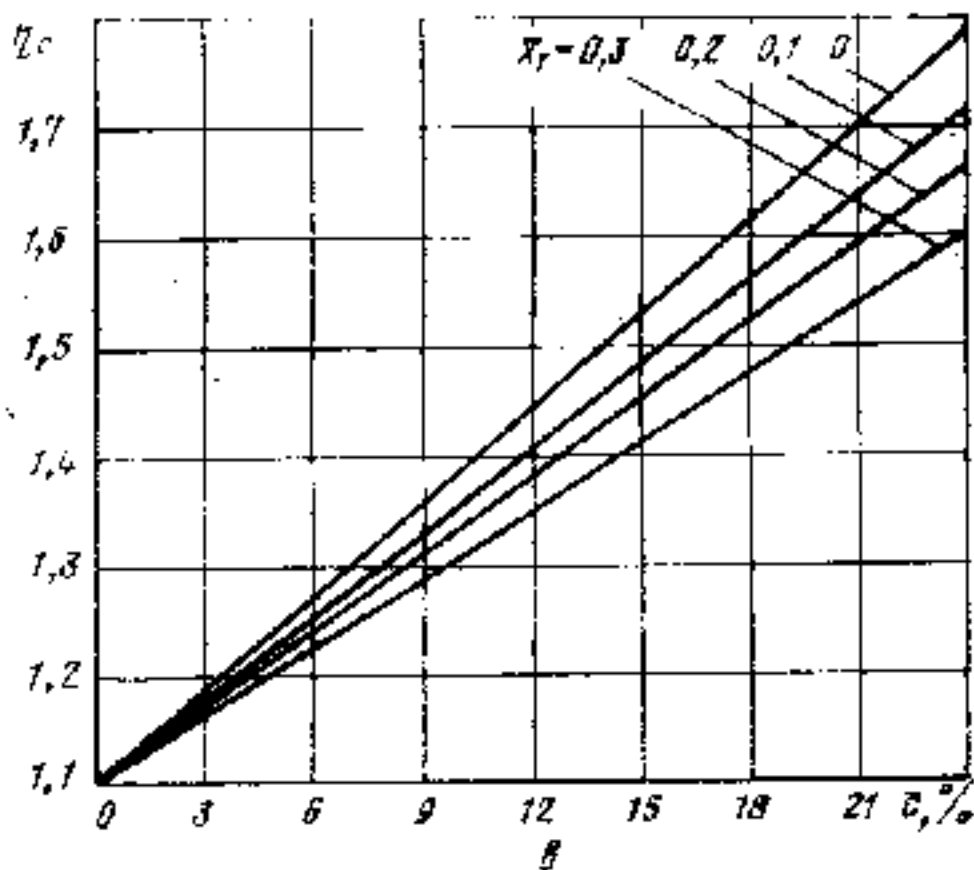
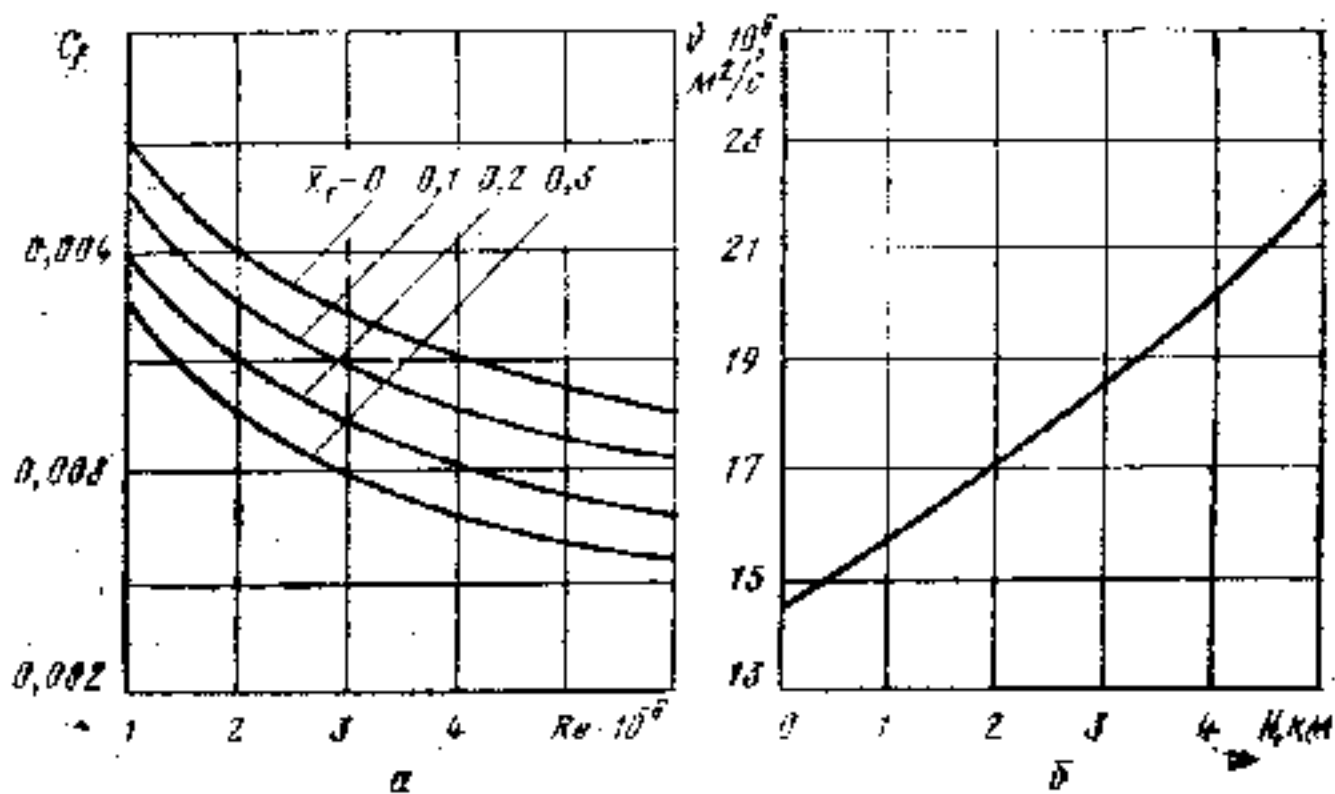


Рис. 2.10. К расчету аэродинамического сопротивления крыла.

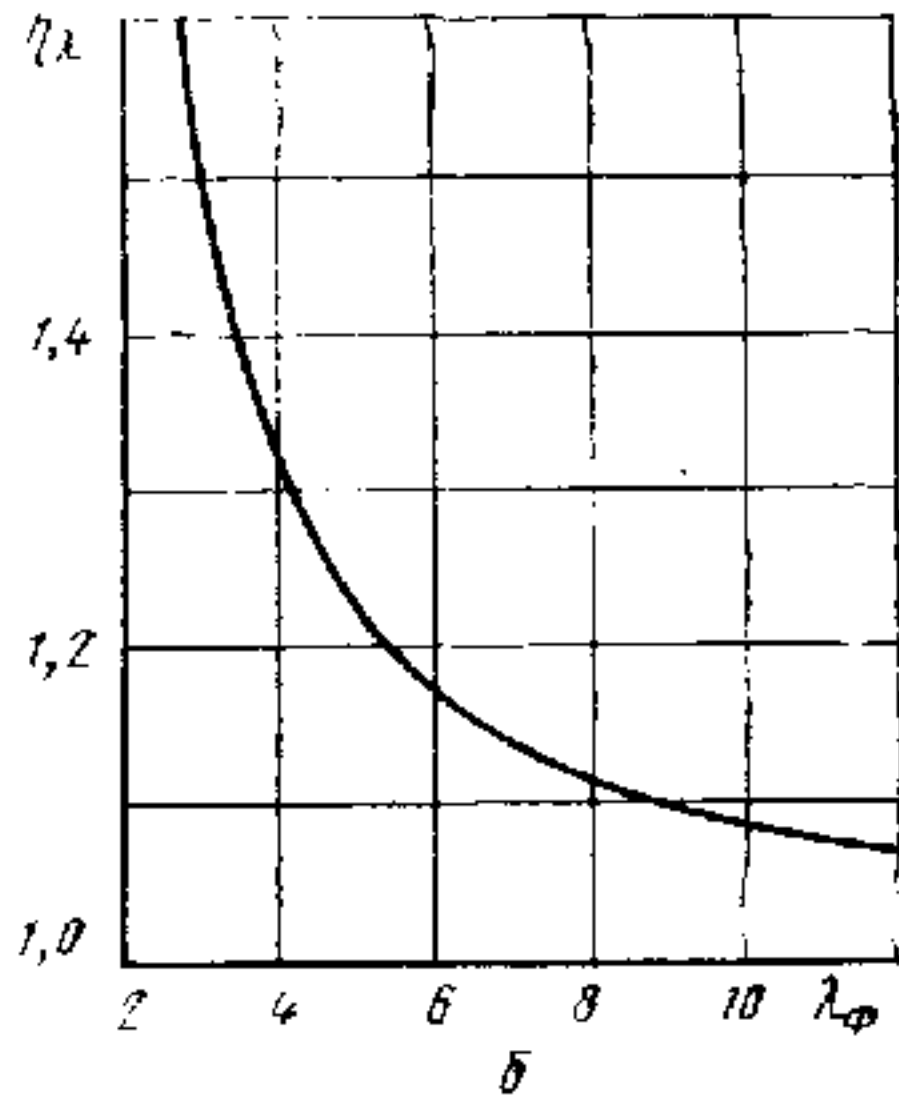
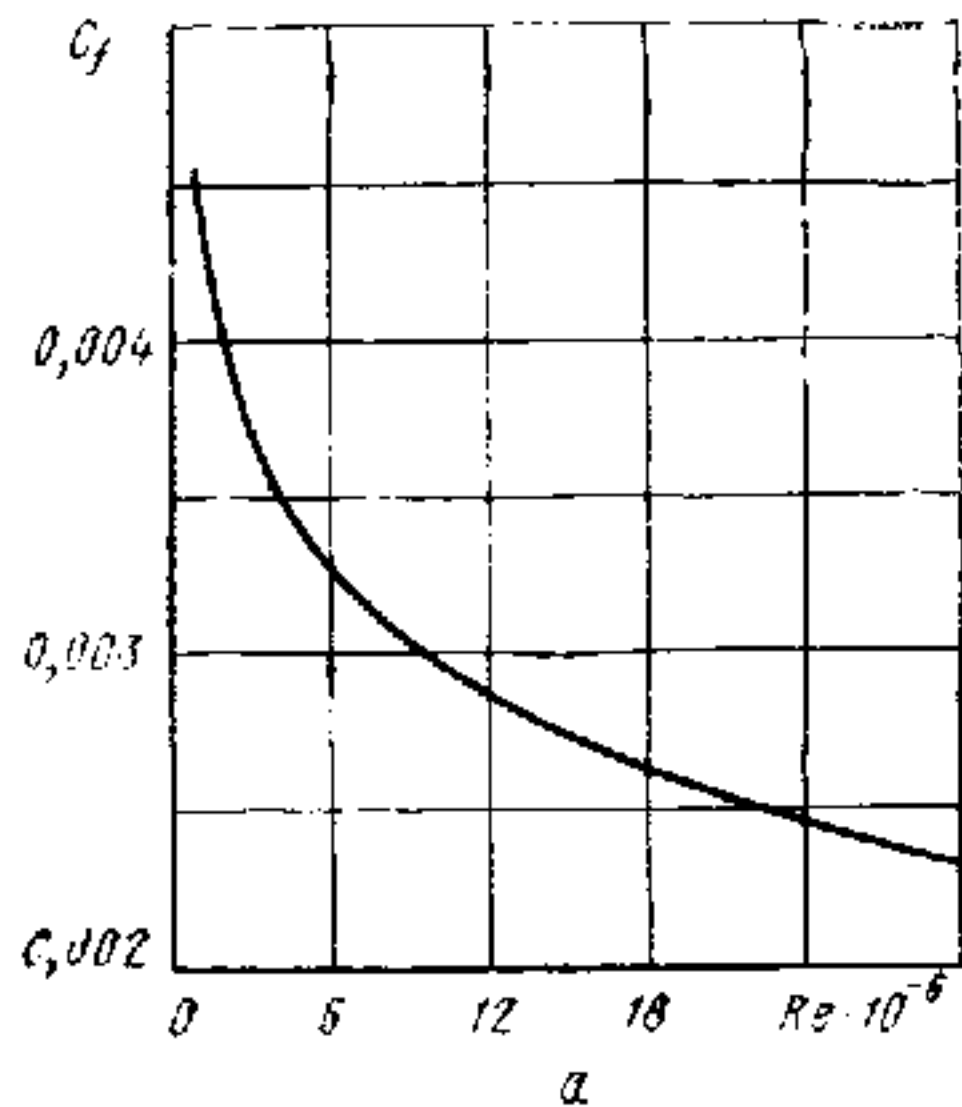


Рис. 2.11. К определению коэффициента сопротивления фюзеляжа.

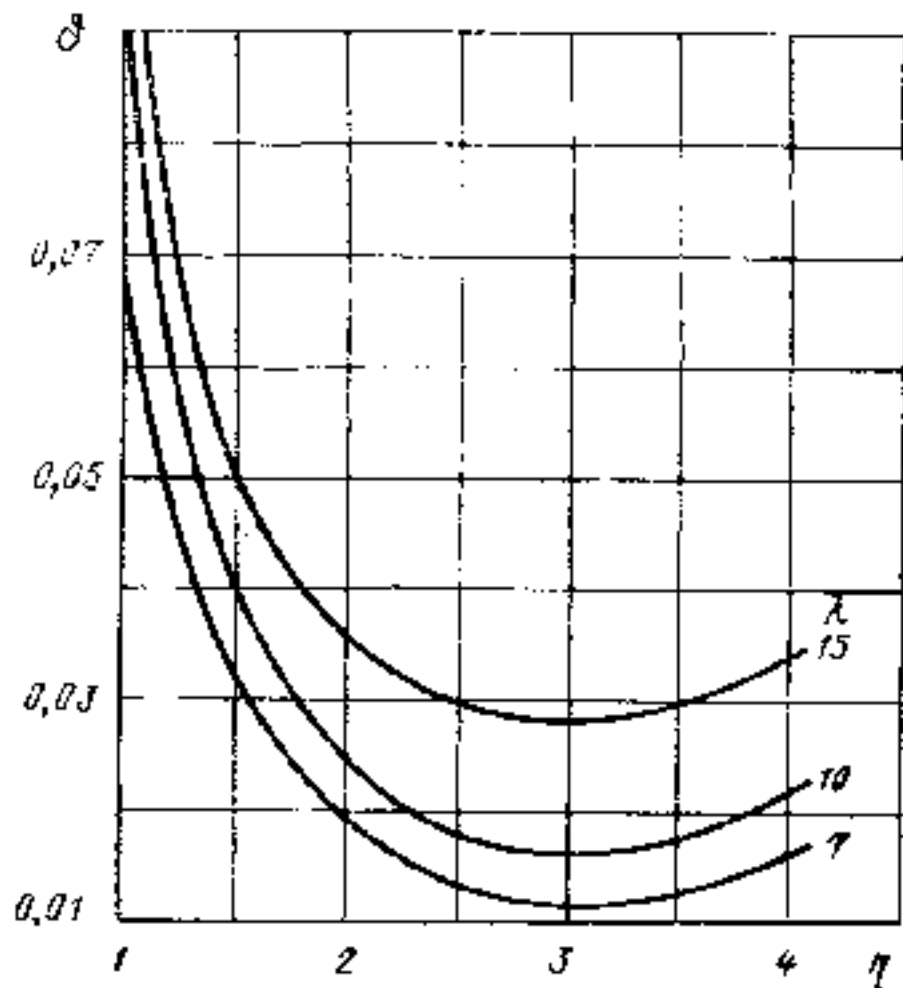


Рис. 2.12. К определению индуктивного сопротивления сверхлегкого самолета.

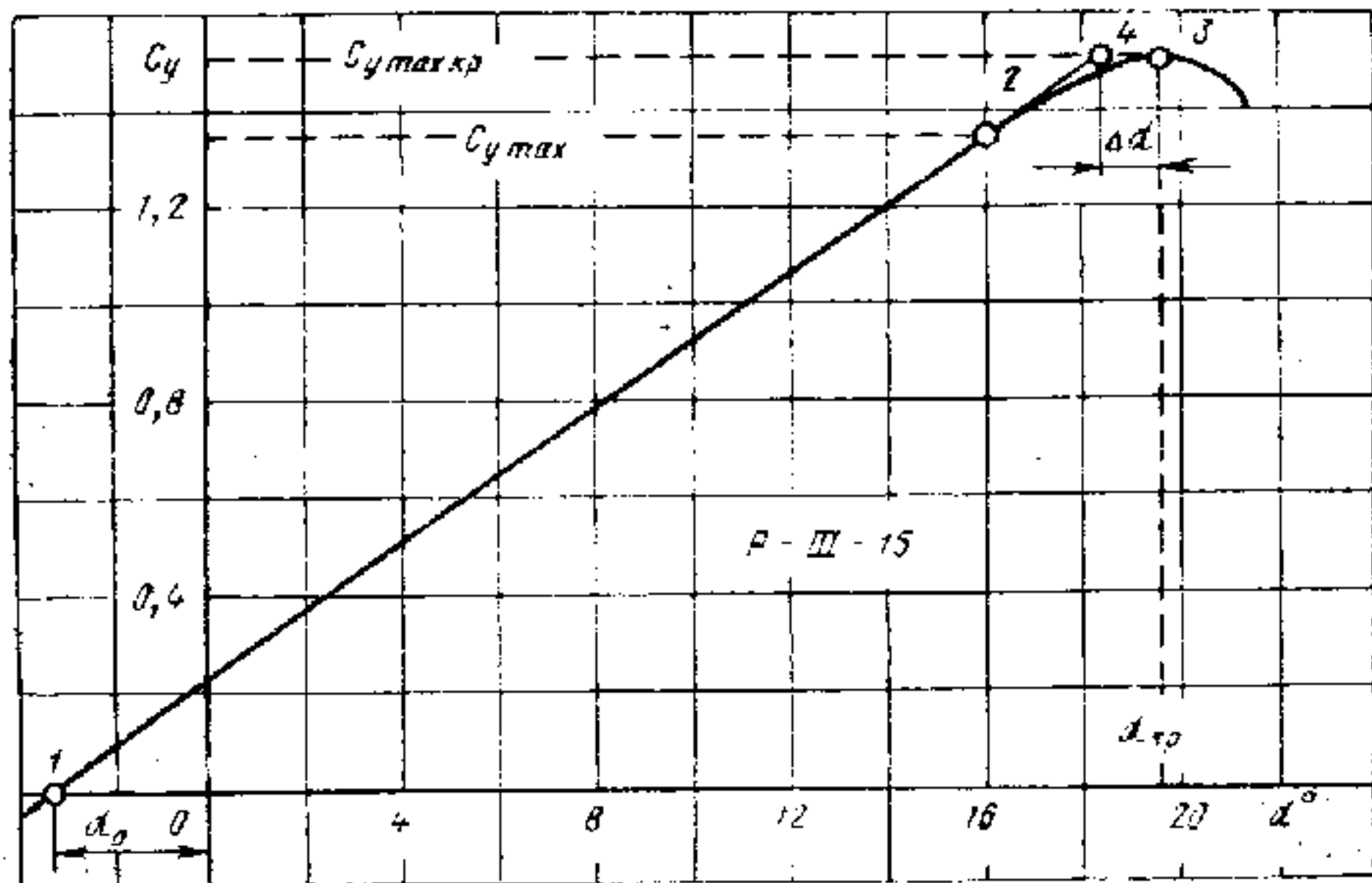


Рис. 2.13. К расчету коэффициента подъемной силы СЛС.

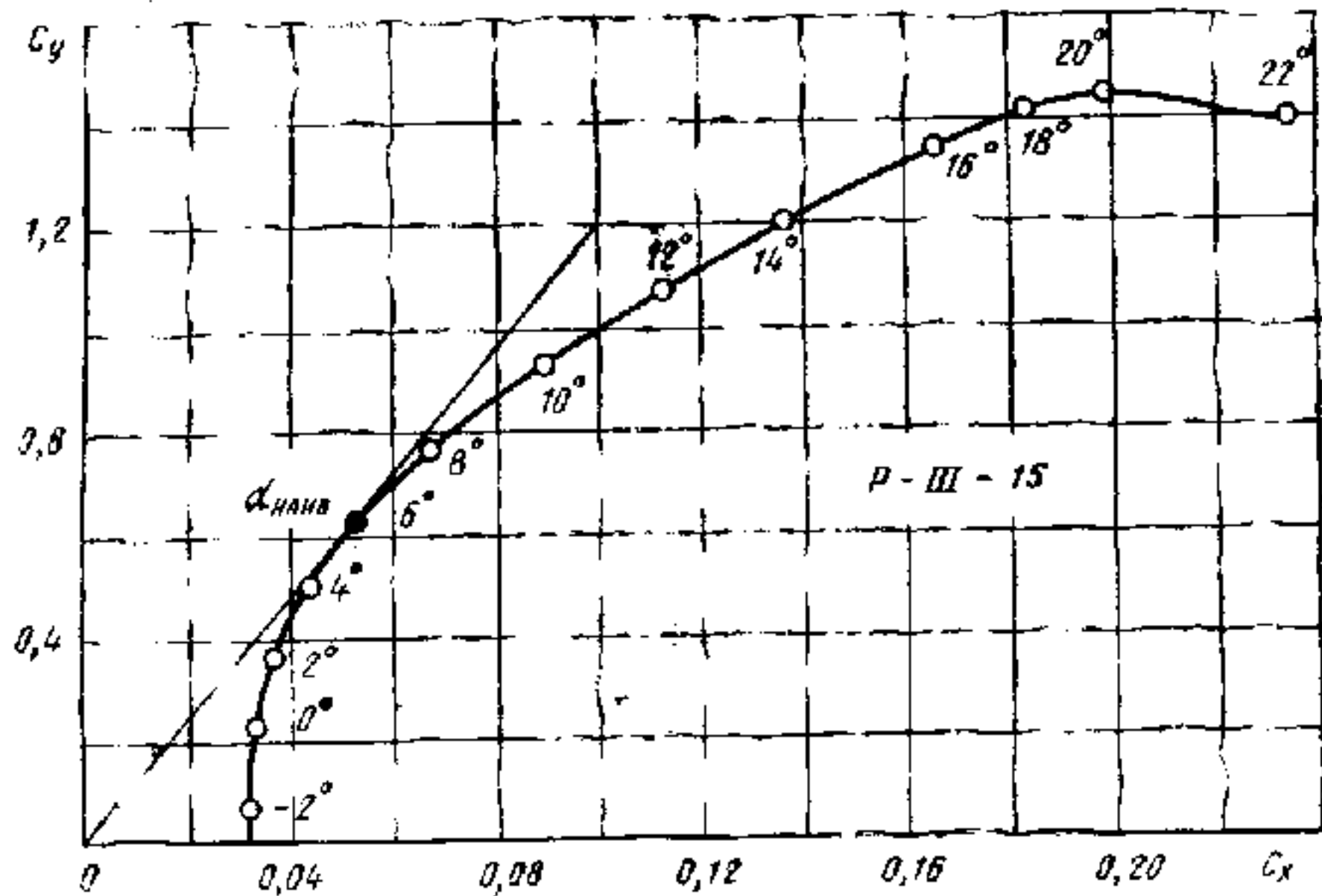


Рис. 2.14. Поляра самолета.

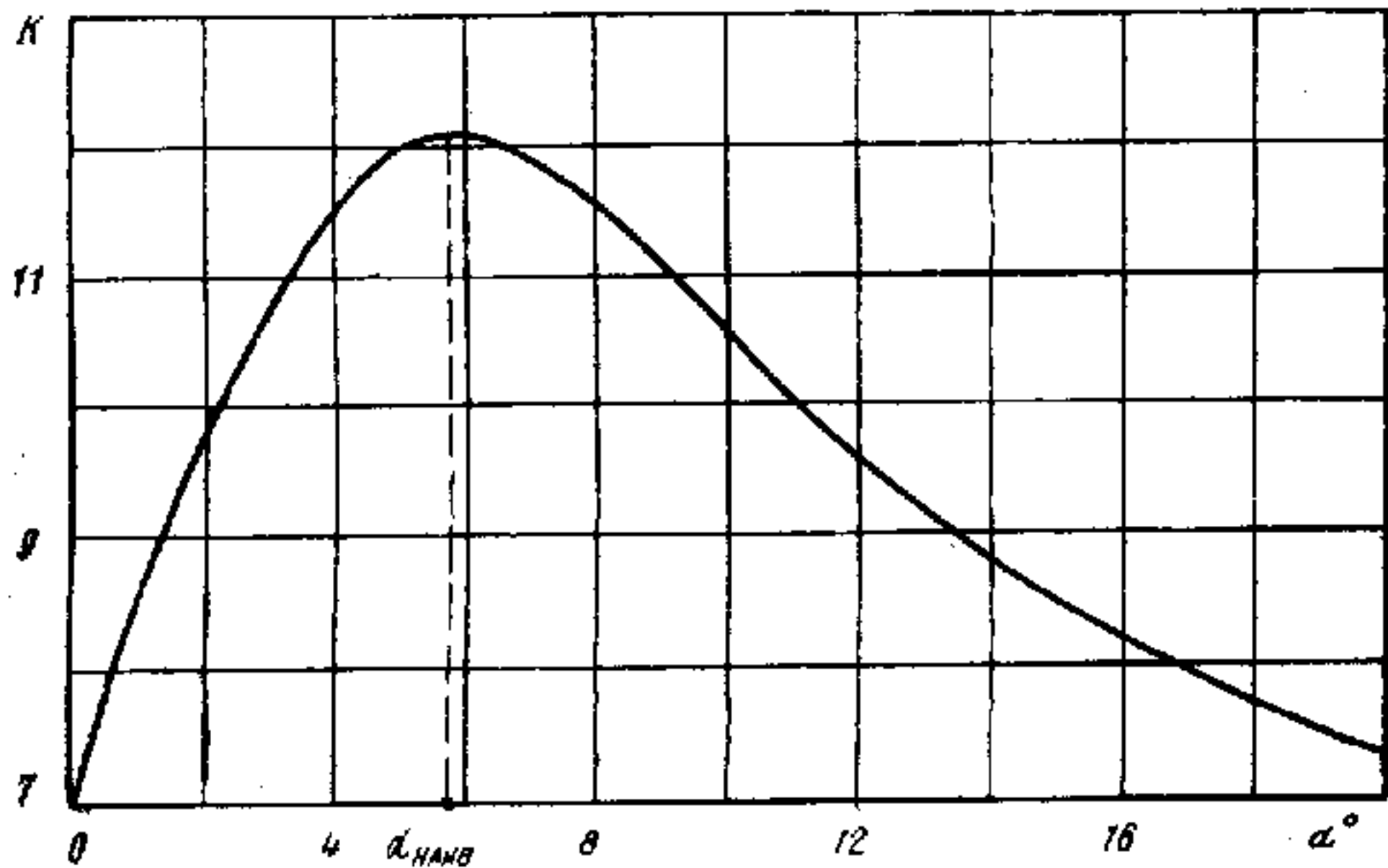


Рис. 2.15. Изменение аэродинамического качества СЛС в зависимости от угла атаки крыла.

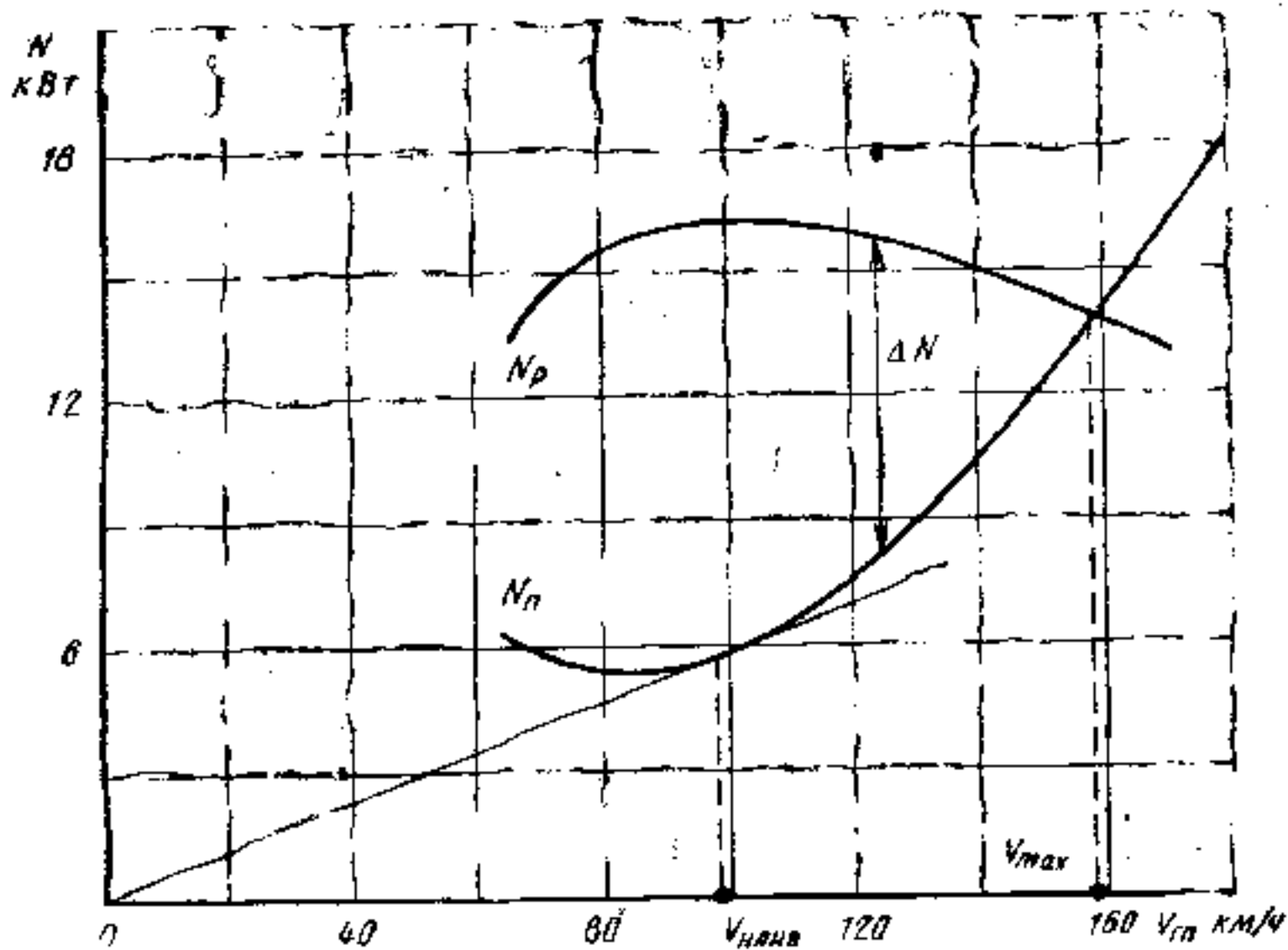
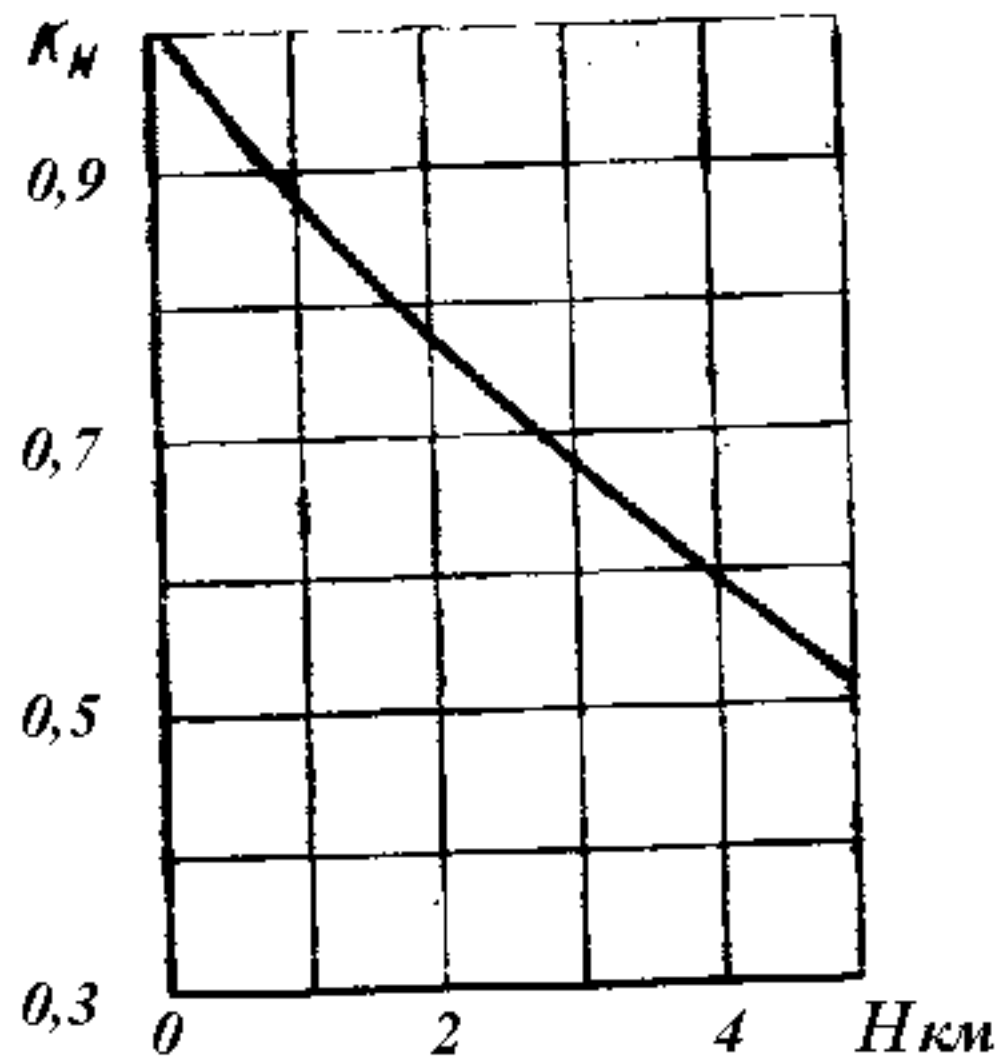
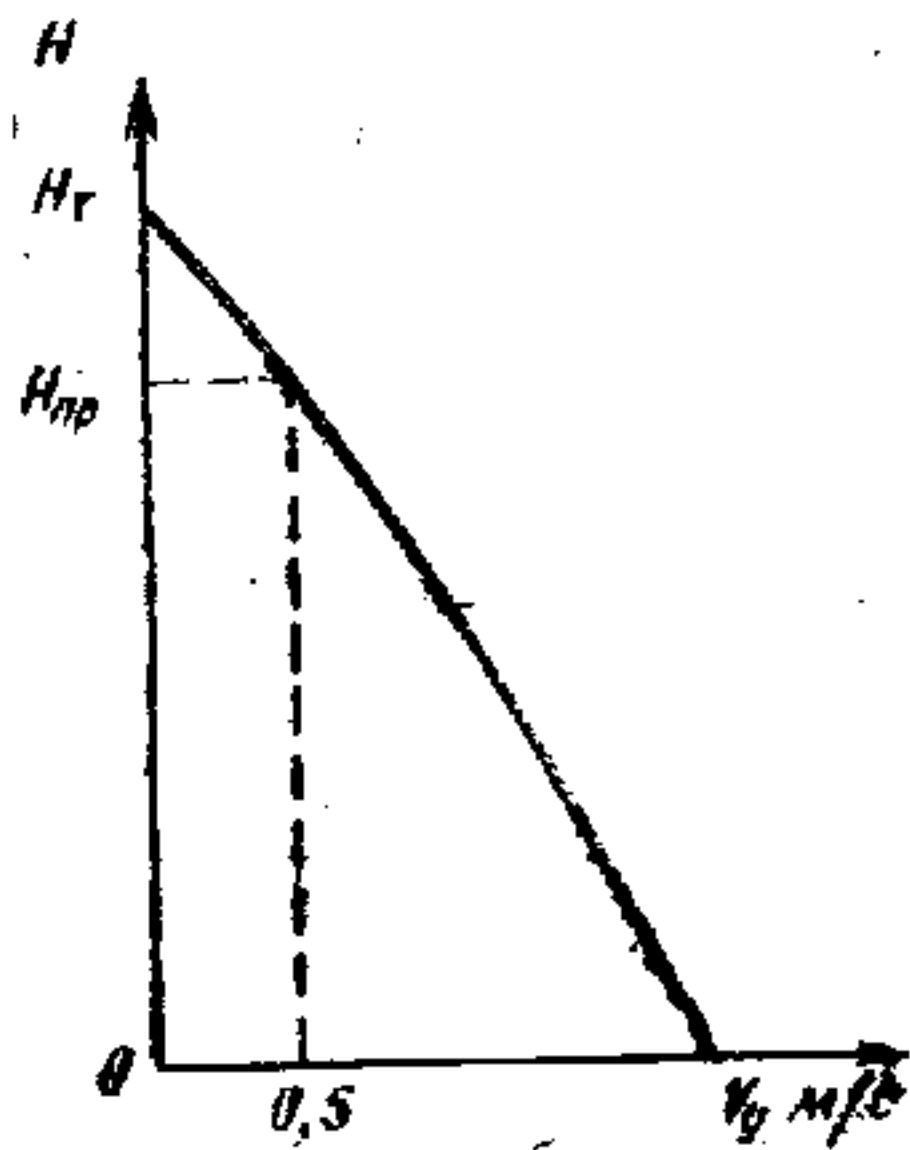


Рис. 2.16. Кривые потребной и располагаемой мощностей горизонтального полета.



а



б

Рис. 2.17. К определению потолка СЛС.

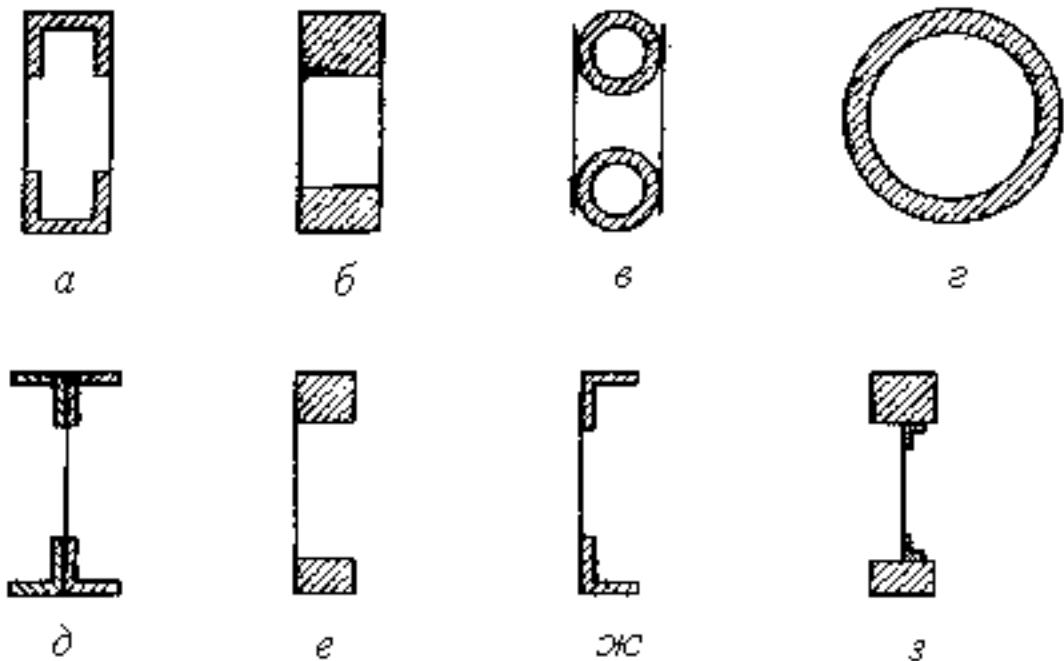


Рис. 3.1. Сечения силовых элементов.

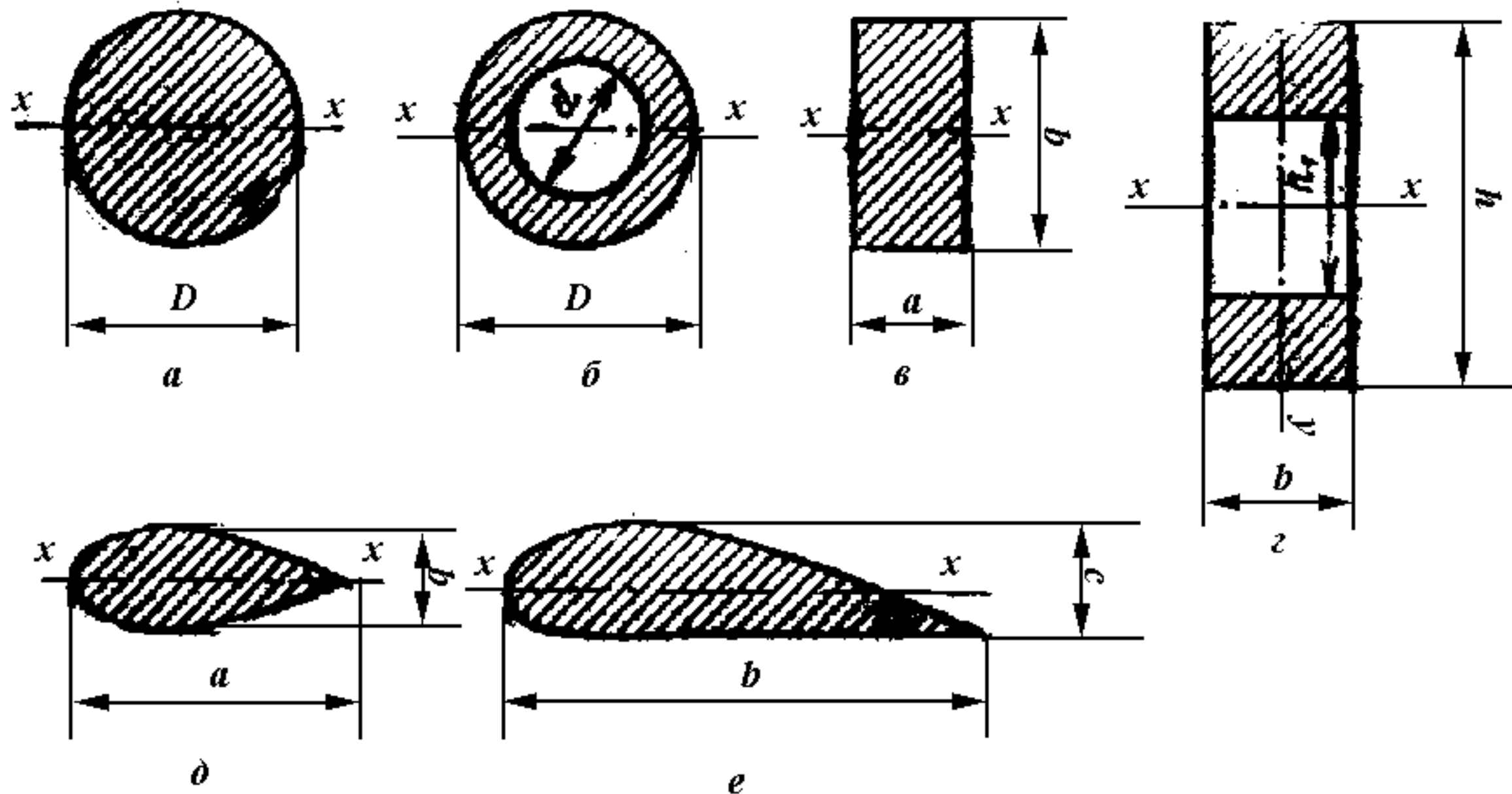


Рис. 3.2. Сечения наиболее распространенных профилей.

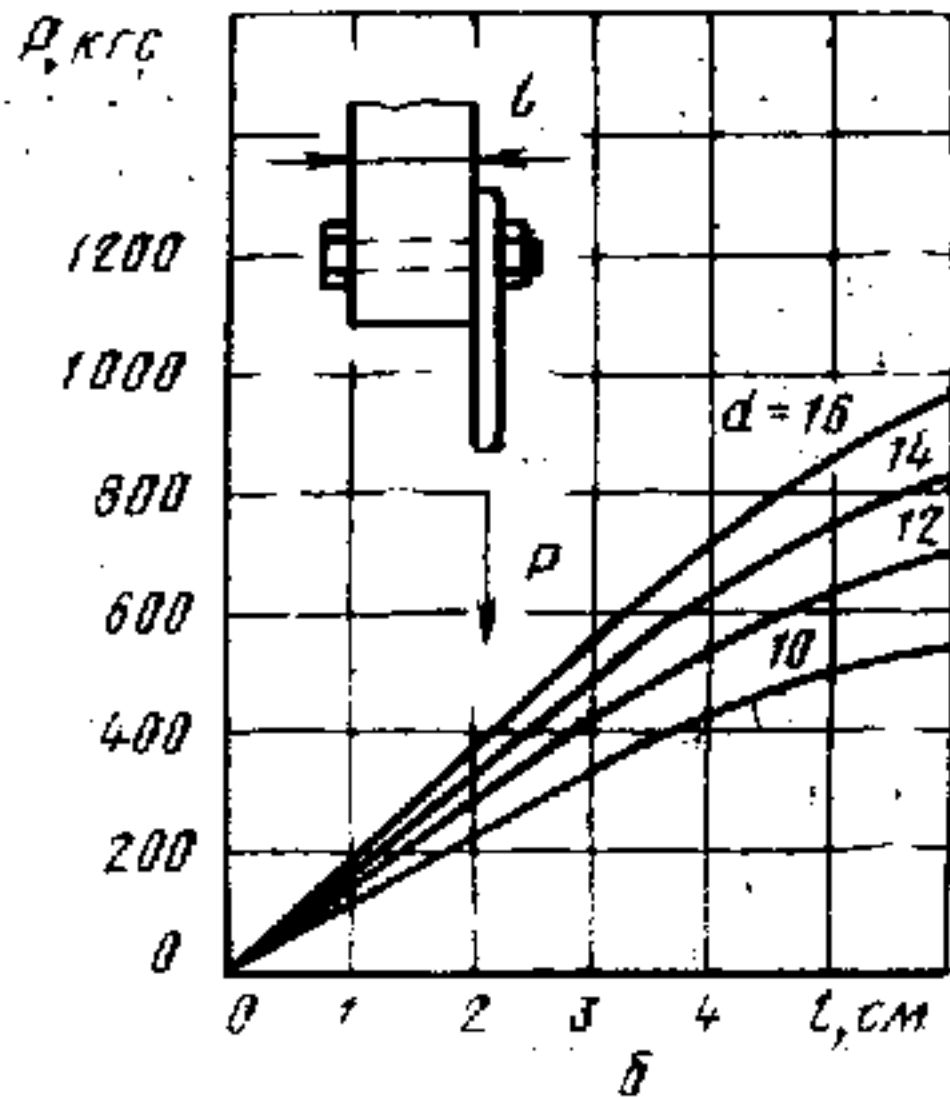
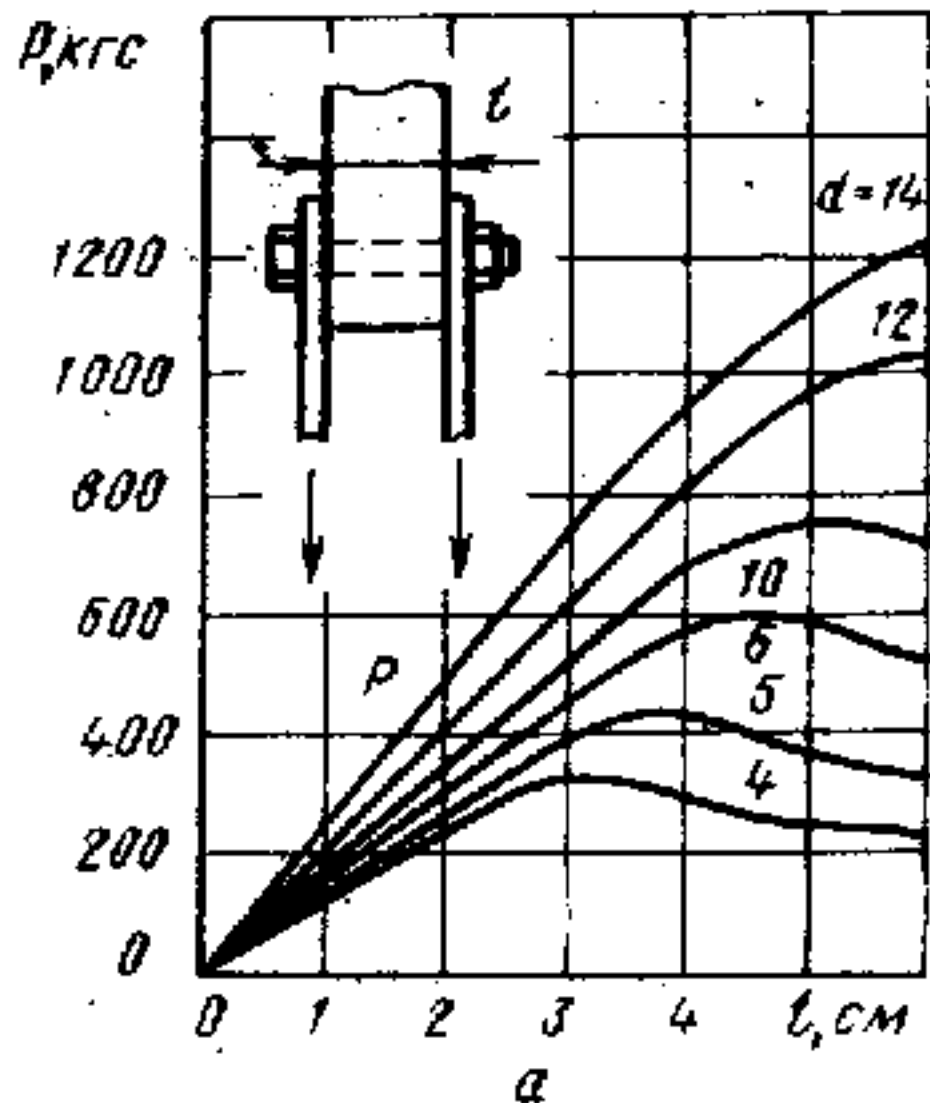


Рис. 3.3. К расчету диаметра болтов:

а - при двусторонней нагрузке; б - при односторонней нагрузке.

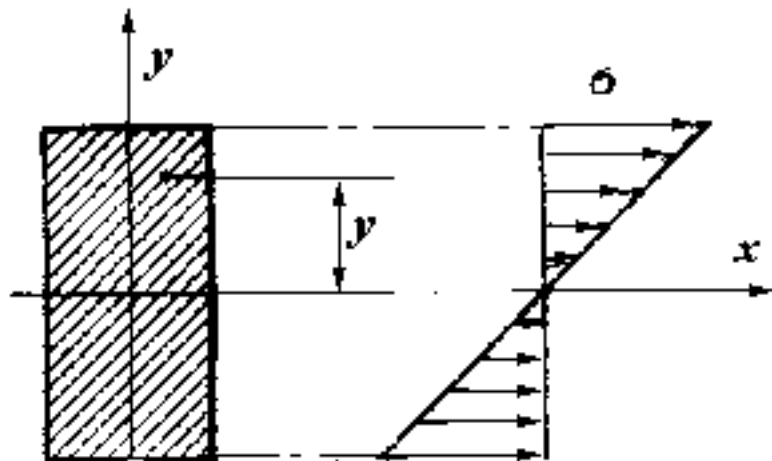


Рис. 3.4. Распределение напряжений в волокнах при изгибе.

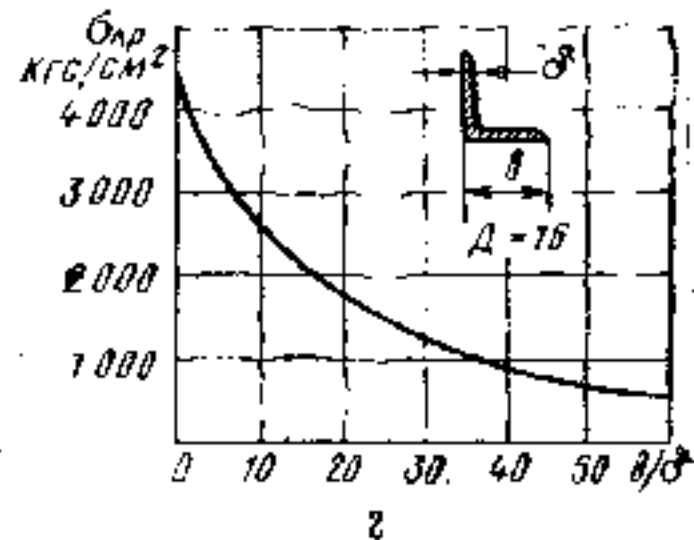
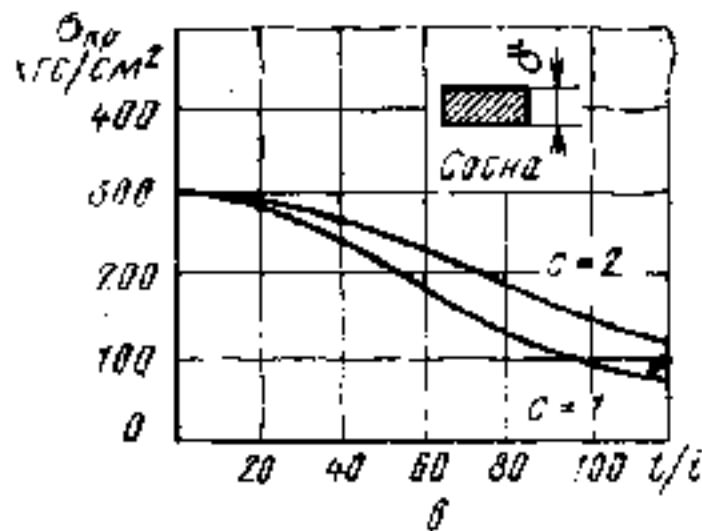
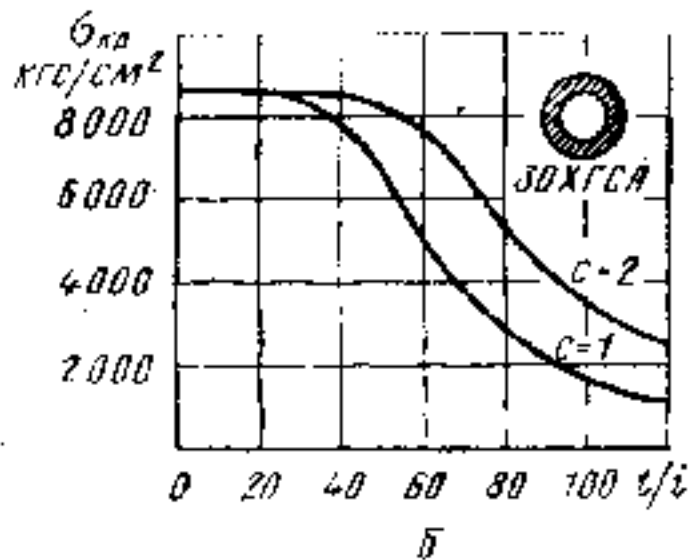
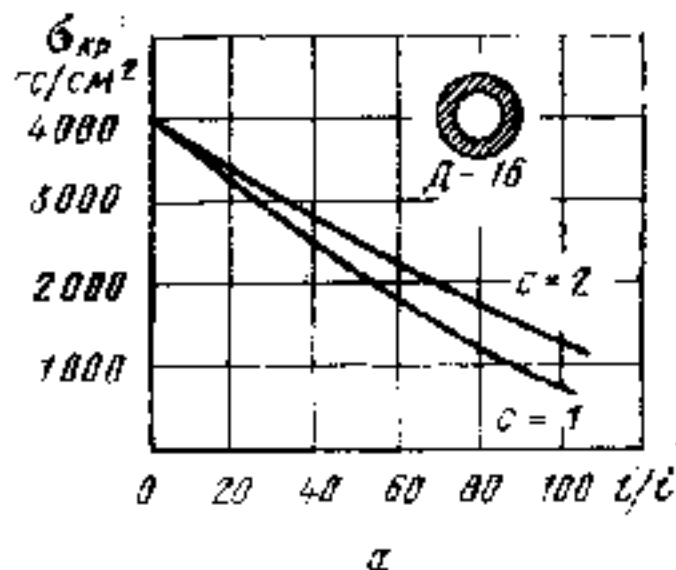


Рис. 3.5. К определению критических напряжений в материале при продольном изгибе.

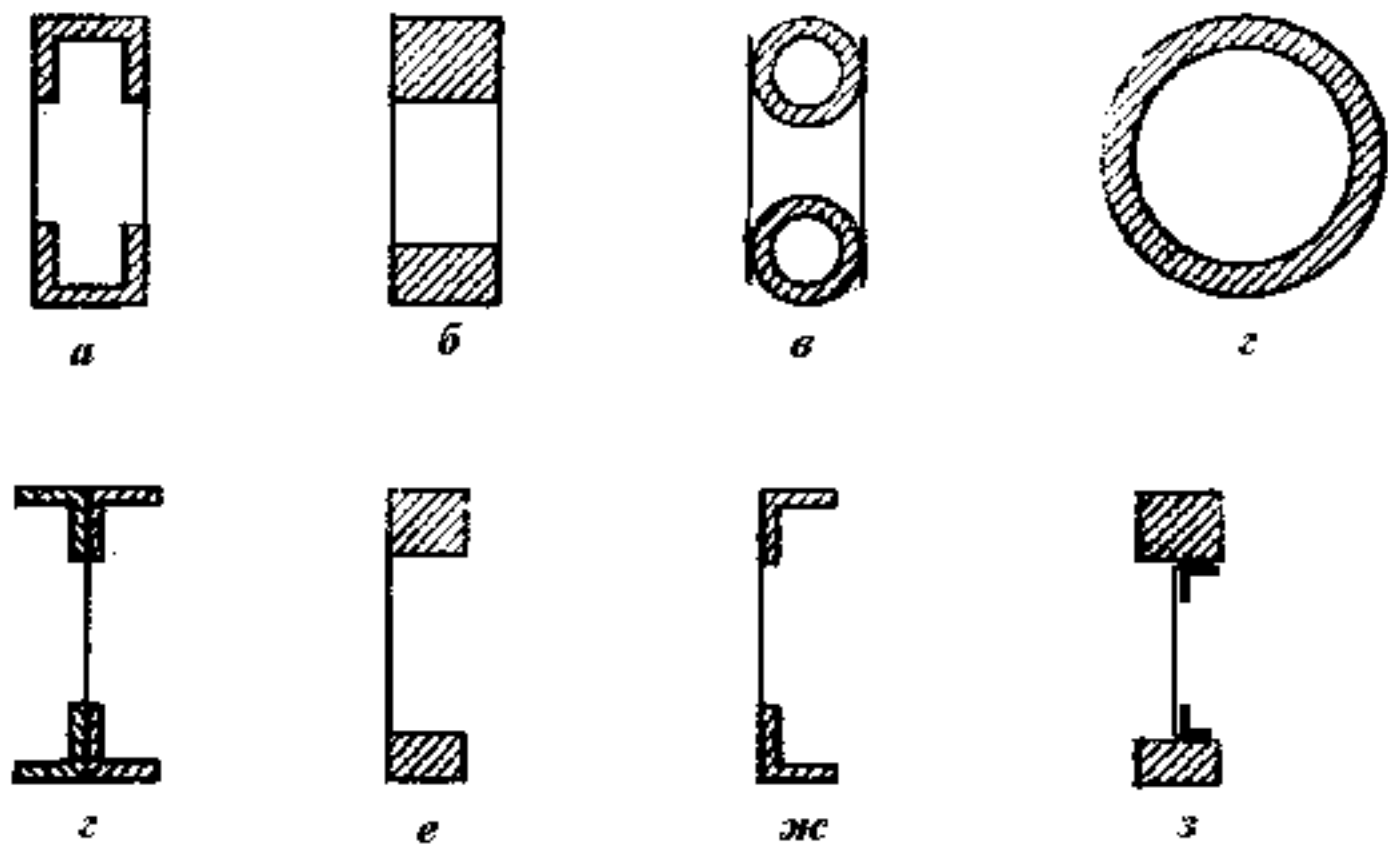
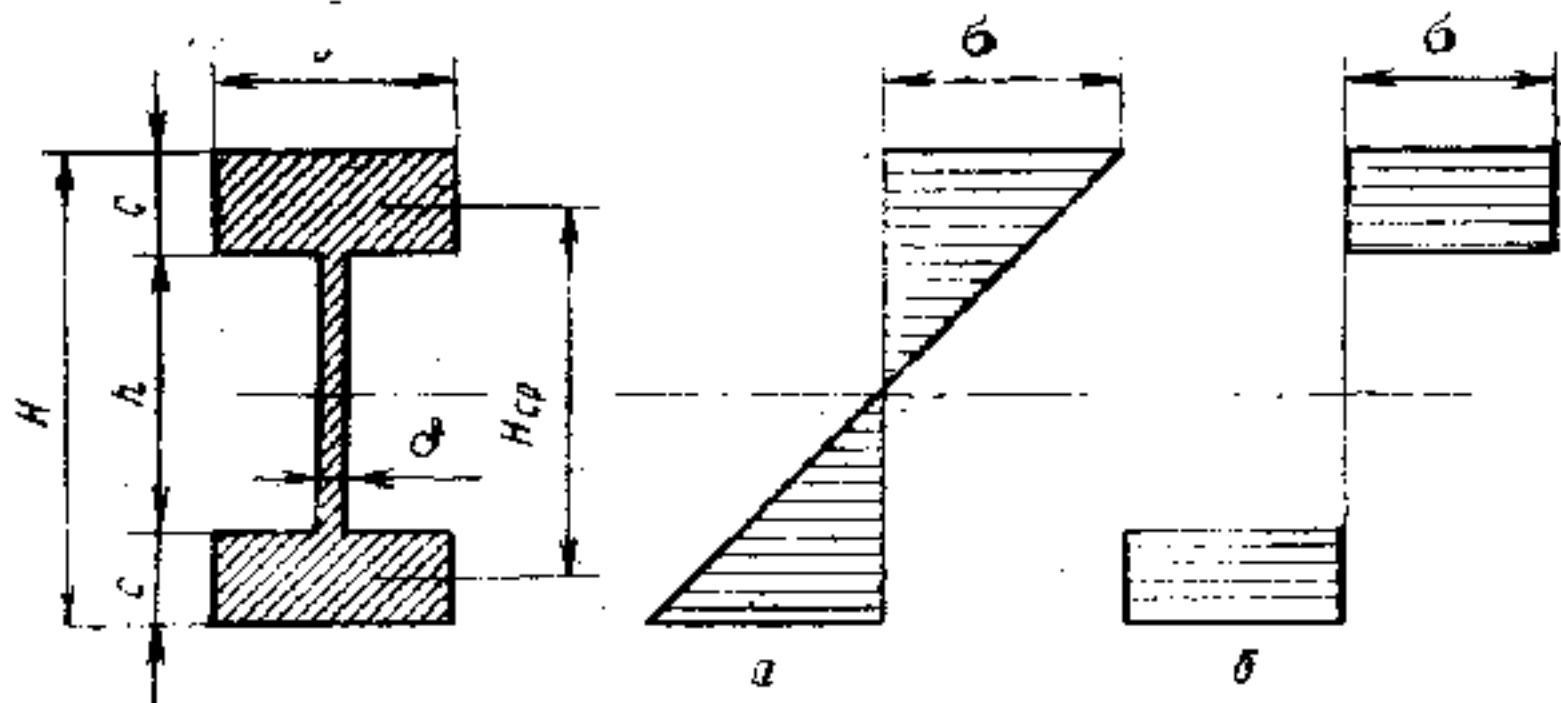


Рис. 3.6. Сечения балок, используемых на СЛС.



**Рис. 3.7. Распределение напряжений в сечениях балки:
 а - фактическое; б - условное.**

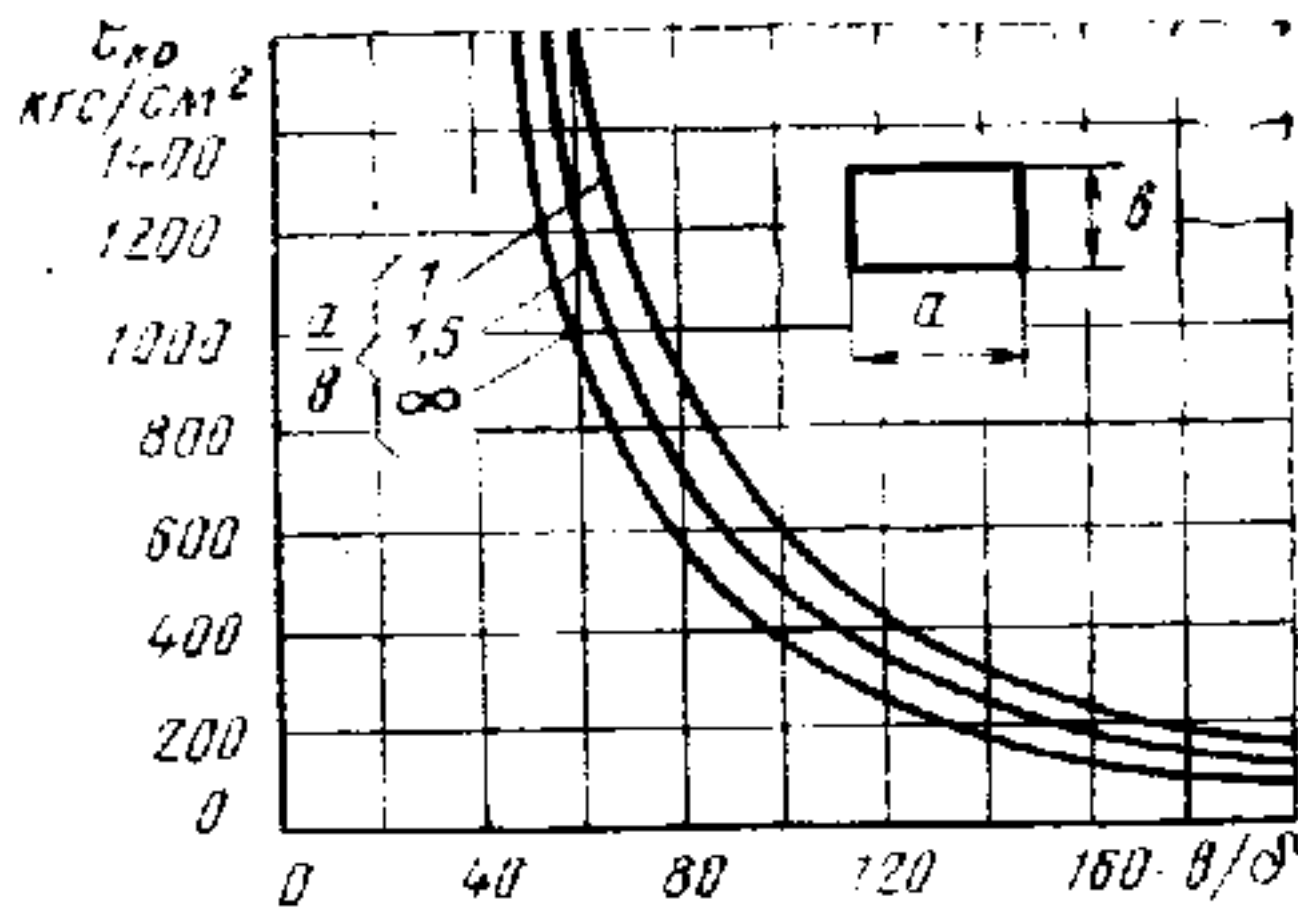


Рис. 3.8. Зависимость критических напряжений пластины от ее размеров и предполагаемой толщины.

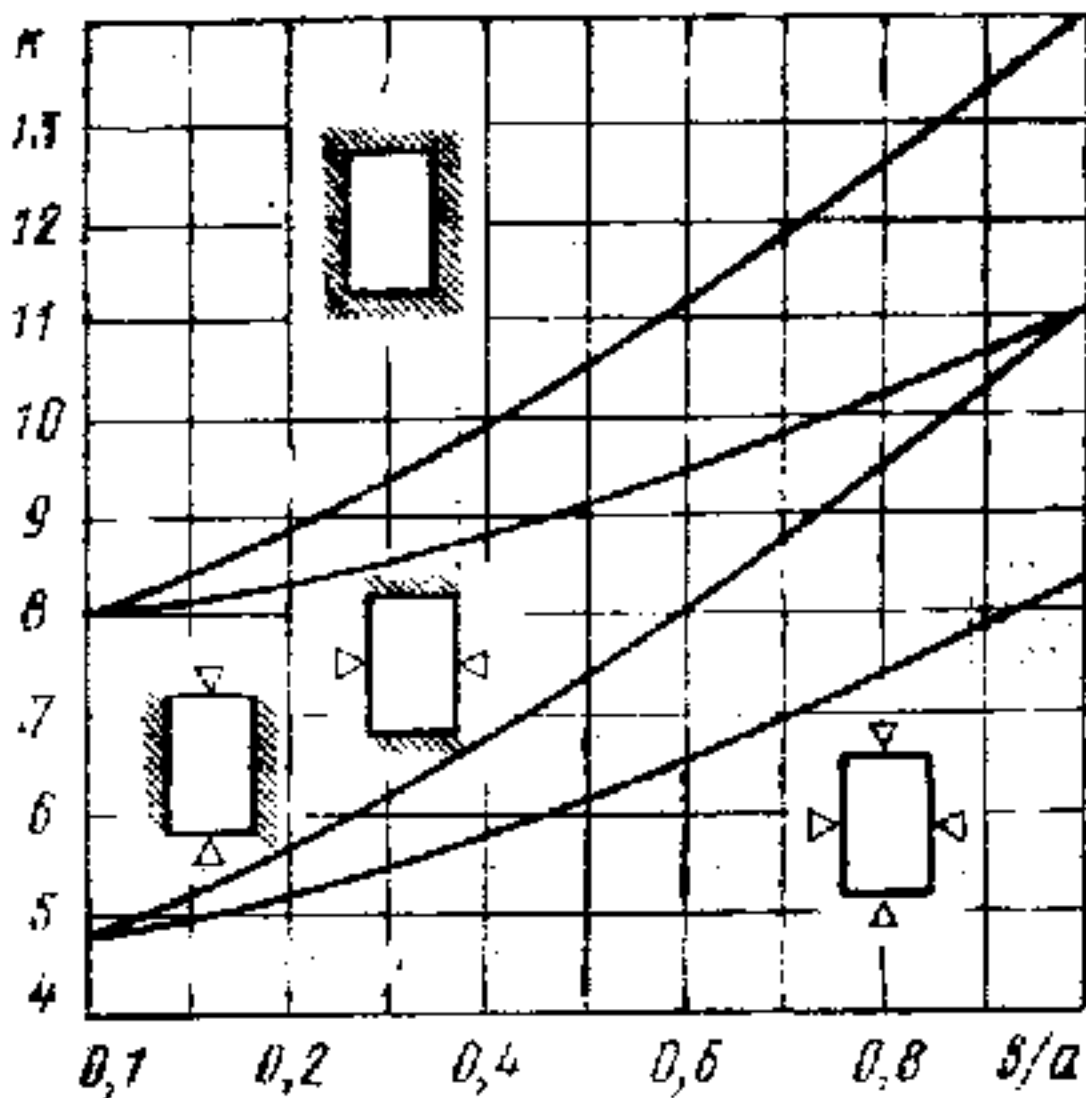


Рис. 3.9. Зависимость коэффициента k от отношения сторон и вида заделки контура пластины.

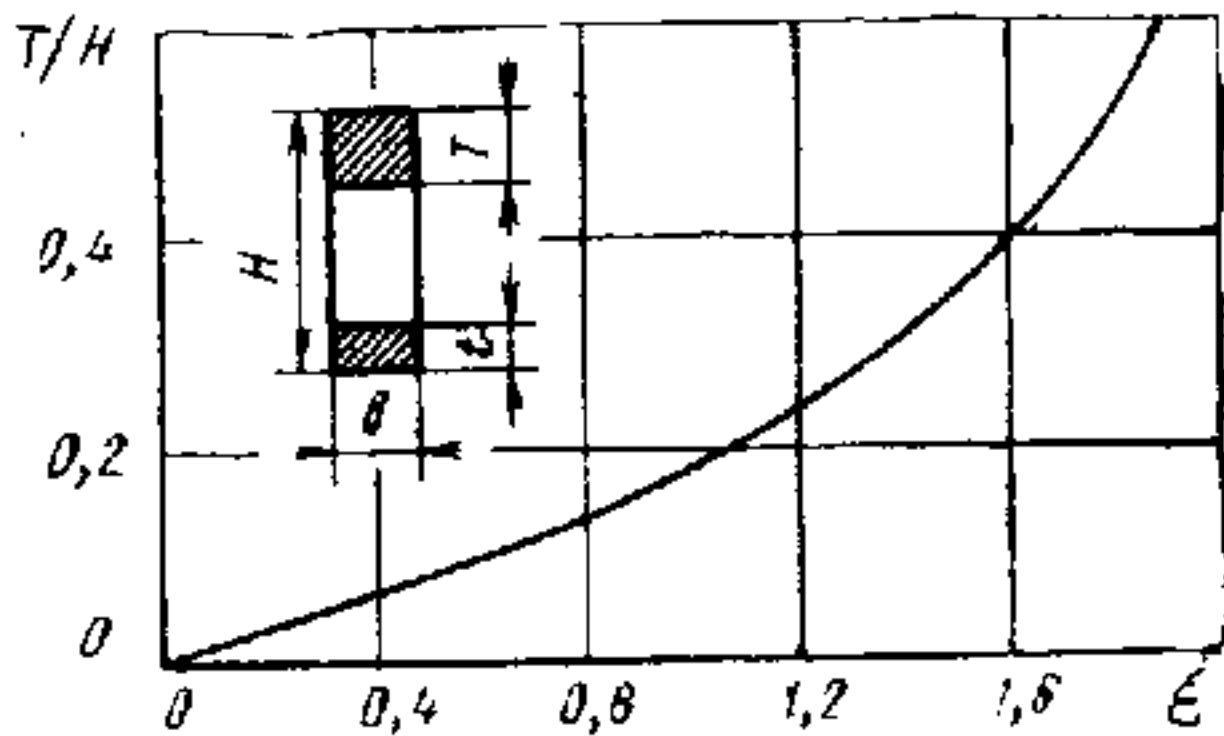
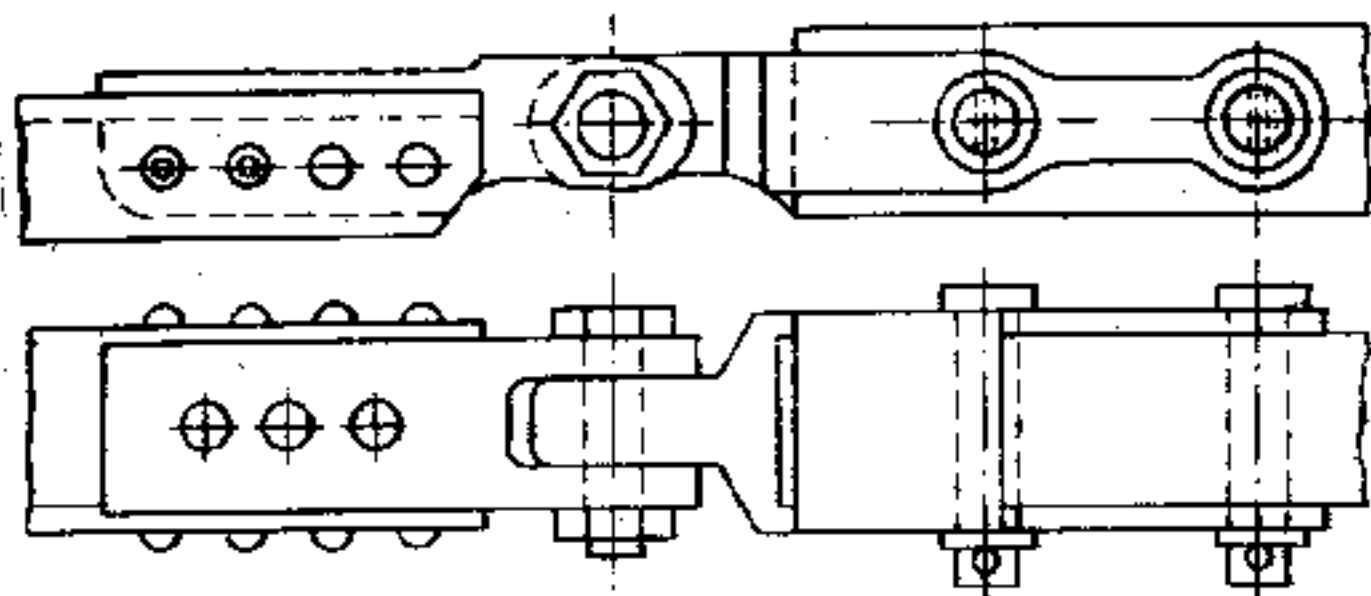
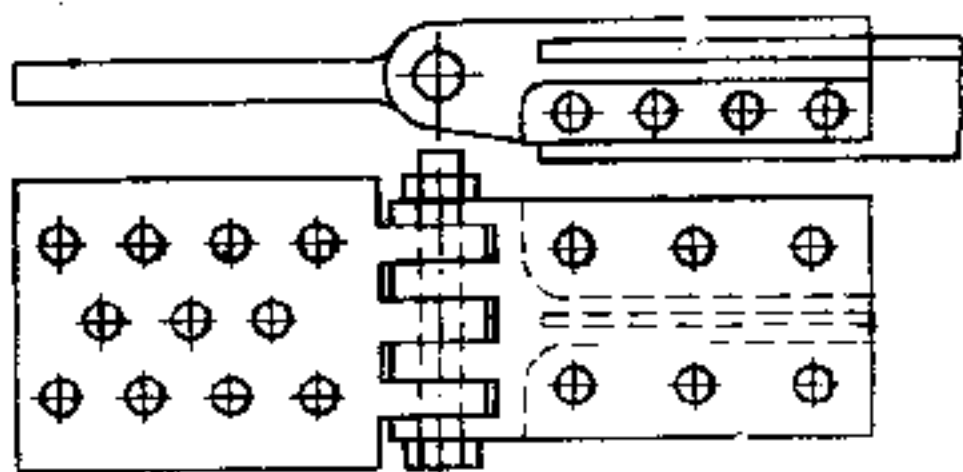


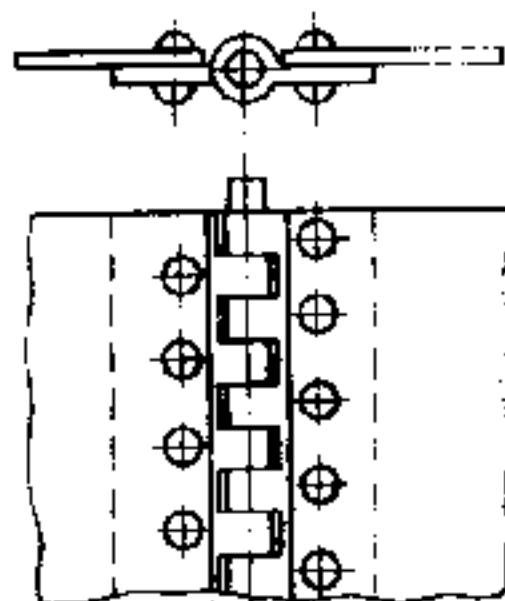
Рис. 3.10. К определению размеров полки лонжерона.



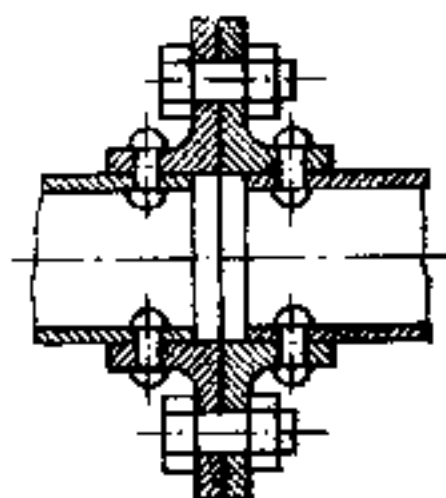
a



б



в



г

Рис. 3.11. Соединения:

а - ушковое; *б* - многоушковое; *в* - шомпольное; *г* - фланцевое.

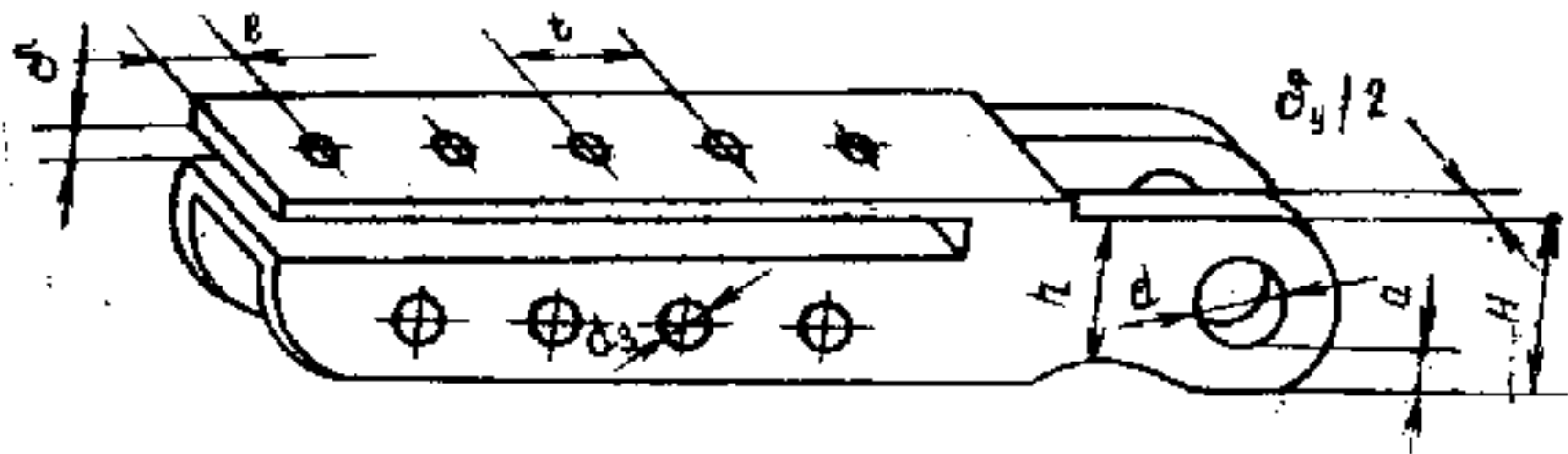


Рис. 3.12. Стыковочный узел.

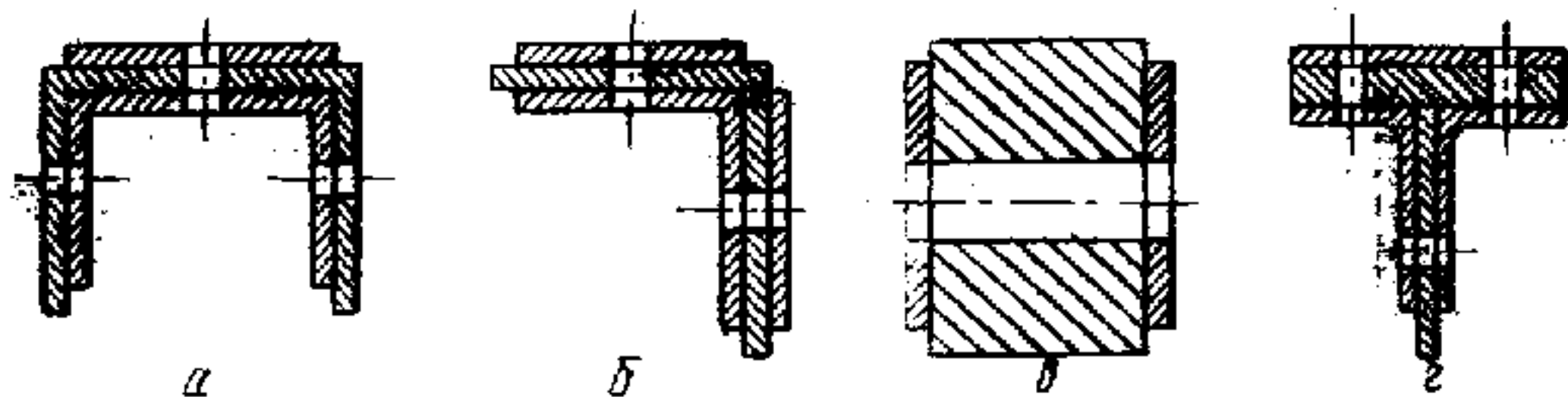


Рис. 3.13. Сечения хвостовиков для типичных профилей:

а - швеллера; б - уголка; в - прямоугольника; г - полки двутавра.

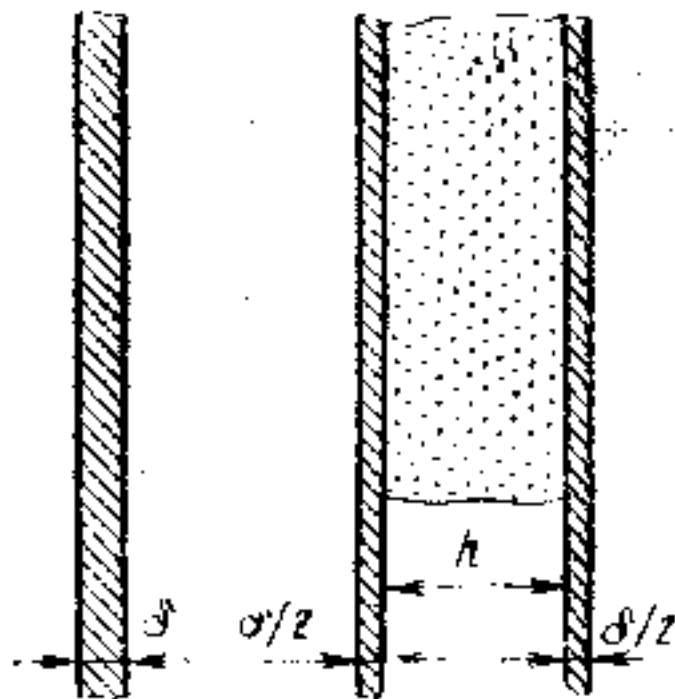


Рис. 3.14. Трехслойная обшивки.

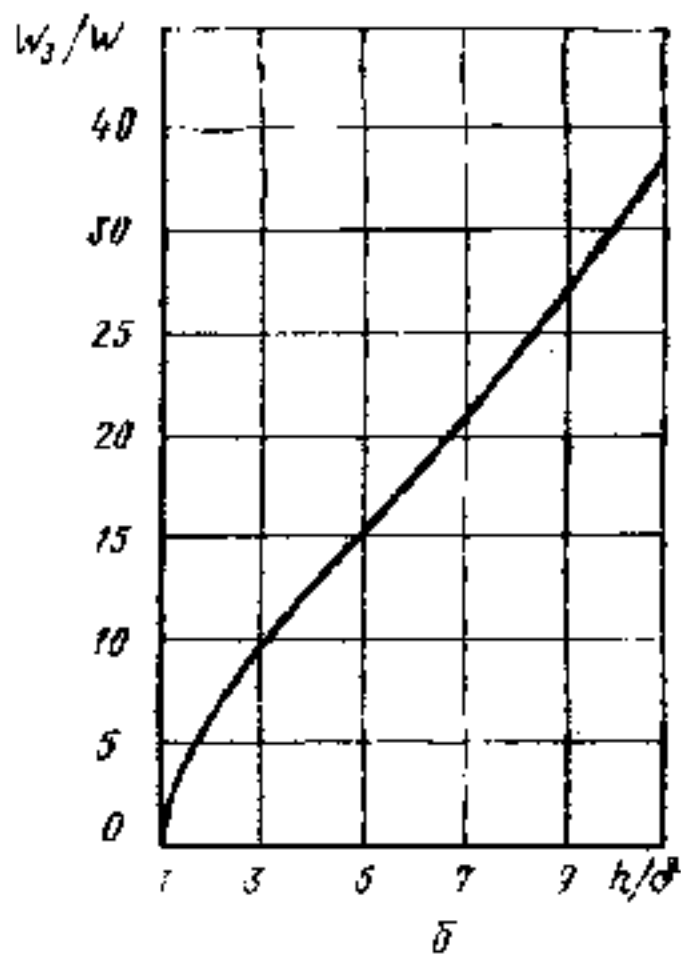
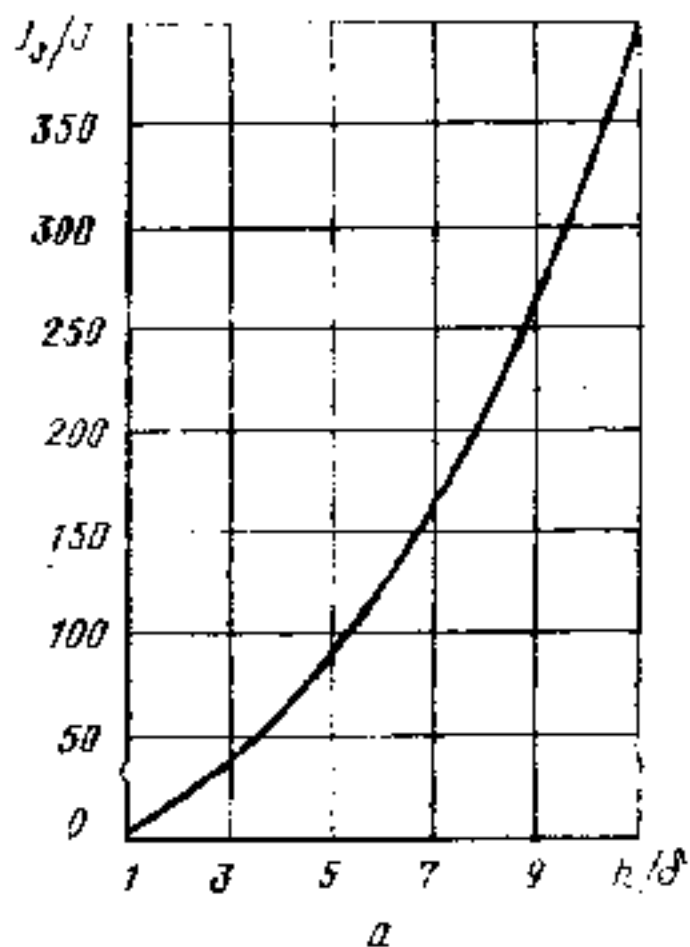


Рис. 3.15. К расчету изменения прочности и жесткости трехслойной обшивки при изменении толщины наполнителя.

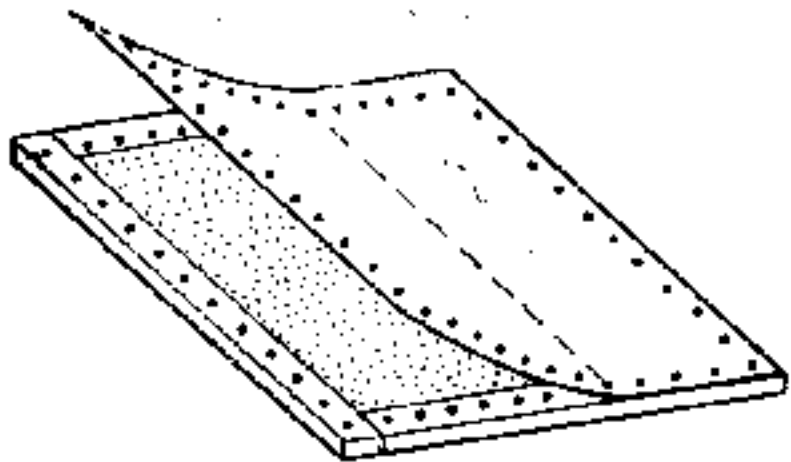


Рис. 3.16. Общий вид трехслойной панели.

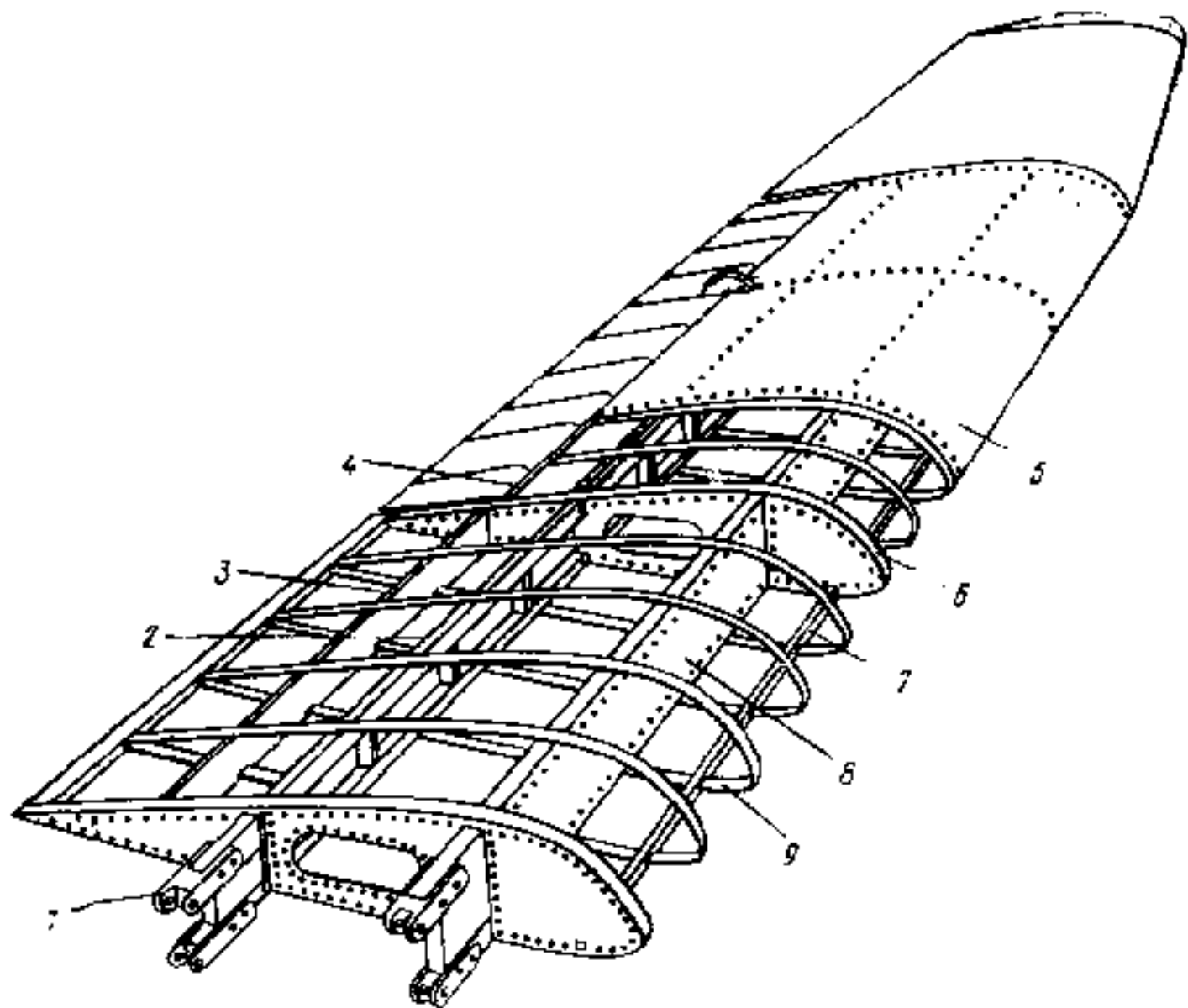


Рис. 4.1. Конструктивная схема двухлонжеронного крыла.

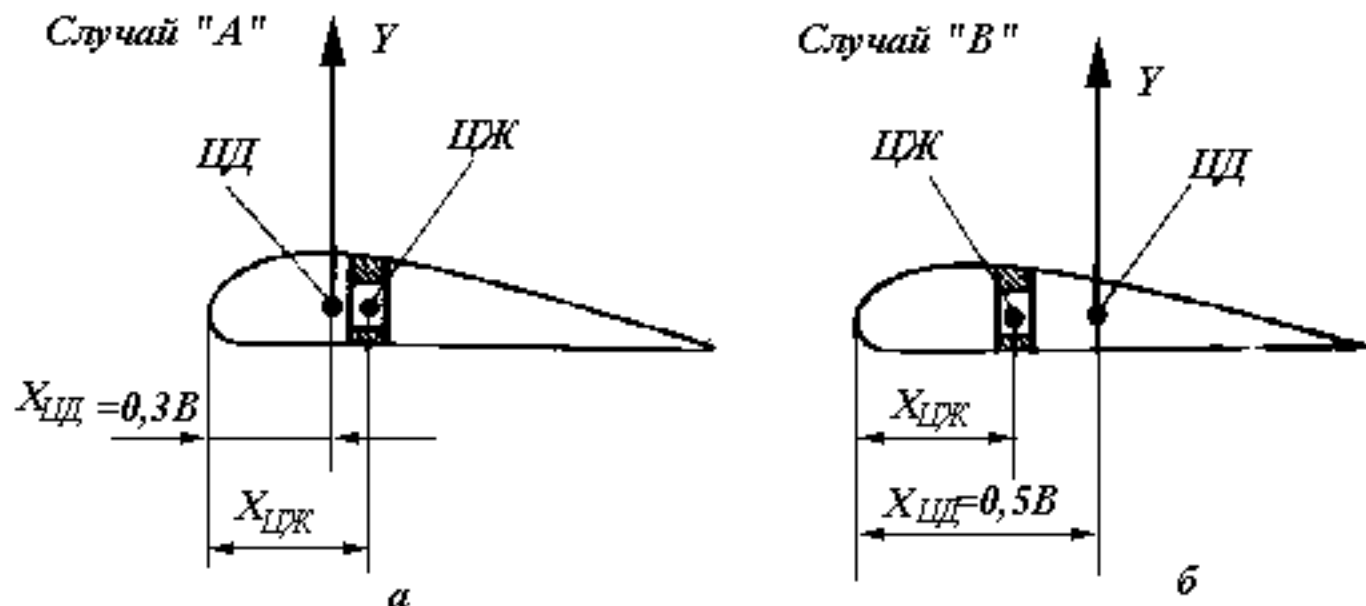
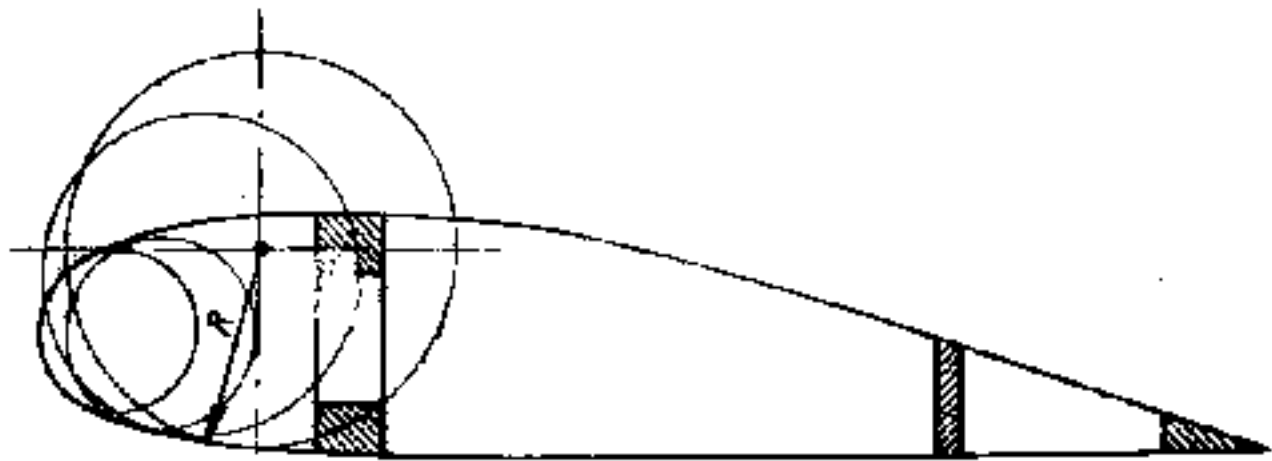
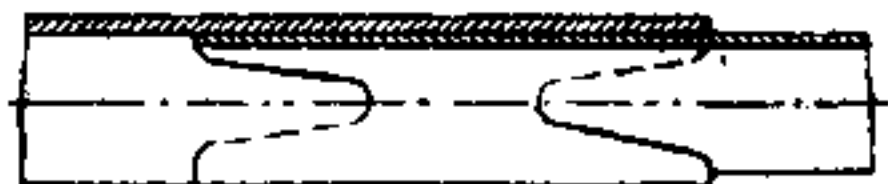


Рис. 4.2. Схема сил, вызывающих кручение крыла:

а - в случае "А"; б - в случае "В".



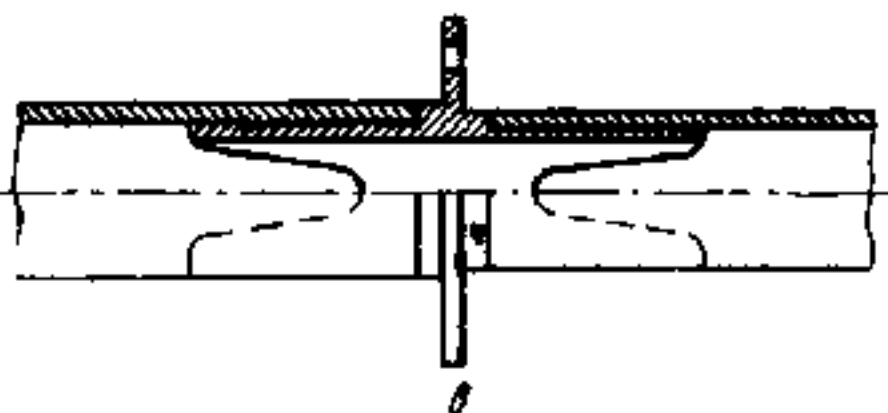
*Рис. 4.3. К определению наибольшего радиуса кривизны
профиля.*



a



б



в

Рис. 4.4. Способы стыковки трубчатого лонжерона:

a — обычный; *б* — со вставкой; *в* — со вставкой, выполняющей функцию фланца силовой нервюры.

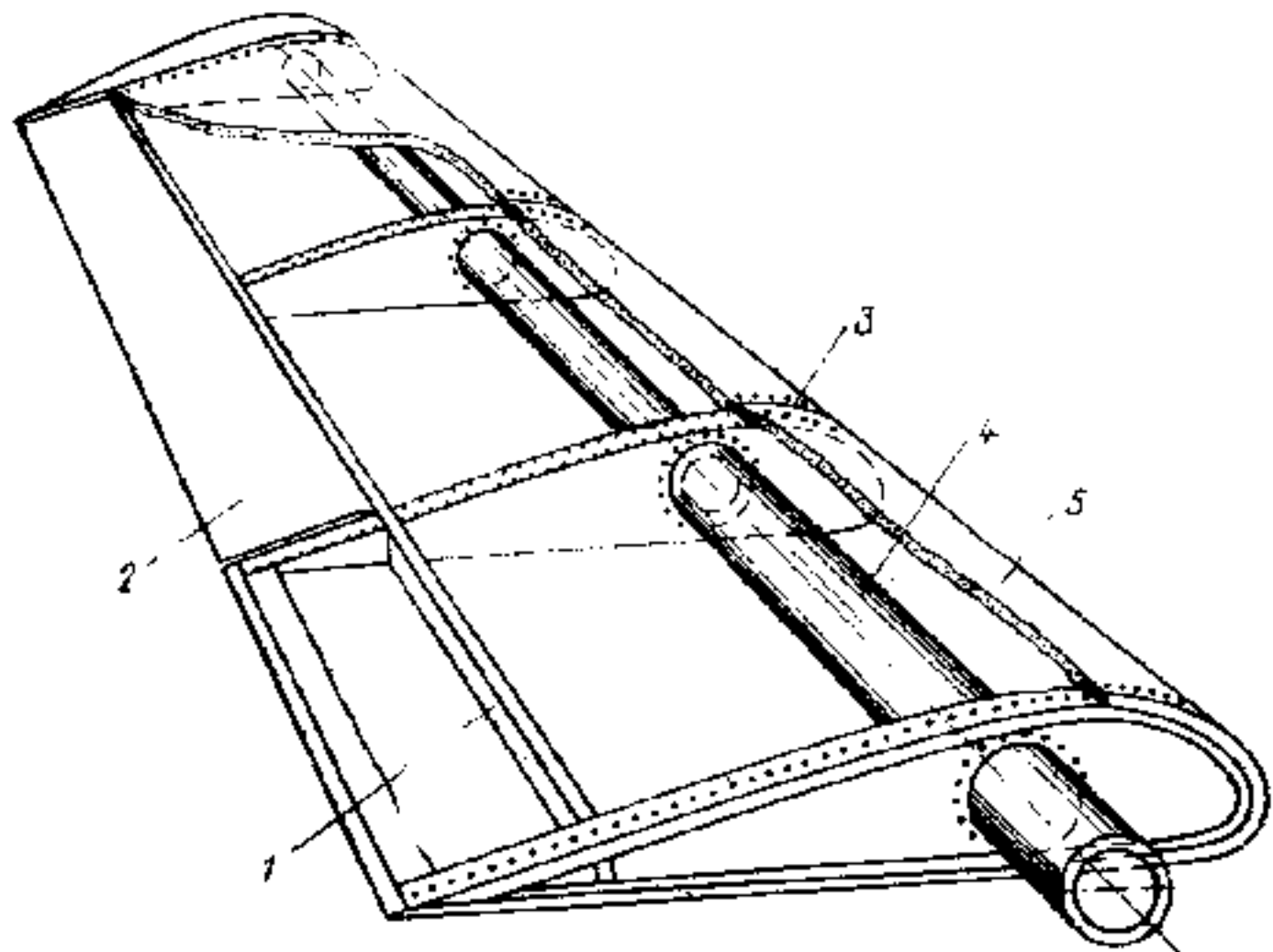


Рис. 4.5. Конструктивная схема однолонжеронного крыла с трубчатым лонжероном.



a



б

Рис. 4.6. Схемы контуров крыла, воспринимающих кручение:

a - действительная; б - принятая для расчета.

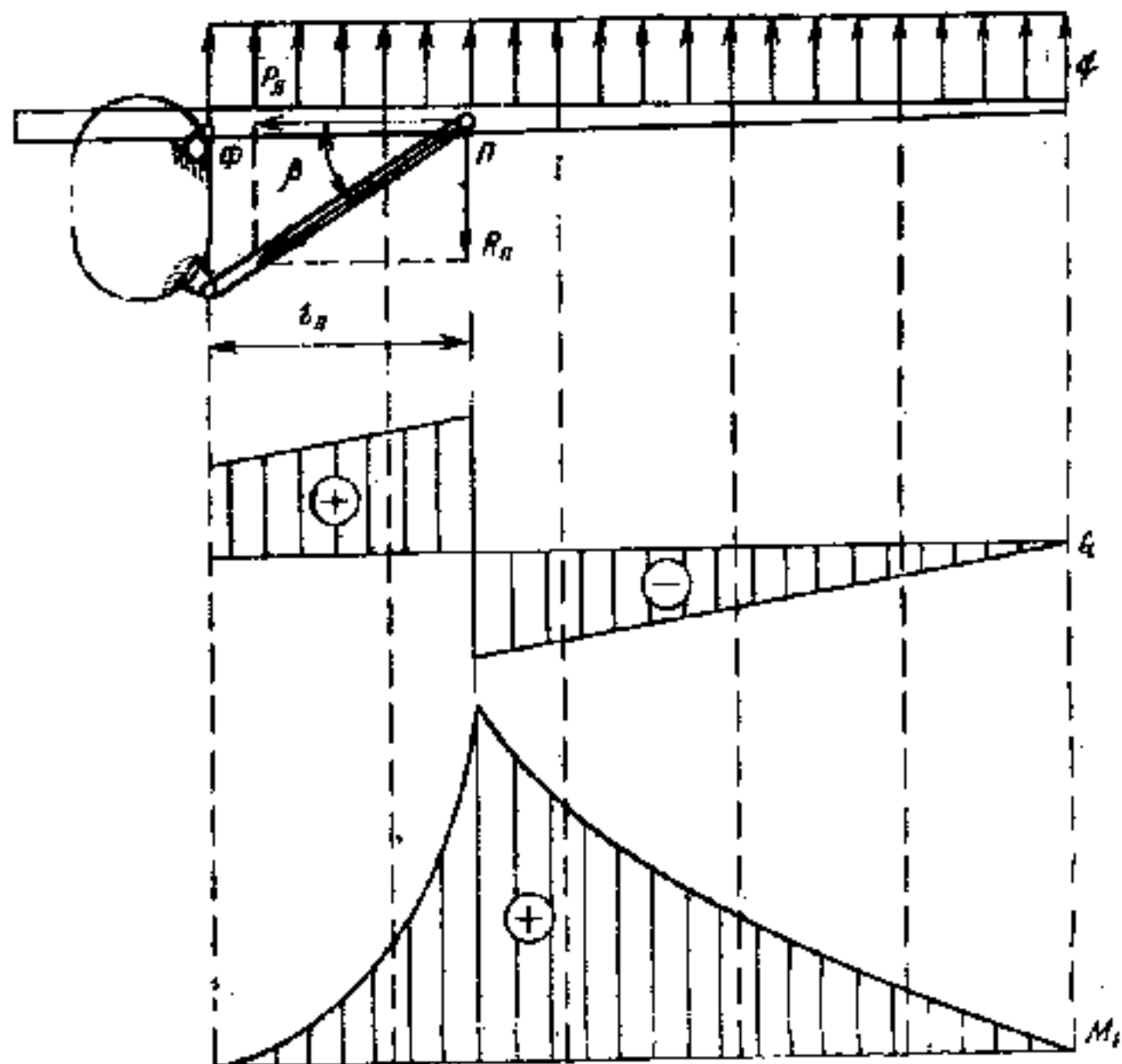


Рис. 4.7. Эпюры поперечной силы и изгибающего момента подкосного крыла.

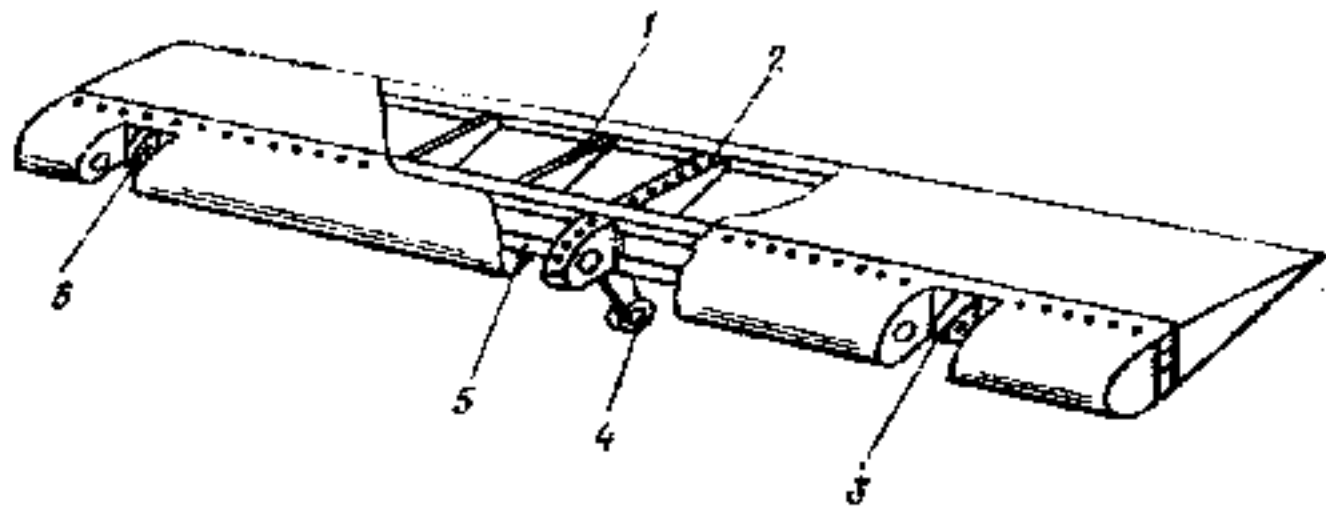


Рис. 4.8. Конструкция элерона с продольным и поперечным силовым набором.

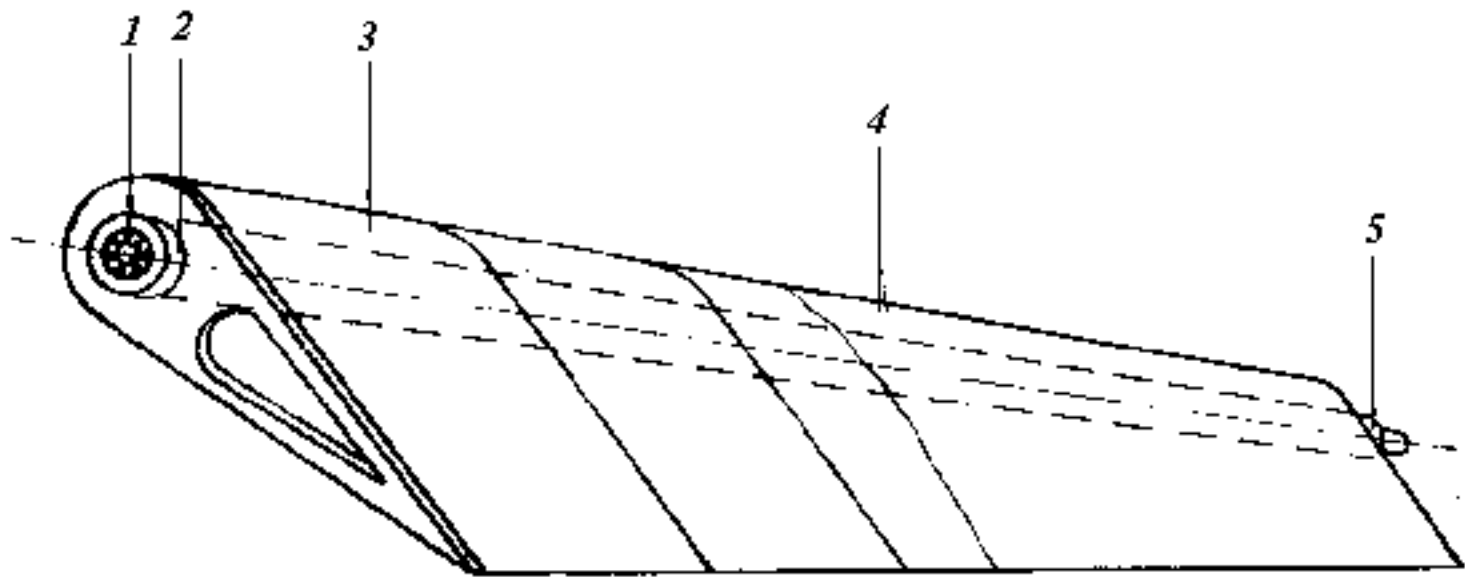


Рис. 4.9. Конструкция элерона с трубчатым лонжероном и пенопластовым наполнителем.

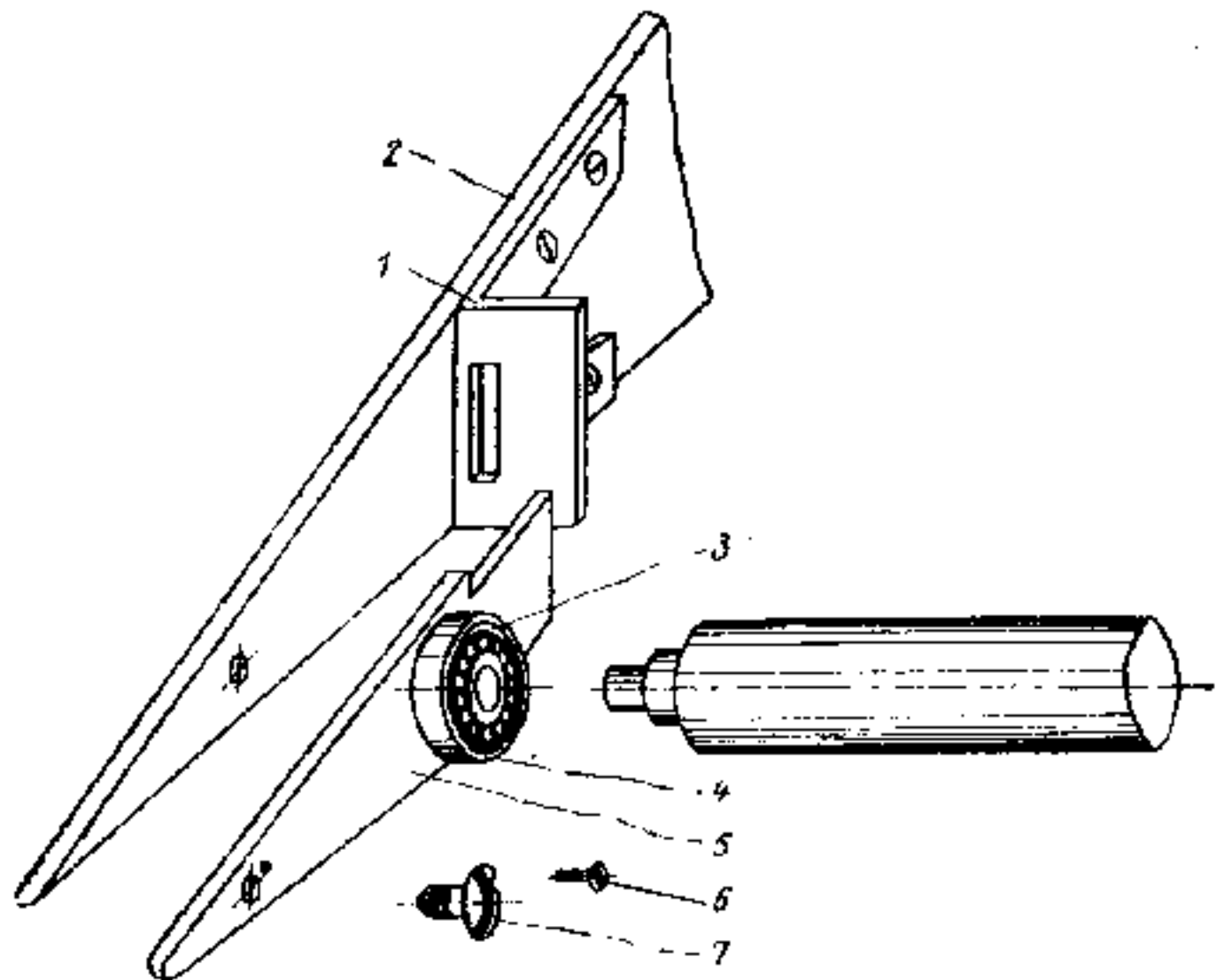


Рис. 4.10. Быстроразъемные узлы крепления рулевых поверхностей.

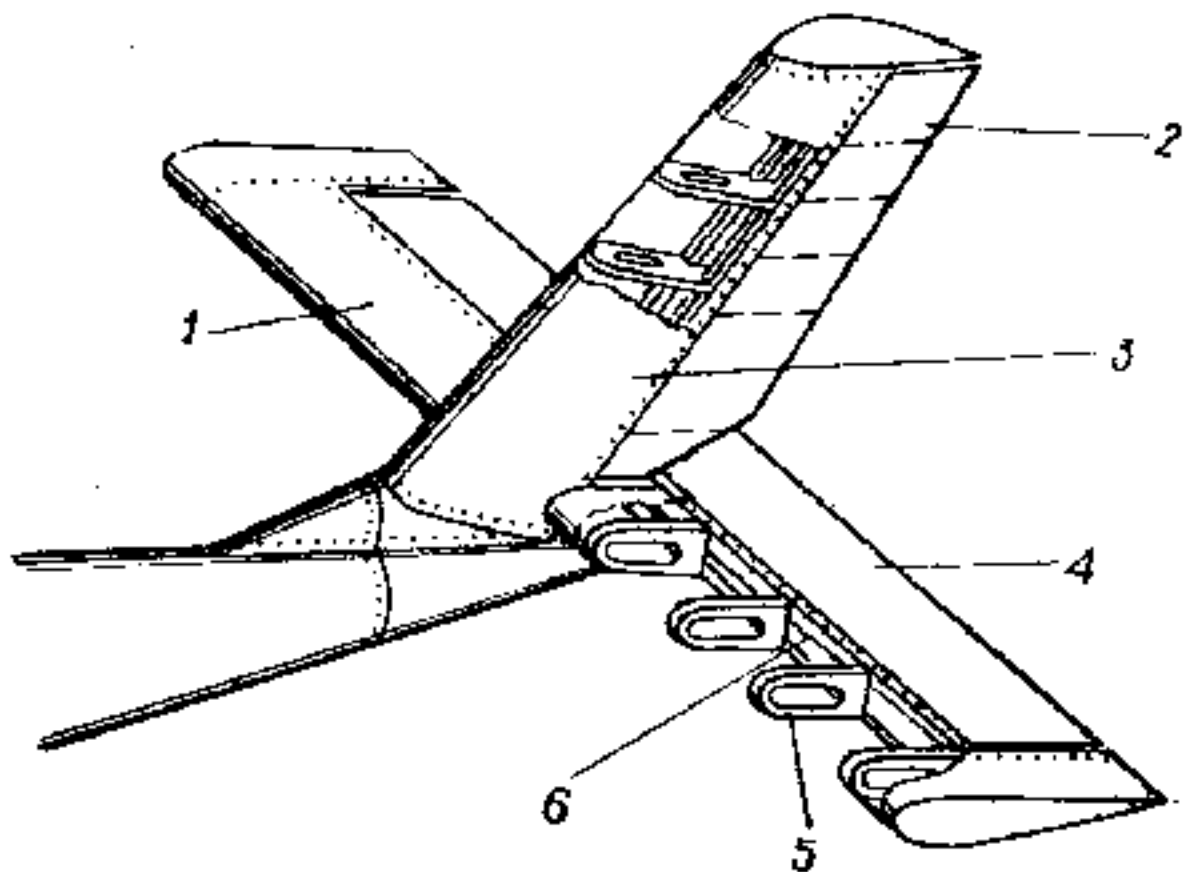


рис. 4.11. Конструкция

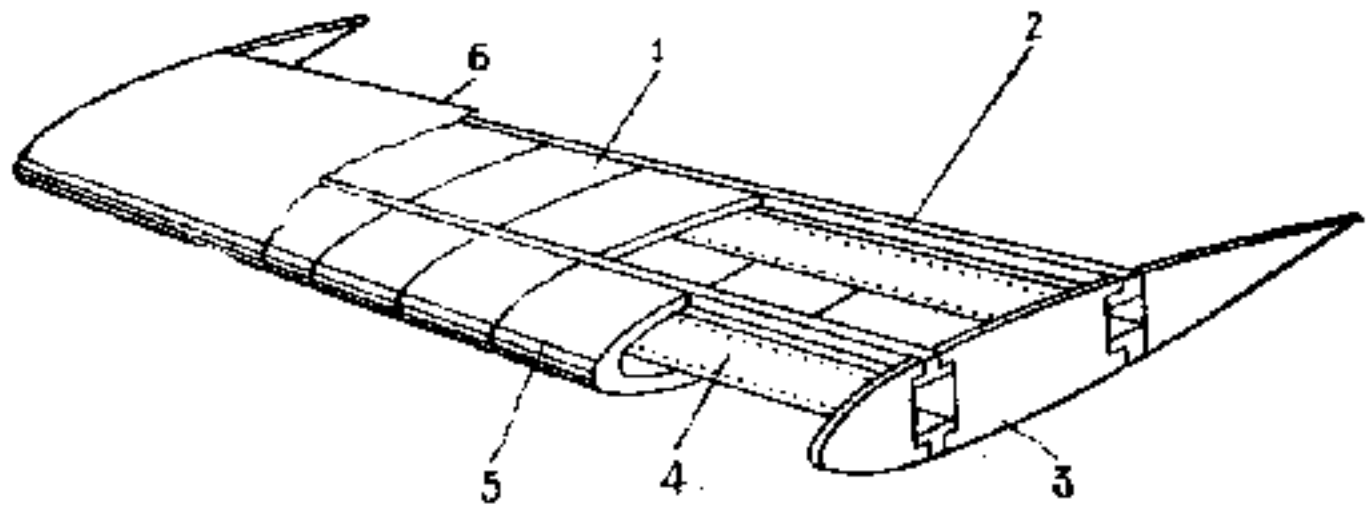
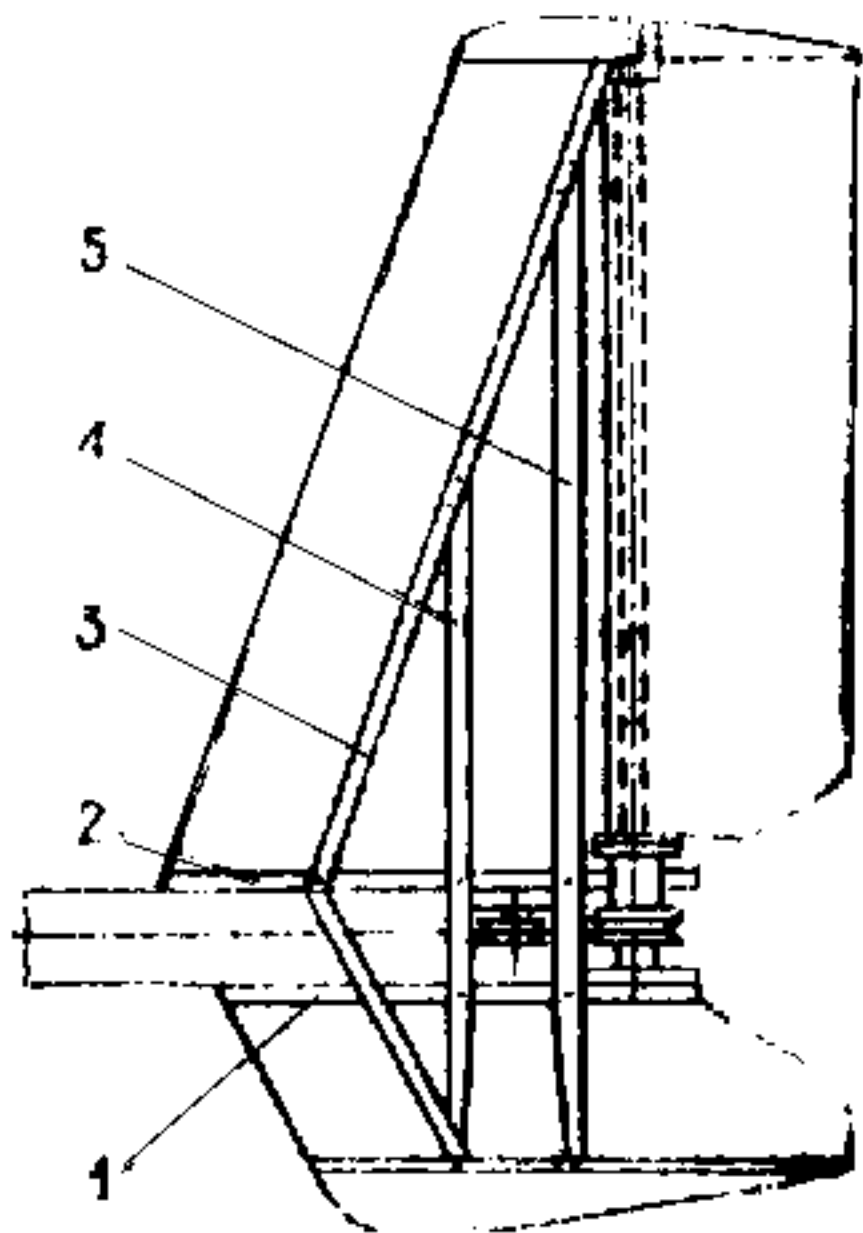


Рис. 4.12. Конструкция двухлонжеронного горизонтального оперения с трехслойной обшивкой.



*Рис. 4.13. Конструктивно-силовая
схема кля.*

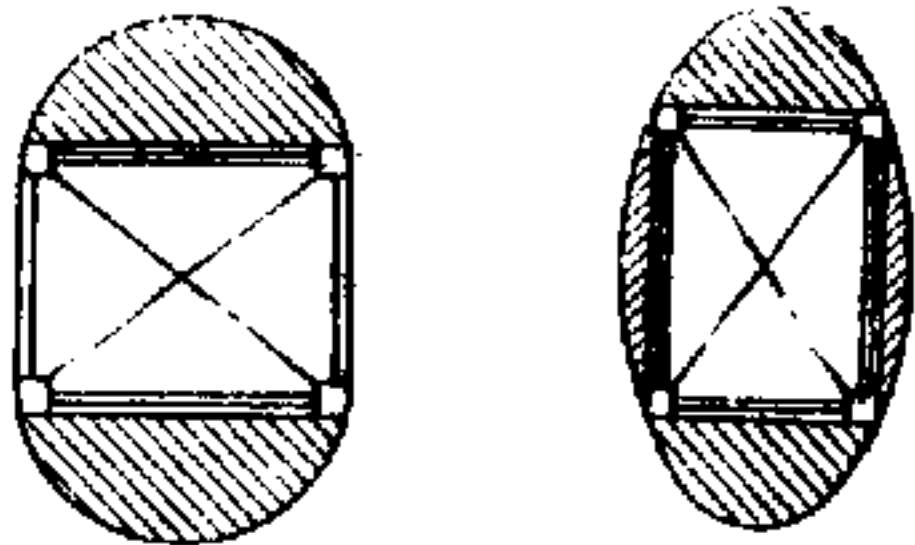


Рис. 4.14. Сечения ферменных фюзеляжей.

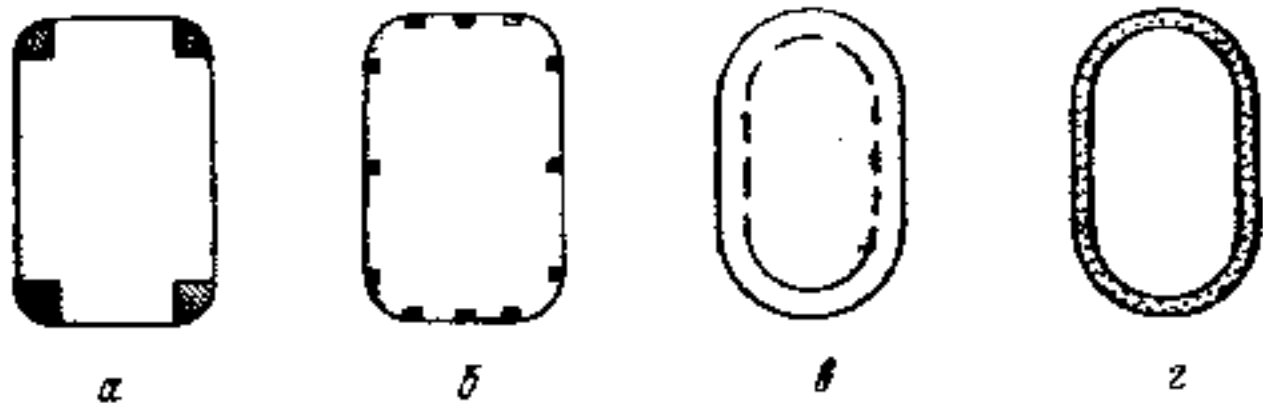


Рис. 4.15. Сечения балочных фюзеляжей:
а - лонжеронного; б - стрингерного; в и г - обшивочного.

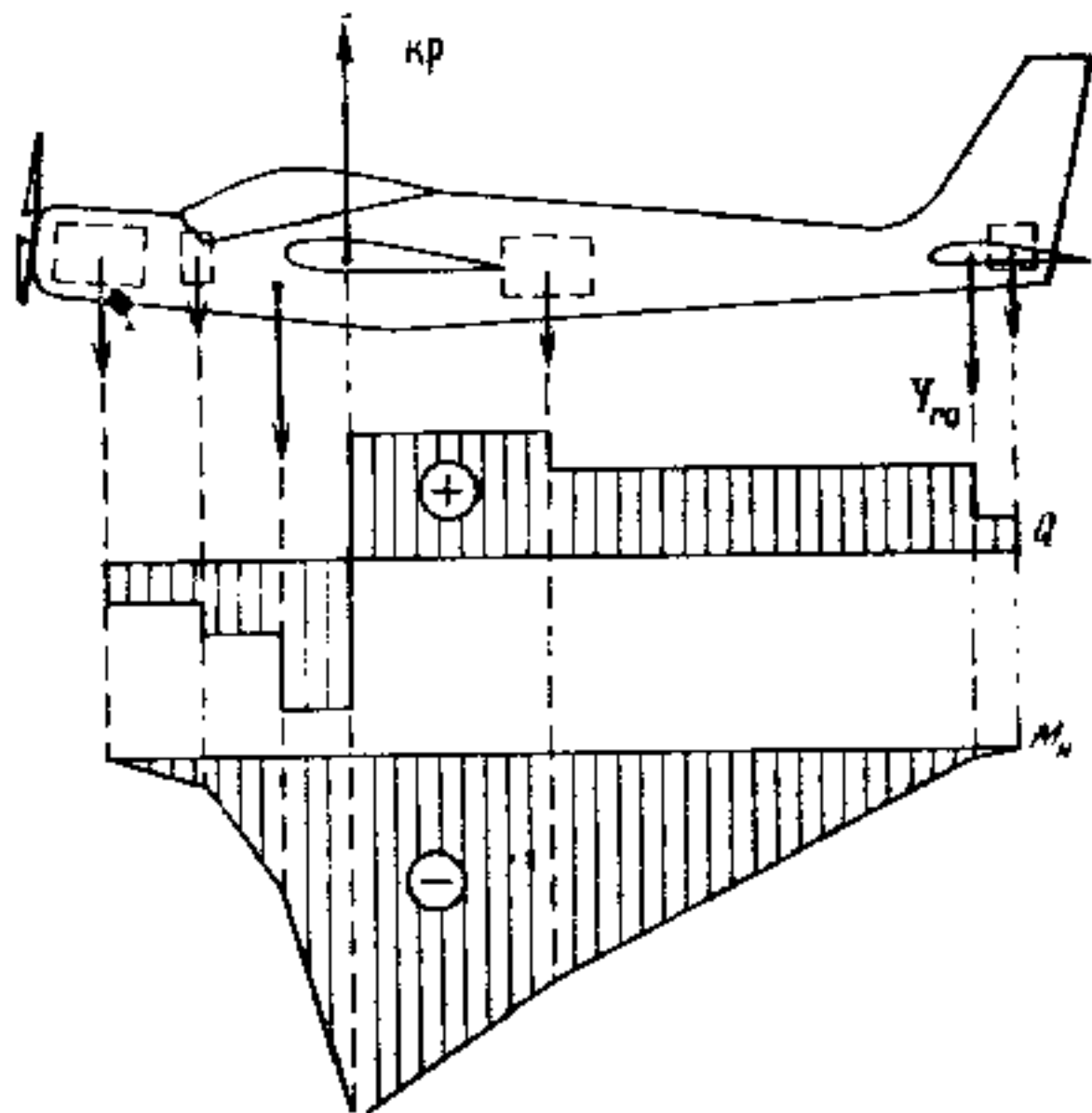


Рис. 4.16 . Построение эюры поперечных сил и изгибающих моментов.

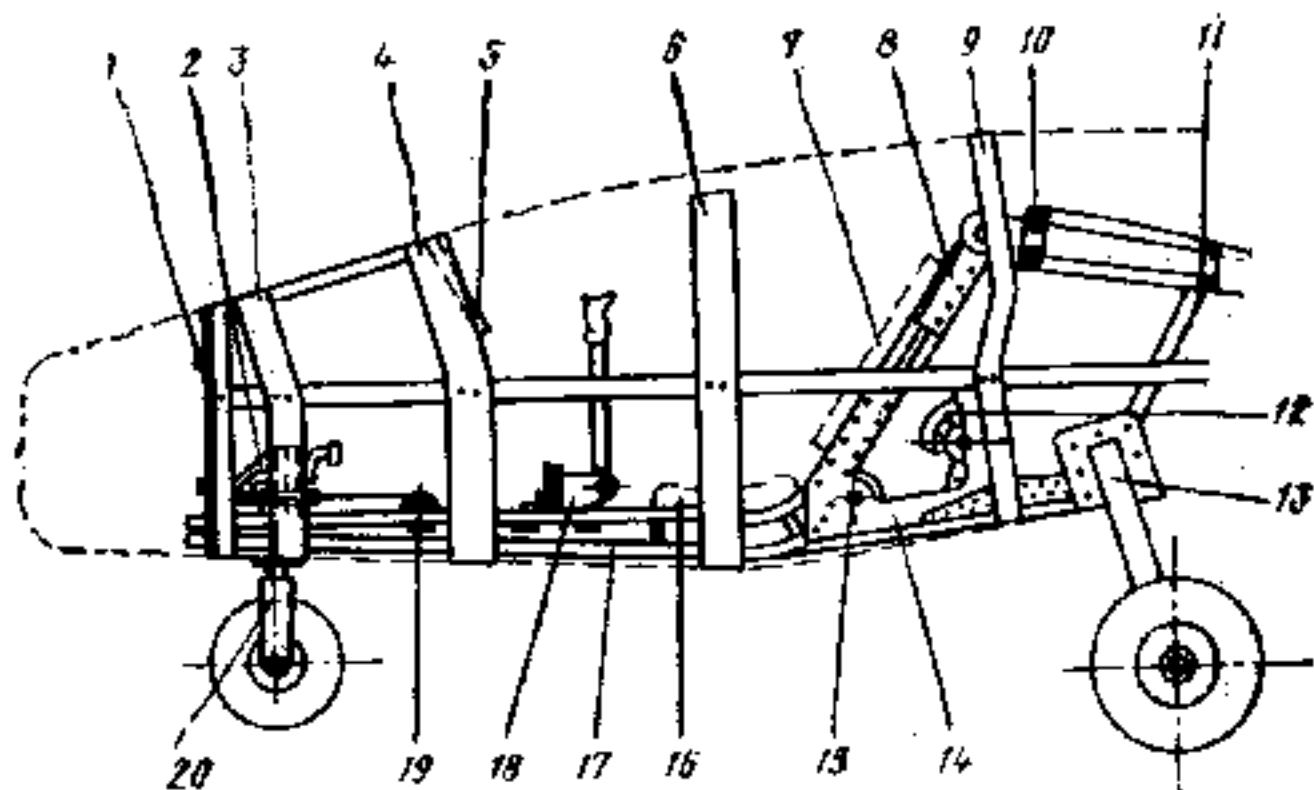
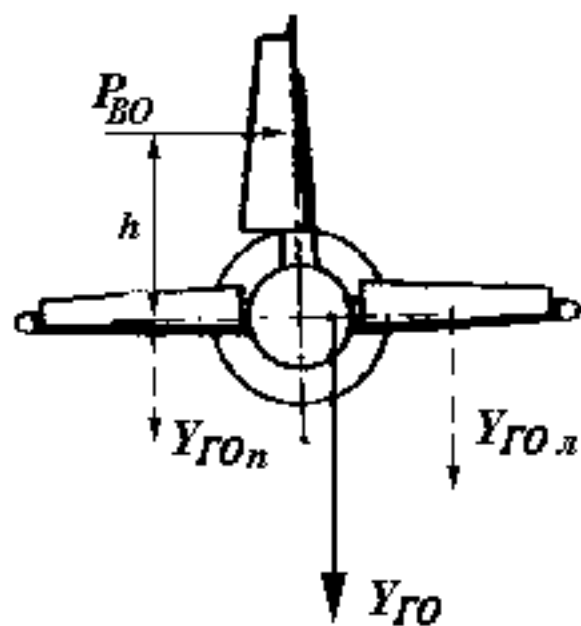


Рис. 4.17. Возникновение крутящего момента на фюзеляже.

Рис. 4.18. Силовой набор передней части фюзеляжа.

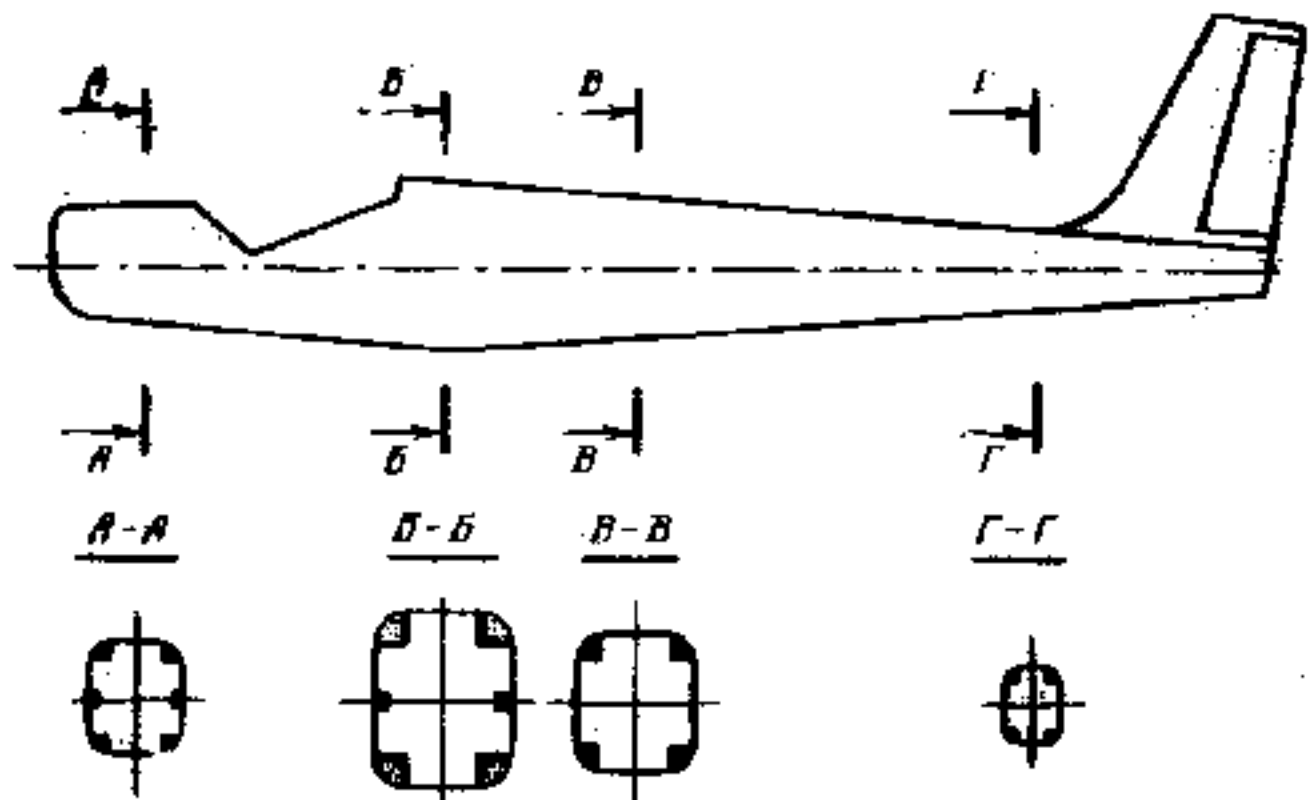


Рис. 4.19. Сечения лонжеронного фюзеляжа с уголковыми лонжеронами.

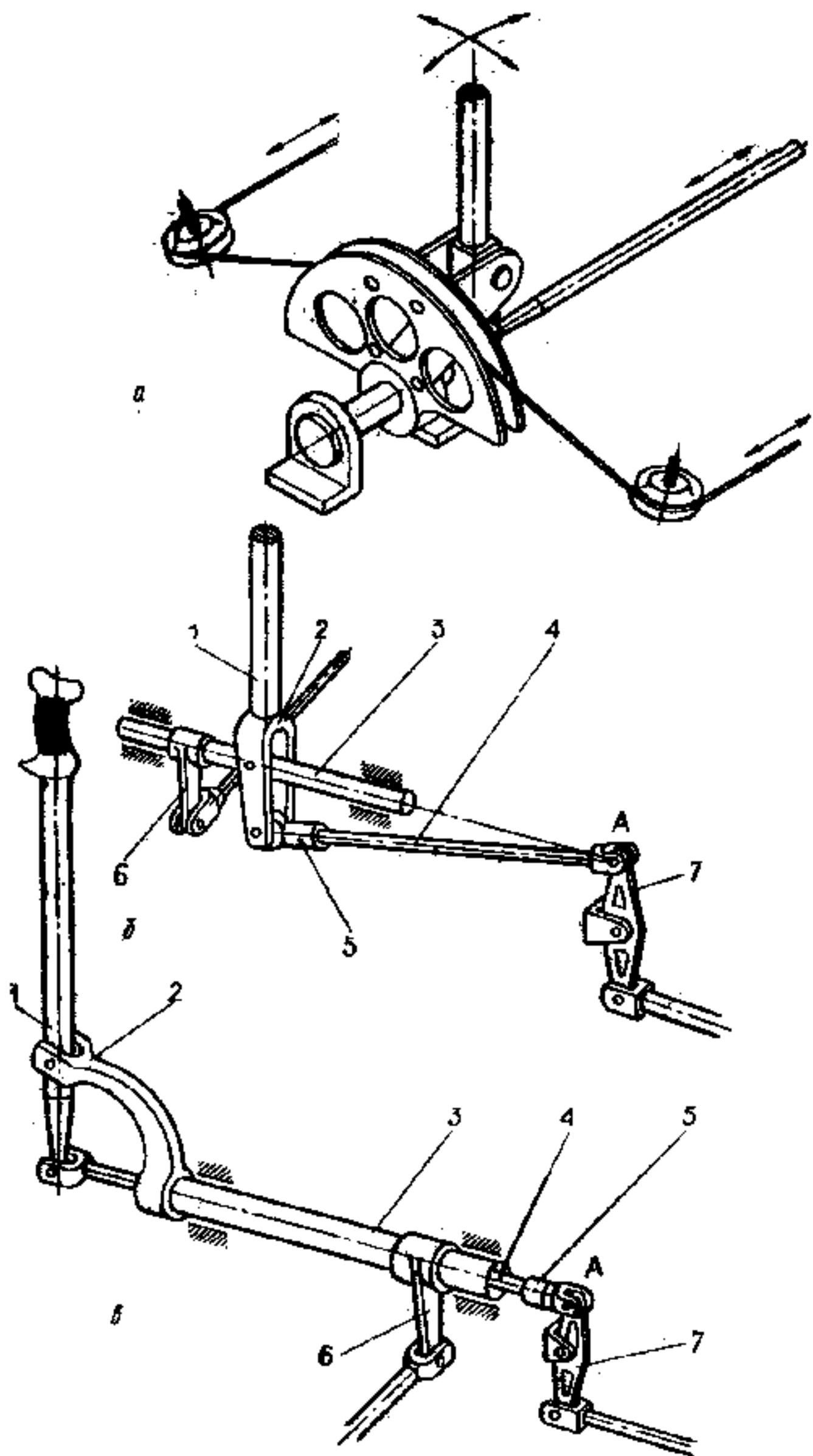
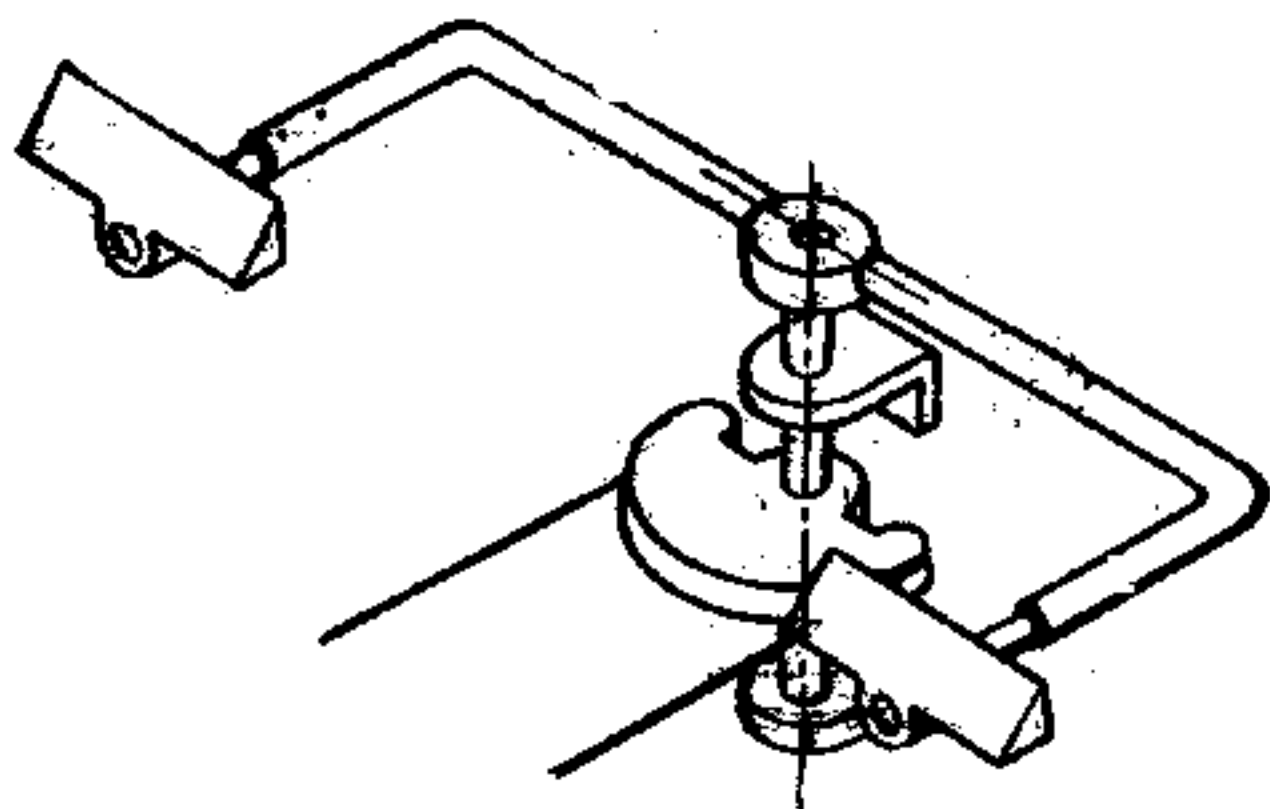
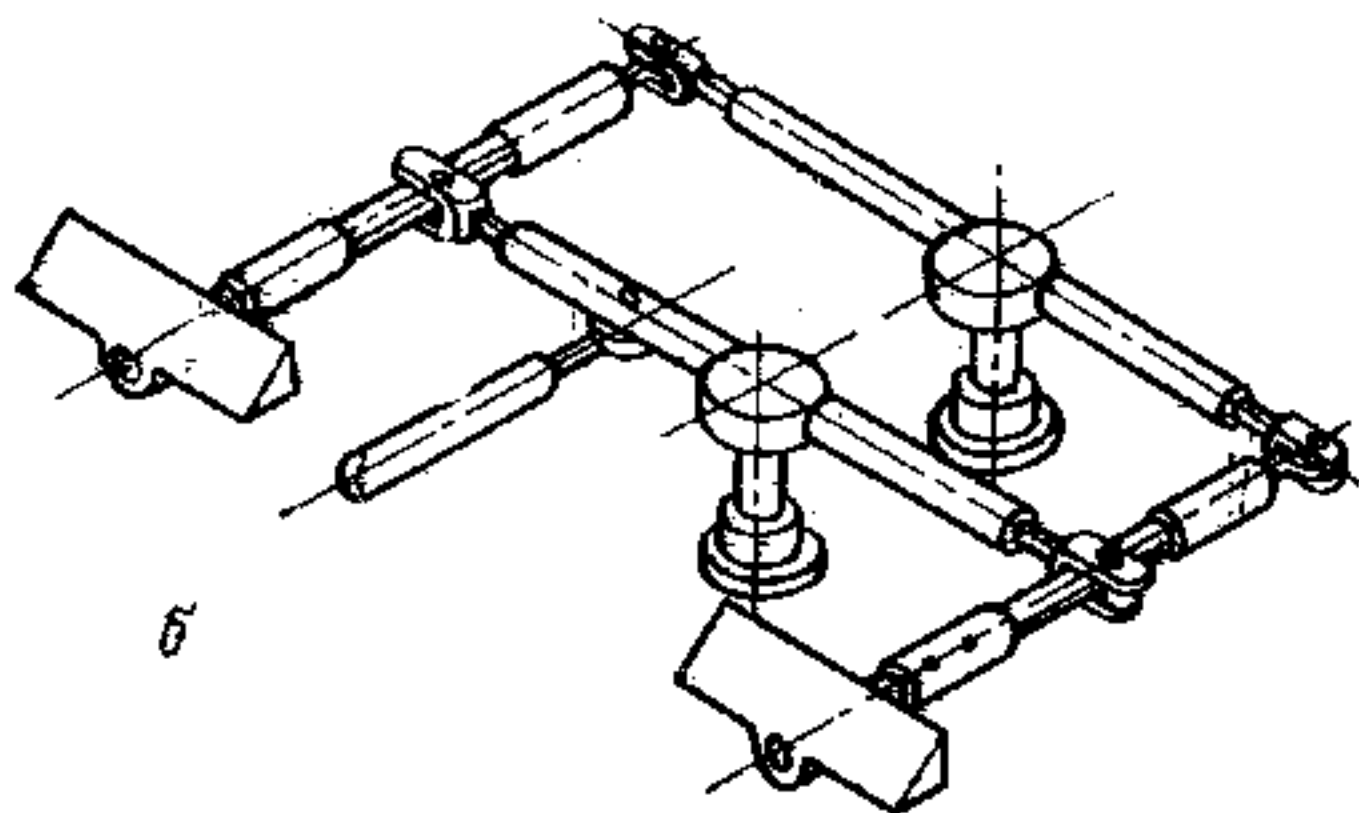


Рис. 4.20. Конструкция узлов ручного управления.



a



б

Рис. 4.21. Конструкция узлов ножного управления:

a - рычажного; б - параллелограмного.

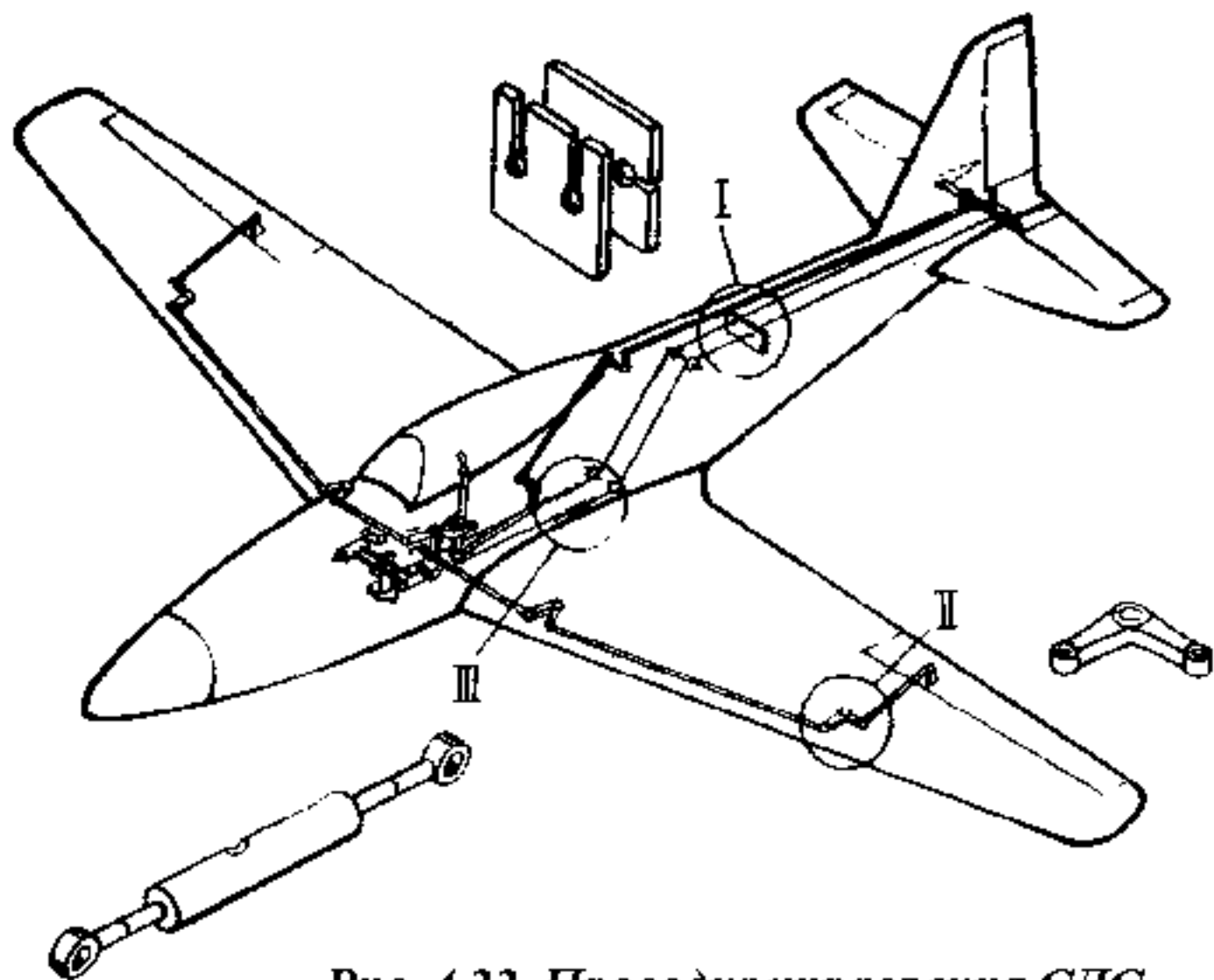


Рис. 4.22. Проводка управления СЛС.

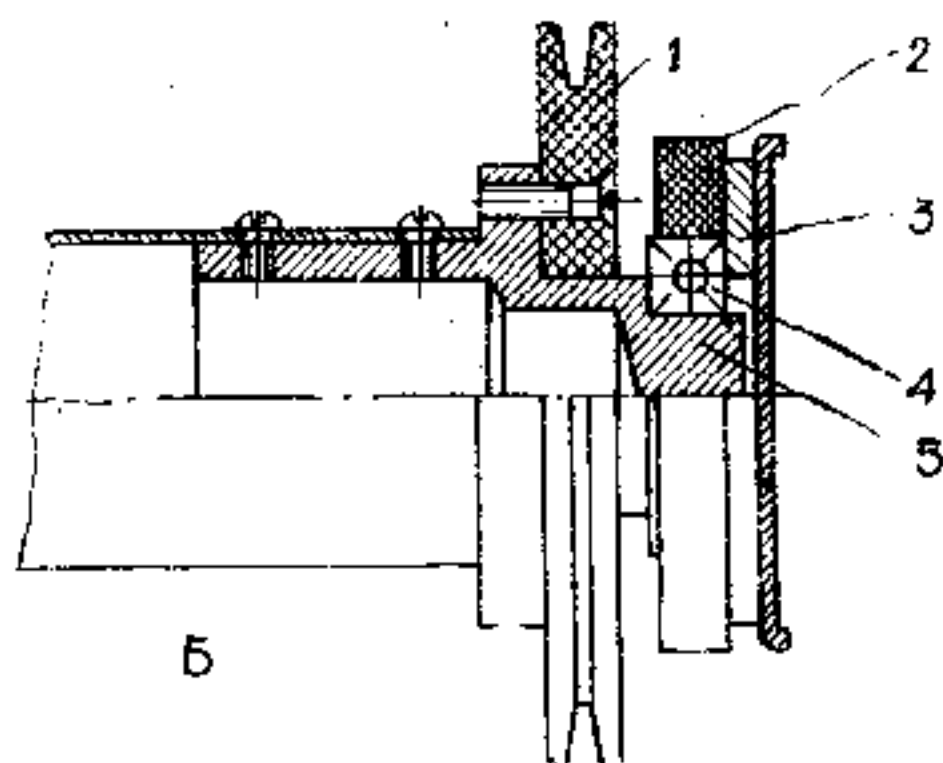
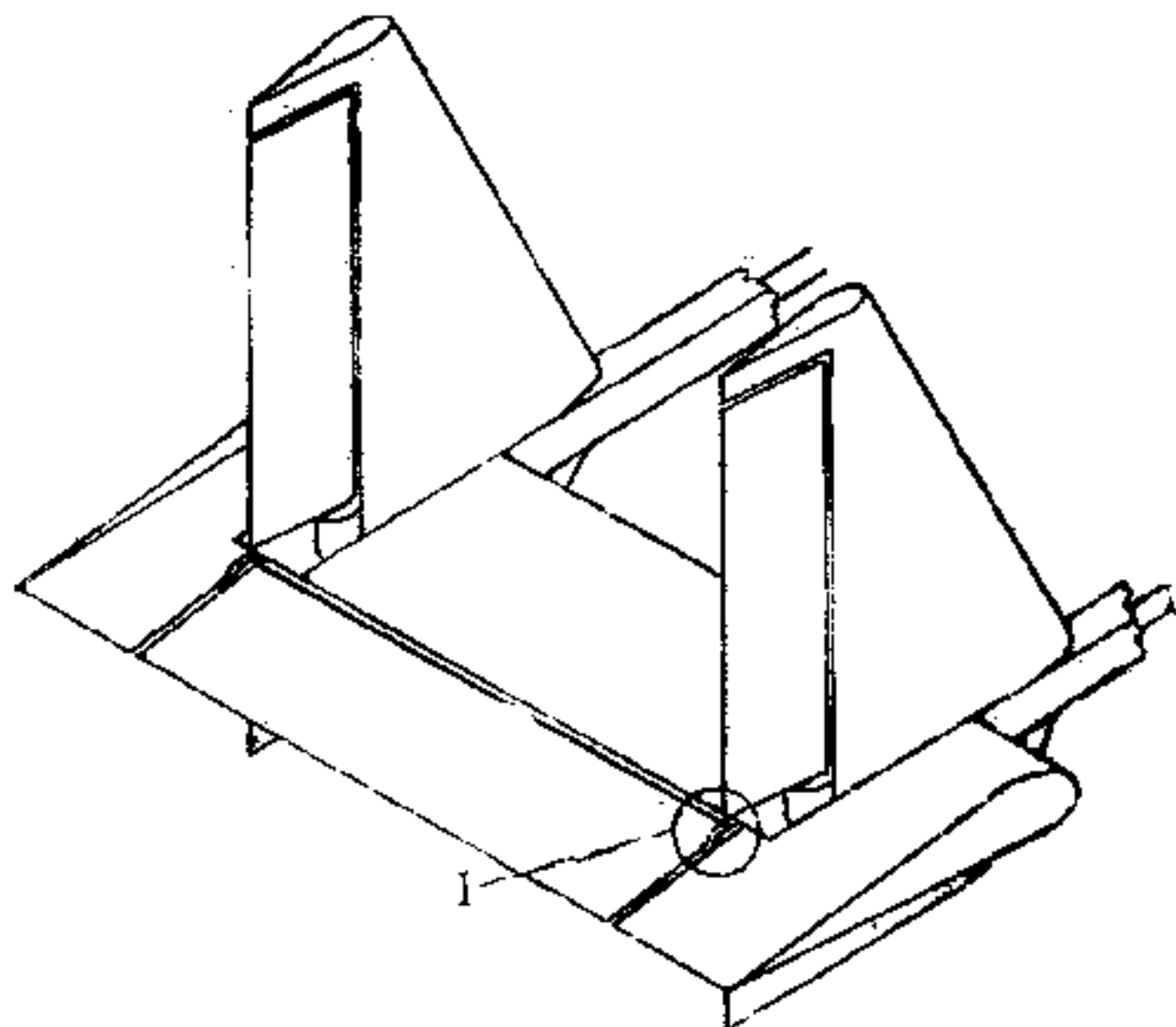


Рис. 4.23. Гибкая дублирующая проводка управления рулем высоты двухбалочного СЛС:

а - схема размещения секторов; б - узел подвески и управления.

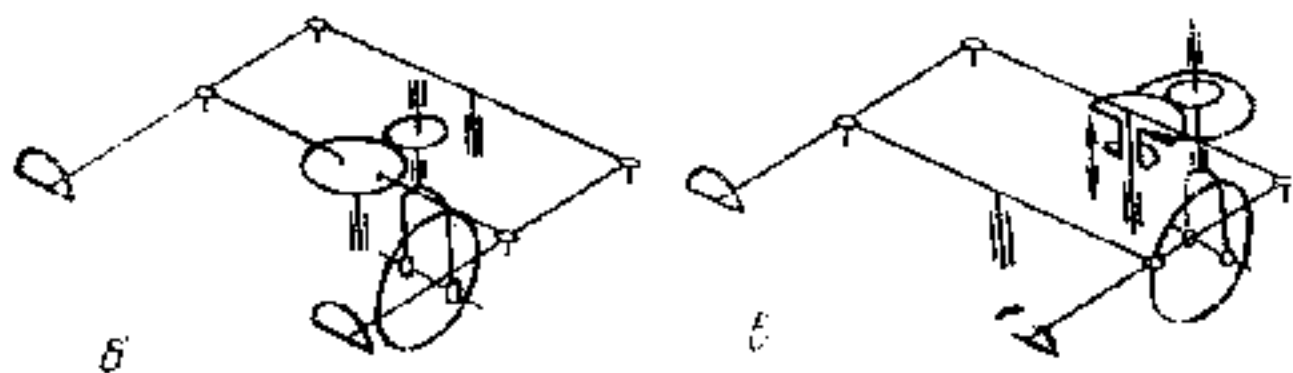
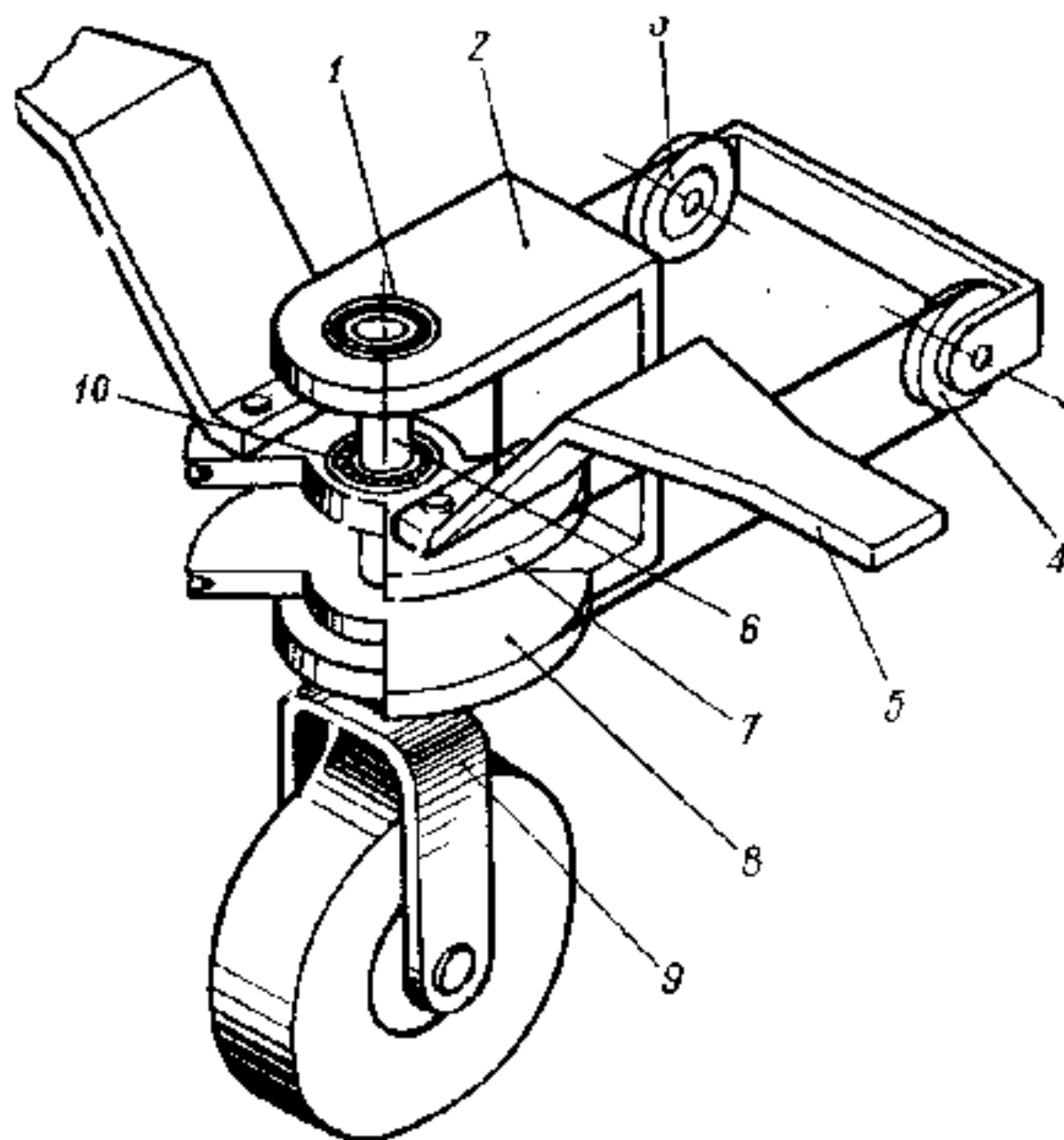


Рис. 4.24. Конструкция (а) и схемы (б и в) узлов ножного управления в едином агрегате с узлом разворота переднего колеса.

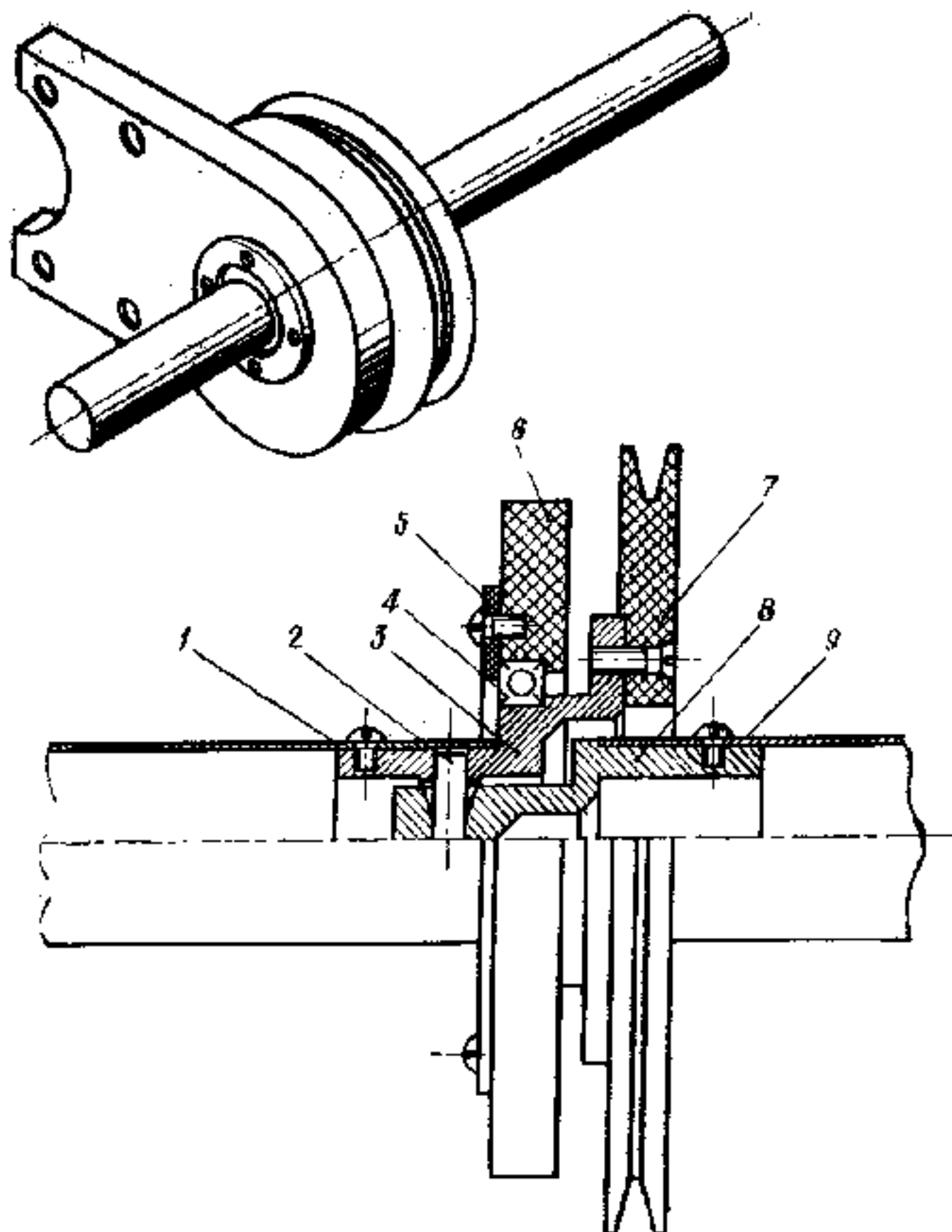
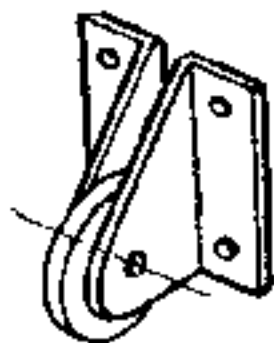
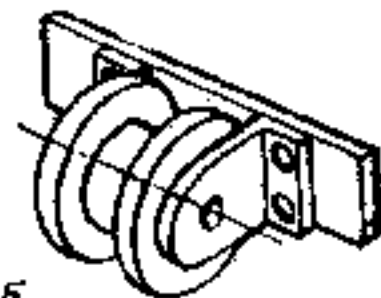


Рис. 4.25. Узел подвески элерона, совмещенный с сектором управления и карданным соединением:

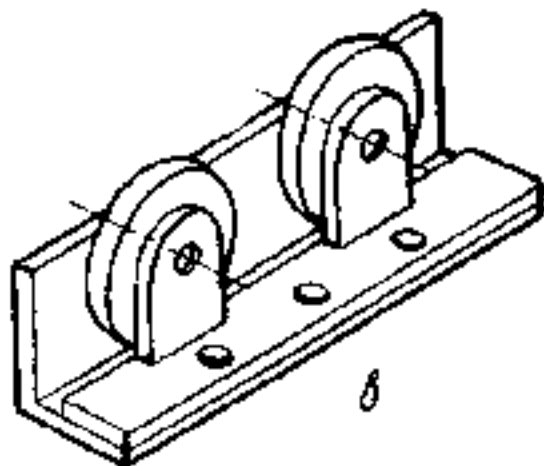
а - общий вид; б - конструкция узла.



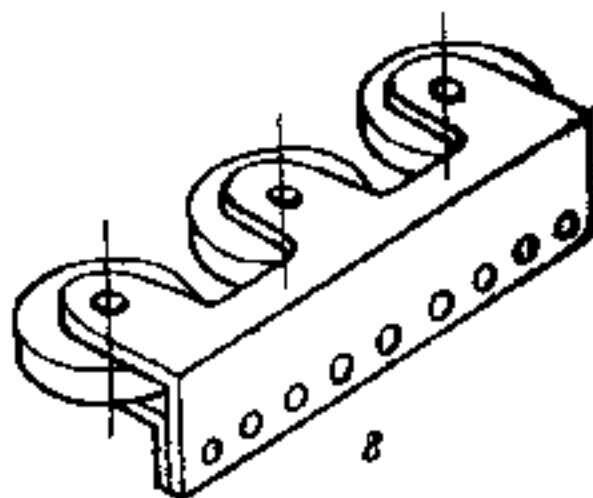
a



б



в



г

Рис. 4.26. Узлы крепления роликов системы управления.

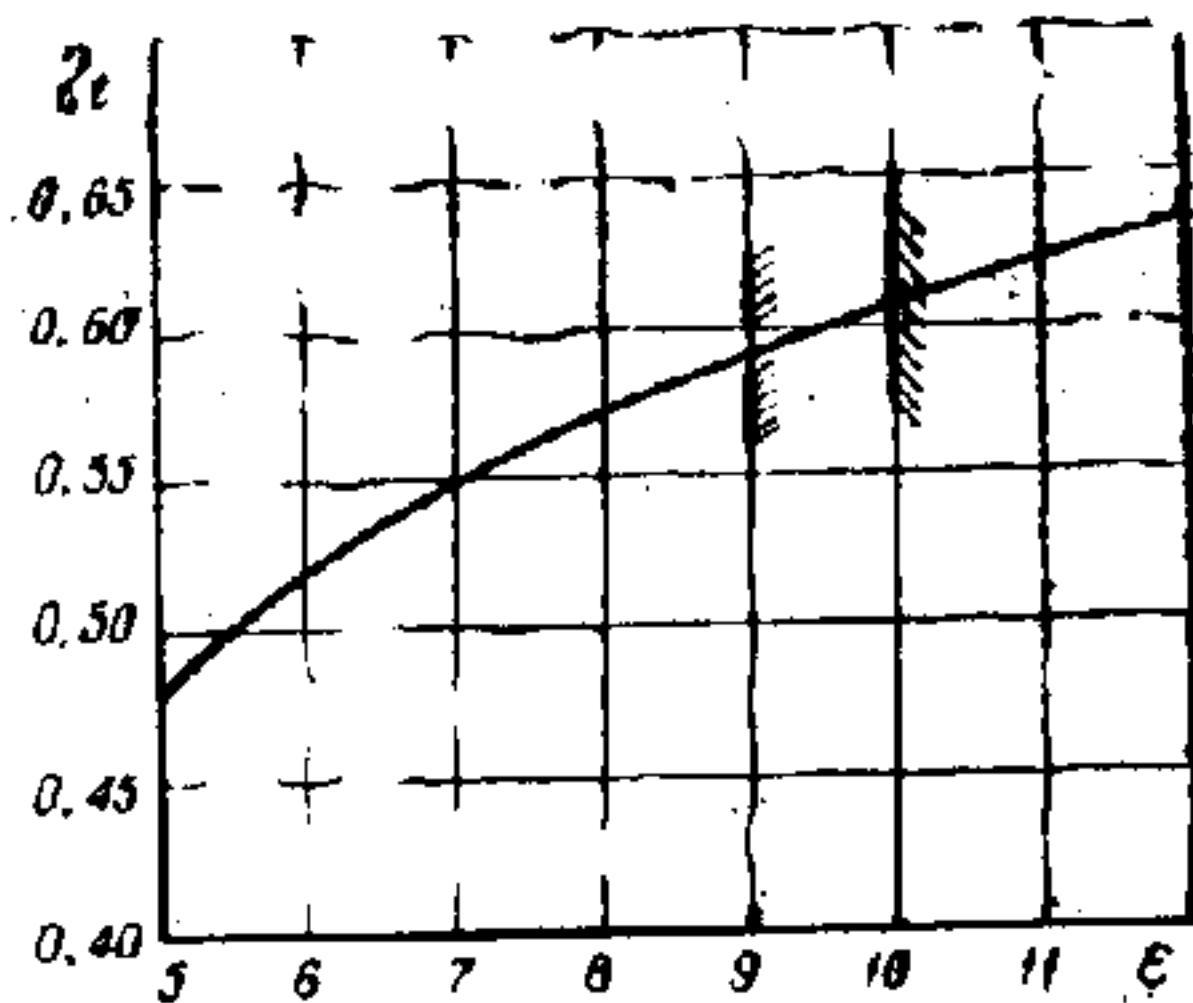


Рис. 5.1. Зависимость термического КПД от степени сжатия.

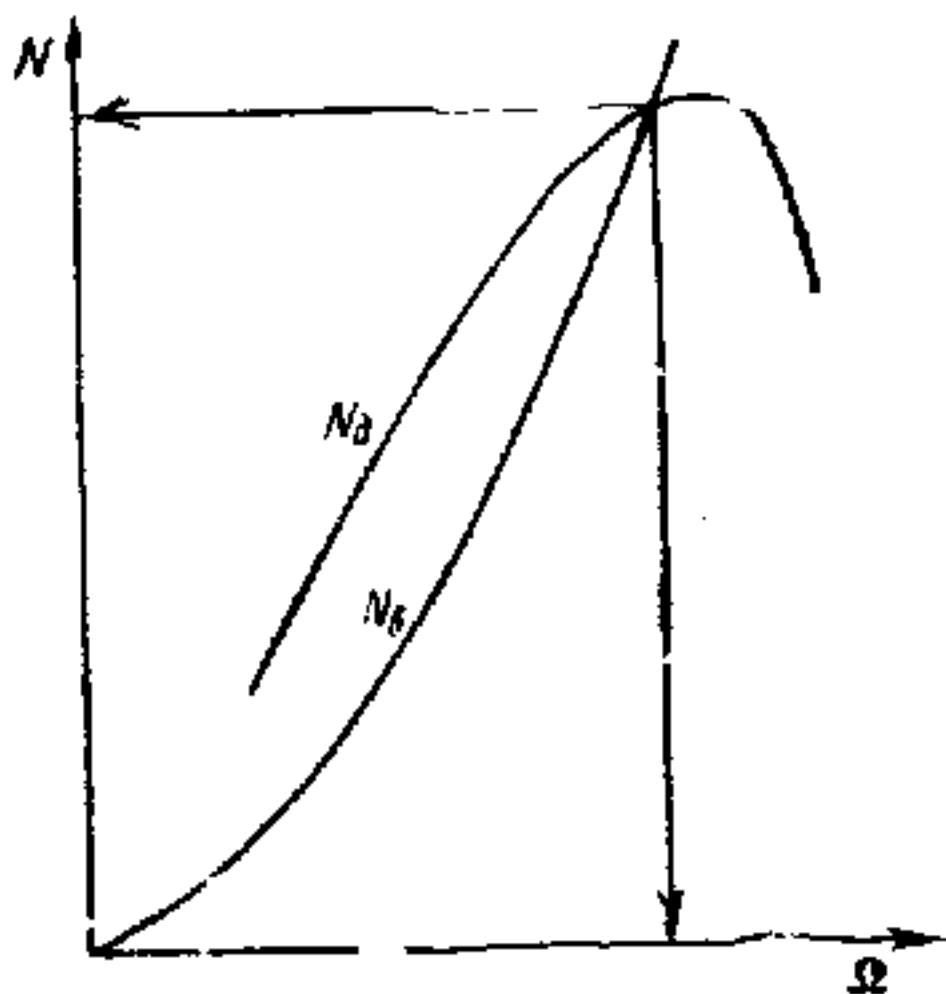


Рис. 5.2. Определение мощности и частоты вращения двигателя методом наложения графиков располагаемой и потребной мощностей.

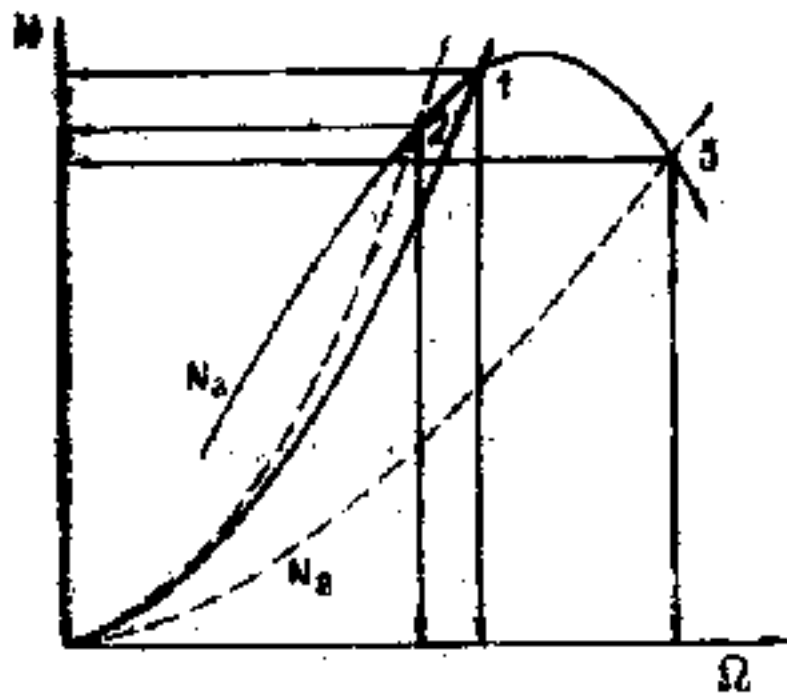


Рис. 5.3. К объяснению выбора оптимальной частоты вращения двигателя.

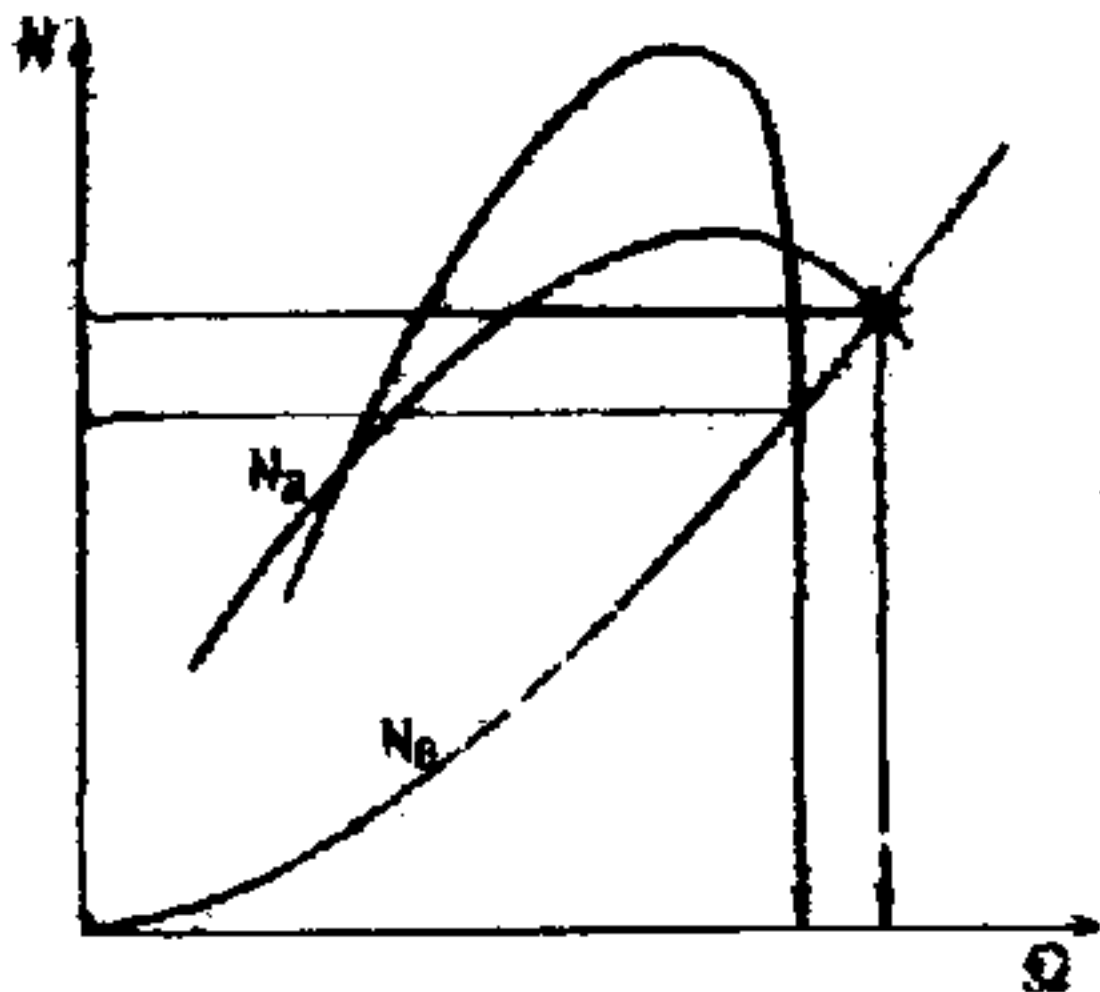


Рис. 5.4. К объяснению выбора оптимальной степени форсирования двигателя.

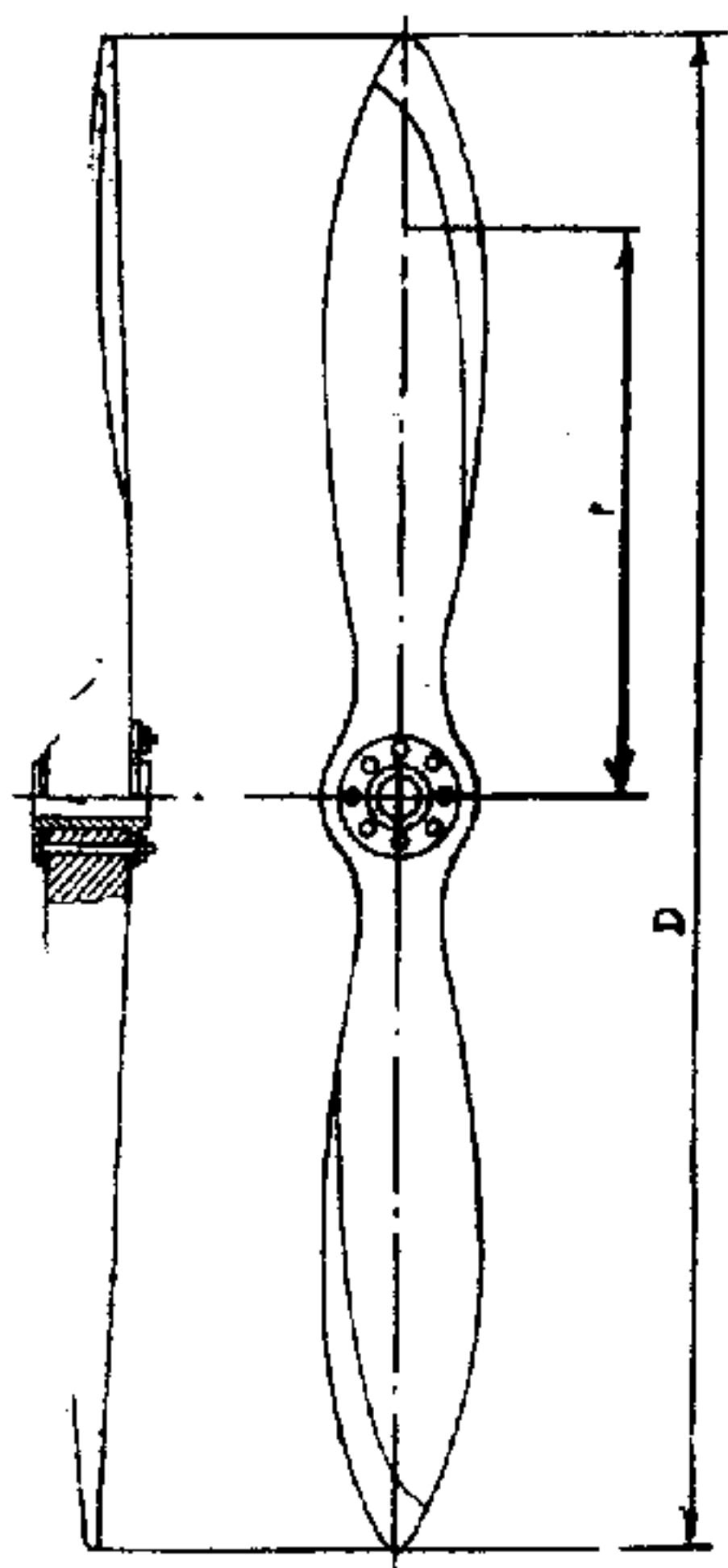


Рис. 6.1. Воздушный винт фиксированного шага.

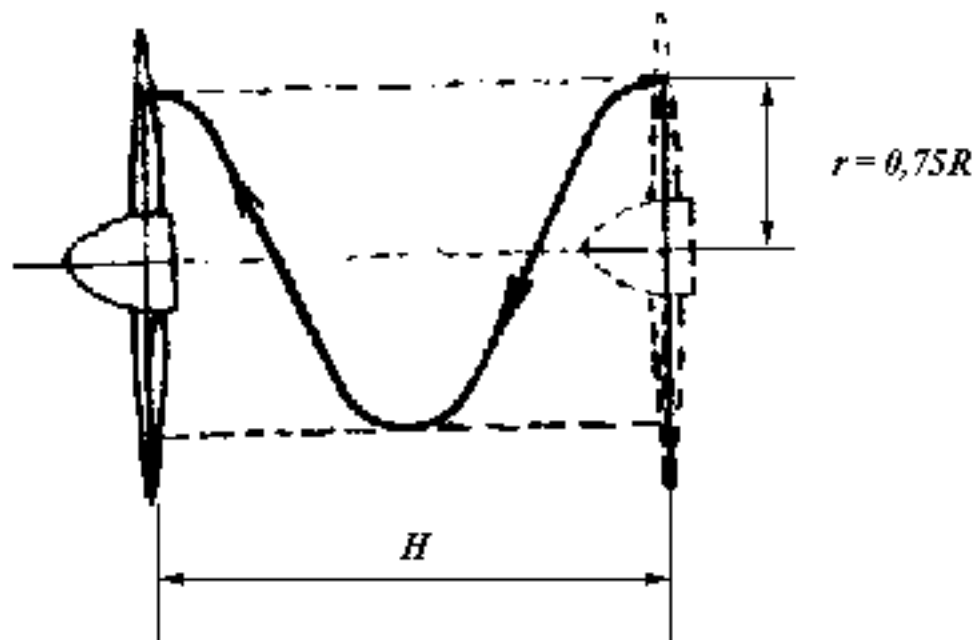


Рис. 6.2. К объяснению понятия
"шага винта".

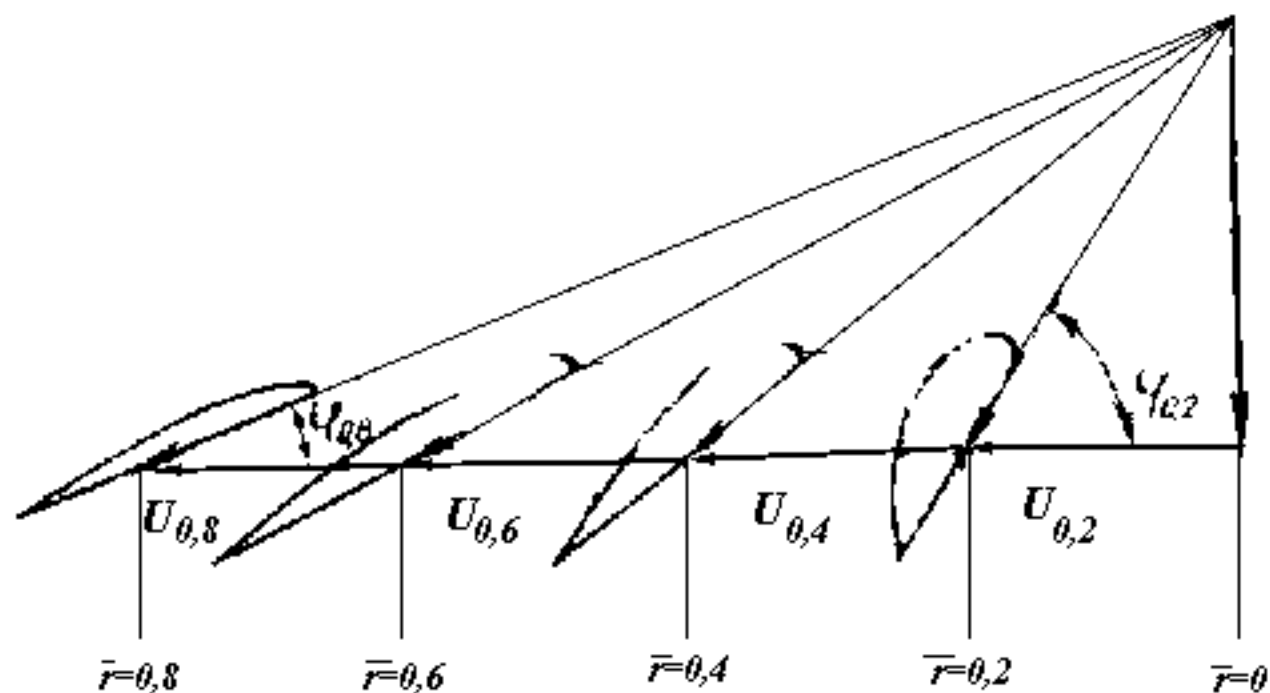


Рис. 6.3. Изменение угла установки элемента лопасти в зависимости от относительного радиуса сечения.

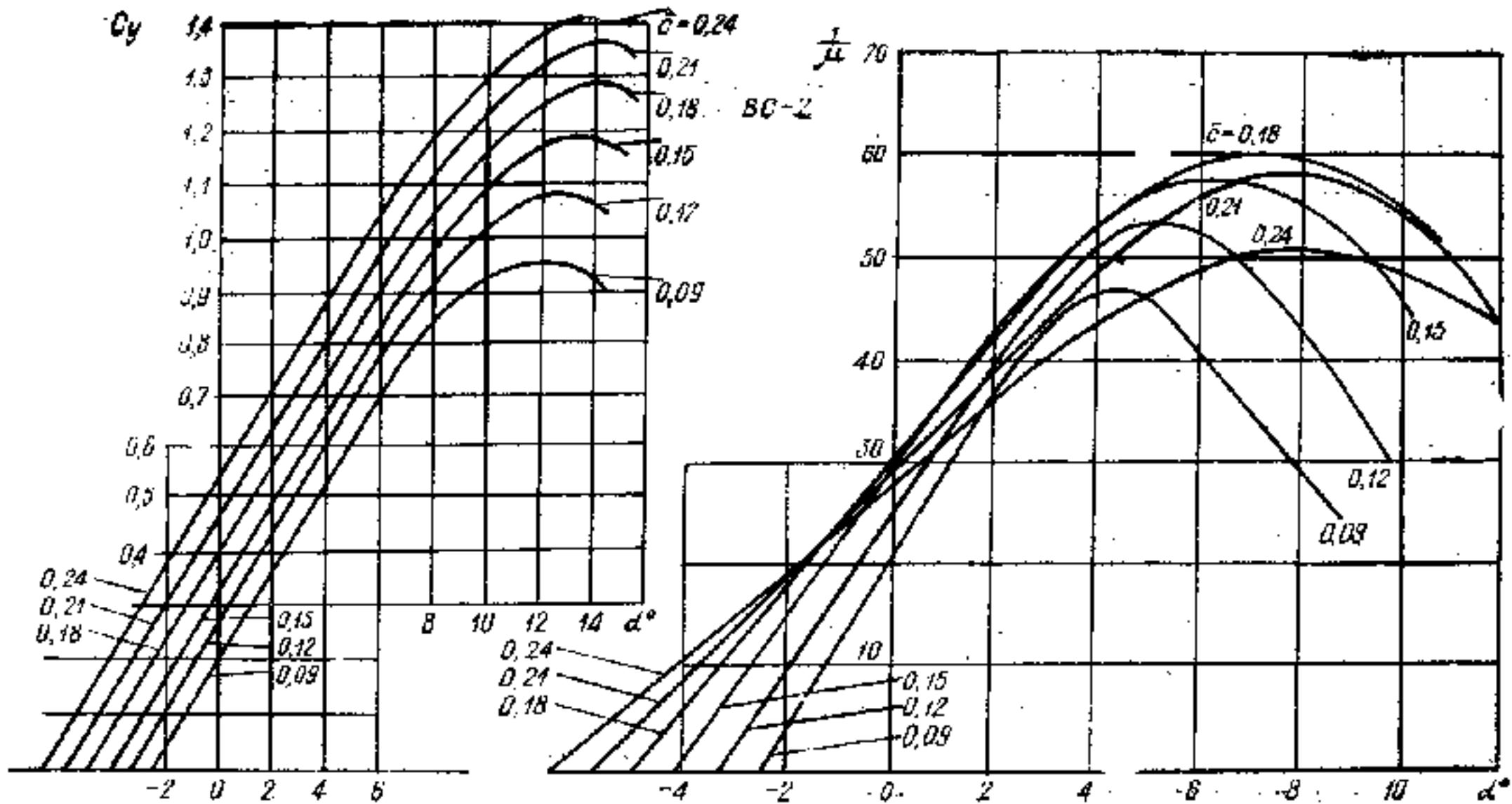


Рис. 6.4. Зависимость коэффициента подъемной силы обратного аэродинамического качества от угла атаки и относительной толщины для профиля BC-2.

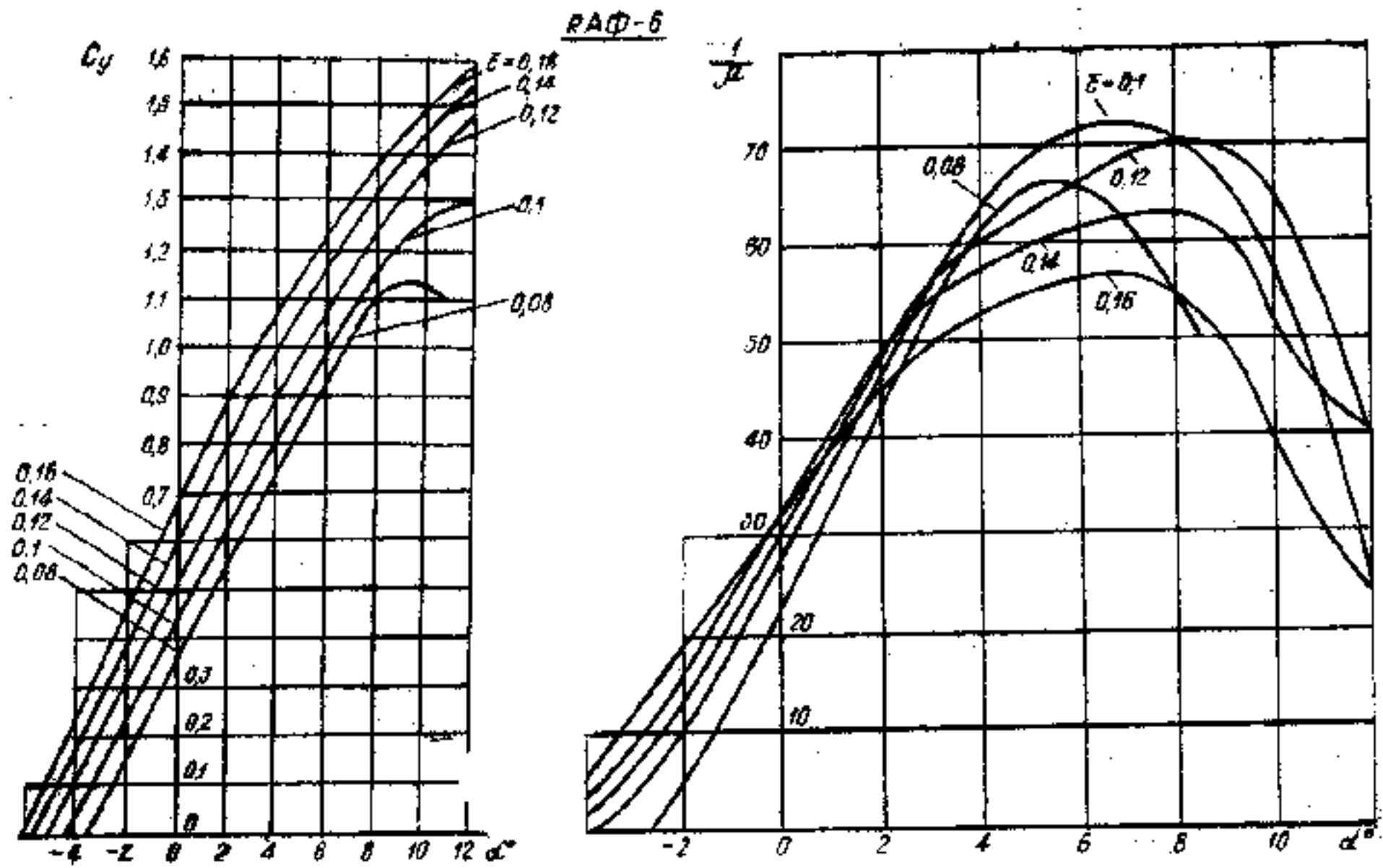


Рис. 6.5. Зависимость коэффициента подъемной силы обратного аэродинамического качества от угла атаки и относительной толщины для профиля РАФ-6.

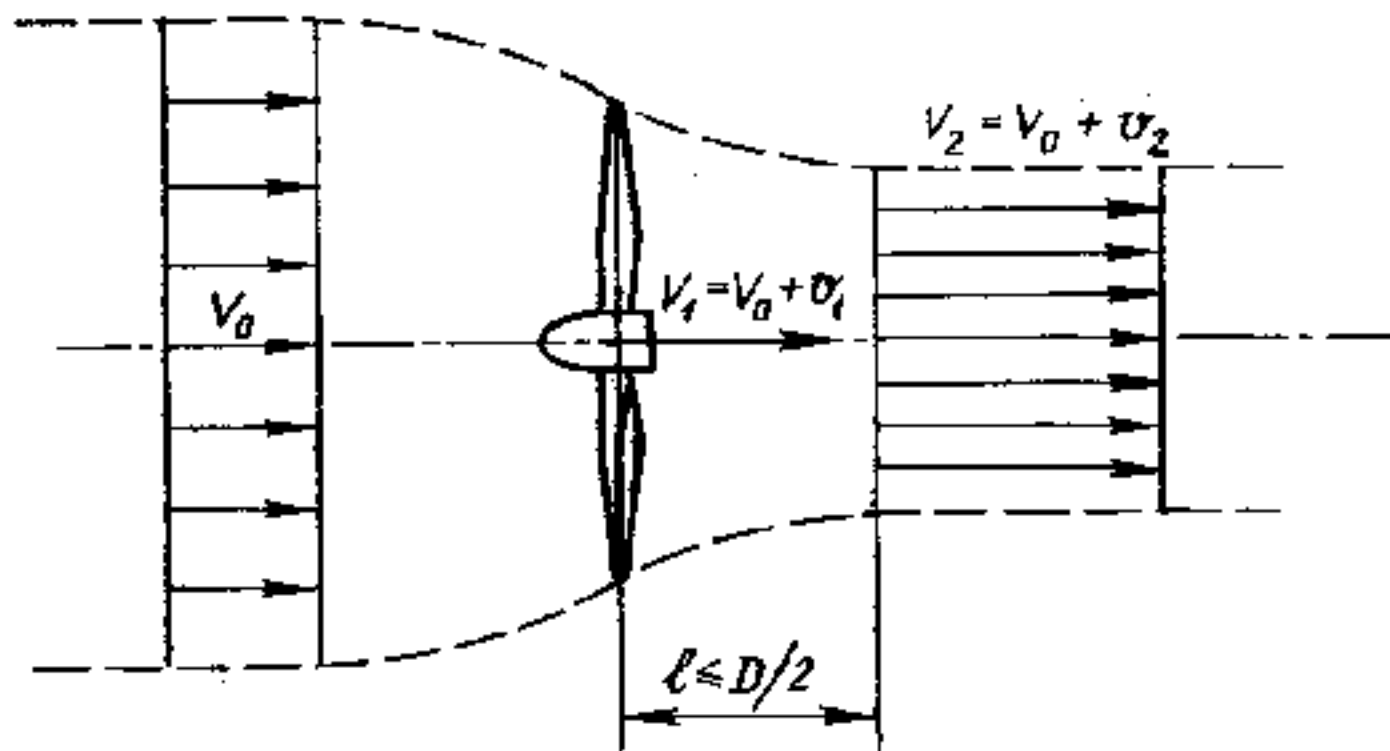


Рис. 6.6. Профиль струи вблизи винта.

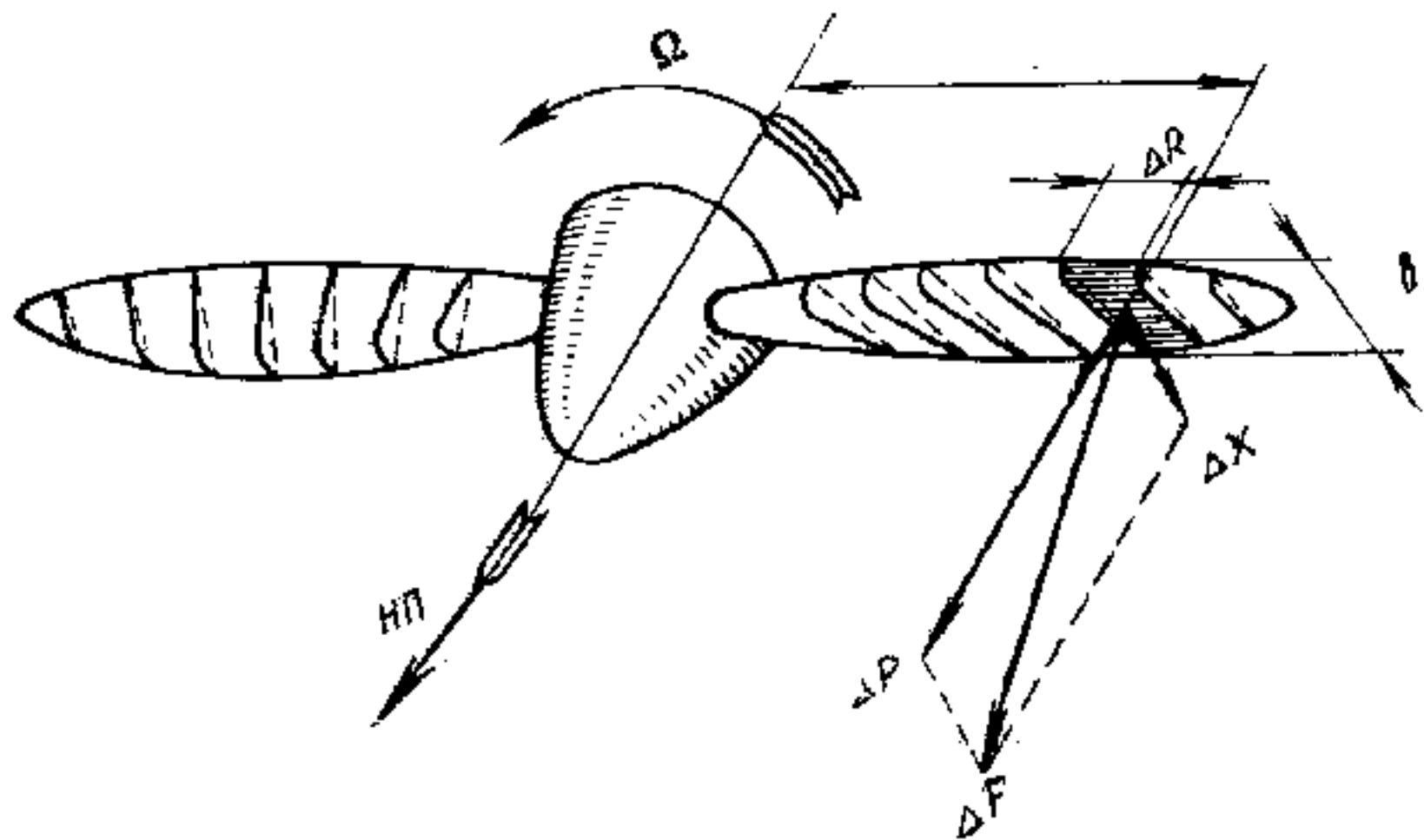


Рис. 6.7. Силловое воздействие потока на элемент лопасти винта.

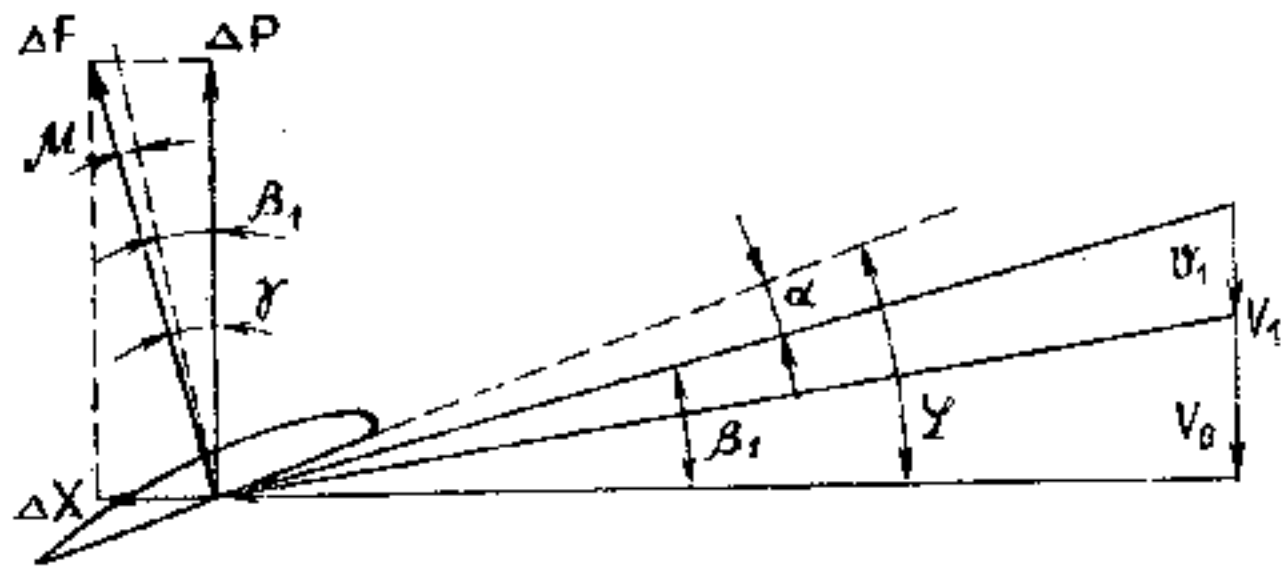


Рис. 6.8. Силовой треугольник элемента лопасти винты.

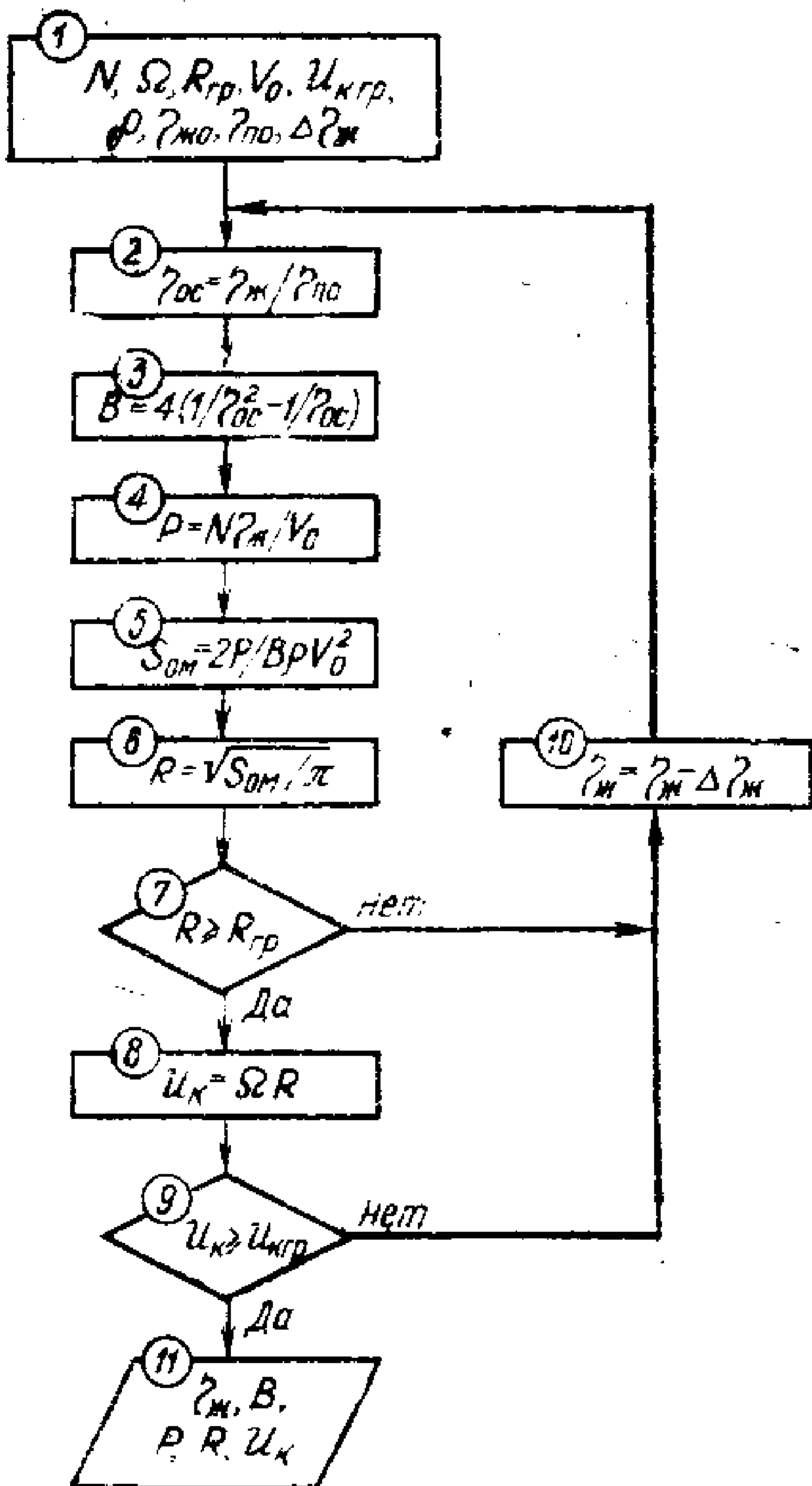


Рис. 6.9. Алгоритм выполнения первого этапа расчета винта.

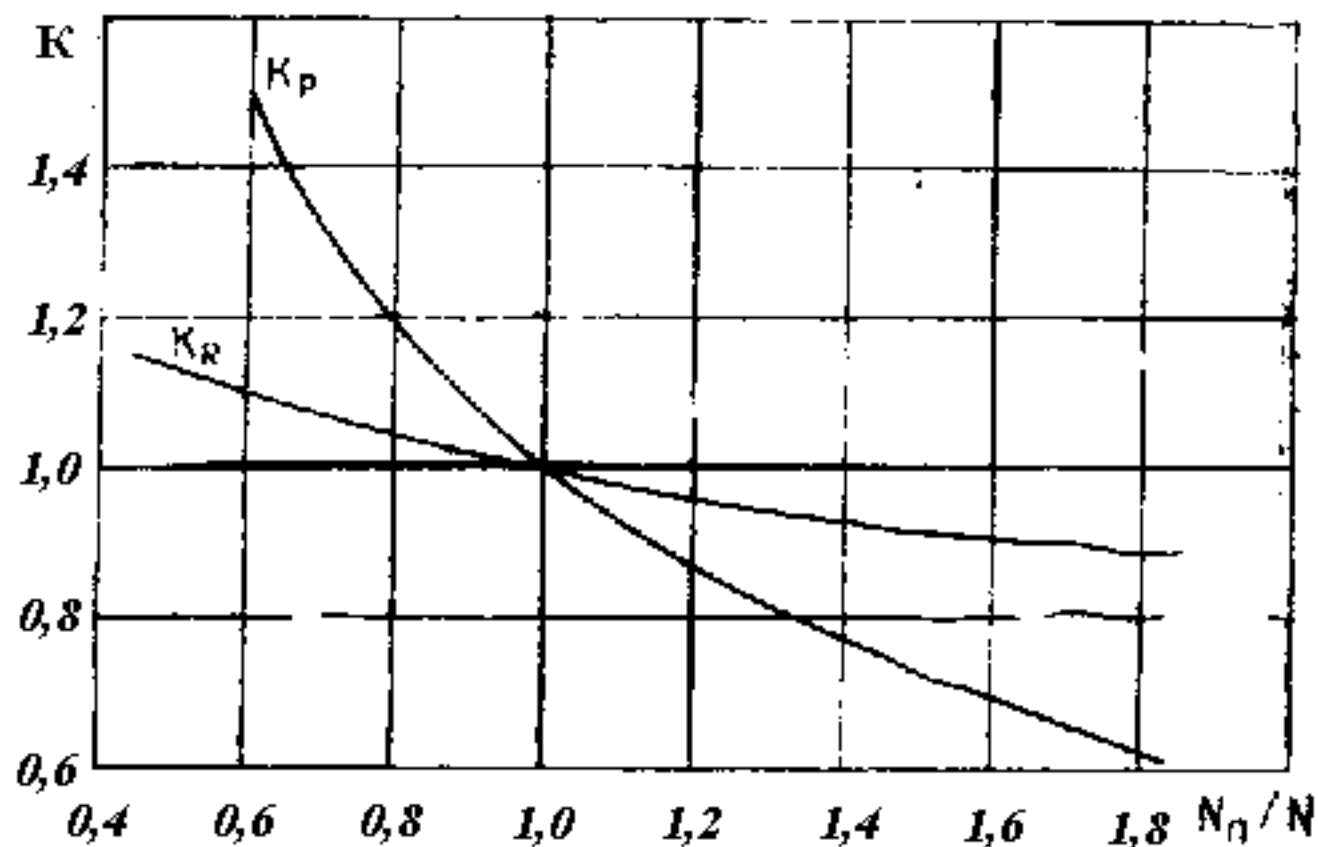


Рис. 6.10. Зависимость поправочных коэффициентов от соотношения потребляемой и располагаемой мощностей.

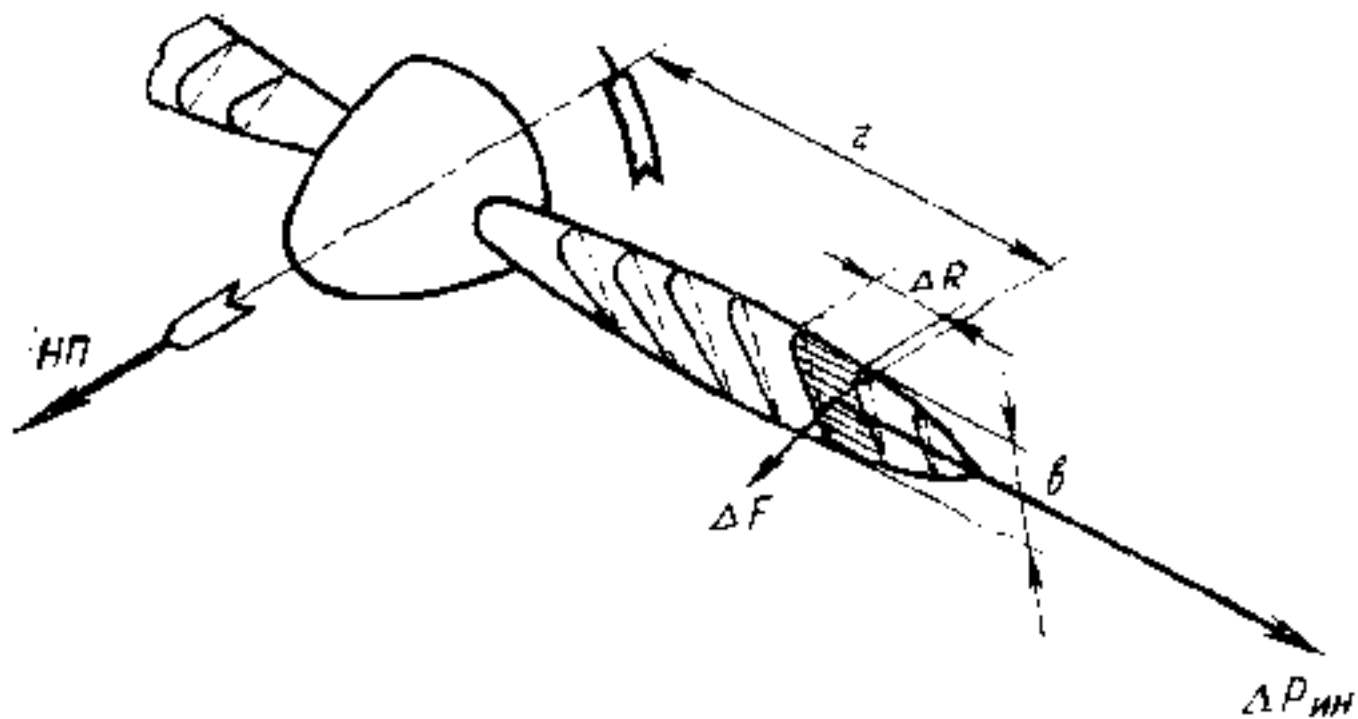


Рис. 6.11. Силовое воздействие инерционных и аэродинамических сил на элемент лопасти винта.

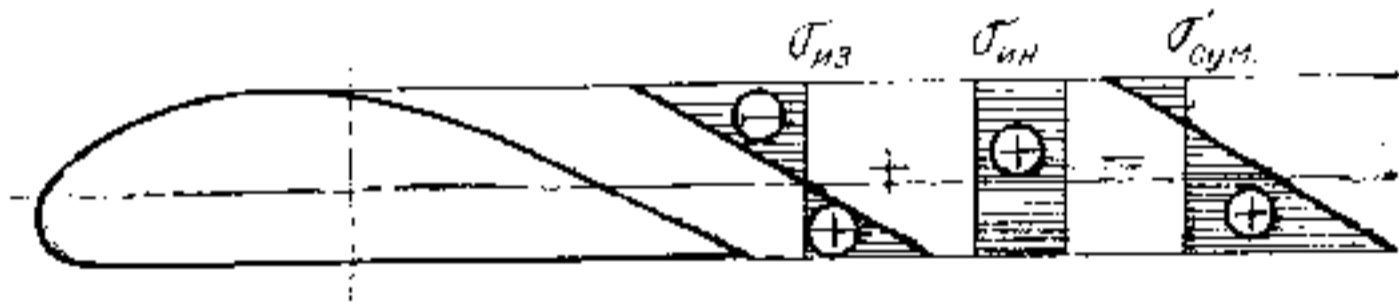


Рис. 6.12. Распределение напряжений в сечении лопасти винта.

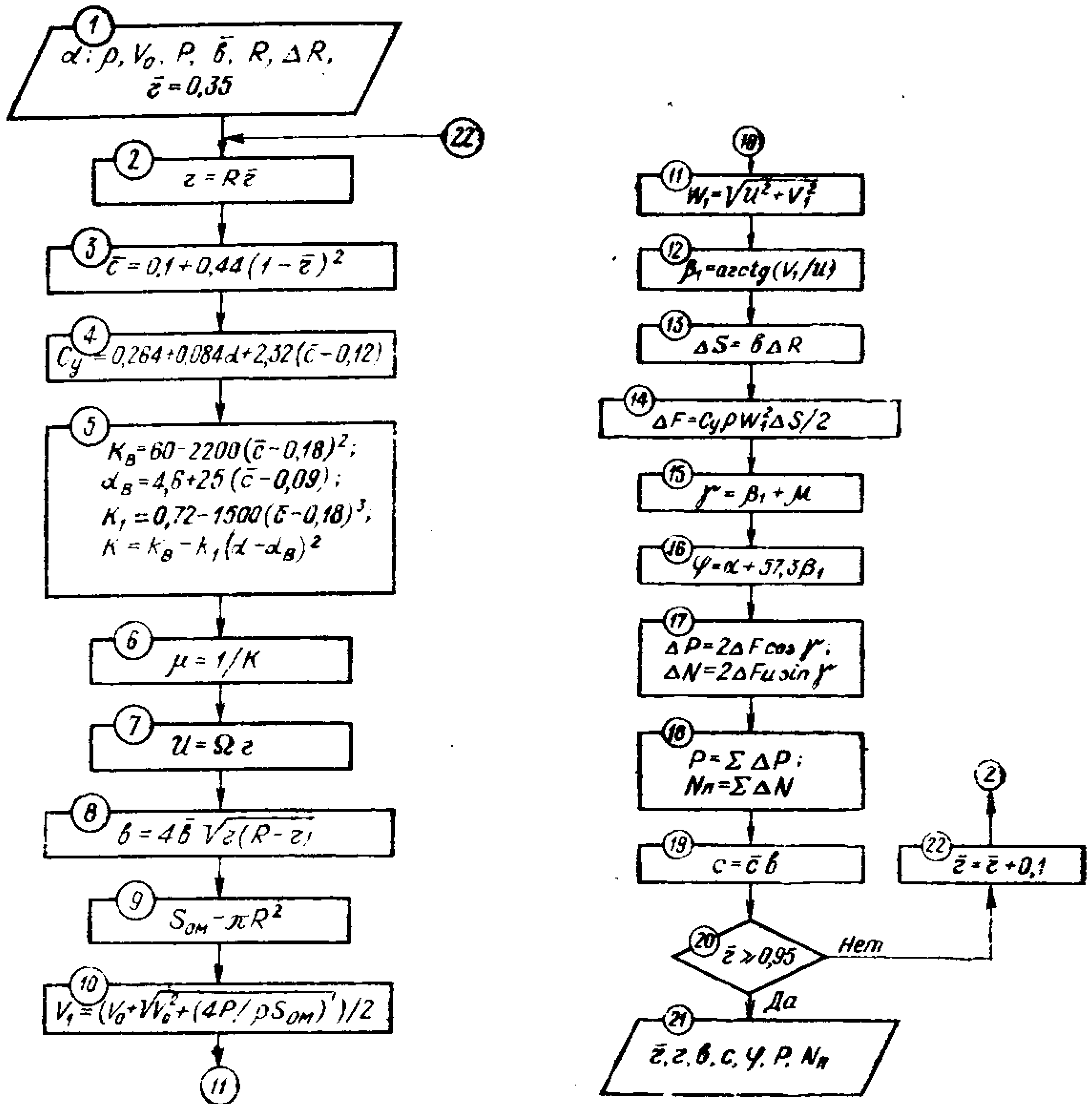


Рис. 6.13. Алгоритм выполнения второго этапа расчета винта.

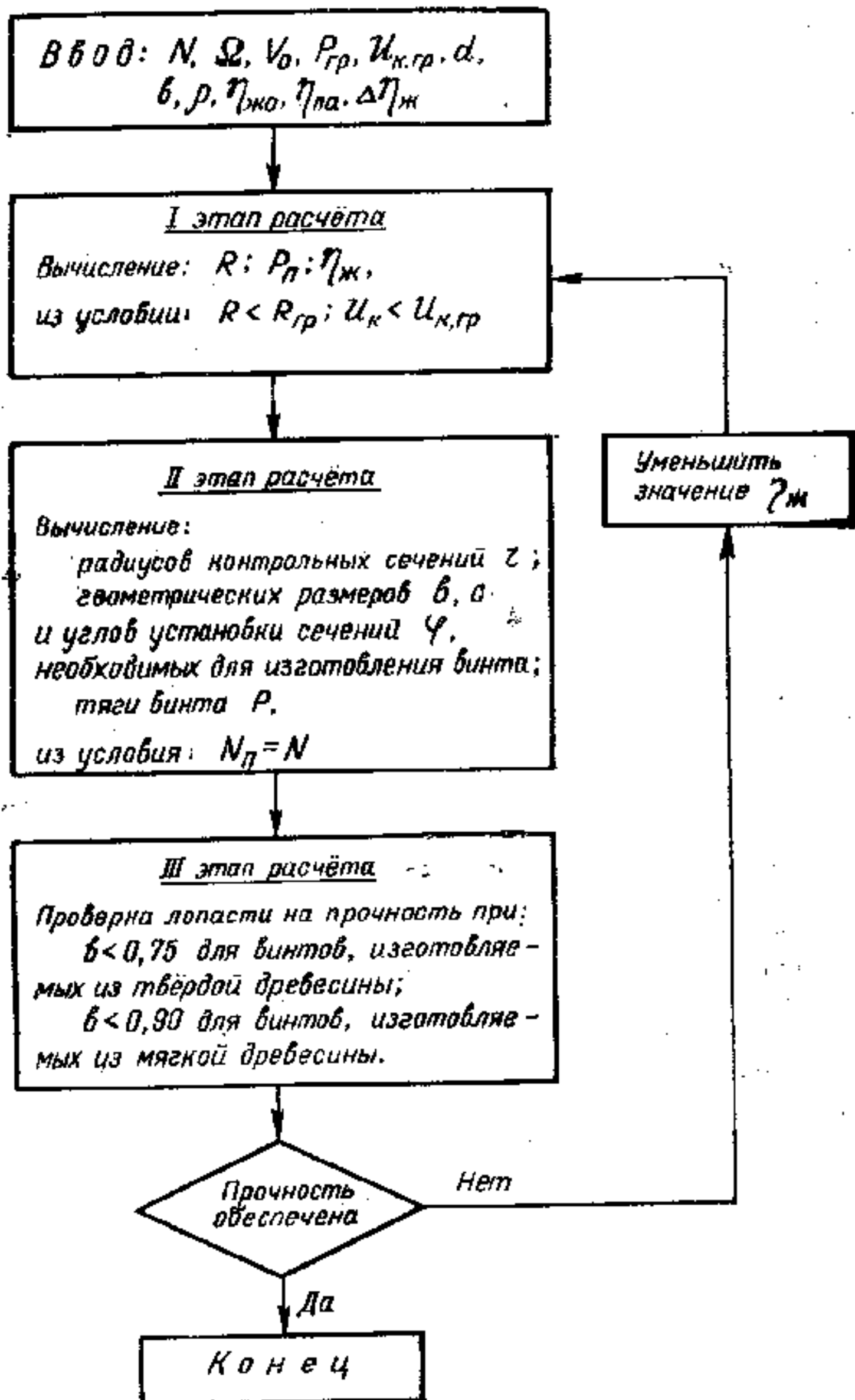


Рис. 6.14. Обобщенный алгоритм расчета винта.

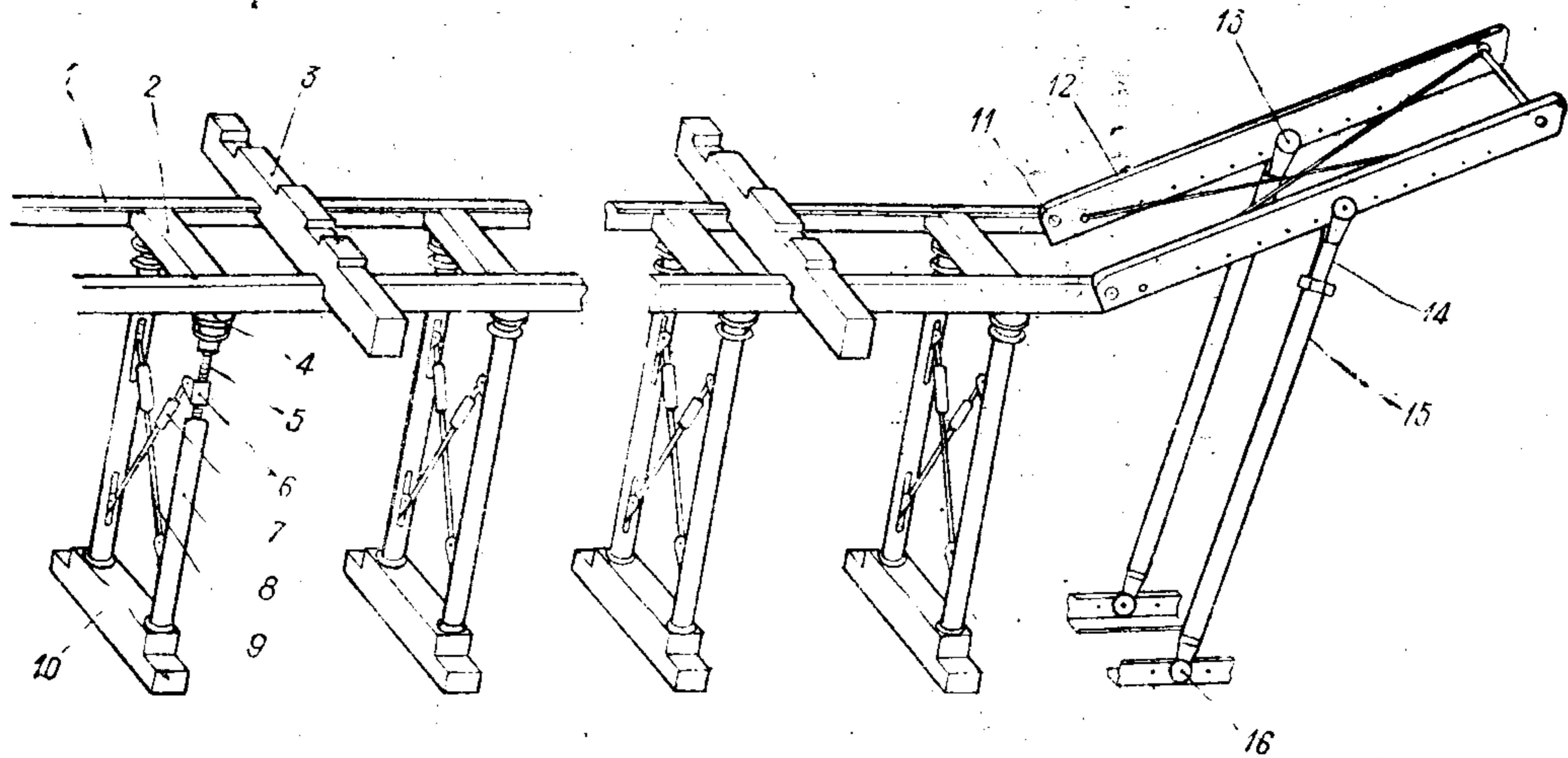


Рис. 7.1. Станок для сборки частей самолета.

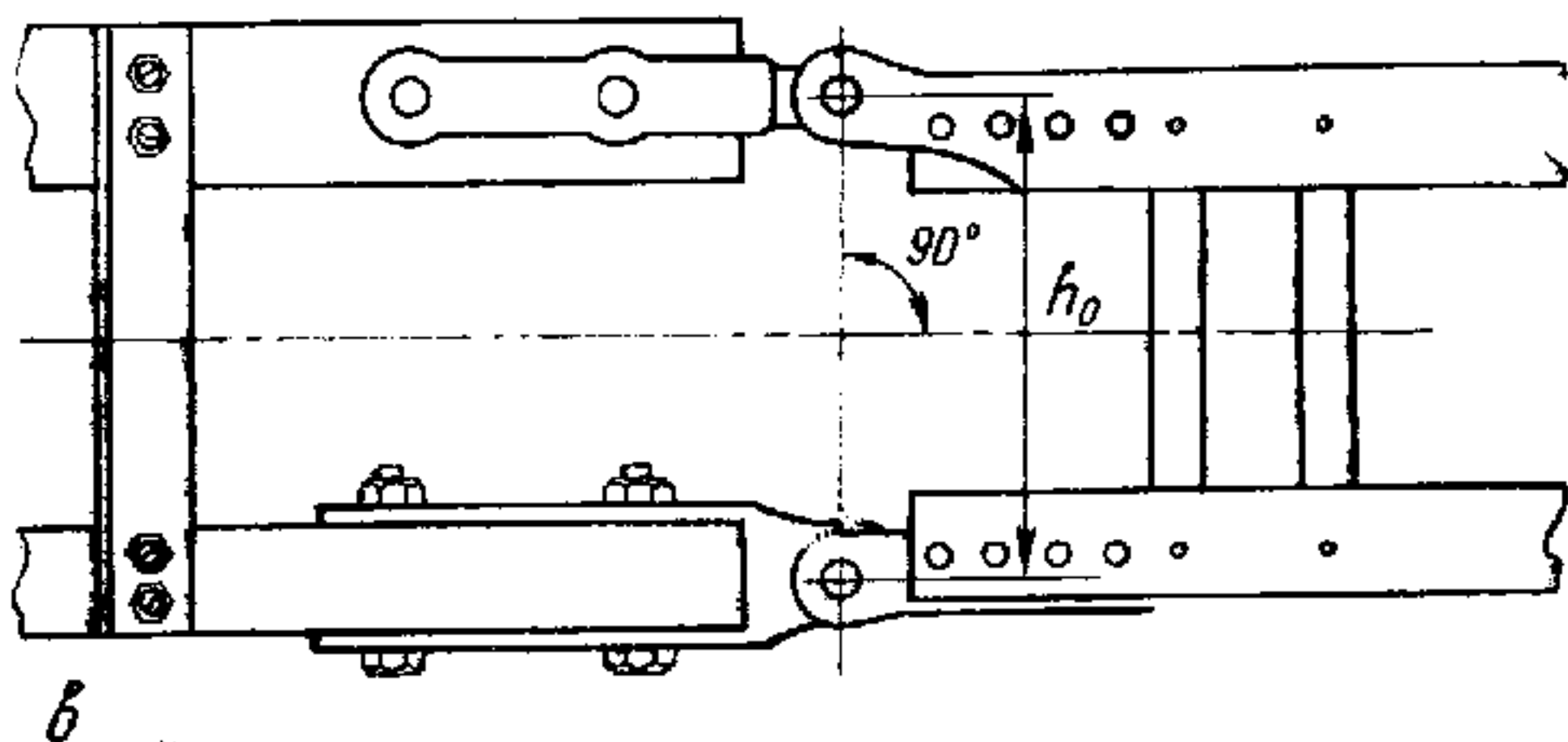
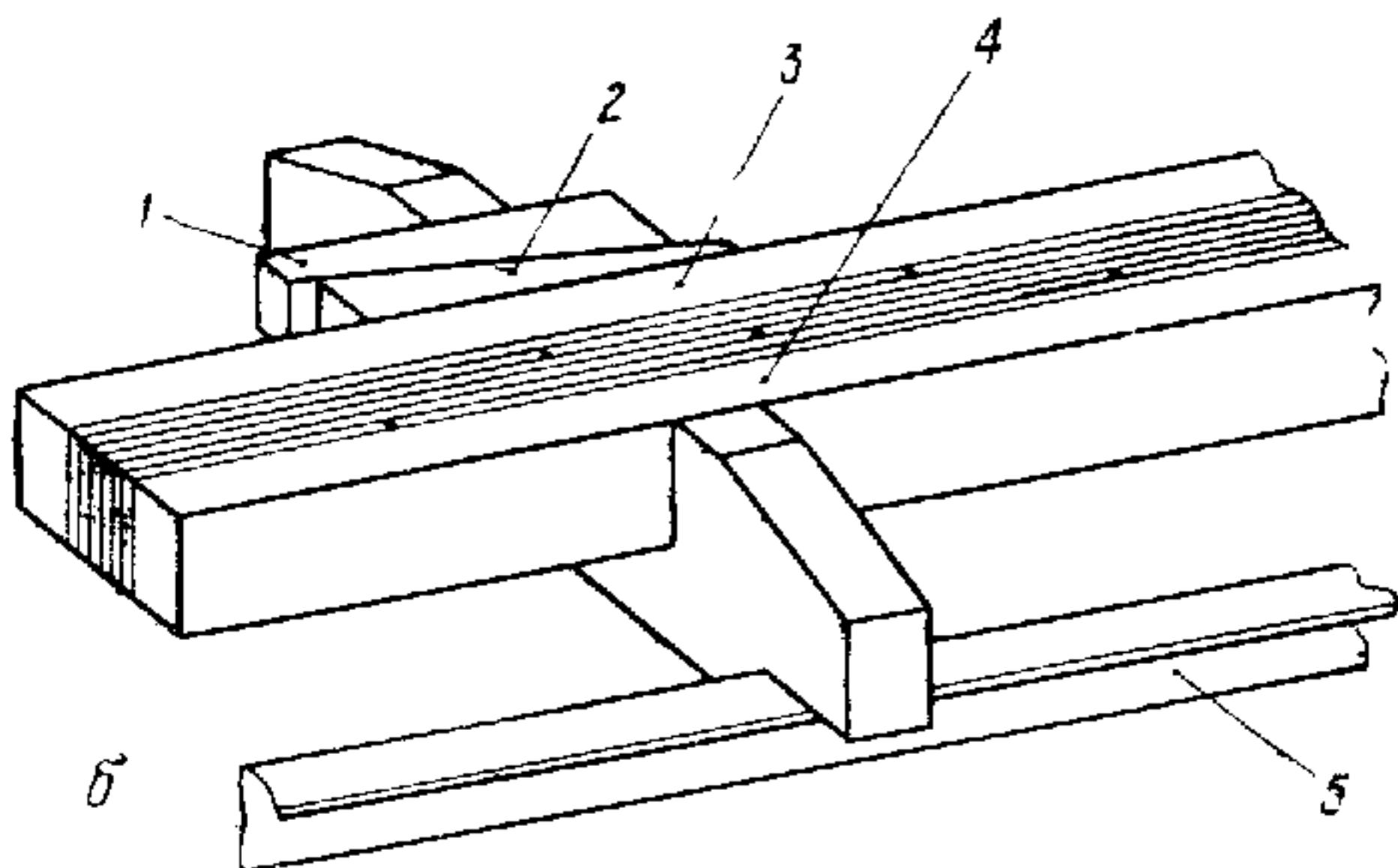
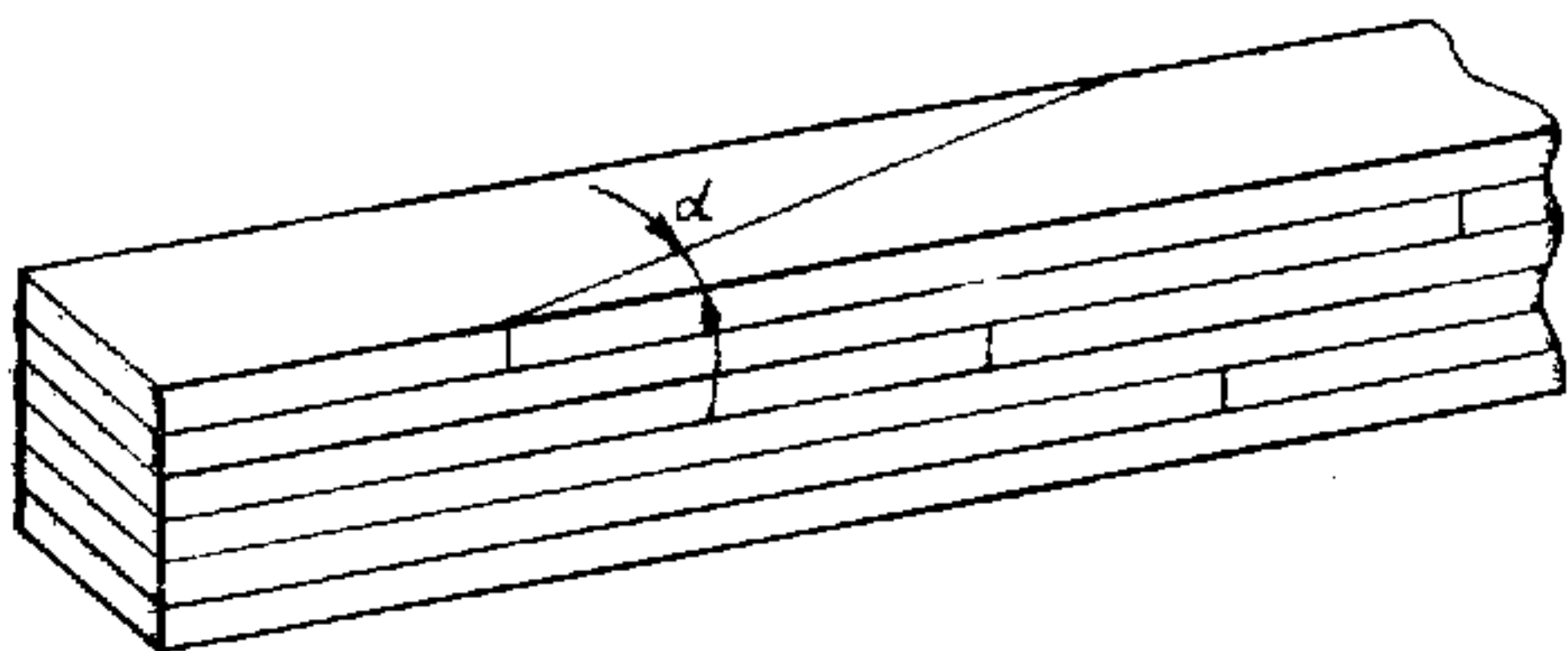


Рис. 7.2. Изготовление лонжеронов крыла.

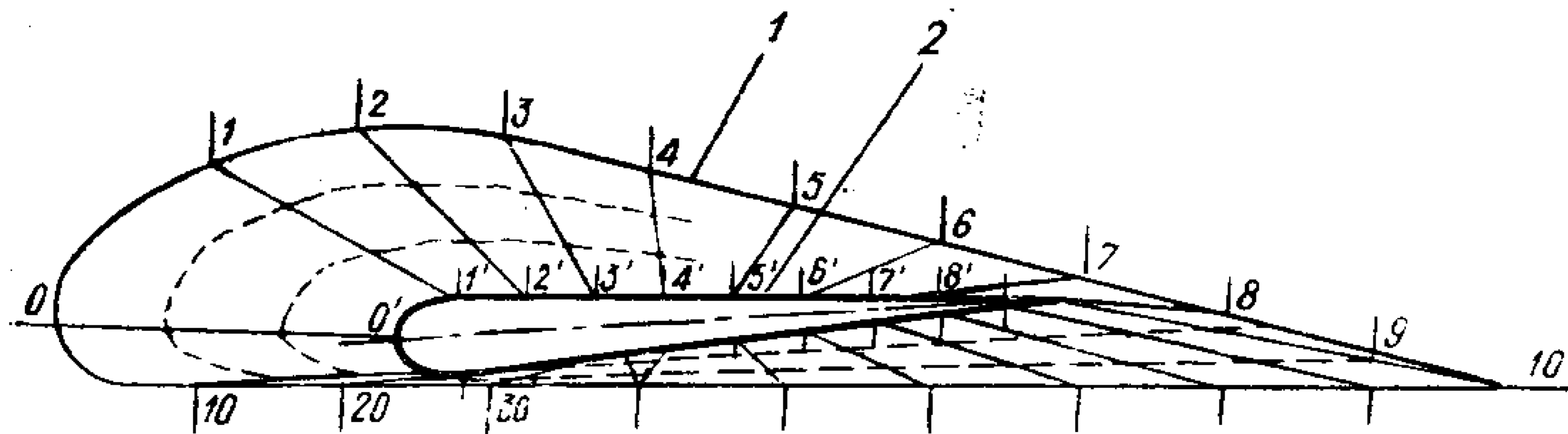


Рис. 7.3. Определение геометрии промежуточных нервюр.

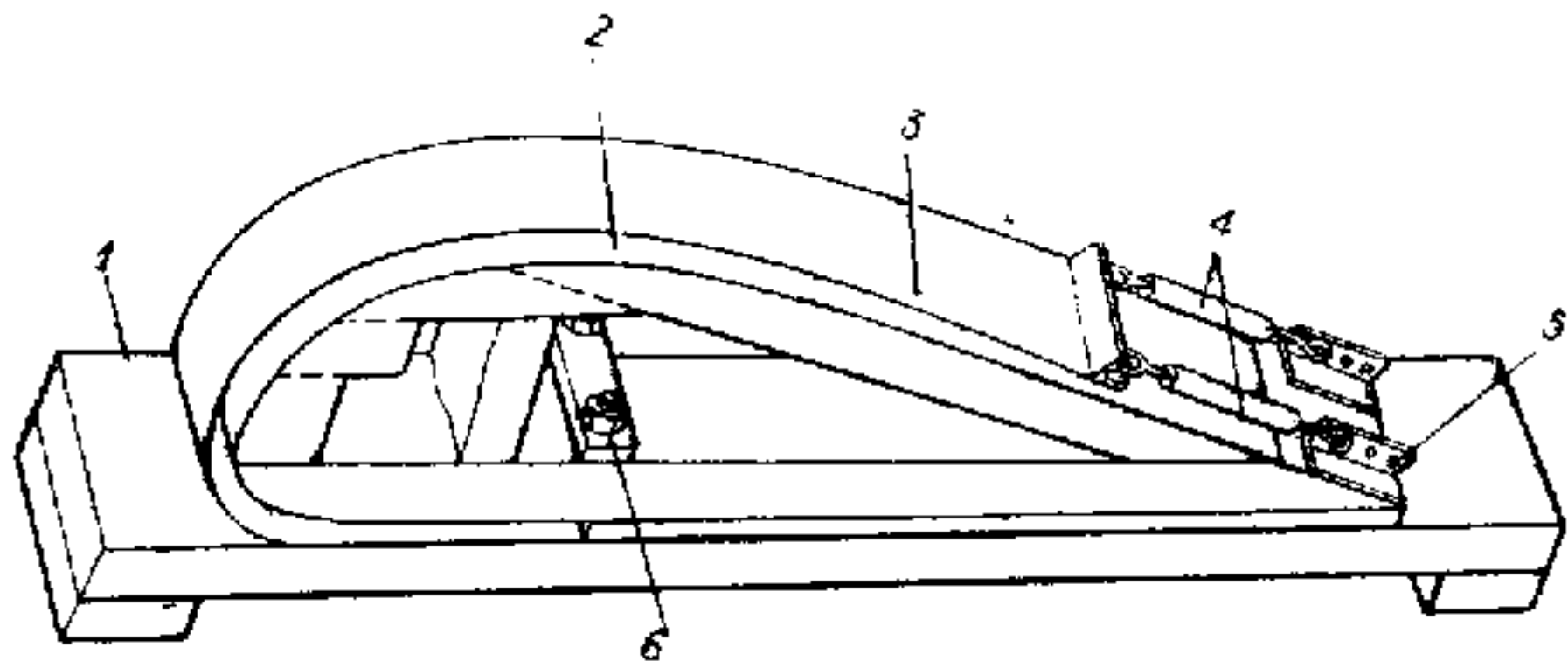


Рис. 7.4. Приспособление для изготовления нервюр из шпона.

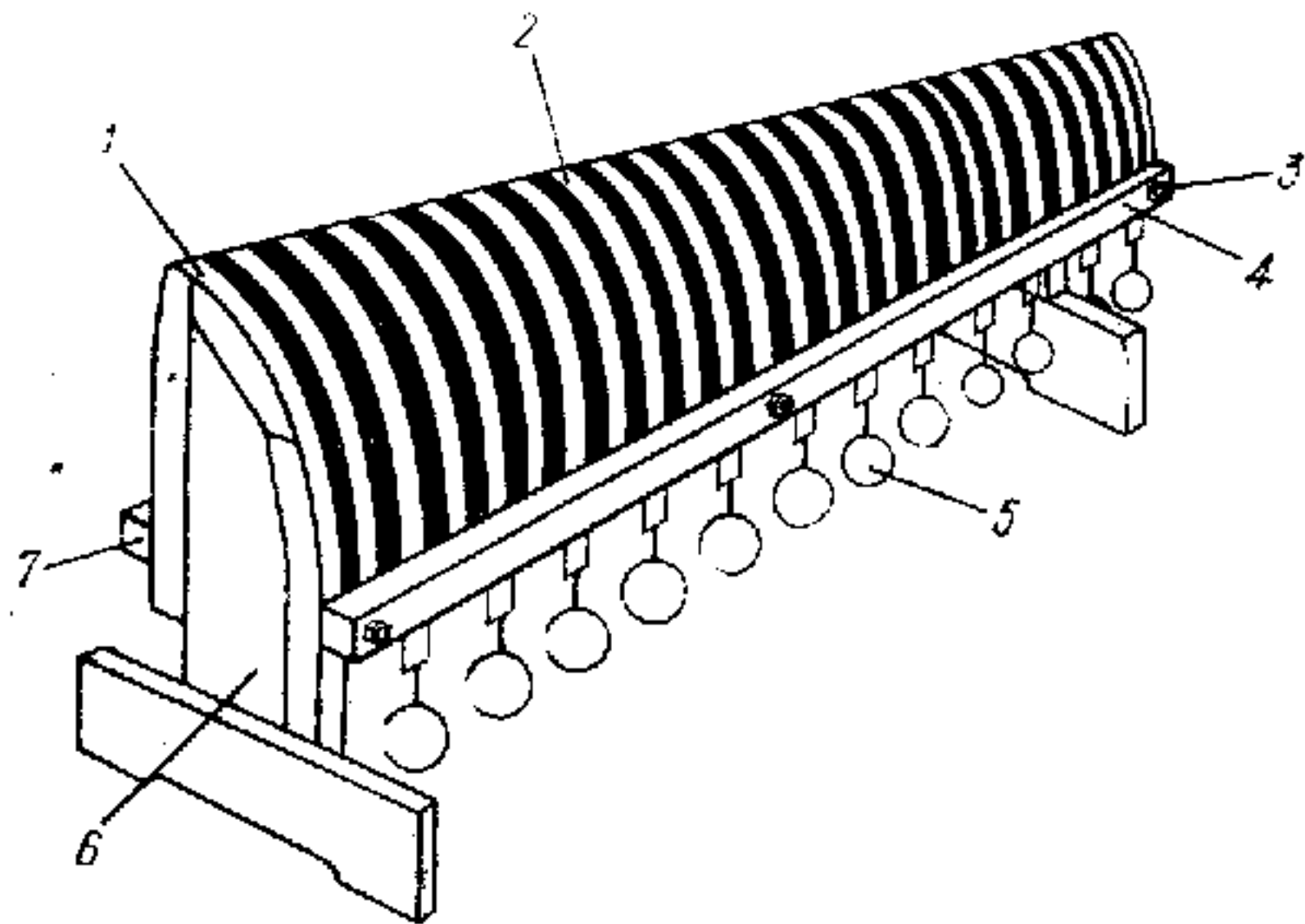


Рис. 7.5. Приспособление для изготовления обшивки носка крыла.

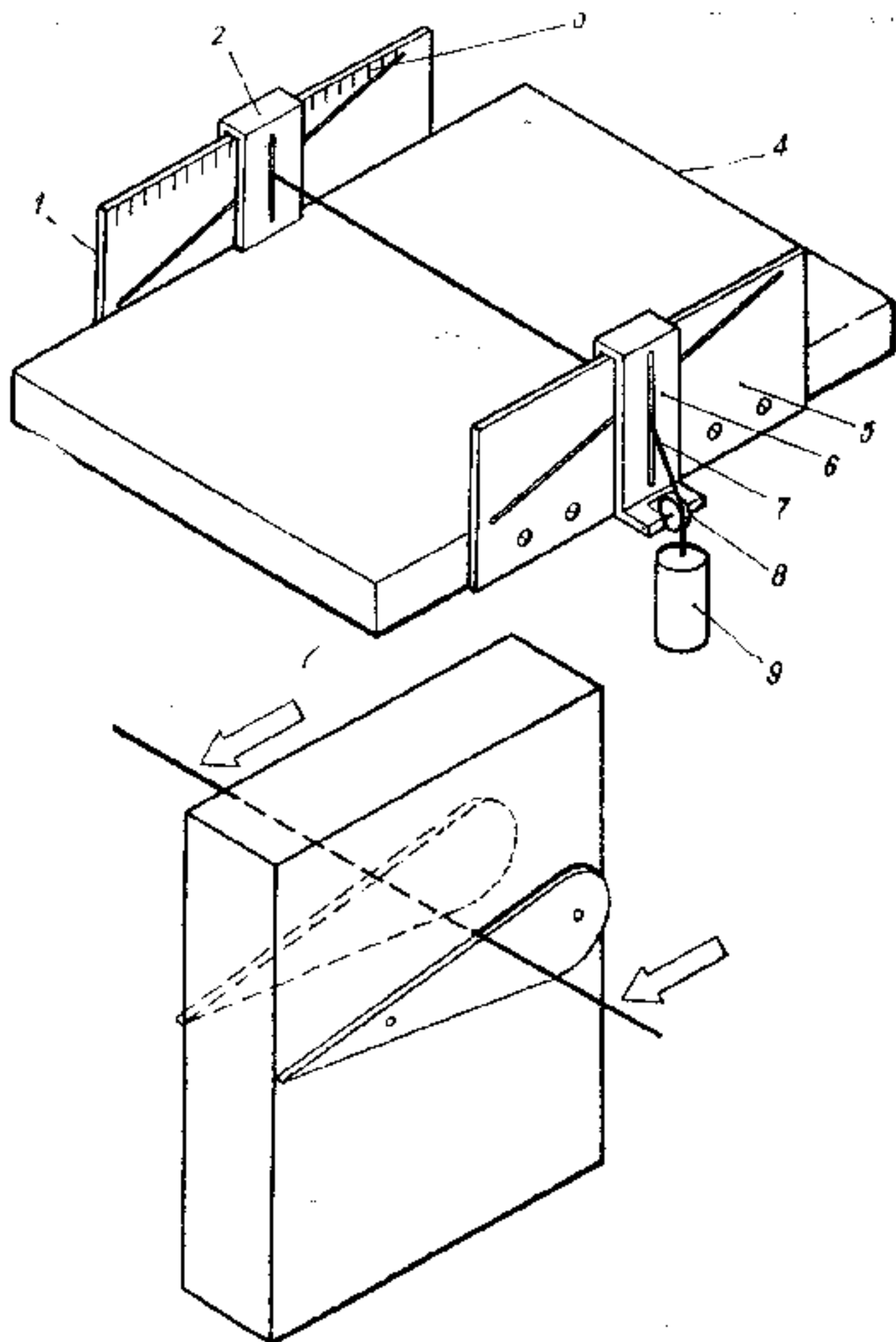


Рис. 7.6. Приспособление для изготовления пластин заполнителя.
 Рис. 7.7. Изготовление из пенопласта деталей сложной формы с помощью шаблонов.

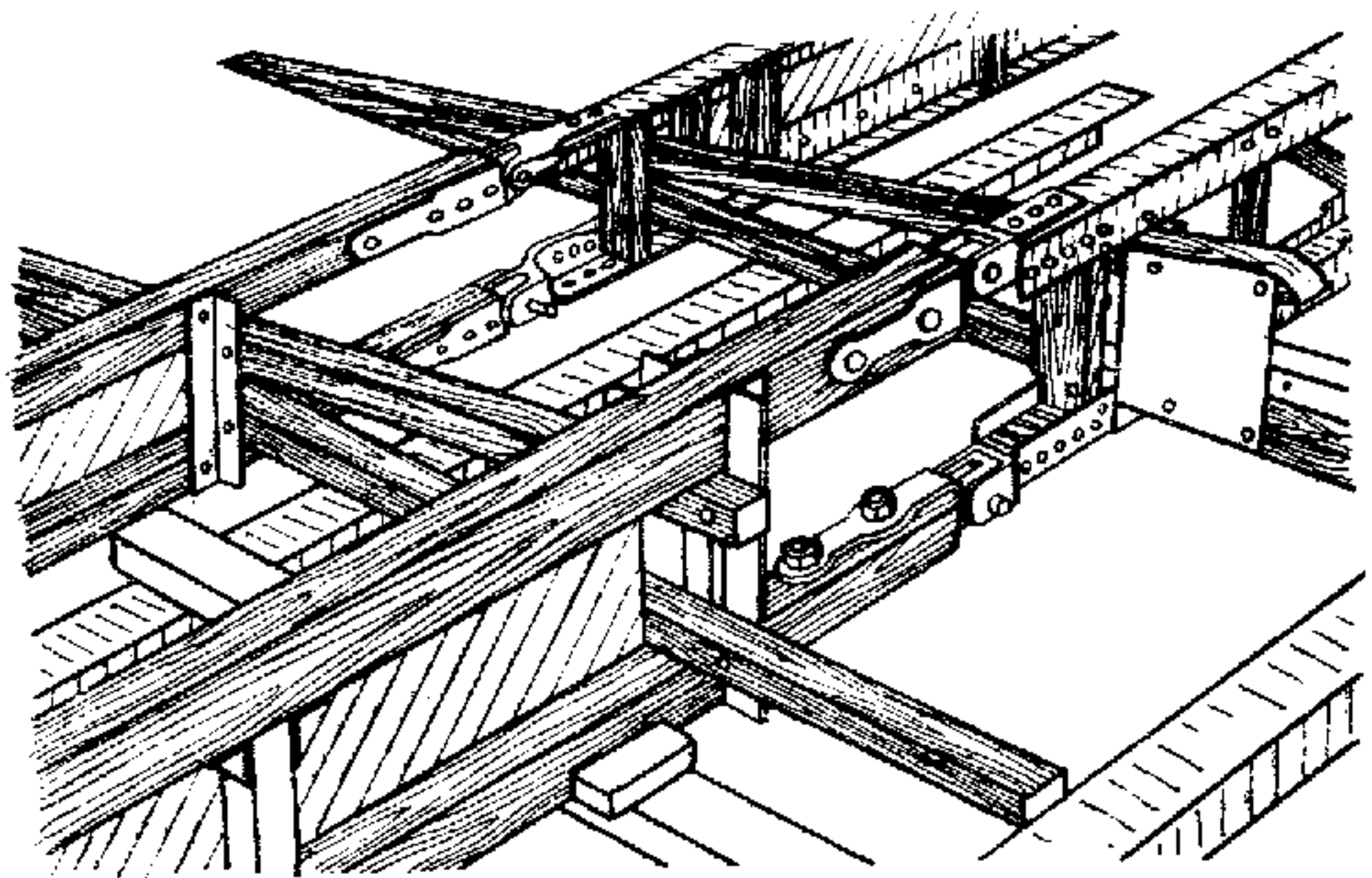


Рис. 7.8. Положение частей крыла при установке силовых нервюр.

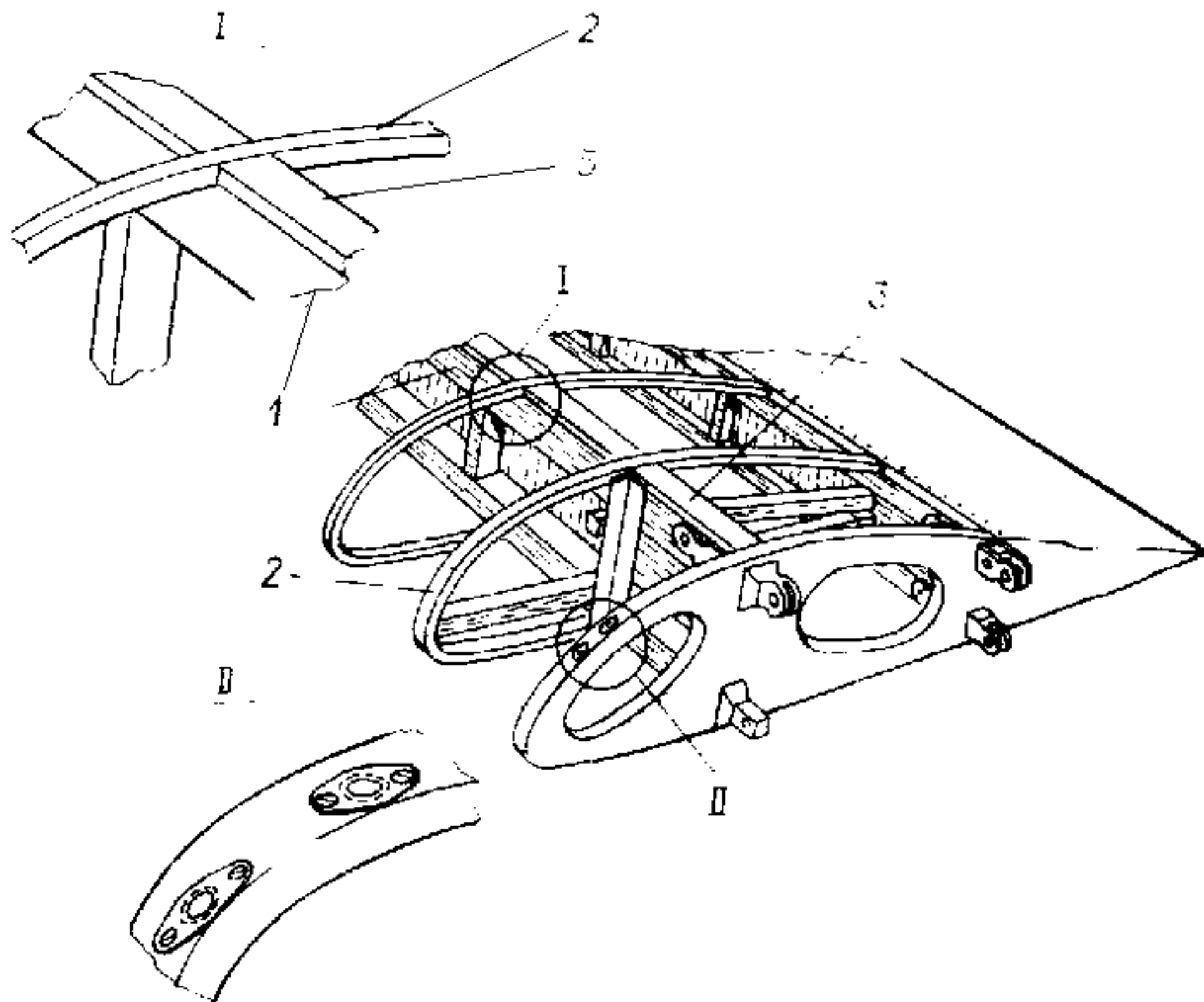
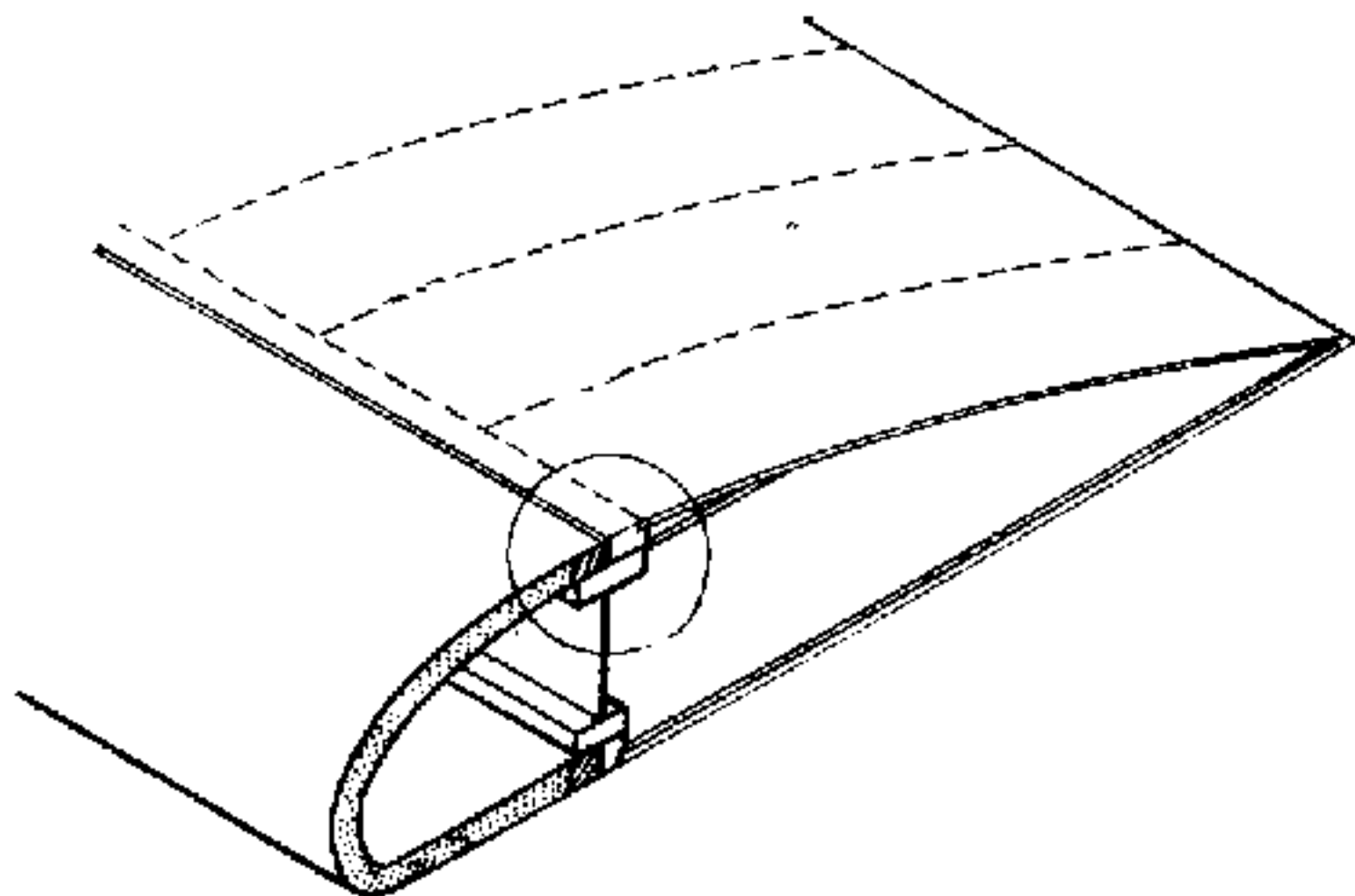


Рис. 7.9. Подготовка крыла к зашивке.



Поз. I



Поз. II



Поз. III



Рис. 7.10. Последовательность операций по закреплению мягкой обшивки.

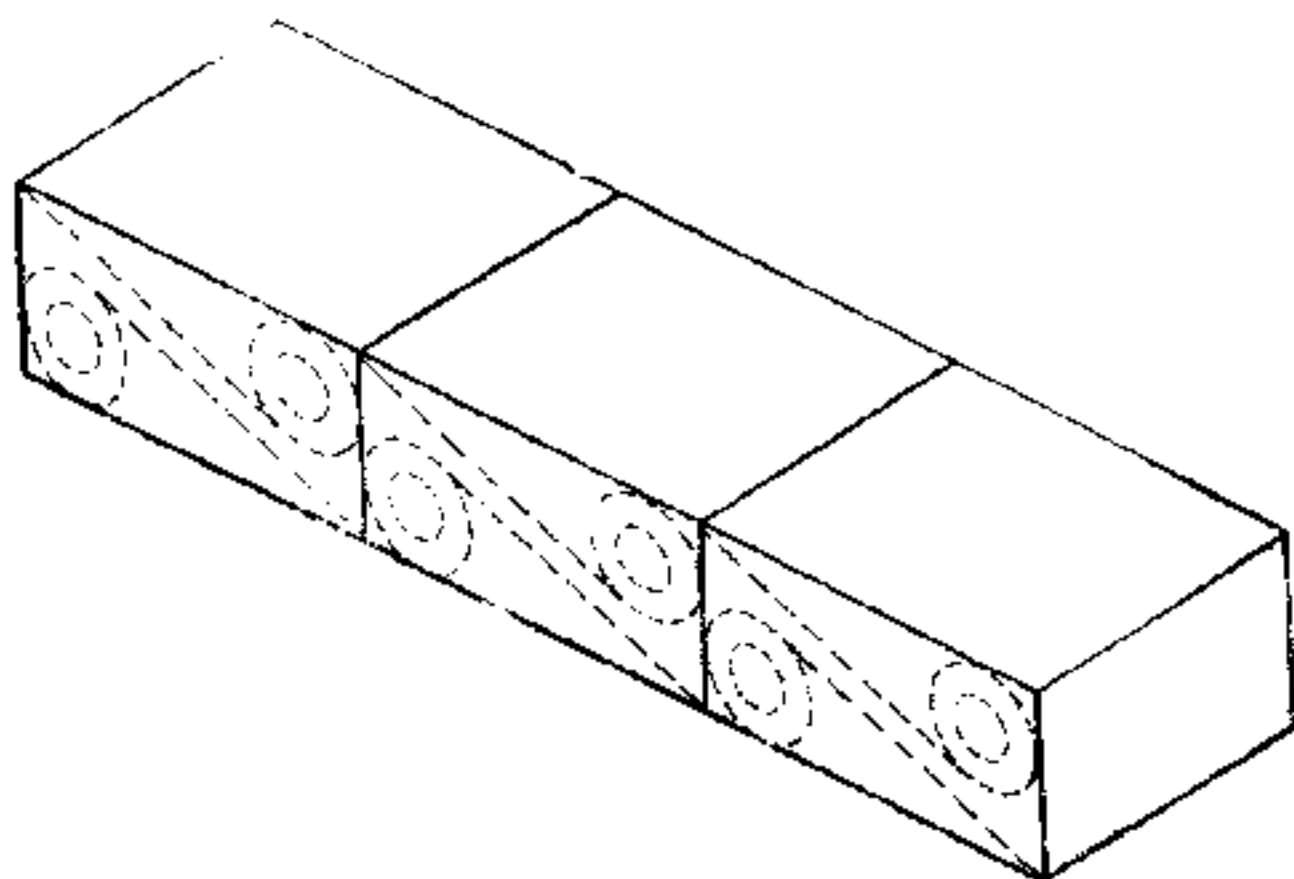
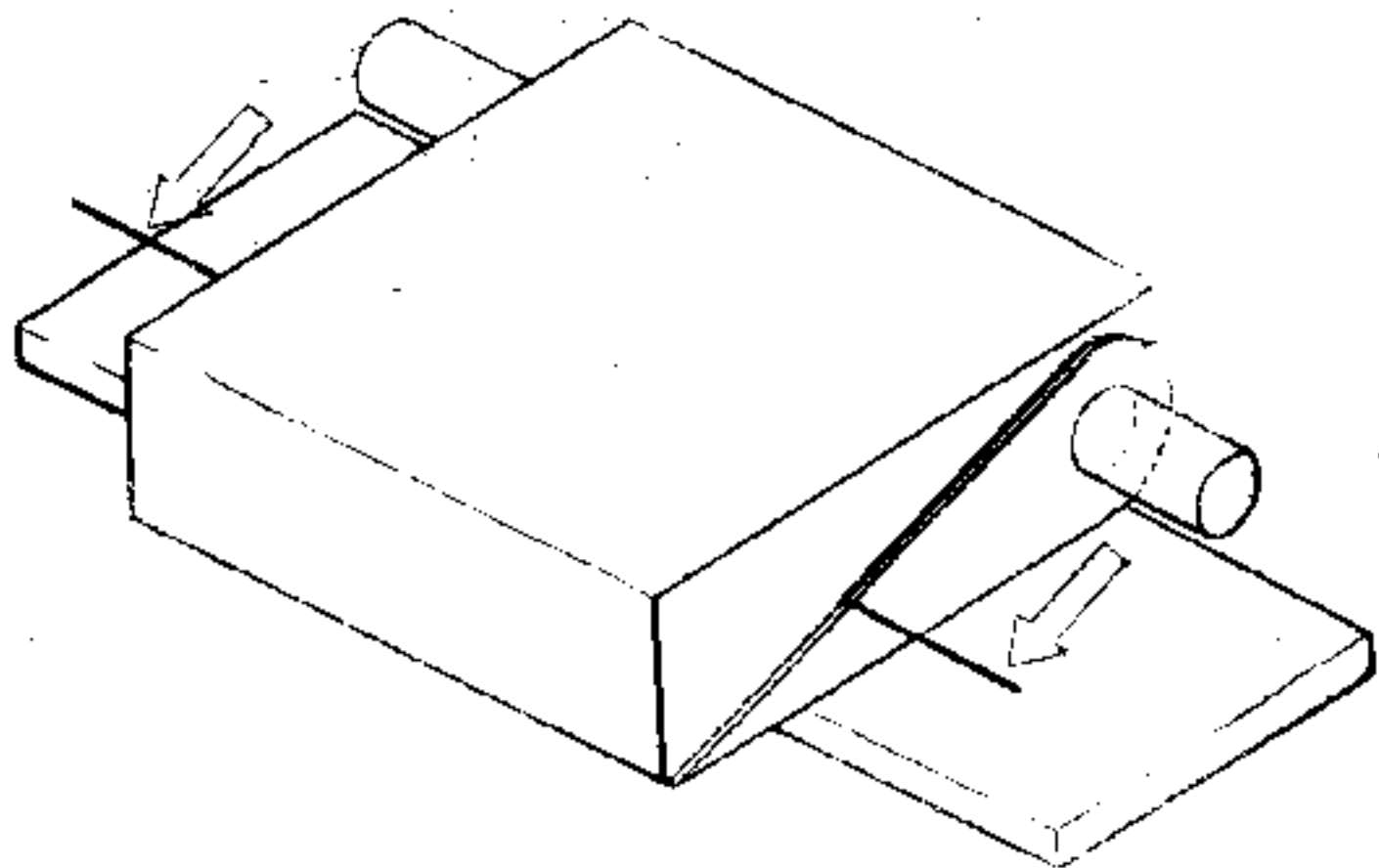


Рис. 7.11. Изготовление блоков наполнителя для рулевых поверхностей.

Рис. 7.12. Разметка пенопласта перед разрезанием его на бруски.

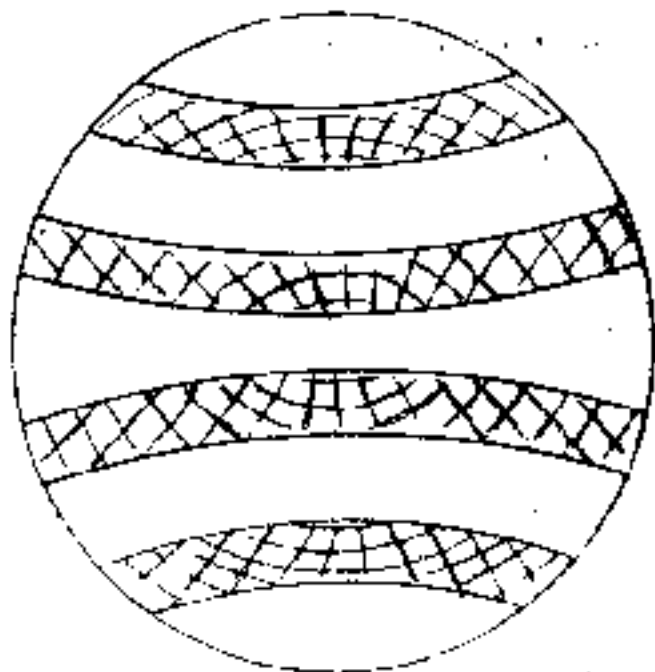
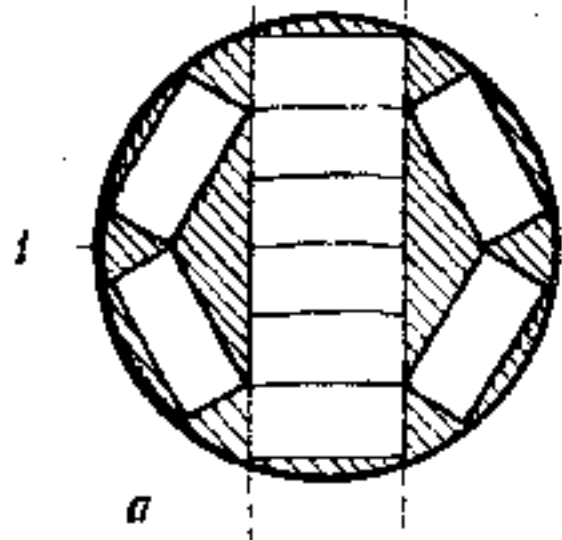


Рис. 7.13. Расположение дрок в пакете заготовки винта.

Правильные

2

3



Неравные

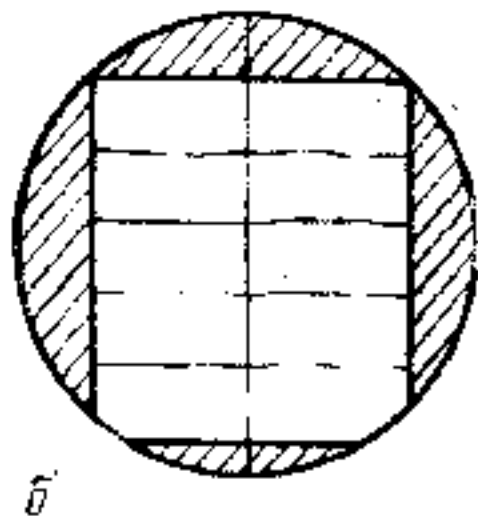


Рис. 7.14. Распилка бревна на заготовки винтов.

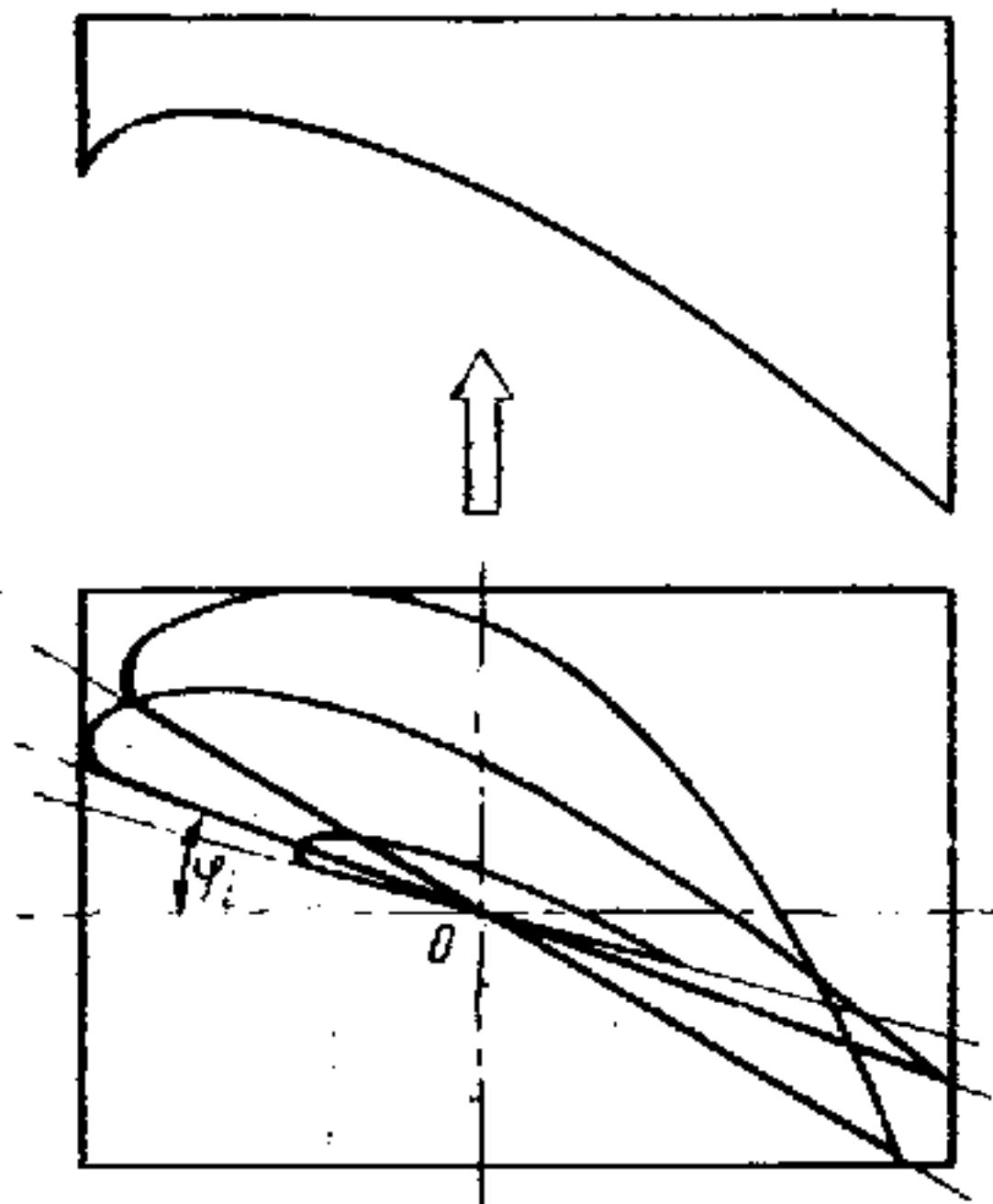


Рис. 7.15. Определение формы и ориентации контуров профилей контрольных сечений лопасти винта.

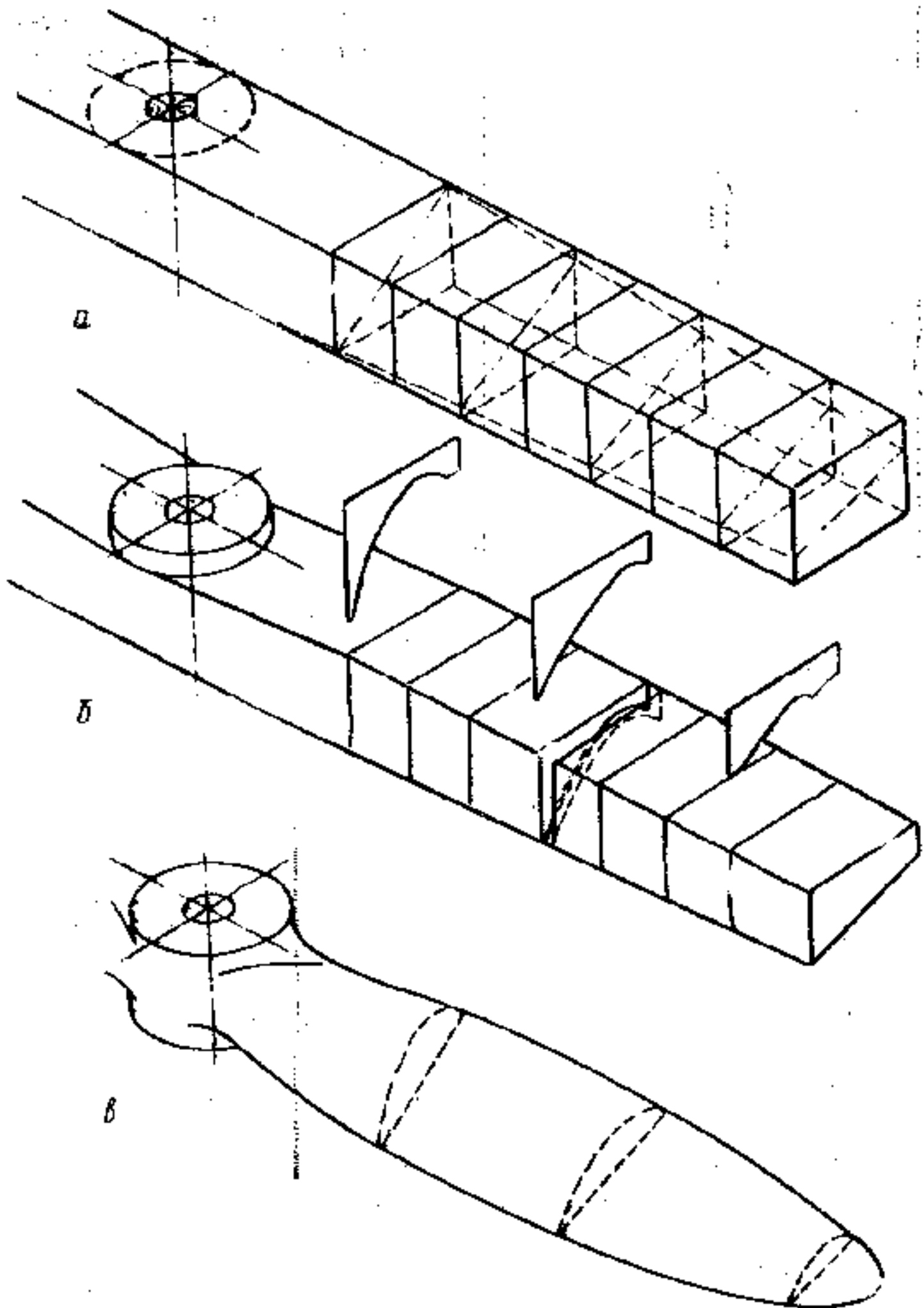


Рис. 7.16. Последовательность изготовления деревянного винта.