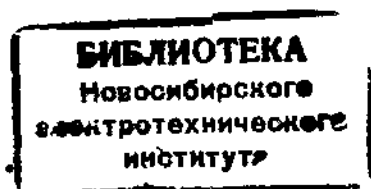


КОНСТРУКЦИЯ И ПРОЧНОСТЬ САМОЛЕТОВ И ВЕРТОЛЕТОВ

Под общей редакцией
проф. К. Д. Миртова
и проф. Ж. С. Черненко

*Утверждено УУЗ МГА СССР
в качестве учебника
для вузов
гражданской авиации*



МОСКВА «ТРАНСПОРТ» 1972

73.49

УДК 629.7.13.01.001(075.8)

Конструкция и прочность самолетов и вертолетов. Воскобойник М. С., Лагосюк Г. С., Миленский Ю. Д., Миртов К. Д., Осокин Д. П., Скрипка М. Л., Ушаков В. С., Черненко Ж. С. Изд-во «Транспорт», 1972 г., стр. 1—440.

В учебнике излагается последовательность проектирования и постройки летательных аппаратов; рассказывается об условиях их нагружения, выборе рациональных форм и силовых схем; рассматриваются общие вопросы конструкции, прочности и работы основных частей летательных аппаратов, их надежности, живучести и эффективности.

Учебник соответствует программе курса конструкции и прочности летательных аппаратов, усвоение которой необходимо для понимания и разрешения вопросов конструкции и прочности самолетов и вертолетов, могущих встретиться в практической деятельности инженера-механика по эксплуатации летательных аппаратов и двигателей гражданской авиации.

Учебник написан преподавателями кафедр конструкции и прочности летательных аппаратов Рижского и Киевского институтов инженеров гражданской авиации. Он предназначен для студентов вузов, а также может быть использован летным и инженерно-техническим составом производственных подразделений. Рис. 260, табл. 14, библ. 14.

Введение, гл. 1—4, 6, 9—14 написали М. С. Воскобойник, Ю. Д. Миленский, К. Д. Миртов, Д. П. Осокин, М. Л. Скрипка и В. С. Ушаков; главы 5, 7 и 8 — Г. С. Лагосюк, К. Д. Миртов, Д. П. Осокин, М. Л. Скрипка, В. С. Ушаков и Ж. С. Черненко.

ВВЕДЕНИЕ

§ 1. ЗАДАЧИ И ПОСТРОЕНИЕ КУРСА

Курс конструкция и прочность летательных аппаратов — прикладная инженерная дисциплина. В ней излагаются законы конструирования самолетов и вертолетов и методы определения их прочности.

В настоящем учебнике приводятся материалы этой дисциплины, необходимые для инженера-механика по эксплуатации летательных аппаратов и двигателей гражданской авиации.

Для усвоения данной дисциплины нужно знание курса основ авиационной техники, который читается в первом семестре. В нем освещается история развития гражданской авиации, приводится классификация летательных аппаратов, рассказывается о наиболее современных конструкциях самолетов и вертолетов, показываются перспективы их развития.

Большое значение для понимания вопросов конструкции и прочности летательных аппаратов имеет предварительное изучение таких инженерных дисциплин, как авиаматериаловедение, сопротивление материалов, детали машин, аэродинамика и др. В этих целях необходимо также знание определенных разделов математики и механики.

Поскольку курс конструкции и прочности летательных аппаратов может читаться параллельно с курсом аэродинамики летательных аппаратов, или с некоторым опережением, в учебнике уделяется достаточное внимание рассмотрению аэродинамических основ компоновки летательных аппаратов.

Для лучшего понимания работы частей летательного аппарата вопросы конструкции и прочности излагаются совместно. Работа конструкции в ряде случаев поясняется при помощи приближенных приемов расчета.

При изучении частей летательного аппарата сначала рассматриваются технические требования и принципы конструирования и расчета прочности, затем на базе этого изучаются образцы конструкций.

В связи с этим материал учебника излагается в такой последовательности, соответствующей программе построения курса:

- 1) условия нагружения летательных аппаратов;
- 2) конструкция и прочность каркаса;
- 3) конструкция и прочность систем и механизмов;
- 4) вопросы проектирования и оценка эффективности летательных аппаратов.

§ 2. ЭКСПЛУАТАЦИОННО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ЛЕТАТЕЛЬНОМУ АППАРАТУ

Для создания нового летательного аппарата необходима четкая формулировка требований, которым он должен удовлетворять.

В требованиях должны быть всесторонне учтены современный уровень развития авиационной техники и перспективы ее совершенствования. Продуманность и обоснованность этих требований необходимы для обеспечения полного соответствия летательного аппарата его назначению.

При проектировании техническое задание и сводка эксплуатационно-технических требований к новому летательному аппарату разрабатываются организацией-заказчиком и согласовываются с конструкторскими бюро.

Эксплуатационно-технические требования разделяются на две группы:

- 1) требования к лётно-техническим данным, нагрузке и оборудованию лета-

тельного аппарата. Они относятся к каждому конкретному проектируемому самолету и вертолету и определяются его назначением и выполняемыми задачами.

При проектировании требуется достигнуть возможно лучших показателей по важнейшим для рассматриваемого летательного аппарата летно-техническим данным. Это должно обеспечиваться применением передовых достижений науки, техники и не должно идти за счет недопустимого снижения каких-либо других показателей;

2) **технические требования к конструкции.** Они являются более общими и могут быть отнесены к определенным классам летательных аппаратов. Эти требования будут далее рассматриваться применительно к изучаемым частям конструкции.

Конструкция планера самолета и вертолета может быть разделена на следующие основные группы:

каркас: крыло, оперение, фюзеляж, крепления двигателей;

силовые системы и механизмы: шасси, системы и механизмы управления;

несъемное оборудование: высотное, противообледенительное и пр.

Технические требования к конструкции могут быть классифицированы следующим образом:

1) **требования, вытекающие из назначения конструкции,** выражающие необходимость соответствия конструкции своему назначению. Например, крыло должно создавать подъемную силу, шасси — обеспечивать возможность движения самолета по земле и др.;

2) **прочностные требования,** выражающие необходимость обеспечения при наименьшем весе конструкции достаточной ее прочности и жесткости, отсутствия вибраций, наличия должного ресурса, надежности и живучести;

3) **эксплуатационные требования,** направленные на обеспечение простоты и удобства технической эксплуатации;

4) **технологические требования,** направленные на обеспечение простоты и дешевизны изготовления и ремонта конструкции, применение при ее изготовлении недефицитных материалов.

В нашем курсе при описании частей конструкции будем придерживаться такой последовательности изложения: а) назначение; б) важнейшие технические требования, определяемые назначением; в) рассмотрение конструкции как результата выполнения технических требований.

Чем полнее удовлетворены все требования, тем выше качество конструкции летательного аппарата, тем меньше возникает дефектов и отказов и тем экономичнее эксплуатация летательного аппарата.

Надо подчеркнуть особую важность безусловного удовлетворения определенного уровня прочностных требований. Для их выполнения необходимо знать силы, действующие на летательные аппараты во всех возможных случаях эксплуатации.

Требования, предъявляемые к конструкции летательных аппаратов, во многом связаны между собой и иногда противоречивы. С развитием техники они уточняются и изменяются.

§ 3. ПРОЕКТИРОВАНИЕ, ПОСТРОЙКА И ЭКСПЛУАТАЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Рассмотрим кратко основные этапы проектирования и постройки летательного аппарата и его срок службы после принятия на эксплуатацию.

1. Эскизный проект

Получая техническое задание на проектирование летательного аппарата и сводку технических требований, опытное конструкторское бюро (ОКБ) намечает его основные черты, параметры и выполняет эскизный проект.

Летно-технические свойства летательного аппарата определяются выбором:

- 1) силовой установки;
- 2) внешней (аэродинамической) компоновки;
- 3) конструкции планера;
- 4) оборудования.

При выборе силовой установки и аэродинамической компоновки применяются лучшие перспективные типы двигателей и новейшие результаты аэродинамических исследований. При разработке конструкции планера и подборе оборудования используются последние достижения в этих областях и учитывается опыт проектирования и эксплуатации летательных аппаратов, сходных по назначению.

Эскизный проект иногда разрабатывается одновременно в нескольких вариантах.

Работа конструкторского бюро при создании эскизного проекта включает следующие элементы:

- а) определение основных параметров летательного аппарата, выбор двигателей и оборудования;
- б) разработку чертежей общего вида, компоновочного чертежа, чертежей отдельных частей;

На компоновочном чертеже, выполняемом в большом масштабе, показываются основные части конструкции, грузы и оборудование. При посредстве этого чертежа согласуется их взаимное расположение и увязываются интересы всех конструкторских групп. Компоновочный чертеж используется как основа для центровки. Задачей центровки является размещение грузов и частей, при котором положение центра тяжести (ц. т.) летательного аппарата соответствует требованиям устойчивости и управляемости;

в) предварительный аэродинамический расчет, основанный на данных продувок (обычно ограниченного количества их);

г) расчет на прочность отдельных частей (неполный для наиболее ответственных в смысле прочности частей конструкции);

д) изготовление макета (в натуральную величину) участков конструкции. В макет входят кабина экипажа, часть пассажирского салона, примыкающие части крыла, установка двигателя и пр. Макет принимается макетной комиссией, в состав которой входят пилоты, инженеры по оборудованию и др.

Эскизный проект работниками ОКБ защищается перед специальной комиссией и принимается как основа для дальнейшей работы, если проект одобрен.

2. Технический проект и постройка опытного образца

Работа конструкторского бюро и завода, строящего опытный образец летательного аппарата, включает следующее:

- а) изготовление рабочих чертежей;
- б) проведение полной программы аэродинамических исследований и расчетов;
- в) расчет на прочность;
- г) постройка обычно не менее трех экземпляров летательного аппарата — двух для летных испытаний и одного для испытания на прочность;
- д) испытания конструкции на прочность.

3. Летные испытания

Летные испытания ведутся в такой последовательности:

- а) заводские испытания;
- б) испытания, проводимые организацией-заказчиком.

После окончания испытания и доводки (устранения недостатков конструкции) в случае положительного заключения о их результатах может быть принято решение о серийной постройке и принятии на эксплуатацию летательного аппарата.

4. Серийная постройка

Над подготовкой к серийной постройке работает серийное конструкторское бюро (СКБ). В процессе работы СКБ вносит иногда изменения в конструкцию, связанные с особенностями технологии изготовления при серийной постройке и в дальнейшем с учетом опыта эксплуатации. Все изменения согласовываются с опытным конструкторским бюро и заказчиком. Проводится полный расчет на прочность и выполняются все чертежи, разрабатывается технологическая ос-вастка.

Приемка готовых летательных аппаратов производится представителями организации-заказчика. Через определенное число выпускаемых летательных аппаратов экземпляры их проходят более полные летные испытания и проверяются на прочность.

5. Эксплуатация летательного аппарата и срок службы

Во время эксплуатации летательного аппарата и при его ремонте ведется наблюдение за состоянием конструкции, выявляются дефекты и сроки их возникновения.

Для более раннего обнаружения изменений состояния парка летательных аппаратов определенного типа в условиях эксплуатации используются рейсовые летательные аппараты, налетавшие больше часов, и лидеры, повышенный налет которых определяется специальной программой.

Для уточнения ресурса планера и обоснования его продления проводятся усталостные испытания как новых летательных аппаратов, так и имеющих определенный налет. На основании таких испытаний устанавливаются сроки технического обслуживания и ремонта, определяются необходимые доработки (изменения конструкции), нужные для увеличения ресурса отдельных частей.

Срок службы современных летательных аппаратов в основном определяется экономическими причинами. Объясняется это следующим.

Если не вводятся модификации, связанные с улучшением летно-технических свойств (за счет установки более совершенных двигателей, увеличения числа пассажирских мест и пр.), то с течением времени летательные аппараты рассматриваемого типа по своим данным значительно отстают от уровня новых типов и поэтому переводятся на трассы, менее нагруженные.

При большом сроке службы летательного аппарата увеличиваются расходы на ремонт, поэтому наступает время, когда дальнейшее использование его и продление ресурса становятся невыгодными и летательный аппарат снимается с эксплуатации.

УСЛОВИЯ НАГРУЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Для обеспечения безопасности полетов конструкция летательных аппаратов прежде всего должна быть достаточно прочной и жесткой при действии на нее нагрузок, встречающихся в эксплуатации. Необходимо, чтобы прочность и жесткость обеспечивались в течение всего срока службы летательного аппарата и были достигнуты при возможно меньшем весе его конструкции.

Для установления связанных с этим требований прочности и уточнения их с учетом развития авиационной техники в исследовательских организациях систематически ведутся работы по изучению величин, направлений и повторяемости нагрузок, действующих на части конструкции в условиях эксплуатации.

Результаты этих работ систематизируются, обобщаются и излагаются в нормах прочности летательных аппаратов (см. § 7 настоящей главы).

Выполнение требований норм прочности проверяется расчетом конструкции и испытаниями, проводимыми в лабораториях и в полете.

При оценке прочности летательного аппарата рассматриваются следующие виды эксплуатационных условий нагружения:

- 1) маневренный полет;
- 2) полет в беспокойном воздухе;
- 3) движение по аэродрому при взлете, посадке и рулении.

К основным нагрузкам, действующим на части летательного аппарата в этих условиях, могут добавляться:

а) нагрузки от сил избыточного давления в герметических отсеках;

б) нагрузки, связанные с колебаниями и большими деформациями частей конструкции (колебания, вызванные неуравновешенностью двигателя; колебания от акустических воздействий; нарастающие деформации и колебания несущих поверхностей при взаимодействии аэродинамических и упругих сил и пр.);

в) силовые воздействия, возникающие при нагреве конструкции (в зоне установки двигателя, при сверхзвуковом полете).

Действие нагрузок на конструкцию проявляется и учитывается при проверке прочности различно в зависимости от их величины и количества повторений.

Наибольшие нагрузки, возможные в эксплуатации, но встречающиеся редко, могут вызвать остаточные деформации и даже разрушение конструкции. Они принимаются за основу при оценке необхо-

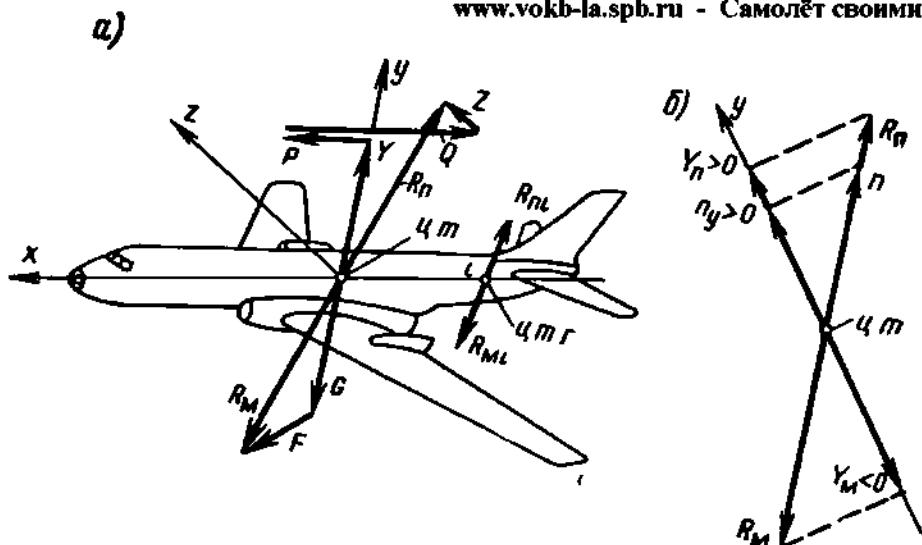


Рис. 1.1. Силы, действующие на самолет в криволинейном полете

димых для обеспечения прочности размеров конструкции и рассматриваются как приложенные однократно.

Нагрузки меньше, но многократно встречающиеся в течение срока службы, могут привести к усталостным повреждениям конструкции. Они являются решающими при определении долговечности конструкции.

Наряду с нагрузками при оценке прочности должны учитываться факторы, могущие повлиять на прочность, жесткость и долговечность конструкции: износ деталей, воздействие среды (разные виды коррозии), изменение свойств материалов от нагрева, радиации и т. п.

§ 1. СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ

При рассмотрении сил, действующих на летательный аппарат или его части в полете и на земле, пользуются методом кинетостатики, основанным на применении принципа Даламбера.

Кратко принцип Даламбера формулируется так: движущееся тело можно рассматривать как находящееся в равновесии, если в число действующих на него сил включить силы инерции.

Пользуясь методом кинетостатики, можно сравнительно просто определять нагрузки, действующие на конструкцию, находящуюся в движении, а по нагрузкам — усилия в ее элементах.

При проведении расчета на прочность все силы, действующие на летательный аппарат и его части, обычно разделяют на два вида:

1) массовые силы — силы, действующие на элементы массы и пропорциональные массе. К ним относятся силы веса и инерционные силы;

2) поверхностные силы — силы, приложенные к поверхности аппарата. К поверхностным силам относятся аэродинамические силы, тяга двигателей, реакции земли при посадке, силы взаимодействия между отдельными частями конструкции.

Рассмотрим поступательно движущийся самолет (рис. 1.1).

Равнодействующие R_{Π} и R_M поверхностных и массовых сил, приложенных к самолету и к находящемуся в нем грузу i , пройдут соответственно через центр тяжести самолета (ц. т.) и центр тяжести груза (ц. т. г.).

Согласно принципу Даламбера, под действием этих сил и самолет и груз могут рассматриваться как находящиеся в равновесии.

Тогда для самолета в целом можно записать

$$\bar{R}_{\Pi} + \bar{R}_M = 0,$$

откуда следует, что

$$\bar{R}_{\Pi} = -\bar{R}_M, \quad R_{\Pi} = R_M,$$

где \bar{R}_{Π} — равнодействующая поверхностных сил, полученная суммированием векторов равнодействующей аэродинамических сил и тяги двигателей; \bar{R}_M — равнодействующая массовых сил, полученная суммированием векторов сил веса и инерционных сил самолета; R_{Π} и R_M — модули (абсолютные значения) векторов \bar{R}_{Π} и \bar{R}_M .

Для любого груза i , расположенного в самолете, аналогично получим:

$$\bar{R}_{\Pi i} = -\bar{R}_{M i}, \quad R_{\Pi i} = R_{M i},$$

где $\bar{R}_{\Pi i}$ — равнодействующая поверхностных сил груза i , равная векторной сумме реакций крепления груза; $\bar{R}_{M i}$ — равнодействующая массовых сил груза i , равная векторной сумме силы веса и силы инерции груза; $R_{\Pi i}$ и $R_{M i}$ — модули векторов $\bar{R}_{\Pi i}$ и $\bar{R}_{M i}$.

Остановимся на двух случаях движения самолета: в криволинейном полете и в горизонтальном прямолинейном равномерном полете. Будем рассматривать их как движение материальной точки — центра тяжести самолета, к которой приложены все силы, действующие на самолет. Это соответствует допущению, что движение самолета поступательное.

1. Криволинейный полет

Скоростные оси координат x, y, z проведем через центр тяжести самолета. К этой же точке приложены поверхностные и массовые силы (рис. 1.1, а).

Поверхностные силы: Y — подъемная сила; P — тяга двигателя; Q — лобовое сопротивление; Z — боковая сила; R_{Π} — равнодействующая поверхностных сил.

Массовые силы: G — вес; F — инерционная сила; R_M — равнодействующая массовых сил.

Из схемы сил, приведенной на рис. 1.1, а, следует

$$\bar{R}_{\Pi} = \bar{Y} + \bar{P} + \bar{Q} + \bar{Z}; \quad \bar{R}_M = \bar{G} + \bar{F}.$$

Поверхностную силу \bar{R}_{Π} можно представить через вызываемое ею ускорение \bar{a}_{Π}

$$\bar{R}_{\Pi} = \frac{G}{g} \bar{a}_{\Pi}.$$

Вектор полного ускорения движения

$$\bar{a} = \bar{a}_n + \bar{g},$$

где \bar{g} — вектор ускорения земного тяготения.
Отсюда

$$\bar{a}_n = \bar{a} - \bar{g}$$

и

$$\bar{R}_n = \frac{G}{g} (\bar{a} - \bar{g}).$$

Это же выражение можно получить, рассматривая массовую силу \bar{R}_m и учитывая, что

$$\bar{G} = \frac{G}{g} \bar{g} \text{ и } \bar{F} = - \frac{G}{g} \bar{a}.$$

Тогда

$$\bar{R}_m = \frac{G}{g} (\bar{g} - \bar{a}).$$

Так как

$$\bar{R}_n = - \bar{R}_m,$$

то

$$\bar{R}_n = \frac{G}{g} (\bar{a} - \bar{g}).$$

2. Горизонтальный прямолинейный равномерный полет

При горизонтальном прямолинейном полете с постоянной скоростью массовой силой будет только вес G , а в число поверхностных войдут тяга P , лобовое сопротивление Q и подъемная сила Y .

Если P не дает проекции на ось y , то

$$\bar{P} = - \bar{Q}$$

и

$$\bar{R}_n = \bar{Y}.$$

Так как $\bar{R}_n = - \bar{R}_m$, то абсолютные значения равнодействующих поверхностных и массовых сил в этом варианте полета будут равны весу самолета:

$$R_n = R_m = G.$$

Рассмотренные выше положения справедливы и для поверхностных и массовых сил, действующих на вертолет.

§ 2. ПОНЯТИЕ О ПЕРЕГРУЗКЕ

Для сравнения сил, действующих на самолет и его части в криволинейном и в горизонтальном прямолинейном равномерном полете, вводится понятие о перегрузке.

1. Полная перегрузка

Полная перегрузка в центре тяжести летательного аппарата есть отношение равнодействующей поверхностных сил к его весу.

Полная перегрузка — величина векторная, так как принято, что она представляет собой отношение вектора \bar{R}_Π к модулю веса G , т. е.

$$\bar{n} = \frac{\bar{R}_\Pi}{G} = -\frac{\bar{R}_M}{G}.$$

Вектор \bar{n} направлен так же, как вектор \bar{R}_Π .

Абсолютная величина полной перегрузки может быть определена из выражения

$$n = \frac{R_\Pi}{G} = \frac{R_M}{G}.$$

Другими словами, абсолютная величина полной перегрузки может быть вычислена по значению равнодействующих либо поверхностных, либо массовых сил.

Выразим перегрузку через ускорение

Так как равнодействующая поверхностных сил:

$$\bar{R}_\Pi = \frac{G}{g} \bar{a}_\Pi = \frac{G}{g} (\bar{a} - \bar{g}),$$

то полная перегрузка

$$\bar{n} = \frac{1}{g} \bar{a}_\Pi = \frac{1}{g} (\bar{a} - \bar{g}).$$

Для разъяснения смысла понятия о перегрузке рассмотрим три возможных представления перегрузки самолета.

1. Исходя из рассмотрения горизонтального прямолинейного равномерного полета, можно сказать, что полная перегрузка самолета показывает, во сколько раз поверхностные силы, действующие в полете с ускорением, больше или меньше поверхностных сил в горизонтальном прямолинейном равномерном полете.

2. Из выражения полной перегрузки видно, что величина перегрузки дает сравнение массовых сил в рассматриваемом полете с весом самолета. Следовательно, полная перегрузка характеризует кажущееся изменение веса самолета (увеличение или уменьшение) в полете с ускорением (криволинейном или прямолинейном неустановившемся). Самолет как бы «перегружается» (или «разгружается») за счет присоединения к силам веса инерционных сил.

3. Как видно из выражения перегрузки через ускорения, полная перегрузка

$$\bar{n} = \frac{\bar{a}_\Pi}{g}.$$

Таким образом, перегрузка может рассматриваться как мера того ускорения $\bar{a}_n = \bar{n}g$, которое вызывают действующие на самолет поверхностные силы¹.

Понятие о перегрузке может быть применено также к силам, действующим на вертолет и на отдельные части самолета и вертолета и на грузы, размещенные в них.

Например, выражение для полной перегрузки груза, имеющего вес G_i , записывается так:

$$\bar{n}_i = \frac{\bar{R}_{ni}}{G_i},$$

где \bar{R}_{ni} — равнодействующая поверхностных сил, действующих на груз.

Полная перегрузка, выраженная через ускорения, определяется по формуле

$$\bar{n}_i = \frac{1}{g} \bar{a}_{ni} = \frac{1}{g} (\bar{a}_i - \bar{g}),$$

где \bar{a}_i — ускорение груза i ; \bar{a}_{ni} — ускорение от силы \bar{R}_{ni} .

Из полученных формул видно, что полная перегрузка зависит не только от ускорения движения \bar{a} , но и от ускорения силы тяжести \bar{g} .

2. Перегрузки в направлении координатных осей

Часто рассматривают не полную перегрузку, а ее составляющую в направлении какой-либо оси.

Перегрузкой в направлении оси называется проекция полной перегрузки n на направление этой оси.

Из рис. 1.1, б следует, что величина перегрузки в направлении оси y определится по формуле

$$n_y = n \cos(\bar{n}, \bar{y}).$$

Так как $n = \frac{R_n}{G}$, а $R_n \cos(\bar{n}, \bar{y}) = Y_n$,

где Y_n — проекция вектора \bar{R}_n на ось y , т. е. скалярная величина, то

$$n_y = \frac{Y_n}{G}.$$

По аналогии:

$$n_x = \frac{X_n}{G}.$$

¹ Следует заметить, что иногда, смешивая понятия перегрузки и ускорения, неправильно представляют перегрузку в виде числа, умноженного на величину g .

Перегрузка в направлении определенной оси как проекция вектора на ось может быть положительной, отрицательной или равной нулю.

Если при определении n_y исходить из выражения полной перегрузки через ускорения:

$$\bar{n} = \frac{\bar{a}_a}{g} = \frac{1}{g} (\bar{a} - \bar{g}),$$

то проекция вектора \bar{n} на ось y найдется как алгебраическая сумма проекций на ту же ось векторов, составляющих \bar{n} .

Так как $\frac{1}{g} (a_y - g_y) = \frac{1}{g} [a \cos(\bar{a}, \bar{y}) - g \cos(\bar{g}, \bar{y})]$, то

$$n_y = \frac{a_{ay}}{g} = \frac{a_y}{g} - \cos(\bar{g}, \bar{y}).$$

Отметим некоторые положения, связанные с применением понятия о перегрузке в направлении координатной оси.

1. Знак перегрузки в направлении оси y определяется знаком Y_{π} — проекции равнодействующей поверхностных сил на эту ось, а ее абсолютное значение

$$|n_y| = \frac{|Y_{\pi}|}{G} = \frac{|Y_M|}{G}.$$

2. Чаще всего рассматривается перегрузка самолета в направлении скоростной оси y . Опыт показывает, что при маневренном полете и при полете в беспокойном воздухе перегрузка в направлении оси y получается наибольшей.

3. Иногда перегрузку в направлении оси y называют просто «перегрузкой» или «коэффициентом перегрузки». Эта терминология неточна.

4. Строго говоря, для самолета Y_{π} — проекция поверхностной силы равна сумме проекций воздушных сил крыла и горизонтального оперения и силы тяги на ось y . При приближенном определении n_y воздушная сила горизонтального оперения и проекция силы тяги не учитываются. Проекция поверхностной силы принимается равной подъемной силе крыла. Неточность значения n_y может быть велика в тех случаях, когда тяга направлена под значительным углом к скорости (особенно у самолетов, имеющих большую тягу двигателей), и тогда, когда площадь горизонтального оперения сравнима с площадью крыла.

5. Перегрузка самолета в направлении скоростной оси x :

$$n_x = \frac{X_{\pi}}{G}.$$

Такая перегрузка возникает, например, при разгоне летящего самолета.

3. Выражение полной перегрузки через перегрузки в направлении координатных осей

Если известны перегрузки в направлениях трех взаимно перпендикулярных координатных осей n_x , n_y , n_z , то полная перегрузка может быть определена как вектор \vec{n} , имеющий проекции n_x , n_y , n_z . Абсолютное значение \vec{n} находится по формуле

$$n = \sqrt{n_x^2 + n_y^2 + n_z^2}$$

§ 3. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИЗУЧЕНИЕ ПЕРЕГРУЗОК. ИЗМЕРЕНИЕ ПЕРЕГРУЗОК

Определение перегрузок теоретическими методами наталкивается на ряд трудностей. Поэтому, особенно при определении предельных значений перегрузок для расчета на прочность, большую роль играет измерение перегрузок непосредственно на летательных аппаратах в полете и при движении по земле.

Для измерения перегрузок применяются перегрузочные приборы, называемые акселерометрами (указателями ускорения), а также самописцы перегрузок — акселерографы.

Первые исследования перегрузок в полете были осуществлены в 1918 г. В. П. Ветчинкиным, использовавшим для этой цели обычные пружинные весы с гирей.

Рассмотрим принцип действия перегрузочных приборов на примере простейшей конструкции прибора (рис. 1.2, а). В корпусе 1, в котором залита жидкость, на пружине 2 подвешен груз 3 с отверстиями. Указатель показывает на шкале 4 перемещение груза. Сопротивление жидкости, проходящей через отверстия в грузе, гасит колебания, искажающие показания прибора.

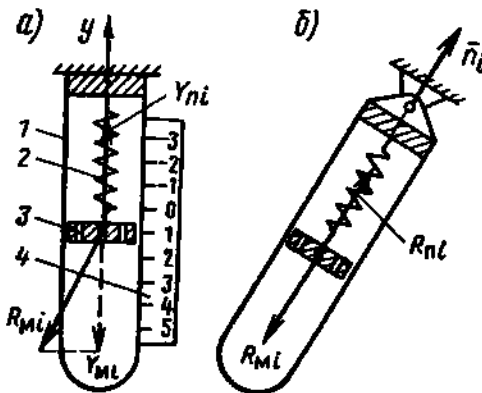


Рис 1.2. Простейший акселерометр: а — при неподвижном закреплении прибор показывает составляющую полной перегрузки, действующую вдоль его оси; б — при шарнирной подвеске прибор показывает полную перегрузку в точке его крепления

Пусть прибор установлен в точке i самолета.

Если прибор подвешен шарнирно, то при движении самолета его продольная ось располагается в направлении линии действия равнодействующей массовых сил. При этом прибор показывает полную перегрузку \vec{n}_i (рис. 1.2, б).

Полная перегрузка в любой точке определяется ускорением этой точки и ускорением земного тяготения:

$$\vec{n}_i = \frac{R_{ni}}{G_i} = \frac{1}{g} (\vec{a}_i - \vec{g}).$$

Перегрузка груза прибора, размещенного в точке i самолета, будет равна перегрузке точки i (считаем, что $\bar{a}_{\text{гр}} = \bar{a}_{\text{сам}} = \bar{a}_i$).

В равномерном движении или в покое на груз прибора действует массовая сила — вес груза $R_{\text{ми}} = G_i$ и поверхностная сила — натяжение пружины $R_{\text{пi}}$. При этом $R_{\text{пi}} = G_i$ и

$$n_i = \frac{R_{\text{пi}}}{G_i} = 1.$$

От действия веса груза пружина деформируется на постоянную величину Δl_G . При криволинейном движении самолета груз будет находиться под действием равнодействующей массовых сил груза $R_{\text{ми}} \neq G_i$.

При этом поверхностная сила $R_{\text{пi}} \neq G_i$, а деформация пружины $\Delta l_R \neq \Delta l_G$.

Если деформация пружины подчиняется закону Гука, то деформации пропорциональны значениям $R_{\text{пi}}$. Поэтому

$$n_i = \frac{R_{\text{пi}}}{G_i} = \frac{\Delta l_R}{\Delta l_G},$$

т. е. перемещение груза пропорционально перегрузке.

Однако шарнирная подвеска прибора на практике неудобна (раскачивание прибора, большие габариты, необходимые для размещения прибора и т. д.). Обычно пользуются приборами, устанавливаемыми неподвижно в направлении какой-либо оси.

Пусть прибор укреплен неподвижно в направлении оси y (см. рис. 1.2, а). На перемещение груза и деформацию пружины в криволинейном полете будет влиять только усилие $Y_{\text{пi}}$, вызванное составляющей $R_{\text{ми}}$, направленной вдоль оси y . Прибор в этом случае показывает перегрузку в направлении оси прибора, т. е.

$$n_{yi} = \frac{Y_{\text{пi}}}{G_i} = \frac{\Delta l_y}{\Delta l_G},$$

где Δl_y — деформация пружины от действия силы $Y_{\text{пi}}$.

Положительной перегрузке в направлении оси y будет соответствовать движение груза прибора вниз.

Нулевая точка шкалы прибора соответствует отсутствию натяжения пружины, перегрузка, равная единице, — деформации пружины неподвижного, вертикально расположенного прибора, под действием веса груза.

Наибольший интерес представляют перегрузки самолета n_y в направлении подъемной силы (в направлении скоростной оси y). Перегрузочный прибор крепится неподвижно (ось y_1 его располагается примерно по нормали к плоскости хорд), и перегрузки, измеренные им, отличаются от перегрузок в направлении подъемной силы. Однако это различие невелико, так как на летных режимах углы атаки лежат в узком диапазоне (от -2 до $+15^\circ$), где направление подъемной силы мало отличается от направления нормали к плоскости хорд.

Таблица 1.1

Случаи, в которых встречаются перегрузки	Наибольшее значение	Порядок времени действия, сек
Выход из пикирования	8—9 (до 11)	1
Вход в пикирование	—4	1
Одиарная неуправляемая («штопорная») бочка	3	Несколько секунд
Штопор	1,5—2	То же
Полет в болтанку	4	0,1
Посадка, пробег, разбег	3—5	0,1
» гидросамолета на воду	7	0,1
Раскрытие парашюта с изменением скорости от 60 до 5 м/сек	5	0,5
Катапультирование пилота	16	0,1

Современные перегрузочные приборы основаны на том же принципе действия, но имеют конструкцию, дающую возможность записи перегрузок по времени, синхронно с записью скорости и высоты полета.

При необходимости определения полной перегрузки перегрузочные приборы устанавливаются по направлениям главных связанных осей летательного аппарата x_1 , y_1 и z_1 . Синхронно измеряются составляющие перегрузки по трем осям x_1 , y_1 , z_1 , а затем вычисляется значение n по формуле

$$n = \sqrt{n_{x_1}^2 + n_{y_1}^2 + n_{z_1}^2}$$

При изучении перегрузок приборы ставятся как вблизи центра тяжести летательного аппарата, так и в других местах, потому что при сложном маневренном полете и вследствие упругих деформаций конструкции перегрузки в различных точках летательного аппарата сильно отличаются.

Некоторые статистические данные по перегрузкам даны в табл. 1.1.

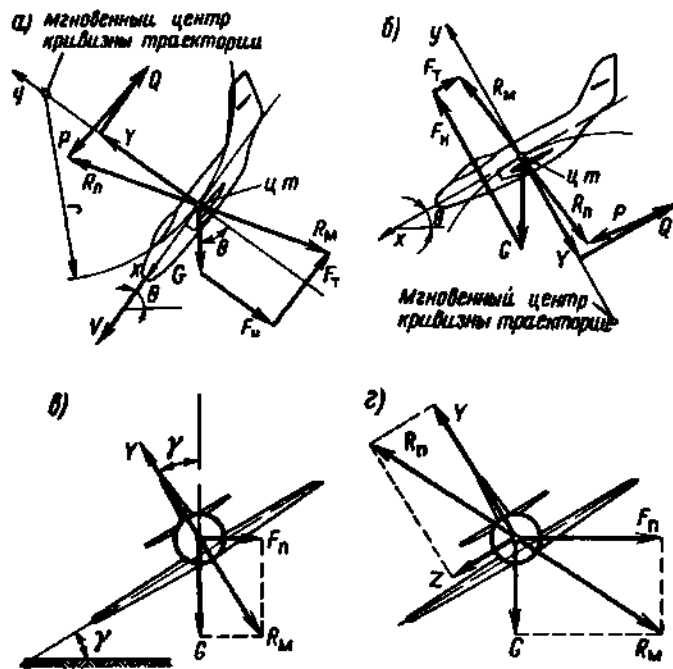
Влияние перегрузок на организм человека

Переносимость перегрузок организмом человека зависит прежде всего от величины действующей перегрузки. Малые и нечасто повторяющиеся перегрузки ($< 2 \div 3$) заметного влияния на работоспособность пилота, сидящего в кабине самолета, не оказывают, даже если они действуют в течение нескольких секунд. С ростом величины перегрузки или времени ее действия, ощущается смещение внутренних органов, ухудшение кровообращения и нарушение зрения. При дальнейшем увеличении перегрузок наступает потеря сознания, а затем повреждение внутренних органов и скелета. Важными факторами, определяющими предельную величину пере-

Рис. 1.3

К определению n_y :

a — при выводе из пикирования или планирования; *б* — при вводе в пикирование или планирование; *в* — при правильном вираже; *г* — при вираже со скольжением



носимой человеком перегрузки, являются направление, длительность и повторность действия перегрузки, а также индивидуальные особенности организма и его состояние.

§ 4. МАНЕВРЕННЫЙ ПОЛЕТ

Рассмотрим для некоторых типичных видов маневренного полета вывод выражений величины перегрузки через параметры, характеризующие условия полета.

1. Определение перегрузки n_y через скорость и параметры траектории полета

Выразим перегрузку в центре тяжести самолета по направлению подъемной силы n_y при криволинейном полете в вертикальной плоскости через скорость полета V и параметры траектории центра тяжести: радиус кривизны r и угол наклона касательной к горизонту θ .

На рис. 1.3, *a* в соответствии с принципом Даламбера показаны силы, действующие на самолет в случае выхода из пикирования или перехода с планирования на горизонтальный полет.

Ранее было получено, что

$$n_y = \frac{Y_{\pi}}{G}.$$

Так как непосредственно через V , r и θ выражаются составляющие массовой силы Y_M , то для решения поставленной задачи выразим Y_{π} через эти составляющие.

Проектируя силы на ось y , получим $Y_{\Pi} = G \cos \theta + F_{\Pi}$, но $F_{\Pi} = \frac{G}{g} \cdot \frac{V^2}{r}$, поэтому $Y_{\Pi} = G \left(\cos \theta + \frac{V^2}{gr} \right)$.

В результате

$$n_y = \cos \theta + \frac{V^2}{gr}.$$

Если касательная к траектории в центре тяжести параллельна горизонту, то $\theta = 0$, $\cos \theta = 1$ и

$$n_y = 1 + \frac{V^2}{gr}.$$

Для прямолинейного горизонтального полета, когда $r = \infty$, $n_y = 1$.
Перейдем к случаю, когда подъемная сила имеет направление, противоположное направлению оси y (например, при вводе в пикирование или переходе на планирование). Силы, действующие на самолет, показаны на рис. 1.3, б. Проектируя силы на ось y , получаем

$$Y_{\Pi} = G \cos \theta - \frac{GV^2}{gr} = G \left(\cos \theta - \frac{V^2}{gr} \right).$$

В этом случае перегрузка

$$n_y = \cos \theta - \frac{V^2}{gr}.$$

Для горизонтального перевернутого полета $\theta = 180^\circ$, $\cos \theta = -1$ и $n_y = -1$. Кривизна траектории полета $\frac{1}{r}$ может быть выражена

через скорость по траектории V и угловую скорость $\omega = \frac{d\theta}{d\tau}$ сле-

дующим образом: $\frac{1}{r} = \frac{d\theta}{dS} = \frac{d\theta}{d\tau} \cdot \frac{d\tau}{dS} = \frac{\omega}{V}$.

Тогда полученные выше выражения для n_y при маневре в вертикальной плоскости могут быть преобразованы так:

$$n_y = \cos \theta \pm \frac{V\omega}{g}.$$

Из последнего выражения следует, что значение перегрузки, которое может быть достигнуто при маневре в вертикальной плоскости, зависит от угла θ , скорости полета по траектории V и угловой скорости вращения самолета ω .

2. Перегрузки при вираже

При правильном вираже (рис. 1.3, в) равнодействующая центробежной силы и веса уравнивается подъемной силой Y .

Из уравнения проекций на вертикаль $Y \cos \gamma - G = 0$, находим $Y = \frac{G}{\cos \gamma}$.

Тогда перегрузка при правильном вираже равна

$$n_y = \frac{Y}{G} = \frac{1}{\cos \gamma}.$$

При вираже со скольжением (рис. 1.3, г — внешнее скольжение) возникает аэродинамическая сила сопротивления скольжению Z . Перегрузка определяется по формуле

$$n_z = \frac{Z}{G}.$$

§ 5. ПОЛЕТ В НЕСПОКОЙНОМ ВОЗДУХЕ

При полете летательного аппарата в неспокойном воздухе возникают значительные перегрузки n_y , вызываемые встречей с вертикальными порывами. Эти перегрузки ощущаются как «болтанка».

1. Причины возникновения вертикальных порывов

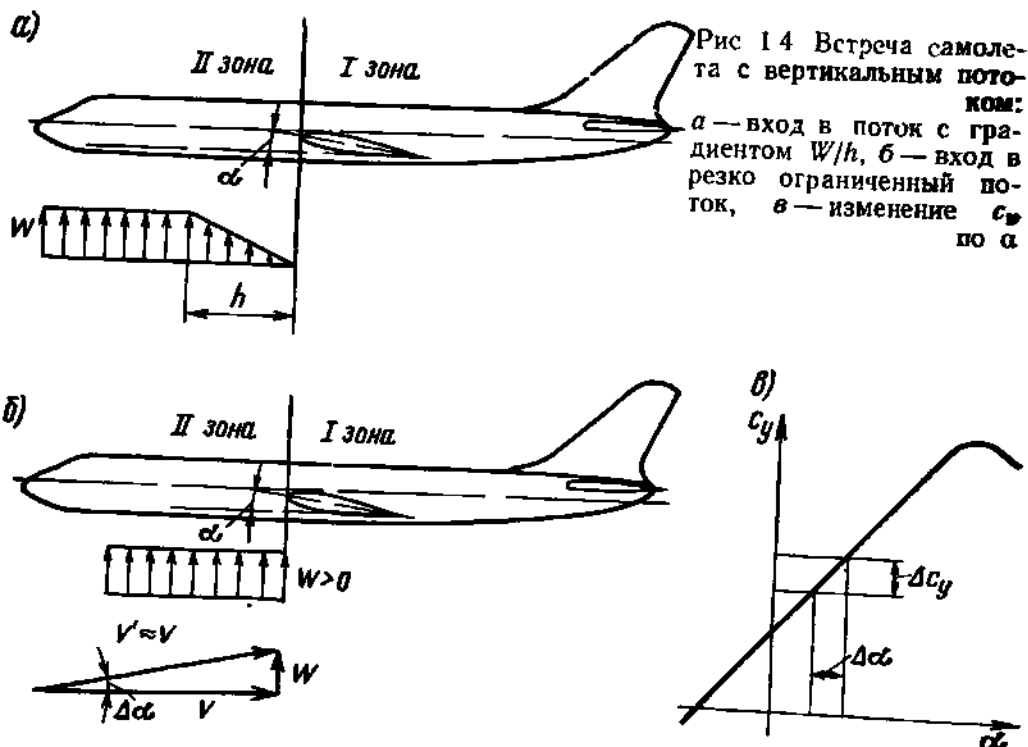
Турбулентное состояние воздушной среды является результатом движений воздуха, обусловленных различием температур и давлений на разных ее участках. При этом возникают, в частности, вертикальные потоки и порывы разной скорости. Порывами принято называть потоки, скорость которых быстро нарастает, т. е. имеющие большой градиент W/h (рис. 1.4, а).

Главными причинами образования вертикальных потоков и порывов являются:

а) неравномерный нагрев земной поверхности. Порывы, вызываемые неравномерным нагревом земной поверхности («конвективные потоки» или «термики»), распространяются до высот 2 000—3 000 м и имеют скорости до 10 м/сек;

б) изменение рельефа местности. При встрече перемещающихся масс воздуха с горами возникают порывы со скоростями до 20 м/сек и распространяющиеся до высот 1 500—2 000 м над уровнем вершин;

в) циркуляция воздуха в облаках. При образовании мощных кучевых облаков, которые распространяются до высот 4 000—5 000 м, возникают вертикальные порывы значительной скорости: в приземном слое, вне облака — до 10 м/сек, а в облаке — до 15 м/сек. Вертикальные порывы в грозном фронте достигают ско-



рости 20—50 м/сек, поэтому полеты самолетов в этой зоне опасны и недопустимы;

г) струйные течения. Вертикальные потоки, вызываемые струйными течениями, могут достигать скоростей, превышающих 10 м/сек.

2. Определение n_y самолета при полете в неспокойном воздухе

Найдем перегрузку n_y самолета, совершающего горизонтальный прямолинейный равномерный полет, в момент входа его в резко ограниченный вертикальный восходящий поток воздуха, имеющий постоянную скорость $W > 0$ (рис. 1.4, б).

Предполагаем, что самолет переходит из зоны спокойной атмосферы (зона I) в зону вертикального потока (зона II), не уступая действию потока.

В табл. 1.2 даны параметры, характеризующие условия полета и нагружения крыла самолета в зонах I и II.

Так как скорость полета значительно больше скорости вертикального порыва, то угол $\Delta\alpha$ мал; поэтому можно принять, что

$$\Delta\alpha \approx \operatorname{tg} \Delta\alpha = \frac{W}{V};$$

$$V' \approx V.$$

Таблица 1.2

Параметры	Зона I	Зона II
Угол атаки крыла	α	$\alpha + \Delta\alpha$
Коэффициент подъемной силы крыла	c_{yI}	$c_{yII} = c_{yI} + \Delta c_y$
Подъемная сила крыла	Y_I	$Y_{II} = Y_I + \Delta Y$
Скорость вертикального порыва	0	$W > 0$
Скорость полета	V	$V' \approx V$

Принимая, что поверхностная сила Y_{II} равна подъемной силе крыла (пренебрегая подъемной силой горизонтального оперения и проекцией силы тяги двигателей на ось y), можно написать

$$Y_{II} \approx Y = c_y S q,$$

где $q = \frac{\rho V^2}{2}$ — скоростной напор в рассматриваемом полете.

Учитывая, что перегрузка

$$n_y = \frac{Y_{II}}{G},$$

получим для момента входа крыла в зону II

$$n_y = \frac{c_{yII} S q}{G} = \frac{(c_{yI} + \Delta c_y) S q}{G}.$$

Так как $c_{yI} S q = Y_I = G$, то

$$n_y = 1 + \frac{\Delta c_y S \frac{\rho V^2}{2}}{G}.$$

Из рис. 1.4, б и в видно, что

$$\Delta c_y = c_y^\alpha \Delta\alpha \approx c_y^\alpha \frac{W}{V}.$$

Вводя выражение для Δc_y в формулу n_y и принимая во внимание, что вертикальные порывы могут быть как восходящими, так и нисходящими, получим

$$n_y = 1 \pm 0,5 c_y^\alpha \rho W V \frac{S}{G}.$$

В реальной атмосфере вертикальная скорость порывов, воздействующих на самолет, возрастает от границы порыва постепенно, на участке h (рис. 1.4, а).

Поэтому к моменту, когда крыло встретится с максимальным значением скорости порыва, самолет уже приобретает скорость V_y

в направлении действия порыва и, следовательно, скорость встречи крыла с вертикальным потоком будет равна $W - V_v$. Это приводит к уменьшению перегрузки n_v .

Для учета этого обстоятельства в полученное выше выражение для n_v вносится поправка: во второе слагаемое вводится множитель $k < 1$.

Тогда формулы для перегрузки при полете в неспокойном воздухе принимают вид.

$$n_v = 1 \pm 0,5kc_v^\alpha \rho W V \frac{S}{G}.$$

Учитывая, что $V = aM$ (где a — скорость звука, M — число M полета), получим:

$$n_v = 1 \pm 0,5kc_v^\alpha \rho W a M \frac{S}{G}.$$

Величина коэффициента k зависит как от градиента нарастания скорости порыва W/h , так и от аэродинамических инерционных и упругих характеристик самолета.

Приближенно значение k может быть определено по формуле

$$k = 1 - \frac{\rho g c_v^\alpha h}{4G/S}.$$

Результаты летных испытаний показали, что вертикальные порывы, вызывающие значительные перегрузки, имеют градиентные участки h от 20 до 70 м.

Рассматривая полет самолета в неспокойном воздухе, необходимо отметить еще следующее.

Встреча с восходящим порывом опасна также тем, что суммарный угол атаки $\alpha + \Delta\alpha$ может оказаться близким к критическому и возможно возникновение явления тряски и потери устойчивости самолета. Эта опасность повышается на больших высотах, где полет происходит на больших углах атаки.

§ 6. ПОЛЕТ С ВЫСОКИМИ СКОРОСТЯМИ

На рис. 1.5 изображены границы области возможного применения крылатых летательных аппаратов при высоких скоростях, приближающихся к космическим.

Прочностная граница — линия $q = \text{const}$ отделяет зону малых высот и больших скоростей, где полет практически невозможен из-за высоких значений скоростного напора. Во-первых, велики аэродинамические нагрузки на обшивку, что требует значительного повышения веса для обеспечения прочности; во-вторых, из-за роста лобового сопротивления, для полета необходимы двигатели слишком большой тяги.

Линия $T = \text{const}$ является температурной границей зоны слишком высокого кинетического нагрева. Для полета на больших ско-

ростях необходимо создание конструкций из жаропрочных материалов и усложнение оборудования введением средств теплозащиты и охлаждения.

Линия $c_y = \text{const}$ — аэродинамическая граница ограничивает сверху зону, в которой можно осуществить полет крылатых аппаратов на постоянной высоте, не превышая допустимого (достаточно удаленного от $c_{y \max}$) значения c_y .

Из рис. 1.5 следует, что при больших скоростях полет с постоянной высотой возможен на больших высотах в пределах «коридора», ограниченного допустимыми значениями q , T и c_y . Для рис. 1.5 условно принята прочностная граница $q_{\text{доп}} = 15\,000 \text{ кг/м}^2$,

$$T_{\text{доп}} = 1000^\circ \text{C}, \quad \frac{G}{c_y S} = 800 \text{ кг/м}^2.$$

Рассмотрим силы и перегрузки, действующие на летательный аппарат. При этом должна быть учтена кривизна Земли и определяемая ею кривизна траектории полета летательного аппарата на $H = \text{const}$ (на скоростях, далеких от космических, кривизна траектории, соответствующая полету на постоянной высоте, существенной роли не играет).

При полете вне действия атмосферы по дуге большого круга r (рис. 1.6, а) $Y = 0$, поэтому $Y_m = F_H - G = 0$, где центробежная сила $F_H = \frac{G}{gr} V_{\text{кр}}^2$. Отсюда $\frac{G}{gr} V_{\text{кр}}^2 - G = 0$.

Тогда формула для определения круговой или первой космической скорости $V_{\text{кр}}$ — скорости, при которой летательный аппарат

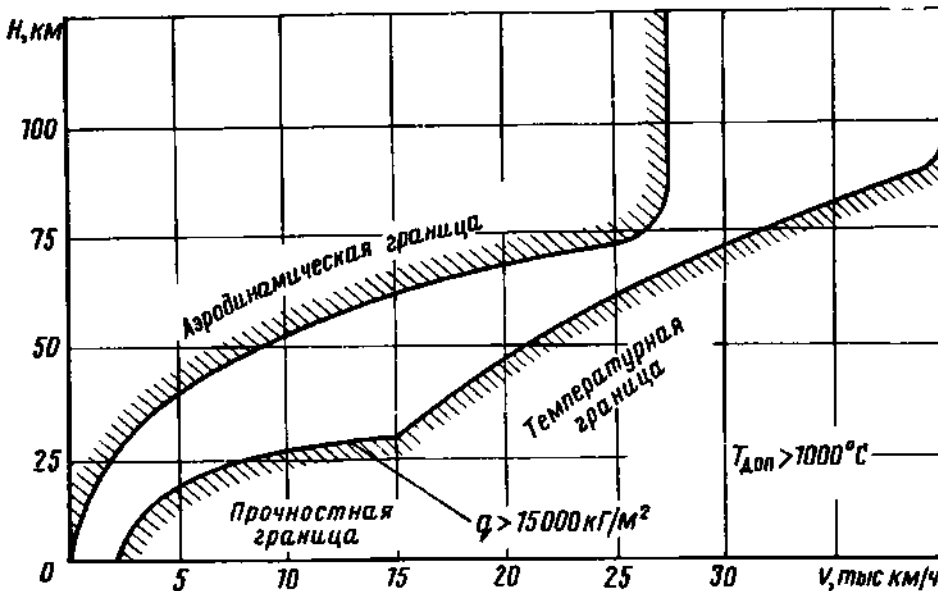


Рис 1.5 Границы областей применения крылатых летательных аппаратов

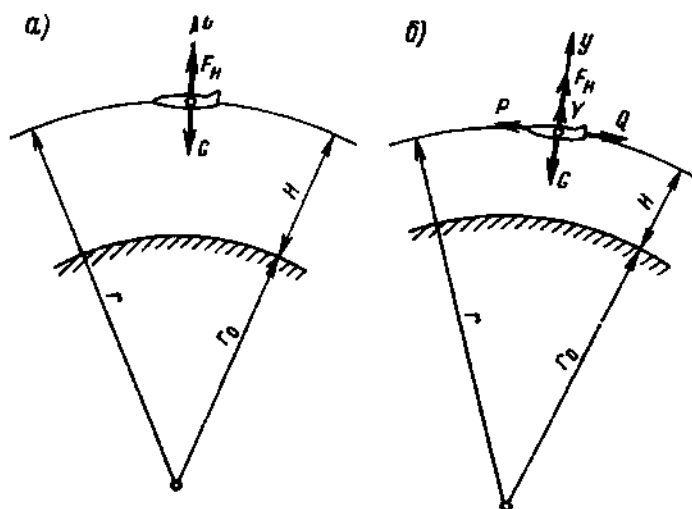


Рис. 16 Движение летательных аппаратов с большими скоростями
а — вне атмосферы; б — в атмосфере

может лететь по круговой орбите без наличия аэродинамической подъемной силы, примет вид:

$$V_{\text{кр}} = \sqrt{gr}.$$

У земли, где $g_0 = 9,81 \text{ м/сек}^2$; $r_0 = 6378 \text{ км}$ — радиус Земли по экватору, получим

$$V_{\text{кр}0} = 7,912 \text{ км/сек}.$$

На высоте $H = \text{const}$ (рис. 1.6, б)

$$r = r_0 + H, \quad g = g_0 \left(\frac{r_0}{r} \right),$$

$$V_{\text{кр}} = V_{\text{кр}0} \sqrt{\frac{r_0}{r}}.$$

При скорости полета $V < V_{\text{кр}}$ необходима аэродинамическая подъемная сила

$$Y = G - F_H = G - \frac{G}{g} \cdot \frac{V^2}{r} = G \left(1 - \frac{V^2}{gr} \right).$$

Так как $gr = V_{\text{кр}}^2$, то

$$Y = G \left(1 - \frac{V^2}{V_{\text{кр}}^2} \right).$$

Перегрузка

$$n_y = \frac{Y}{G} = 1 - \frac{V^2}{V_{\text{кр}}^2}.$$

При скорости полета $V = V_{\text{кр}}$ имеем $n_y = 0$, что соответствует состоянию невесомости.

§ 7. ТРЕБОВАНИЯ К ПРОЧНОСТИ И НОРМЫ ПРОЧНОСТИ САМОЛЕТОВ

Нормами прочности самолетов называют свод основных обязательных требований к прочности, жесткости и долговечности конструкции, которые должны соблюдаться при расчете и испытаниях на прочность¹.

В нормах прочности самолетов рассмотрен ряд случаев нагружения самолета, вероятных в эксплуатации и наиболее опасных для прочности его частей. Эти случаи выбраны на основании летных испытаний, лабораторных и теоретических исследований, а также материалов, обобщающих опыт эксплуатации самолетов. Определение нагрузок в различных случаях производится с учетом назначения самолета, его полетного веса, максимальной скорости полета и других факторов. Во всех случаях нагружения нормы прочности указывают способы определения нагрузок на самолет и его части, а также их направление и распределение.

Для каждого случая нагружения нормами прочности задается эксплуатационная перегрузка или эксплуатационная нагрузка.

Эксплуатационной перегрузкой n^a называют наибольшую вероятную в эксплуатации (практически могущую встретиться) перегрузку. В большинстве случаев нормы прочности рассматривают перегрузку в направлении подъемной силы. Иногда нормы прочности дают значения эксплуатационной нагрузки на части конструкции самолета P^a — наибольшей нагрузки, вероятной в эксплуатации. В качестве основных показателей уровня требований к прочности самолета при его создании задаются максимальная и минимальная (наибольшая отрицательная) эксплуатационные перегрузки n^a_{\max} и n^a_{\min} (через них нормы прочности выражают значения n^a для разных случаев нагружения).

Наряду с этим устанавливаются предельные величины скоростных характеристик летательного аппарата, вплоть до которых должна обеспечиваться прочность конструкции. Для самолетов основные из них: $q_{\max \max}$ — расчетный предельный (сверхмаксимальный) скоростной напор и $M_{\max \max}$ — расчетное предельное число M .

Эти предельные величины обусловлены необходимостью пойти на ограничение летных свойств, чтобы снизить вес конструкции. Ограничение q и V может быть связано с потребностью ограничить давление воздуха на обшивку или перегрузки в болтанку, с опасностью флаттера; ограничение M — с обеспечением устойчивости дозвуковых самолетов и ограничением кинетического нагрева сверхзвуковых.

¹ Нормы прочности регулярно пересматриваются и обновляются. Учитывая различия в технических требованиях и условиях эксплуатации, нормы прочности разных стран для военных и для гражданских самолетов имеют отличия. Существуют также нормы прочности вертолетов, планеров, и других летательных аппаратов.

При действии n^a и P^a не должно быть заметных остаточных деформаций и потери устойчивости силовых элементов конструкции.

Соответственно случаям нагружения определяются расчетная разрушающая перегрузка n^p или расчетная разрушающая нагрузка P^p на части конструкции самолета. До достижения величин n^p и P^p конструкция не должна разрушаться.

Значения P^p и n^p связаны с P^a и n^a зависимостями:

$$P^p = fP^a; \quad n^p = fn^a,$$

где f — коэффициент безопасности.

Рассмотрим подробно требования прочности и жесткости, которым должно удовлетворять состояние конструкции при действии P^a и P^p :

1) при действии P^a :

максимальные напряжения¹ (местные, в наиболее нагруженных точках конструкции) не должны вызывать остаточных деформаций $\epsilon_p \geq 0,2\%$;

не должно быть потери устойчивости и таких деформаций конструкции, которые приводят к искажению аэродинамических форм или нарушению работы управления.

Условие прочности имеет вид:

$$P^a < P_{\text{доп}} \quad \text{или} \quad \sigma^a < \sigma_{\text{доп}},$$

где σ^a — эксплуатационное напряжение (от действия нагрузки), по которому проверяется прочность; в отдельных случаях это может быть касательное τ^a , или приведенное (по третьей теории прочности) напряжение $\sigma^a_{\text{прив}}$; $P_{\text{доп}}$, $\sigma_{\text{доп}}$ — допускаемые нагрузка и напряжение. Это допускаемые характеристики прочности конструкции, определяемые указанными выше требованиями; допускаемое напряжение берется равным пределу текучести $\sigma_T = \sigma_{0,2}$ (или τ_T), а для элементов, теряющих устойчивость, — критическому напряжению σ_K (или τ_K);

2) до достижения P^p не должно происходить окончательного разрушения частей конструкции; они должны сохранять способность выдерживать повышение нагрузки.

Условие прочности:

$$P^p \leq P_{\text{разр}} \quad \text{или} \quad \sigma^p \leq \sigma_{\text{разр}},$$

где σ^p (или τ^p , $\sigma^p_{\text{прив}}$) — расчетное напряжение (от действия P^p); $P_{\text{разр}}$, $\sigma_{\text{разр}}$ — характеристики прочности при разрушении конструкции: разрушающие нагрузка и напряжение; разрушающее напряжение равно σ_B (или τ_B), а для элементов, теряющих устойчивость, берется на основе испытаний, в пределах от σ_K до σ_B (или от τ_K до τ_B).

¹ Максимальные напряжения возникают у концентраторов, поэтому деформация $\epsilon_p = 0,2\%$ является локальной; практически можно считать, что общие деформации конструкции до этого подчиняются закону Гука.

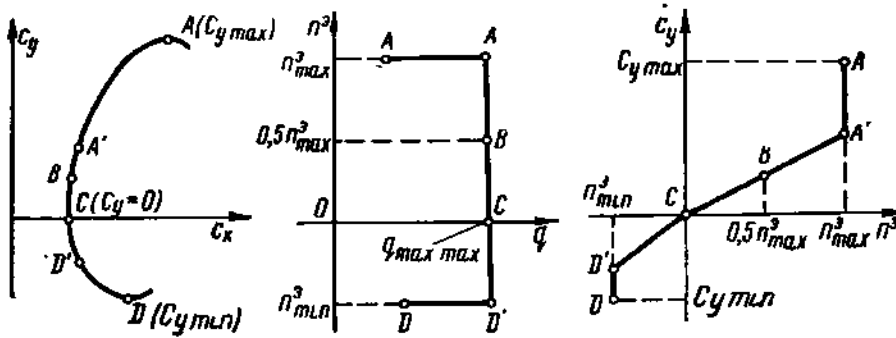


Рис. 1.7. Случай нагружения норм прочности самолета

Приведенные требования отражаются на значениях коэффициента безопасности f , принятых в нормах прочности.

В детали, размеры которой подобраны по условию прочности, напряжение от P^D будет $\sigma^D = \sigma_B$; при P^A оно будет равно $\sigma^A = \frac{\sigma_B}{f}$.

Для выполнения условия $\sigma^A < \sigma_T$ необходимо, чтобы было $\frac{\sigma_B}{f} < \sigma_T$,

или $f > \frac{\sigma_B}{\sigma_T}$. Для современных авиационных металлов $\frac{\sigma_B}{\sigma_T} \leq 1,3$.

Этим обосновано наименьшее допустимое значение $f = 1,3$.

Для основных случаев нагружения f задается в пределах от 1,5 до 2 в зависимости от того, насколько часто случай встречается и для прочности каких частей является решающим. Предусматривается увеличение f для особо ответственных деталей, для конструктивных элементов, характеристики прочности которых имеют значительный разброс и в некоторых случаях в целях повышения жесткости частей конструкций.

При выполнении требований норм прочности и жесткости конструкции летательного аппарата необходимо обеспечить и оценить ее долговечность, надежность и живучесть. Эти вопросы рассматриваются в гл. 13.

Нормы прочности рассматривают полетные и посадочные случаи нагружения. Важнейшими среди них являются полетные случаи A, A', B, C, D, D' и случай посадки на три точки E (случаи B и C рассматриваются с отклоненными элеронами). Эти случаи нагружения могут быть названы основными, так как именно они обычно являются решающими для прочности разных частей самолета. Как показано на рис. 1.7, они охватывают широкий диапазон значений углов атаки, эксплуатационных перегрузок и скоростей полета самолета.

Основные полетные случаи нагружения — A, A', B, C, D, D' . Для маневренных и ограниченно маневренных самолетов условия нагружения, соответствующие этим случаям норм прочности, встречаются при криволинейном маневренном полете. Для неманевренных

Таблица 13

Случай нагрузки	Параметры			
	n^a	c_y	q	f
A	n_{\max}^a	$c_{y\max}$	—	1,5
A'	n_{\max}^a	—	$q_{\max \max}$	1,5
B	$0,5n_{\max}^a$	—	$q_{\max \max}$	2,0
C	0	0	$q_{\max \max}$	2,0
D	n_{\min}^a	$c_{y \min}$	—	1,5
D'	n_{\min}^a	—	$q_{\max \max}$	1,5

самолетов гражданской авиации эти условия наиболее вероятны при полете в неспокойном воздухе.

В полетных случаях нормы прочности задают перегрузку n^a , а также q или c_y для определения подъемной силы крыла.

Сводка величин, характеризующих основные полетные случаи нагружения норм прочности самолетов, дана в табл. 1.3.

Для нахождения нагрузок на крыло и определения незаданных параметров в полетных случаях нагружения используется зависимость $Y^a = n^a G = c_y S q$.

Наряду с рассмотренными случаями нагружения имеется еще значительное количество случаев, которые являются решающими для прочности отдельных частей. Они изложены в главах, посвященных определенным частям конструкции.

§ 8. ОСОБЕННОСТИ НАГРУЖЕНИЯ ВЕРТОЛЕТОВ

1. Силы, действующие на вертолет в полете

На вертолет в криволинейном полете действуют поверхностные и массовые силы (рис. 1.8).

Поверхностные силы: R — результирующая аэродинамических сил несущего винта (НВ), направленная по оси конуса вращения несущего винта; Q — лобовое сопротивление вертолета (приближенно считается приложенным в центре тяжести вертолета); $T_{р.в}$ — тяга рулевого винта (РВ), уравновешивающая реактивный момент $M_{р.н.в.}$

Массовые силы: G — вес вертолета; F_n ; F_t — инерционные силы.

В связанной системе координат (по осям вертолета) сила R раскладывается на три составляющие: силу тяги винта T , направленную по оси вала (перпендикулярно плоскости вращения винта), продольную силу H и боковую силу S .

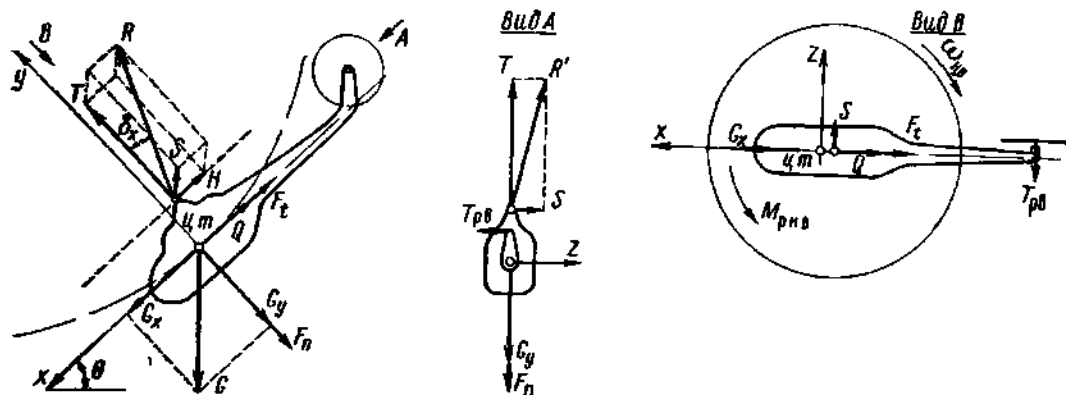


Рис. 1.8. Силы, действующие на вертолет

Силы H и S действуют в плоскости вращения винта. Сила тяги винта T по величине незначительно отличается от общей аэродинамической силы R , так как угол δ_x мал и изменяется в пределах от 0 до 6° . Это позволяет в расчетах принимать $T \approx R$.

2. Нагрузки, действующие на вертолет, и их нормирование

Нагрузки, действующие на вертолет, задаются величиной перегрузки.

Основные положения, касающиеся перегрузок (их определение, измерение и т. д.), рассмотренные для самолетов, остаются справедливыми и для вертолетов.

Скорость полета вертолета сравнительно невелика ($V_{\max} = 300 \div 350$ км/ч). Поэтому сила лобового сопротивления и продольная сила несущего винта обычно малы: $Q < 0,2 G$; $H < 0,2 T$.

Отсюда следует, что для прочности вертолета основное значение, как и для самолета, имеет перегрузка, действующая по направлению оси y . Величина ее определяется величиной тяги несущего винта

$$n_y = \frac{T}{G}.$$

Нормы прочности вертолетов (как и самолетов) рассматривают нагружение вертолетов в полете, при посадке, а также при работе в наземных условиях.

Нормы задают характерные случаи нагружения вертолета, а также величину эксплуатационной перегрузки n^o (наибольшую реально возможную при эксплуатации вертолета), значение коэффициента безопасности f , значения оборотов несущего винта и скорости полета вертолета в рассматриваемом случае.

Одним из характерных полетных случаев нагружения вертолета является маневренный полет — выход вертолета из планирования.

При этом считается, что $n_{\max}^a = 3$; $f = 1,5$; число оборотов несущего винта $n_{н.в} = 1,2 (n_{н.в})_{\text{ном}}$; $V = 1,15 V_{\max}$; тяга несущего винта $T = n_{\max}^a G$; продольная сила $H^a = 0,15 T^a$ и боковая сила $S^a = 0,075 T^a$.

Для вертолетов максимальные эксплуатационные перегрузки, определяемые аэродинамическими возможностями несущего винта, сравнительно невелики, так как при больших перегрузках возникает срыв потока на винте. Расчетные перегрузки обычно не превышают $n^p = 4 \div 6$.

2 глава

ВНЕШНИЕ ФОРМЫ КРЫЛЬЕВ И НЕСУЩИХ ВИНТОВ

§ 1. НАЗНАЧЕНИЕ КРЫЛА И ВАЖНЕЙШИЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К НЕМУ

Основное назначение крыла — создание подъемной силы, потребной для всех нормальных режимов полета, собственных самолету, при возможно меньшей затрате тяги двигательной установки. Кроме того, крыло играет важную роль в обеспечении устойчивости и управляемости самолета и может использоваться для размещения и крепления ряда агрегатов (шасси, топливных баков, двигательной установки).

Крыло является важнейшей частью конструкции самолета.

На долю крыла приходится значительная часть веса и полного лобового сопротивления самолета. Обычно для дозвуковых самолетов вес крыла

$$G_k = (0,07 \div 0,16) G_0; \quad G_{кн} = (0,35 \div 0,45) G_{кн},$$

где G_0 — взлетный вес самолета; $G_{кн}$ — вес конструкции самолета.

На режимах полета, близких к V_{\max} , отношение коэффициента лобового сопротивления крыла $c_{хк}$ к коэффициенту лобового сопротивления самолета $c_{хсам}$ составляет:

$$\frac{c_{хк}}{c_{хсам}} = 0,3 \div 0,5.$$

Снижение веса крыла и его лобового сопротивления приводит к понижению G_0 и $c_{хсам}$, вызывает уменьшение потребной тяги и расхода топлива и, следовательно, повышение экономической эффективности самолета.

Следует иметь в виду, что необходимость осуществления дополнительных функций крыла — обеспечения устойчивости и особенно

размещения агрегатов — иногда значительно сказывается на конструкции крыла.

Рассмотрим важнейшие технические требования, предъявляемые к крылу, и пути их реализации.

Аэродинамические требования. Внешние формы и геометрические размеры крыла должны обеспечить получение летных свойств, соответствующих назначению самолета. При этом должна учитываться интерференция крыла с другими частями самолета.

Основными аэродинамическими требованиями являются следующие:

1) малое значение сопротивления крыла, характеризуемого произведением $(c_x S)_k$ на основных режимах полета, — достигается подбором профилей с малым c_x , выбором рациональной формы крыла в плане, ограничением площади крыла S и улучшением состояния внешней поверхности крыла (уменьшается шероховатость обшивки, не допускаются стыки внахлестку, выступание заклепочных головок и других неровностей, повышающих c_x);

2) высокое значение $M_{\text{крит}}$ — критического числа M для околозвуковых самолетов и возможно меньшее изменение c_x и c_y по M при переходе к сверхзвуковым скоростям полета — обеспечивается применением специальных скоростных профилей малой относительной толщины, стреловидных крыльев в плане и крыльев малых удлинений;

3) достаточно большое значение произведения $c_{y\text{max}} S$, характеризующего способность крыла создавать необходимую подъемную силу для полета на малых скоростях, и возможность увеличения его за счет механизации крыла достигаются постановкой профилей, имеющих высокое значение $c_{y\text{max}}$, выбором площади крыла, достаточной для обеспечения нужных взлетно-посадочных свойств; выбором формы в плане, обеспечивающей хорошее размещение, достаточную площадь и высокую эффективность применяемой механизации (увеличение хорд центроплана, небольшая стреловидность ($0 \div 20^\circ$); иногда применением бипланной схемы крыла;

4) высокое значение максимального качества самолета $K_{\text{max}} = \left(\frac{c_y}{c_x} \right)_{\text{max}}$, необходимое для увеличения дальности и потолка

самолета, достигается использованием профилей, имеющих большие значения K_{max} , и крыльев больших удлинений; обеспечением хорошего состояния внешней поверхности крыла; применением специальной компоновки внешних форм самолета (крыла и фюзеляжа);

5) обеспечение устойчивости и управляемости на всех допустимых для самолета летных режимах.

Это требование отражается на всей аэродинамической компоновке самолета, являясь основным для определения форм, размеров и расположения хвостового оперения и элеронов; оно влияет и на внешние формы и расположение крыла.

Компоновочные требования связаны с возможностью размещения в крыле грузов и агрегатов (баков, шасси, двигательной установки и т. д.) при условии незначительного увеличения сопротивления крыла надстройками или ухудшением состояния его поверхности из-за наличия створок. На скоростных самолетах иногда это условие вынуждает отказываться от установки двигателей в крыле и от крепления к крылу опор шасси.

Кроме того, при сопряжении крыла с другими частями самолета не должна нарушаться структура их силовых схем.

Требования к прочности и жесткости крыла. Крыло должно обладать при возможно меньшем весе конструкции достаточной прочностью, долговечностью и жесткостью для обеспечения безопасности самолета на всех допустимых режимах эксплуатации.

Необходимо обеспечить жесткость конструкции крыла, достаточную для того, чтобы критические скорости, при которых возникают явления чрезмерного закручивания крыла (перекручивание, дивергенция), потери эффективности элеронов (реверс), самовозбуждающихся колебаний крыла (флаттер), превышали предусмотренные в эксплуатации скорости полета. Эти явления подробно рассмотрены в гл. 6.

Эксплуатационные требования. Необходимо при создании крыла обеспечивать эксплуатационную технологичность его конструкции. Для этого конструкция должна давать возможность простого и быстрого проведения всех операций контроля и обслуживания. Нужно обеспечить хороший доступ ко всем ответственным деталям крыла и к агрегатам, в нем расположенным, простоту их установки и съема, предусмотреть люки и разъемы на крыле и надо принять меры для защиты поверхности крыла от действия внешней среды и от случайных повреждений при эксплуатации.

Технологические требования. Эта группа требований относится к производственной и ремонтной технологичности конструкции крыла. Она предусматривает принятие мер для обеспечения малой трудоемкости и простоты изготовления и ремонта, точного выполнения внешних очертаний крыла, возможности применения сравнительно недорогих, недефицитных материалов и полуфабрикатов и др.

Технические требования, предъявляемые к крылу, в значительной мере взаимно противоречивы. Например, малая толщина профиля крыла выгодна с точки зрения аэродинамики скоростного самолета, но при обеспечении необходимой прочности тонкое крыло оказывается более тяжелым. Эксплуатационное требование наличия люков в крыле противоречит требованию обеспечения прочности при меньшем весе; даже хорошо пригнанные крышки люков ухудшают аэродинамические характеристики крыла.

При конструировании нужно учитывать тип и назначение самолета, условия его эксплуатации, подчиняя выбор параметров и конструктивных форм крыла условию наилучшего удовлетворения важнейших требований, предъявляемых к данному самолету.

§ 2. КОМПОНОВКА ВНЕШНИХ ФОРМ КРЫЛА

Под компоновкой внешних форм крыла — аэродинамической компоновкой понимается выбор и взаимная увязка внешних очертаний крыла и сопряжения крыла с фюзеляжем.

Целью аэродинамической компоновки является реализация в первую очередь аэродинамических требований к крылу. В то же время должны быть приняты во внимание и все другие технические требования.

Аэродинамическая компоновка крыла входит в комплекс аэродинамической компоновки всего самолета. Поэтому при окончательном выборе параметров крыла должны быть учтены формы и расположение других частей самолета.

1. Внешние формы крыла

Внешние формы крыла характеризуются:

- а) профилями сечений крыла;
- б) очертанием крыла в плане;
- в) очертанием крыла при виде спереди;
- г) размерами крыла и схемой расположения его частей (моноплан, биплан).

Внешние формы крыла современного самолета — результат длительного процесса их совершенствования. Развитие внешних форм крыла связано с улучшением летных характеристик самолетов, внедрением в самолетостроение новых материалов и совершенствованием силовых схем и конструкций.

Требования, предъявляемые в настоящее время к самолету, настолько сложны, что внешние формы крыльев проектируемых самолетов устанавливаются в результате специальных исследований.

Рассмотрим соображения о влиянии основных параметров, характеризующих внешние формы крыла, на свойства крыла и самолета.

Профили сечений крыла

Форму профиля (рис. 2.1) характеризуют очертания верхнего и нижнего обводов и следующие безразмерные основные параметры:

относительная толщина $\bar{c} = \frac{c}{b}$; относительное расстояние максимальной

толщины по хорде $\bar{x}_c = \frac{x_c}{b}$; относительная вогнутость

(кривизна) $\bar{f} = \frac{f}{b}$; относительное расстояние максимальной вог-

нутости по хорде $\bar{x}_f = \frac{x_f}{b}$; относительный радиус кривизны

передней (задней) кромки $\bar{r} = \frac{r}{b}$.

Профили обычно задаются для сечений крыла, взятых по полету или перпендикулярно линии фокусов. В соответствии с расположением сечения измеряется длина хорды b .

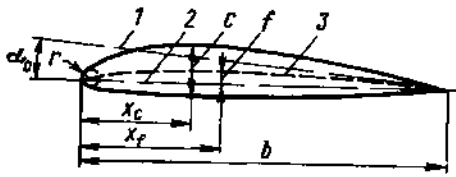


Рис 2.1. Геометрические характеристики профиля:
 \bar{c} — максимальная толщина; \bar{f} — максимальная вогнутость; r — радиус кривизны передней кромки; b — длина хорды; x_c и x_f — расстояния от носка профиля до максимальной толщины и максимальной вогнутости:
 1 — аэродинамическая хорда, 2 — геометрическая хорда, 3 — средняя линия профиля

Аэродинамической хордой профиля (хордой нулевой подъемной силы) называется хорда, проходящая через заднюю кромку профиля параллельно направлению потока, при котором $c_y = 0$. Кривизна профиля увеличивает угол α_0 между геометрической и аэродинамической хордами (рис. 2.2). Для симметричного профиля геометрическая и аэродинамическая хорды совпадают и $\alpha_0 = 0$. Типы профилей сечений крыла (рис. 2.3) и их параметры подбираются в соответствии с намечаемыми летными данными самолета.

Для крыльев дозвуковых самолетов ($M < 0,8$) применяются сравнительно толстые несущие профили с закругленной передней кромкой. Средние значения важнейших параметров этих профилей: $\bar{c} = 0,1 \div 0,18$; $\bar{x}_c = 0,2 \div 0,37$; $\bar{f} = 0 \div 0,035$.

Крылья с такими профилями имеют высокие значения $c_{y \max}$ и небольшое профильное сопротивление, которое при дозвуковом обтекании мало зависит от толщины профиля (рис. 2.4, а). Толщина профиля обеспечивает приемлемые объемы для размещения в крыле топлива, шасси, двигателей и достаточную строительную высоту крыла.

Для крыльев околозвуковых и сверхзвуковых самолетов¹ применяются специальные более тонкие симметричные профили.

Повышение аэродинамического качества треугольного крыла может быть достигнуто применением с целью уменьшения индуктивного сопротивления изгиба вниз носка профиля, возрастающего по направлению от корня к концу крыла (коническая кривизна крыла).

Значения важнейших параметров профилей для крыльев околозвуковых самолетов — $\bar{c} = 0,09 \div 0,16$; $\bar{x}_c = 0,3 \div 0,4$; $\bar{f} = 0 \div 0,035$, для крыльев сверхзвуковых самолетов — $\bar{c} = 0,02 \div 0,05$; $\bar{x}_c > 0,5$; $\bar{f} = 0$.

¹ К околозвуковым и трансзвуковым самолетам относятся самолеты, могущие достигать $M \geq 1$, но в нормальной эксплуатации летающие при $M < 1$.

У сверхзвуковых самолетов режим крейсерского полета сверхзвуковой — $M > 1$. Самолеты с $M > 5$ относятся к гиперзвуковым.

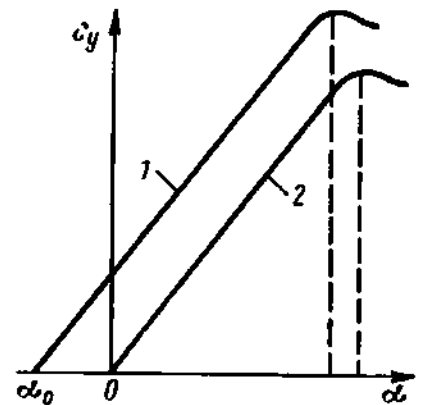


Рис 2.2 Влияние вогнутости профиля на зависимость $c_y = f(\alpha)$ и величину угла нулевой подъемной силы

1 — для несимметричного профиля;
 2 — для симметричного профиля
 $\alpha_0 = 0$ у симметричных профилей

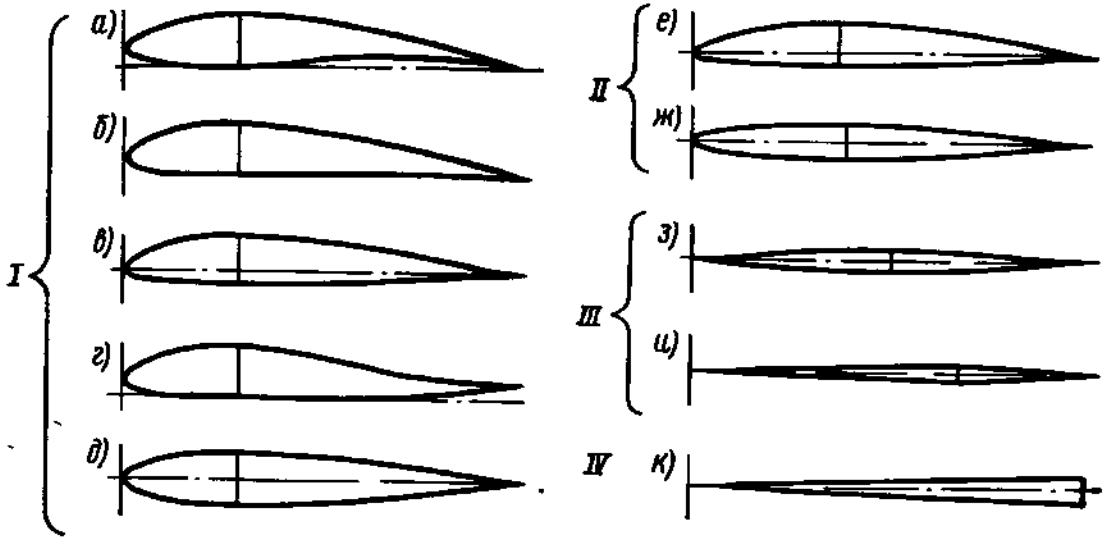


Рис. 23. Типы профилей крыла для различных скоростей полета: I — дозвуковые скорости полета: а — выпукло-вогнутый (очень малая скорость полета); б — плоско-выпуклый; в — двояко-выпуклый несимметричный; г — S-образный; д — двояко-выпуклый симметричный; II — околозвуковые скорости полета: е — двояко-выпуклый несимметричный; ж — двояко-выпуклый симметричный; III — сверхзвуковые скорости полета: з — дуговой, и — ромбовидный, IV — гиперзвуковые скорости полета к — клиновидный

Крылья с такими профилями обладают высокими значениями $M_{крит}$ и небольшим волновым сопротивлением при переходе через скорость звука. Существенными недостатками тонких крыльев яв-

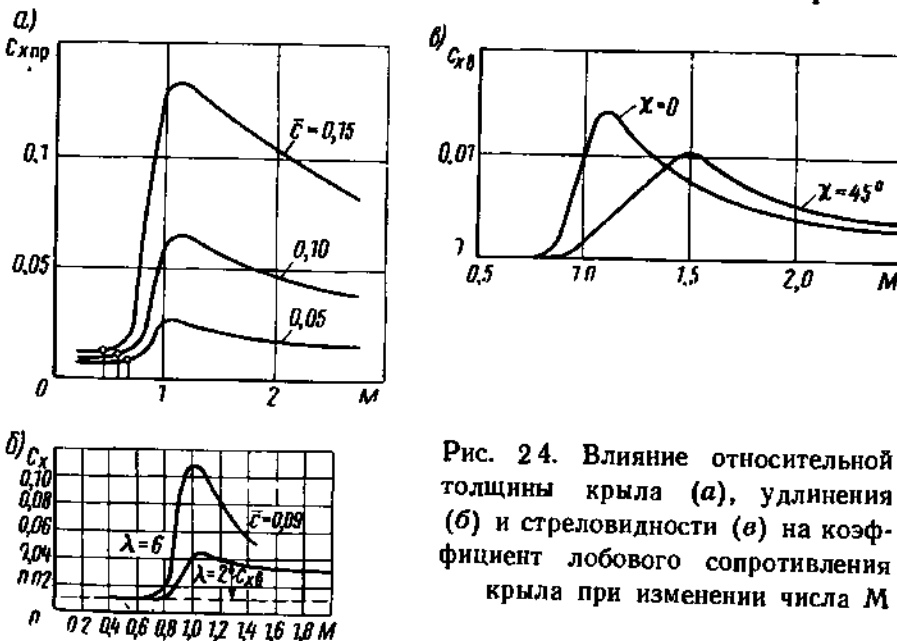


Рис. 24. Влияние относительной толщины крыла (а), удлинения (б) и стреловидности (в) на коэффициент лобового сопротивления крыла при изменении числа М

ляются малые значения $c_{y\max}$. Уменьшение относительной толщины при малых хордах крыла уменьшает внутренние объемы крыла и строительную высоту балки крыла, что ведет к увеличению веса его конструкции.

Влияние толщины профиля на вес крыла можно объяснить следующим образом. Если крыло представить как балку с высотой H , нагруженную изгибающим моментом $M_{\text{изг}}$, то усилие в поясах балки (см. гл. 3, § 6)

$$P = \frac{M_{\text{изг}}}{H}.$$

Если принять, что в определенном сечении $H \approx \bar{c}b$, разрушающий изгибающий момент — $M_{\text{изг}}^P$, а разрушающее напряжение $\sigma_{\text{разр}}$, то необходимая для обеспечения прочности площадь сечения пояса балки крыла

$$F = \frac{M_{\text{изг}}^P}{\bar{c}b\sigma_{\text{разр}}}.$$

Из этого выражения видно, что при заданном b увеличение \bar{c} приводит к уменьшению потребной F , а следовательно, и веса балки.

Очертание крыла в плане

Наибольшее распространение имеет трапециевидная форма крыла в плане обычно с закругленными концами (рис. 2.5, а).

Трапециевидное крыло характеризуется удлинением $\lambda = \frac{l_2}{S}$, сужением $\eta = \frac{b_0}{b_{\text{конц}}}$ и углом стреловидности по линии фокусов $\left(\frac{1}{4} \text{ хорд}\right) - \chi$.

Крыло называется стреловидным при $\chi > 20^\circ$.

Трапециевидное крыло малого удлинения и большого сужения, имеющее заднюю кромку, перпендикулярную продольной оси самолета, называется треугольным (рис. 2.5, б).

Для треугольных крыльев и для всех крыльев сверхзвуковых самолетов стреловидность характеризуется углом по передней кромке $\chi_{\text{п}}$.

Удлинение λ является важнейшим параметром крыла.

Увеличение удлинения крыльев дозвуковых самолетов приводит к уменьшению коэффициента индуктивного сопротивления и увеличению максимального качества K_{max} , как следует из выражения

$$c_{xi} = \frac{1}{\pi k \lambda} c_y^2,$$

где k — коэффициент, учитывающий форму крыла в плане, величину его площади, занятой фюзеляжем, и его расположение по высоте фюзеляжа.

Это способствует уменьшению расхода топлива, и, следовательно, росту дальности полета.

Отрицательные последствия увеличения λ :

а) рост веса крыла из-за увеличения изгибающего момента (рис. 2.6) и уменьшения строительной высоты крыла; уменьшение его жесткости;

б) ухудшение маневренности вследствие увеличения массового момента инерции самолета относительно продольной оси — I_x из-за разнеса масс крыла.

Значения λ выбираются для каждого типа самолета с учетом указанных выше положений.

У неманевренных дозвуковых транспортных самолетов с прямыми крыльями $\lambda = 6 \div 13$, со стреловидными — $\lambda = 5 \div 8$.

В некоторых случаях для достижения намеченных летных данных необходимо увеличивать λ даже за счет увеличения веса крыла. Так, например, рекордный в свое время по дальности полета самолет АНТ-25 имел крыло с $\lambda = 13,1$. Удлинение крыльев рекордных планеров-парителей достигает 25.

Маневренные спортивные дозвуковые самолеты с прямыми крыльями имеют меньшие удлинения — $\lambda = 5 \div 7$.

Это объясняется тем, что на режиме максимальной скорости, являющемся для этих самолетов основным, доля c_{xi} в c_x самолета незначительна (режиму V_{max} соответствуют малые α и c_y , а значит, и малые c_{xi}) и увеличение λ существенного выигрыша в c_x не дает. В то же время при ограничении λ достигаются приемлемые маневренные свойства самолета, уменьшается вес крыла.

При выборе удлинения крыльев сверхзвуковых самолетов принимаются во внимание еще следующие соображения:

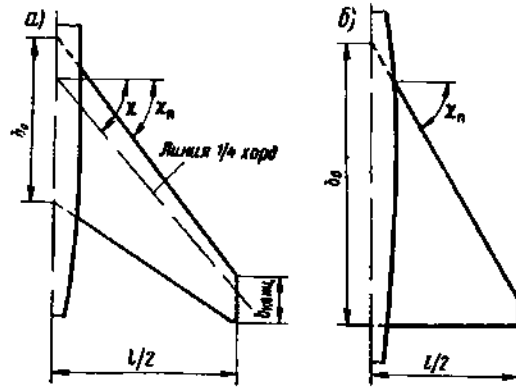


Рис. 25. Вид в плане и основные размеры стреловидного (а) и треугольного (б) крыльев

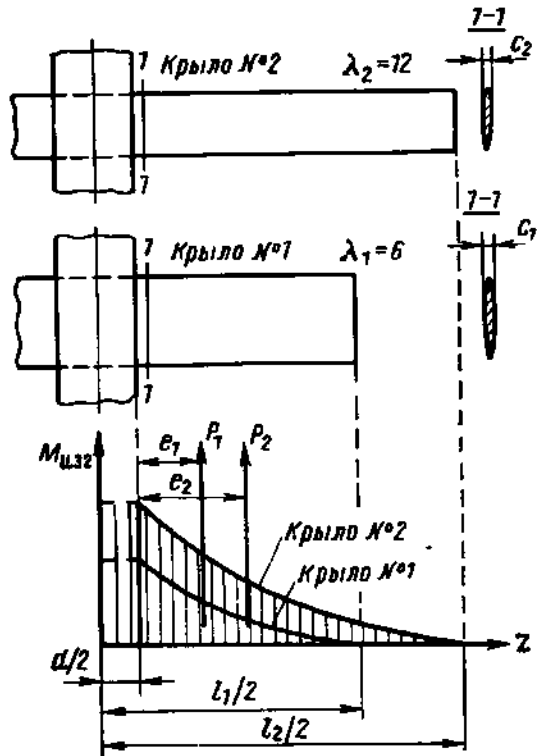


Рис. 26. При увеличении λ растут изгибающие моменты: $P_2 e_2 > P_1 e_1$

а) коэффициент индуктивного сопротивления c_{xi} при сверхзвуковом обтекании мало зависит от удлинения и в приближенном расчете влияние λ не учитывается:

$$c_{xi} = \frac{\sqrt{M^2 - 1}}{3,8} c_y^2;$$

б) значительное уменьшение удлинения приводит к росту $M_{крит}$ и к уменьшению прироста c_x за счет волнового сопротивления при $M > M_{крит}$ (см. рис. 2.4, б);

в) у крыльев малых удлинений малы значения c_y^a а $c_{y\max}$ достигается при больших углах атаки — 25—30°. Это является недостатком, так как при ограниченной компоновке шасси величине $\alpha_{доc}$ малое значение $c_{y\text{пос}}$ приводит к ухудшению посадочных свойств самолета;

г) для крыльев, имеющих сверхзвуковые профили с малыми относительными толщинами \bar{t} , очень важно то, что применение малых удлинений приводит к уменьшению веса, увеличению жесткости и объемов корневых частей крыла.

С учетом приведенных выше положений для сверхзвуковых самолетов применяются крылья сравнительно малых удлинений: $\lambda = 1,5 \div 4,0$.

При выборе сужения η учитывается как положительное, так и отрицательное влияние величины сужения на свойства крыла и самолета.

Положительное влияние увеличения сужения:

а) повышается эффективность механизации крыла (щитков, закрылков), так как ее влияние распространяется при этом на большую площадь крыла;

б) растут объемы корневой части крыла, что облегчает уборку шасси, размещение баков и др.;

в) уменьшается вес и повышается жесткость корневой части крыла вследствие увеличения строительной высоты и хорды наиболее нагруженных корневых сечений.

Отрицательное влияние увеличения сужения η :

а) повышается склонность к концевому срыву, ухудшается устойчивость и управляемость при полете на больших углах атаки;

б) снижается эффективность элеронов.

У крыльев современных самолетов различного назначения величина сужения $\eta = 1 \div 4,5$.

Малые углы стреловидности χ применяются иногда в целях смещения средней аэродинамической хорды (САХ) крыла для обеспечения необходимой центровки самолета.

Основной целью применения стреловидных крыльев с $\chi = 20 \div 60^\circ$ является улучшение аэродинамических свойств крыла при больших M :

а) у стреловидных крыльев растет $M_{крит}$, по сравнению с $M_{крит\chi=0}$ прямого крыла. Увеличение числа $M_{крит}$ стреловидного крыла приближенно характеризуется зависимостью

$$M_{крит\chi} = \frac{M_{крит\chi=0}}{\sqrt{\cos \chi}}$$

Применение стреловидных крыльев позволяет летать при больших M без возникновения волнового кризиса на крыле;

б) стреловидность способствует также более плавному протеканию волнового кризиса и уменьшению максимального значения $c_{хв}$. Характер влияния χ на зависимость $c_{хв}$ от M показана на рис. 2.4, в. Обычно применяемая прямая стреловидность ($\chi > 0$) приводит к увеличению путевой и поперечной устойчивости самолета, повышению критических скоростей флаттера и дивергенции.

Однако стреловидные крылья обладают и недостатками:

а) у крыльев с прямой стреловидностью происходит преждевременный срыв потока с концов крыла. Это приводит к ухудшению устойчивости и управляемости на больших углах атаки, в частности на взлете и при посадке;

б) с ростом стреловидности уменьшаются $c_{уmax}$ и K_{max} , снижается эффективность средств механизации, повышающих $c_{уmax}$;

в) стреловидность приводит к усложнению производства и увеличению веса конструкции крыла.

Для сверхзвуковых самолетов применяется также треугольная форма крыла в плане.

Таблица 2.1

Параметры	Влияние увеличения параметра	
	положительно	отрицательно
λ	Уменьшение $c_{х1}$	<ol style="list-style-type: none"> 1. Увеличение $M_{изг}$ и веса, уменьшение жесткости крыла. 2. Уменьшение $M_{крит}$. 3. Ухудшение маневренных свойств самолета из-за разноса масс крыла
η	<ol style="list-style-type: none"> 1. Уменьшение $M_{изг}$ и веса и увеличение жесткости крыла. 2. Увеличение эффективности механизации крыла. 3. Увеличение объемов корневой части крыла. 	<ol style="list-style-type: none"> 1. Повышение склонности к концевому срыву. 2. Уменьшение эффективности элеронов
.	<ol style="list-style-type: none"> 1. Увеличение $M_{крит}$. 2. Уменьшение $c_{хв}$ при переходе через скорость звука. 	<ol style="list-style-type: none"> 1. Повышение склонности к концевому срыву. 2. Уменьшение эффективности механизации крыла. 3. Усложнение производства и увеличение веса крыла

В треугольном крыле хорошо сочетаются положительные аэродинамические свойства стреловидности, малого удлинения и малой относительной толщины.

Несмотря на малые относительные толщины треугольные крылья могут иметь в корневой части сравнительно большие объемы и строительную высоту, что облегчает компоновку и обеспечивает весовые преимущества треугольных крыльев по сравнению с крыльями другой формы в плане. Недостатком треугольного крыла является снижение $C_{удос}$ из-за малого удлинения.

В табл. 2.1 приведена краткая сводка основных качественных данных о влиянии параметров, характеризующих очертания крыла в плане, на свойства самолетов.

Очертание крыла при виде спереди

Основным параметром, характеризующим вид крыла спереди, является угол ψ поперечного V крыла.

Величина и знак ψ (на рис. 2.7 $\psi > 0$) выбираются главным образом из условия получения необходимого соотношения между поперечной и путевой устойчивостью в зависимости от величины угла стреловидности, взаимного расположения крыла и фюзеляжа по высоте и параметров вертикального оперения.

Иногда на выбор величины угла ψ оказывают влияние и компоновочные соображения, например необходимость опустить крыло для уменьшения высоты шасси или поднять его для удаления от земли концов лопастей винта или воздухозаборников при установке двигателей на крыле.

2. Взаимное расположение крыла и фюзеляжа

Взаимное расположение крыла и фюзеляжа характеризуется:

- а) продольным расположением крыла относительно фюзеляжа;
- б) расположением крыла по высоте фюзеляжа;
- в) углом установки крыла — углом между геометрической хордой бортового сечения и осью фюзеляжа;
- г) сопряжением поверхностей крыла и фюзеляжа.

При установлении расположения крыла по отношению к фюзеляжу необходимо учитывать, что основные силовые элементы центральной части крыла должны проходить через фюзеляж и крепиться к нему, не нарушая компоновки пассажирских и грузовых кабин.

Продольное расположение крыла относительно фюзеляжа

Расположение средней аэродинамической хорды крыла — САХ относительно остальных частей самолета определяет центровку самолета — положение центра тяжести по САХ (рис. 2.8), характеризуемое величиной $\bar{x}_{ц.т.} = \frac{x_{ц.т.}}{b_A} 100\%$. Это учитывается при выборе продольного расположения крыла относительно фюзеляжа.

Расположение крыла по высоте фюзеляжа

Расположение крыла по высоте фюзеляжа может быть средним, нижним и верхним. Этому соответствуют три схемы самолета-моноплана, показанные на рис. 2.9.

Среднее расположение крыла является наилучшим с точки зрения аэродинамики, так как обеспечивает наименьшее вредное взаимное влияние крыла и фюзеляжа.

Однако существенным недостатком среднеплана является сложность размещения кабин и грузовых отсеков в той части фюзеляжа, где проходит крыло.

Среднее расположение крыла встречается на военных самолетах.

Верхнее расположение крыла позволяет получить наименьшее снижение $C_{y\max}$ крыла от влияния фюзеляжа и повышает поперечную устойчивость самолета. Кроме того, высокоплан обеспечивает: более простое, чем для среднеплана, сопряжение силовых элементов крыла с фюзеляжем; удобство загрузки и разгрузки грузовых самолетов благодаря низкому расположению фюзеляжа (рис. 2.10, а); достаточный обзор нижней полусферы. При схеме высокоплана легче обеспечить для двигателей на крыле достаточное удаление концов лопастей винтов от земли.

К недостаткам высокоплана можно отнести:

а) трудность компоновки главных ног шасси — при креплении к крылу стойки получают длинными, что приводит к увеличению веса шасси и затрудняет уборку; при креплении главных ног шасси к фюзеляжу колея шасси получается узкой, а необходимость уборки их в фюзеляж усложняет его конструкцию;

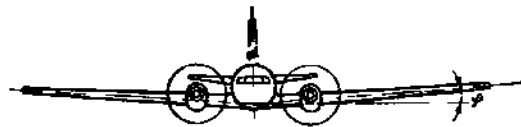


Рис. 2.7. К объяснению поперечного V крыла

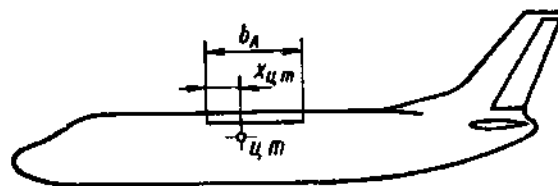


Рис. 2.8. Положение центра тяжести самолета (ц. т.) относительно носка средней аэродинамической хорды (САХ) крыла характеризует центровку самолета

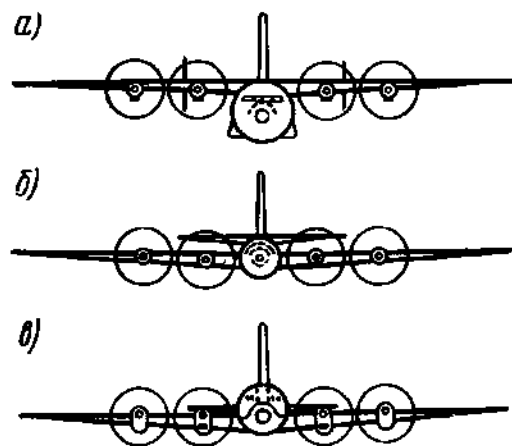


Рис. 2.9. Три схемы моноплана: а — высокоплан; б — среднеплан; в — низкоплан

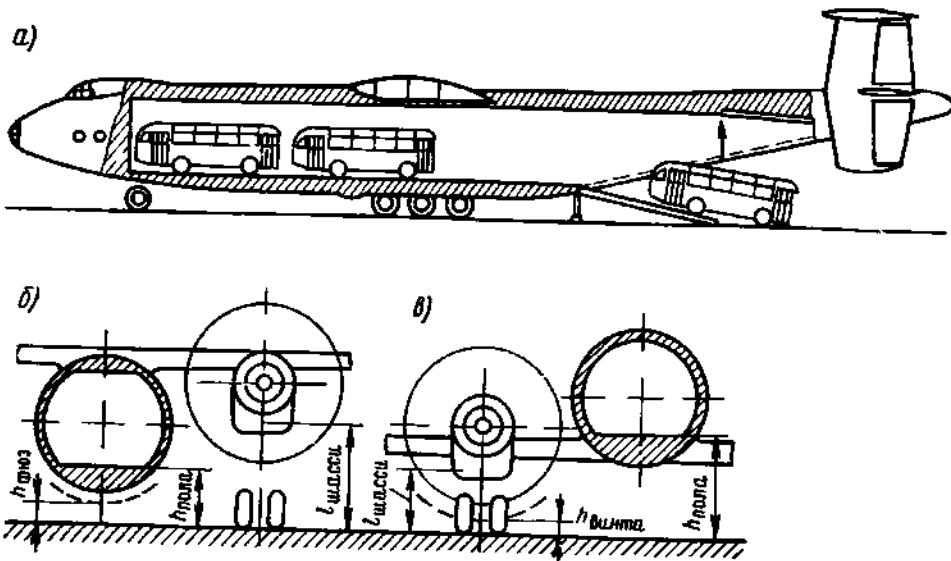


Рис. 2.10. Сравнение компоновок высокоплана и низкоплана: а — применение схемы высокоплана для грузового самолета позволяет понизить уровень пола и облегчает погрузочно-разгрузочные работы; б и в — расположение фюзеляжа, двигателей и шасси на высокоплане и низкоплане; при полном обжатии шасси необходимо $h_{\text{фюз}} \geq 400$ мм и $h_{\text{винта}} \geq 200$ мм

б) усложнение конструкции: при аварийной посадке с убраным шасси фюзеляж высокоплана испытывает большие динамические нагрузки, поэтому его приходится усиливать и увеличивать вес конструкции;

в) неудобство обслуживания высоко расположенных двигательных установок.

Схема высокоплана используется для пассажирских самолетов, и особенно широко — для грузовых.

Нижнее расположение крыла имеет следующие преимущества:

а) возможность уборки главных ног шасси в крыло;

б) при аварийной посадке с убраным шасси значительную долю энергии при ударе поглощает крыло;

в) механизация может быть распространена и на подфюзеляжную часть крыла, что способствует улучшению взлетно-посадочных свойств самолета;

г) удобство обслуживания невысоко расположенной двигательной установки;

д) простота сопряжения силовых элементов крыла с фюзеляжем.

К недостаткам низкоплана относятся:

а) увеличение c_x самолета и снижение $c_{y\text{max}}$ крыла;

б) затенение крылом обзора нижней полусферы;

в) при работе двигателей, расположенных близко к земле, возникает опасность засасывания посторонних предметов;

г) опасность задевания земли концом крыла при посадке с креном.

Низкое расположение крыла широко применяется для пассажирских и учебно-спортивных самолетов.

На рис. 2.10, б показаны особенности взаимного расположения фюзеляжа, двигателя, винтов и шасси для схем высокоплана и низкоплана.

Угол установки крыла

Угол установки крыла $\varphi_{уст}$ (установочный угол) обычно измеряют между геометрической хордой профиля бортового или осевого (в плоскости симметрии самолета) сечения крыла и осью фюзеляжа, с которой фактически совпадает направление потока, соответствующее c_x фюз. т.п. (рис. 2.11).

Для обеспечения наименьшего сопротивления самолета установочный угол крыла желательно брать равным углу атаки на основном режиме полета: $\varphi_{уст} \approx \alpha_{полета}$. При этом на основном режиме полета ось фюзеляжа будет находиться в линии полета и фюзеляж будет создавать наименьшее сопротивление.

Для транспортных самолетов основным является режим полета на угле атаки, близком к углу максимального качества, для истребителей — режим максимальной скорости.

Встречаются отклонения от рассмотренного правила, объясняемые затруднениями, связанными с компоновкой шасси и обеспечением значения угла атаки крыла при стоянке, нужного по условиям взлета и посадки.

Обычные значения угла установки $\varphi_{уст} = 1 \div 4^\circ$.

Сопряжение поверхностей крыла и фюзеляжа

При сопряжении крыла и фюзеляжа применяются закругления, сглаживающие очертания стыка, и зализы (рис. 2.12), заполняющие каналы между крылом и фюзеляжем. В расчет площади крыла они не вводятся. Форма их подбирается при продувках.

При правильной компоновке зализы исключают образование завихрений на летных режимах, дают снижение c_x от интерференции, однако увеличивают c_x от трения.

Если вблизи фюзеляжа плоскость хорд крыла нормальна к поверхности фюзеляжа, то интерференция мала (рис. 2.13) и зализы

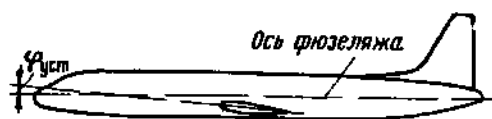


Рис. 2.11. Угол установки крыла $\varphi_{уст}$

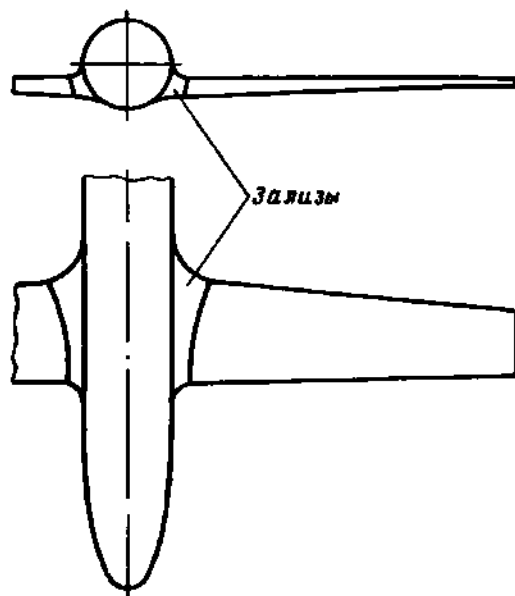


Рис 2.12. Зализы у стыка крыла с фюзеляжем, уменьшающие сопротивление интерференции

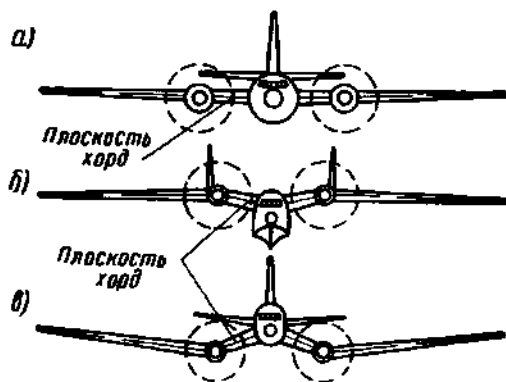


Рис. 2.13. Сопряжение крыла с фюзеляжем по схеме среднеплана (а), прямой (б) или обратной (в) чайки уменьшает сопротивление интерференции

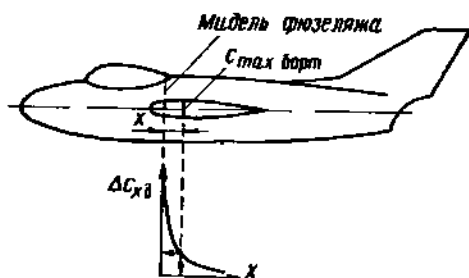


Рис. 2.14 При совпадении положения максимальной толщины бортового сечения крыла с миделевым сечением фюзеляжа волновое сопротивление самолета резко возрастает

не требуются. В этом случае достаточно обеспечить плавное сопряжение крыла с фюзеляжем.

Остановимся на особенностях сопряжения с фюзеляжем крыла околозвукового (трансзвукового) самолета.

В зоне стыка, там где совмещается наибольшая кривизна сопрягаемых поверхностей, происходит значительное увеличение местных скоростей потока, обтекающего самолет, и как следствие уменьшение $M_{крит}$ и увеличение $C_{xв}$.

Для предотвращения этого нужно, чтобы максимальная толщина бортового сечения крыла не совпадала с миделевым сечением фюзеляжа (рис. 2.14).

Обобщением этого положения является «правило площадей», которое можно сформулировать следующим образом: для уменьшения роста местных скоростей потока при взаимном сопряжении

частей самолета распределение площадей поперечных сечений всего самолета по его длине должно быть таким, как для тела вращения наименьшего сопротивления.

Для соблюдения этого правила площади поперечных сечений фюзеляжа и гондол двигателей должны быть уменьшены на участке их сопряжения с крылом.

Это сделано, в частности, на самолете Ту-104. На рис. 2.15 показан общий вид самолета В-58 «Хаслер», при компоновке которого также применялось правило площадей.

При сопряжении с фюзеляжем стреловидного крыла принимаются меры для уменьшения «серединного эффекта», проявляющегося в том, что плоскопараллельное обтекание центральных частей крыла не дает возможности реализовать на них эффект стреловидности.

Для этого применяется увеличение стреловидности передней кромки крыла (рис. 2.16) на участке, примыкающем к фюзеляжу («наплыв»), и постановка на этих участках профилей с более передним расположением минимума давления (обычно это достигается смещением вперед максимальной толщины).

«Наплывы» спереди и сзади применяются также в целях увеличения хорд центральной части крыла (см. рис. 2.16), а следовательно, ее объема (например, для уборки шасси) и площади (для повышения эффективности механизации). Кроме того, применение «наплывов» позволяет, не изменяя строительной высоты балки крыла ($c_{\text{борт}} = \text{const}$), уменьшить относительную толщину \bar{c} бортового профиля, что необходимо для повышения $M_{\text{крит}}$ центральной части крыла.

3. Меры предотвращения концевого срыва

При выходе на большие углы атаки у трапецевидных крыльев с $\chi \geq 0$ срыв потока начинается на концах (обычно несимметричный) и распространяется далее по крылу. Это явление опасно, так как приводит к резкому ухудшению устойчивости и управляемости, потере эффективности элеронов, входу в штопор и т. д., причем при больших значениях сужения и стреловидности крыла оно возникает ранее, на меньших углах атаки.

Рассмотрим меры, применяемые для предотвращения концевого срыва потока с крыльев на летных углах атаки.

Нестреловидные крылья

Для трапецевидных нестреловидных крыльев находят применение следующие конструктивные меры:

- ограничивается величина сужения η ;
- осуществляется специальный подбор профилей и их углов установки — аэродинамическая и геометрическая крутка;
- на концевых участках крыла устанавливаются предкрылки с длиной, несколько превышающей длину элерона, автоматически

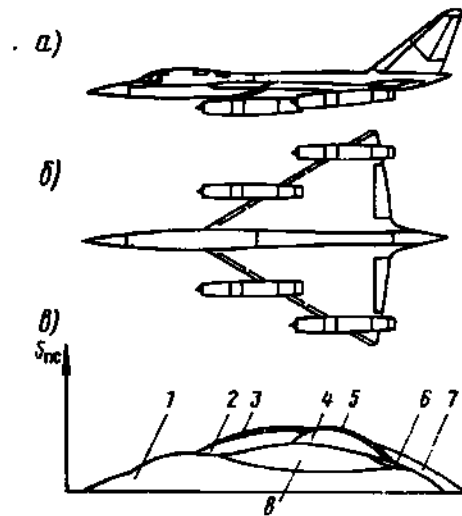


Рис. 2.15. Вид самолета сбоку (а), снизу (б) и распределение площадей поперечных сечений (в) по длине сверхзвукового самолета В-58, при компоновке которого использовано «правило площадей»:

1 — фюзеляж, 2 — внутренние мотогондолы, 3 и 5 — пилоны, 4 — внешние мотогондолы; 6 — зализ, 7 — оперение; 8 — крыло

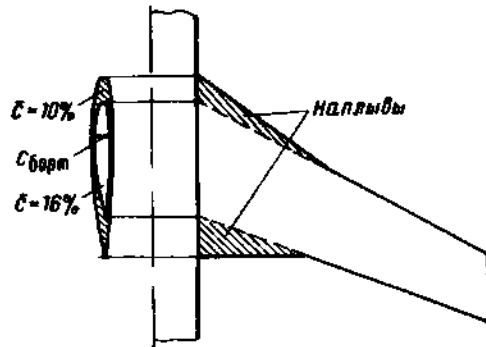


Рис. 2.16. «Наплыв» по передней кромке компенсирует уменьшение эффекта стреловидности участка крыла, примыкающего к фюзеляжу

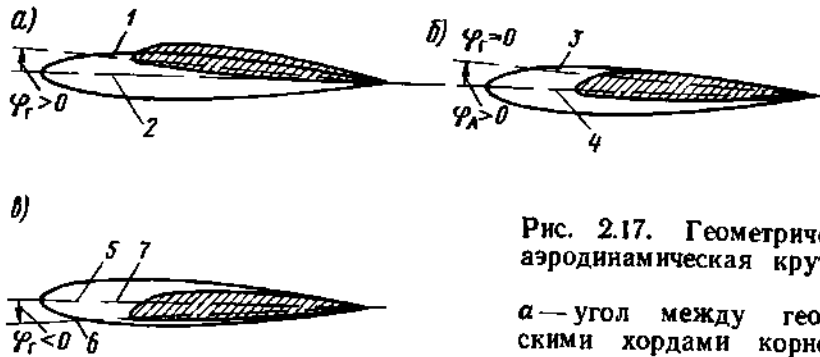


Рис. 2.17. Геометрическая и аэродинамическая крутка крыла:

a — угол между геометрическими хордами корневого и концевых сечений называется углом геометрической крутки крыла (показано положительное значение угла); *б* — при отсутствии геометрической крутки угол между аэродинамическими хордами (хордами нулевой подъемной силы) корневого и концевых сечений называется углом аэродинамической крутки крыла (показано положительное значение угла); *в* — сочетание положительной аэродинамической крутки с отрицательной геометрической круткой используется для предотвращения срыва потока на больших углах атаки; 1, 6 — геометрические хорды концевых сечений; 2, 7 — геометрические хорды корневых сечений; 3 — аэродинамическая хорда концевых сечений; 4 — аэродинамическая хорда корневого сечения, 5 — аэродинамические хорды корневого и концевых сечений ($\varphi_A > 0$)

(под действием воздушных сил) открывающиеся на больших углах атаки;

г) крылу придаются небольшая обратная стреловидность, при которой срыв начинается у корня крыла и проявляется менее резко.

Рассмотрим более подробно влияние крутки крыла на срыв.

Геометрическая крутка. Если геометрические хорды сечений крыла не лежат в одной плоскости, то крыло называется геометрически закрученным (рис. 2.17, *a*).

Угол геометрической крутки φ_r — поворот концевой хорды относительно корневой (хорды осевого или бортового сечения) считается положительным в направлении на увеличение угла атаки:

$$\alpha_{\text{конц}} = \alpha_{\text{корн}} + \varphi_r.$$

Аэродинамическая крутка. Если при отсутствии геометрической крутки аэродинамические хорды профилей сечений крыла не лежат в одной плоскости, то крыло называется аэродинамически закрученным (рис. 2.17, *б*).

Аэродинамическая крутка выполняется тогда, когда профили разных сечений обладают различной относительной вогнутостью \bar{f} .

Угол аэродинамической крутки φ_A измеряется как угол между корневой и концевой аэродинамическими хордами и также считается положительным в направлении увеличения α .

Крылья современных самолетов могут иметь как аэродинамическую, так и геометрическую крутку.

Для предотвращения концевой срыва на конце крыла ставят более несущие профили — профили с большей вогнутостью и поэтому с более высокими $c_{y\max}$ и α_0 (положительная аэродинамическая крутка) и дают отрицательную геометрическую крутку. При этом обычно для прямых трапециевидных крыльев геометрическую и аэродинамическую крутку сочетают так, чтобы аэродинамические хорды корневого и концевого сечений были примерно параллельны (рис. 2.17, в).

Объясняется это тем, что если крылу придать только положительную аэродинамическую крутку, т. е. на конце крыла установить более несущий профиль, то можно не получить желаемого эффекта, если $\alpha_{\text{крит}}$ концевого профиля будет меньше $\alpha_{\text{крит}}$ корневого профиля.

Если же вдобавок уменьшить угол установки концевого профиля, т. е. дать крылу отрицательную геометрическую крутку, $\alpha_{\text{крит}}$ концевого сечения увеличится (рис. 2.18) и у концевого профиля образуется значительный запас углов атаки до $\alpha_{\text{крит}}$ по сравнению с корневым.

Применение крутки приводит к тому, что срыв вихрей с крыла на больших углах атаки возникает раньше не на концах крыла, в зоне расположения элеронов, а в центральной части, где он не приводит к столь значительному нарушению поперечной устойчивости и управляемости.

Стреловидные крылья

Околозвуковые и сверхзвуковые самолеты имеют, как правило, крылья с прямой стреловидностью, обладающие повышенной склонностью к концевому срыву.

Характерное для крыла с $\chi > 0$ движение пограничного слоя крыла от середины к концу крыла и накопление пограничного слоя на концах вызывает концевой срыв на сравнительно небольших углах атаки (5—8°).

Концевые срывы могут вызвать у стреловидных крыльев появление не только поперечных, но и продольных дестабилизирующих моментов, так как концы крыла удалены от центра тяжести самолета вдоль продольной оси.

Для предотвращения концевых срывов у стреловидных крыльев применяются наряду с уже рассмотренными мерами (сочетание аэродинамической и геометрической круток, ограничение величины сужения, предкрылки) также специальные меры для того, чтобы задержать движение пограничного слоя к концу крыла и спустить с

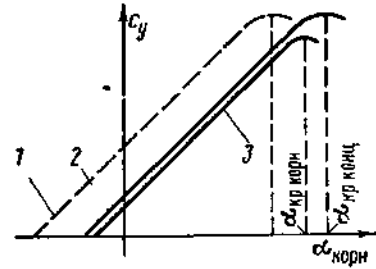


Рис. 2.18. Отрицательная геометрическая крутка, увеличивая критический угол атаки концевого сечения крыла, обеспечивает достаточный запас по срыву (запас по углу атаки: $\alpha_{\text{кр конц}} - \alpha_{\text{кр корн}}$) у более несущего концевого профиля: 1 — c_y концевого профиля, 2 — c_y концевого сечения при отрицательной геометрической крутке, 3 — c_y корневого профиля

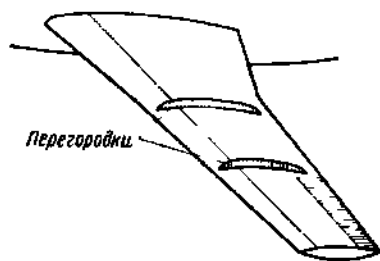


Рис. 2.19. Аэродинамические перегородки на верхней поверхности стреловидного крыла препятствуют накоплению пограничного слоя на концевых участках крыла и смещают зону срыва на его среднюю часть

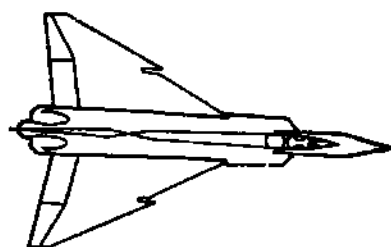


Рис. 2.20. Сочетание «зуба» и «запила» на самолете с треугольным крылом

крыла завихренный слой воздуха до попадания его на элероны. К ним относятся:

а) установка на верхней поверхности крыла аэродинамических перегородок небольшой высоты (рис. 2.19), плоскость которых параллельна плоскости симметрии самолета;

б) образование выступа на концевой части крыла «зуба» или небольших параллельных потоку щелей в носке концевой части крыла — «запилов», а иногда и того и другого (рис. 2.20).

4. Размеры крыла

Рассмотренные выше соображения о внешних формах крыла учитываются при компоновке крыла и при определении его размеров.

Основные величины, характеризующие размеры крыла: S — площадь крыла; l — размах крыла; b_0 и $b_{\text{конц}}$ — длины осевой и концевой хорд; c_0 и $c_{\text{конц}}$ — толщины крыла по оси симметрии самолета и на конце.

Площадь крыла S является важнейшим параметром, определяемым при проектировании самолета в зависимости от его назначения и от технических требований, предъявляемых к нему.

В площадь крыла S включается участок крыла, лежащий внутри фюзеляжа.

Существуют разные способы подсчета S . В дальнейшем будем пользоваться способом, указанным на рис. 2.21, б. При определении S площадь зализов не учитывается.

Проанализируем некоторые формулы аэродинамического расчета, в которые входит площадь крыла.

Скорость горизонтального полета на заданной высоте при заданном значении тяги P или мощности $N_{\text{экв}}$ двигателя

$$V = \sqrt{\frac{2P}{\rho c_x S}} = \sqrt{\frac{2\mu P}{\rho c_x}} \quad (2.1)$$

или

$$V = \sqrt[3]{\frac{150 N_{\text{экв}}}{\rho c_x S}} = \sqrt[3]{\frac{150 \mu N \eta_{\text{в}}}{\rho c_x}}, \quad (2.2)$$

где $\mu_P = \frac{P}{G}$ — тяговооруженность самолета; $\mu_N = \frac{N_{\text{экв}}}{G}$ — энергооруженность; $\rho = \frac{G}{S}$ — удельная нагрузка на крыло, кг/м².
Посадочная скорость

$$V_{\text{пос}} = \sqrt{\frac{2G}{\rho c_{y \text{ пос}} S}} = \sqrt{\frac{2\rho}{\rho c_{y \text{ пос}}}}. \quad (2.3)$$

Длина разбега

$$L_{\text{разб}} \approx k_1 \frac{G_0}{S} \frac{G_0}{P_0} = k_1 \frac{\rho_0}{\mu P_0} \quad (2.4)$$

или

$$L_{\text{разб}} \approx k_2 \frac{G_0}{S} \frac{G_0}{N_0} = k_2 \frac{\rho_0}{\mu N_0}, \quad (2.5)$$

где P_0 и N_0 — тяга и мощность при взлете; G_0 — взлетный вес; $\rho_0 = \frac{G_0}{S}$; k_1, k_2 — коэффициенты.

Из формул (2.1) или (2.2) следует, что для увеличения V желательно уменьшить $c_x S$.

Известно, что

$$c_x S = c_{xк} S + \sum c_{x \text{ вр}} S_{\text{вр}}, \quad (2.6)$$

где $c_{x \text{ вр}}$ — коэффициент вредного сопротивления (коэффициент сопротивления несущих частей самолета — фюзеляжа, оперения, гондол двигательных установок и т.д.); $S_{\text{вр}}$ — площадь миделевого сечения несущих частей самолета; $c_{xк}$ — значение коэффициента лобового сопротивления крыла на рассматриваемом режиме полета.

Уменьшение S приводит, как видно из (2.6), к уменьшению $c_x S$ за счет уменьшения доли сопротивления крыла и к увеличению скорости полета.

Однако из формул (2.3), (2.4) и (2.5) следует, что уменьшение S вызовет также повышение посадочной скорости $V_{\text{пос}}$ и длины разбега $L_{\text{разб}}$. Кроме того, уменьшение площади крыла приводит к ухудшению характеристик горизонтального маневра самолета.

В итоге площадь крыла определенного типа самолета приходится выбирать так, чтобы улучшение одних летных качеств (например, V_{max}) не приводило к резкому ухудшению других (например, $V_{\text{пос}}$, $L_{\text{разб}}$).

Противоречивость требований в некоторой степени разрешается применением механизации крыла (щитков, закрылков и т.д.) и тем, что в случае уменьшения S неко-

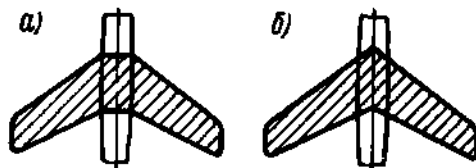


Рис. 221. Способы определения площади крыла

торые летные свойства самолета (например, длину разбега) можно обеспечить, компенсируя уменьшение площади крыла увеличением тяги.

При определении площади крыла учитывается удельная нагрузка на крыло $p = \frac{G}{S}$.

Влияние p на некоторые летные данные видно из формул (2.1) — (2.5).

Величина удельной нагрузки на крыло выбирается при проектировании такой, чтобы выполнялись технические требования к важнейшим летным свойствам и обеспечивались приемлемые взлетно-посадочные характеристики самолета. При этом учитывается влияние p на экономичность эксплуатации самолета.

По статистике для современных самолетов обычные значения удельной нагрузки p_0 , соответствующие взлетному весу, имеют следующие значения:

для пассажирских и грузовых самолетов местных воздушных линий $p_0 = 150 \div 300 \text{ кг/м}^2$;

для тяжелых магистральных транспортных самолетов $p_0 = 350 \div 600 \text{ кг/м}^2$.

Возможность применять более высокие значения удельной нагрузки на крыло для тяжелых магистральных транспортных самолетов объясняется тем, что для их взлета используются аэродромы с большой протяженностью взлетно-посадочной полосы.

Повышение уровня удельной нагрузки на крыло, объясняемое увеличением крейсерских скоростей транспортных самолетов, привело к тому, что уже давно самой выгодной признана и наиболее широко применяется монопланная схема крыла. Она в основном и рассматривается далее.

Для самолетов, у которых с целью эксплуатации с небольших аэродромов должны быть обеспечены возможно меньшие значения посадочной скорости и длины разбега и не требуется высокой крейсерской скорости, может оказаться рациональным значительное уменьшение удельной нагрузки и увеличение площади крыла. Применение бипланной схемы позволяет при этом иметь меньший размах крыла самолета.

В табл. 2.2 приведены значения p_0 для некоторых самолетов гражданской авиации.

Таблица 2.2

Самолет	Як-12Р	Ан-2 (биплан)	Ан-14А	Як-40	Ан-24	Ил-188	Ан-10А	Ту-134	Ту-154	Ил-62
$p_0 \left[\frac{\text{кг}}{\text{м}^2} \right]$	54,6	77	82,5	178,5	265	435	444	345	421	560

Для сравнения укажем, что у самолета биплана По-2 удельная нагрузка на крыло была равна $27,8 \text{ кг/м}^2$.

При проектировании самолета величина площади крыла S может быть определена по найденному приближенным расчетом весу самолета и выбранной удельной нагрузке p_0

$$S = \frac{G_0}{p_0}.$$

Установленные на основе приведенных выше соображений значения λ , η , \bar{c} и других параметров позволяют найти геометрические размеры крыла (см. рис. 2.5).

Размах

$$l = \sqrt{\lambda S}.$$

Размеры концевой и осевой хорд трапециевидного в плане крыла можно определить, решая совместно два уравнения:

$$S = \frac{b_0 + b_{\text{конц}}}{2} l;$$

$$b_0 = \eta b_{\text{конц}}.$$

В итоге

$$b_{\text{конц}} = \frac{2S}{l(\eta + 1)}.$$

Толщина крыла:

по оси симметрии самолета $c_0 = \bar{c}_0 b_0$;

на конце $c_{\text{конц}} = \bar{c}_{\text{конц}} b_{\text{конц}}$.

§ 3. НЕСУЩИЕ ВИНТЫ ВЕРТОЛЕТОВ

1. Общая характеристика

Несущий винт (НВ) является важнейшей частью вертолета. Основным назначением НВ является создание подъемной силы на всех режимах полета и сил, обеспечивающих поступательное перемещение вертолета в заданных направлениях. Помимо этого, несущий винт создает устойчивость вертолету и используется для управления им.

Требования, которые кладутся в основу создания конструкции несущего винта, вытекают из его назначения и определяются соображениями аэродинамики, прочности, жесткости и экономии веса конструкции, а также условиями производства и эксплуатации. Они аналогичны требованиям к крылу, подробно рассмотренным в § 1.

Основные части несущего винта — втулка и лопасти. По способу крепления лопасти к втулке и втулки к валу, который вращает винт, несущие винты можно подразделить на три типа:

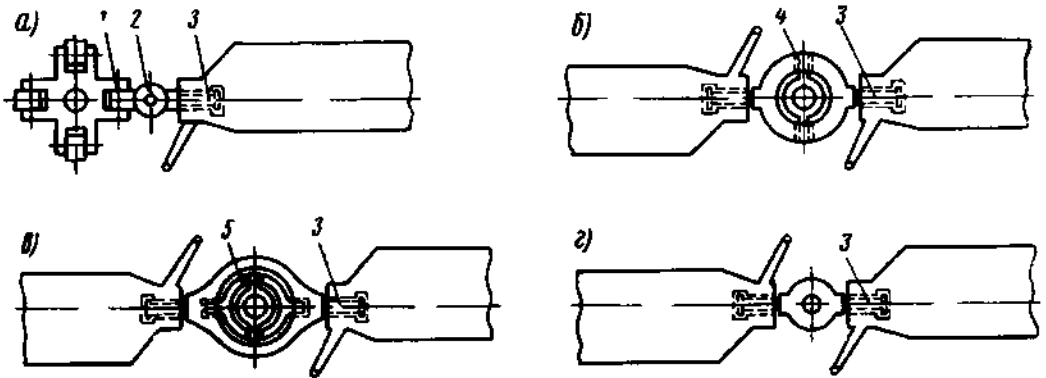


Рис 2.22 Типы несущих винтов:
 а — с шарнирной подвеской лопастей; б — с общим горизонтальным шарниром;
 в — на кардане; г — с жестким креплением лопастей,
 1 — горизонтальный шарнир (ГШ), 2 — вертикальный шарнир (ВШ), 3 — осевой шарнир (ОШ),
 4 — общий горизонтальный шарнир, 5 — кардан

- 1) с шарнирной подвеской лопастей (рис. 2.22, а, б);
- 2) на кардане (рис. 2.22, в);
- 3) с жестким креплением лопастей (рис. 2.22, г).

В настоящее время на некоторых легких вертолетах применяются несущие винты с рессорным креплением лопастей, которые можно считать разновидностью винтов первого типа.

Наибольшее применение получили винты с шарнирным креплением лопастей.

Каждая лопасть винта такого типа имеет три шарнира: горизонтальный (ГШ), вертикальный (ВШ) и осевой (ОШ).

Благодаря наличию горизонтального шарнира лопасть может совершать так называемое маховое движение вверх и вниз.

Угол взмаха β конструктивно ограничен упорами.

Вертикальный шарнир позволяет лопасти совершать колебания в плоскости вращения. Углы отставания или опережения лопасти также ограничены упорами. Осевой шарнир позволяет лопасти поворачиваться вокруг оси, проходящей вдоль ее размаха, изменяя свой установочный угол (шаг лопасти).

Рассмотрим основные параметры, которые определяют технические свойства несущего винта.

2. Параметры, определяющие свойства несущего винта

а. Внешние формы лопасти характеризуются типом профилей сечений лопасти и очертанием лопасти в плане.

От внешних форм лопасти зависит получение высоких значений подъемной силы и максимальной скорости горизонтального полета при заданной мощности двигателя и т. д.

Поэтому профиль лопасти должен обладать большим аэродинамическим качеством, малым изменением положения центра давления в рабочем диапазоне углов атаки сечений лопасти, высокими

значениями $C_{y\max}$, $\alpha_{\text{крит}}$ и $M_{\text{крит}}$, обеспечивать способность перехода на режим самовращения (авторотации) в большом диапазоне углов атаки и возможность простого конструктивного и технологического выполнения лопасти.

В достаточной степени этим требованиям удовлетворяют профили, применяемые для крыльев самолетов. двояковыпуклые симметричные серии *NACA 00* и несимметричные профили серии *NACA230* с $\bar{c}=0,06\div 0,18$. На конце лопастей часто устанавливают скоростные профили (например, профили ЦАГИ П-57-9) с высоким значением $M_{\text{крит}}$. Иногда создаются специальные профили, обладающие перечисленными выше свойствами.

Форма лопасти в плане может быть прямоугольная, трапецевидная и смешанная (рис. 223).

Влияние формы лопасти на величину тяги невелико по сравнению с влиянием других параметров.

б. Геометрическая кривка лопасти. Обычно лопасти несущих винтов вертолетов аналогично крыльям самолетов, имеют отрицательную геометрическую кривку, так что у комля углы атаки больше, чем на конце. Это дает более равномерное распределение аэродинамических сил вдоль лопасти и уменьшает индуктивные потери несущего винта, вызываемые неравномерностью распределения потока.

Такая кривка приводит также к затягиванию срыва потока на конце лопасти, идущей по потоку, и увеличивает $M_{\text{крит}}$ концевых профилей, что позволяет повысить скорость полета вертолета

в. Площадь, ометаемая несущим винтом $F_{\text{ом}}$ — площадь круга, который описывают концы лопастей. $F_{\text{ом}}$ аналогична по своему значению площади крыла самолета.

г. Удельная нагрузка на ометаемую винтом площадь ρ . Нагрузка на квадратный метр ометаемой площади является одним из наиболее важных параметров, определяющих летные свойства вертолета, и подсчитывается по формуле

$$\rho = \frac{G}{F_{\text{ом}}},$$

где G — полетный вес вертолета, кг.

У современных вертолетов удельная нагрузка $\rho = 12\div 45 \text{ кг/м}^2$.

д. Коэффициент заполнения несущего винта σ — отвлеченное число, показывающее, какая часть площади, ометаемая несущим винтом, заполнена лопастями:

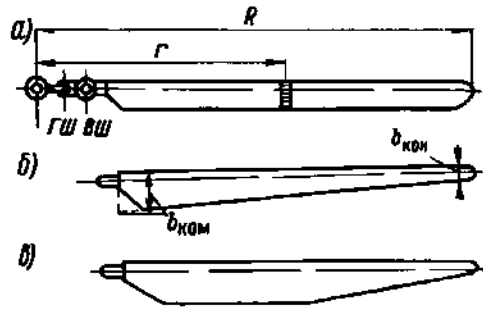


Рис. 223 Формы лопастей в плане: а — прямоугольная, б — трапецевидная; в — смешанная

$$\sigma = \frac{F_{\text{л}z}}{F_{\text{ом}}},$$

где $F_{\text{л}}$ — площадь лопасти; z — число лопастей.

Величина σ в зависимости от схемы вертолета выбирается в пределах от 0,03 до 0,09.

С увеличением веса вертолета коэффициент заполнения возрастает.

е. Диаметр несущего винта $D_{\text{нв}}$ выбирается в зависимости от веса вертолета G и необходимой нагрузки p на площадь, ометаемую винтом:

$$D_{\text{нв}} = \sqrt{\frac{4G}{\pi p}}.$$

Кроме диаметра, часто используют параметры: радиус конца лопасти — R (рис 2.23, а), радиус элемента лопасти — r , относительный радиус элемента лопасти — $\bar{r} = \frac{r}{R}$.

Для получения большой тяги при сравнительно малой затрате мощности на вертолетах применяют несущие винты большого диаметра, которые вращаются с ограниченными окружными скоростями, исключая срыв потока с концов лопастей.

ж. Углы установки лопасти и шаг винта.

Установочным углом элемента лопасти называется угол φ , образованный хордой элемента и плоскостью вращения втулки несущего винта.

У различных элементов лопасти установочные углы будут разными.

Шаг несущего винта условно оценивают установочным углом элемента лопасти, относительный радиус которого $\bar{r} = 0,7$.

з. Число лопастей несущего винта z .

Наиболее выгодными несущими винтами, удовлетворяющими требованиям уравновешенности и обладающими достаточно хорошим коэффициентом полезного действия, являются винты, имеющие число лопастей больше двух. Применяются трехлопастные, четырехлопастные и пятилопастные воздушные винты.

и. Вес лопасти несущего винта оказывает существенное влияние на характеристики маховых движений лопасти. Поэтому вес несущего винта находится в определенном соотношении с весом вертолета.

У одновинтового вертолета для получения хорошей весовой отдачи он должен составлять 9—15% общего полетного веса вертолета.

к. Характеристики режима работы винта. В зависимости от положения несущего винта в потоке воздуха различают два основных режима работы: осевое и косое обтекания.

Осевое обтекание происходит при вертикальном полете и при «висении», когда встречный поток направлен по оси винта. Положе-

ние лопасти вращающегося несущего винта относительно потока, набегающего на винт, не меняется, следовательно, не меняются и аэродинамические силы.

В горизонтальном или в наклонном полете происходит косая обдувка винта. При этом воздушный поток можно разложить на два составляющих потока, по оси винта и в плоскости вращения (рис. 224).

Отношение скорости потока, лежащего в плоскости вращения, к окружной скорости конца лопасти представляет собой коэффициент, характеризующий режим работы винта

$$\mu = \frac{V \cos \alpha_{нв}}{\omega R}.$$

Иногда μ называют характеристикой режима полета вертолета.

Для горизонтального полета, когда угол атаки $\alpha_{нв}$ несущего винта невелик и косинус его близок к единице, можно принимать

$$\mu = \frac{V}{\omega R}.$$

В случае вертикального полета или «висения» $\mu = 0$.

В горизонтальном полете на максимальной скорости μ может достигать величины $0,35 \div 0,4$.

На режиме косого обтекания происходит непрерывное изменение положения лопасти относительно вектора скорости потока, набегающего на несущий винт. От этого зависят характер обтекания лопасти и силы, которые при этом возникают.

Для определения положения лопасти введено понятие — азимут лопасти.

Азимут, или углом азимутального положения, лопасти ψ называется угол между нулевой линией и продольной осью лопасти в данный момент времени (рис 225).

Азимут отсчитывается от 0 до 360° по направлению вращения винта.

3. Назначение горизонтальных, вертикальных и осевых шарниров крепления лопастей

При горизонтальном полете вертолета воздушный поток обдувает несущий винт под углом к его оси вращения (косое обтекание). Вследствие этого у элементов лопастей в различных положениях по азимуту меняются скорости потока и углы атаки.

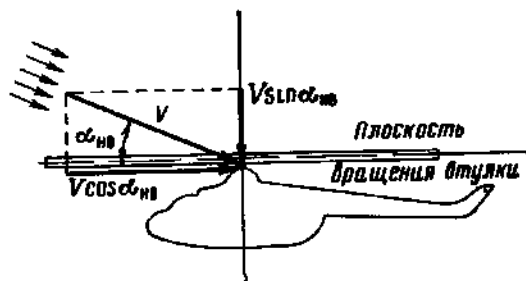


Рис 224 Разложение вектора скорости полета на две составляющие

Как видно из рис. 2.25, в положениях $\psi=90^\circ$ и $\psi=270^\circ$ горизонтальные составляющие суммарной скорости потока неодинаковы (без учета индуктивных скоростей), так как в одном случае окружная скорость ωR и скорость набегающего потока складываются, а в другом вычитаются (на рис. 2.25 не показаны незначительные по величине индуктивные скорости).

Суммарная скорость потока больше у лопасти, идущей против потока ($\psi=90^\circ$), чем у лопасти, идущей по потоку ($\psi=270^\circ$).

Вследствие этого аэродинамическая сила, создаваемая лопастью при движении ее против потока, будет больше, чем при движении по потоку. При жестком креплении лопастей это различие в аэродинамических силах создает на винте поперечный момент M_x (рис. 2.26), стремящийся повернуть вертолет.

Для устранения опрокидывающего момента тяги несущего винта на режиме косо обтекания в месте крепления лопасти к втулке располагают горизонтальный шарнир (рис. 2.26, з).

Так как величина аэродинамической силы меняется по азимуту, лопасть, имеющая горизонтальный шарнир, наряду с вращением совершает колебательное (маховое) движение. Вследствие этого элементы лопасти получают дополнительную скорость u за счет махового движения, направленную вверх при движении против потока и вниз при движении по потоку. Суммируясь со скоростями потока W_1 (см. рис. 2.25, в, г), скорость u приводит для лопасти, идущей

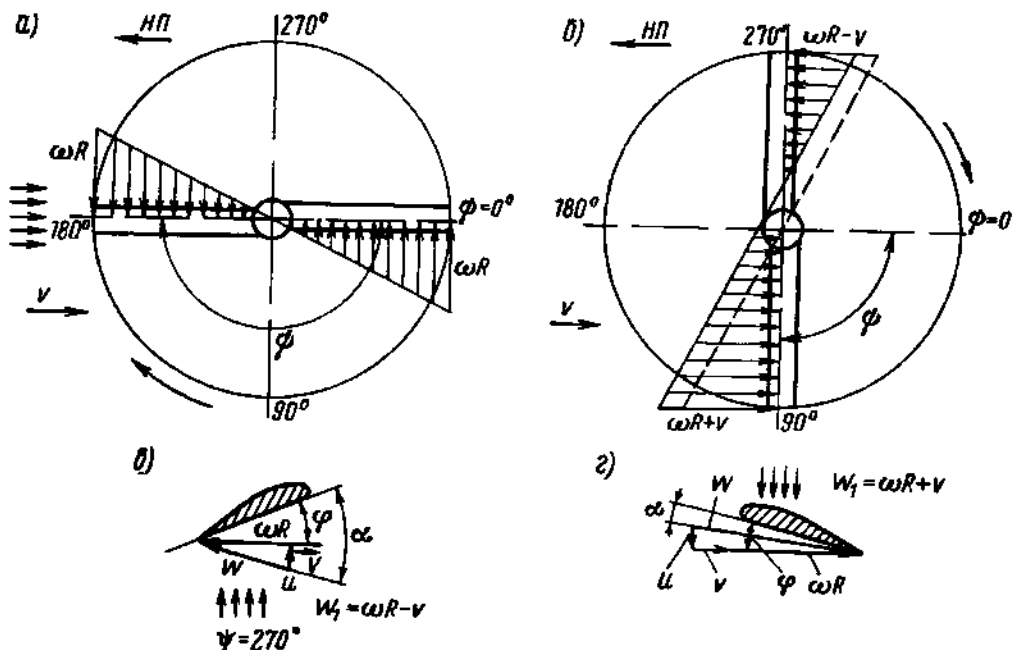
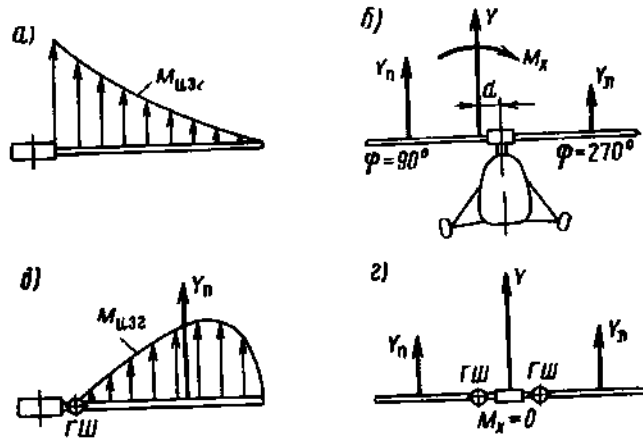


Рис. 2.25. Скорость воздушного потока и изменение углов атаки сечения лопасти при маховых движениях:
а, б — горизонтальный полет: скорости воздушного потока, обтекающего лопасть в различных азимутальных положениях; в — взмах вниз; г — взмах вверх; изменение углов атаки сечения лопасти при маховых движениях

Рис 2.26. Изгибающий момент лопасти и опрокидывающий момент тяги несущего винта
 а, в — изгибающий момент при жестком и шарнирном креплении лопасти; б, г — опрокидывающий момент тяги несущего винта



против потока, к уменьшению, а для лопасти, идущей по потоку, к увеличению углов атаки и, следовательно, к росту аэродинамических сил. В результате автоматически происходит выравнивание аэродинамических сил и в основном устраняются опрокидывающие моменты.

Кроме того, горизонтальный шарнир разгружает корневую часть лопасти от значительных изгибающих моментов (рис. 2.26, в).

Вертикальный шарнир предназначен для разгрузки конья лопасти от действия изгибающих моментов в ее плоскости, возникающих от инерционных нагрузок и сил лобового сопротивления.

Продольный или осевой шарнир позволяет менять угол установки лопастей при управлении вертолетом.

3 глава

ОБЩИЕ ВОПРОСЫ КОНСТРУКЦИИ И ПРОЧНОСТИ КРЫЛА И НЕСУЩИХ ВИНТОВ

§ 1. НАГРУЗКИ НА КРЫЛО

1. Определение нагрузок

При расчете на прочность и при анализе работы конструкции крыла рассматриваются поверхностные и массовые силы, действующие на крыло и укрепленные на нем агрегаты в полете и при движении самолета по земле (рис. 3.1).

В дальнейшем рассматриваются расчетные разрушающие значения сил, соответствующие перегрузкам n^P .

Поверхностные нагрузки. К ним относятся:

а) распределенные воздушные нагрузки (силы давления и разрежения), приложенные непосредственно к обшивке крыла;

б) поверхностные нагрузки, действующие на агрегаты, прикрепленные к крылу: силы тяги двигателей, реактивные моменты воздушных винтов, нагрузки на шасси, возникающие при движении самолета по земле, и т. п. Эти нагрузки передаются на крыло через узлы, связывающие агрегаты с крылом.

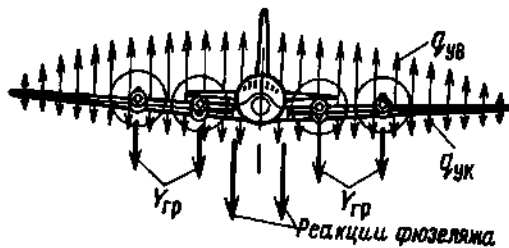


Рис. 3.1. Нагрузки, действующие на крыло

Массовые нагрузки. К массовым нагрузкам относятся:

а) распределенные нагрузки, действующие на массы конструкции крыла и приложенные непосредственно к каждому ее элементу;

б) распределенные нагрузки, действующие на массы топлива и баков, расположенных в крыле и передающиеся на его конструкцию через крепления баков;

в) массовые нагрузки, действующие на компактные массы агрегатов и грузов, прикрепленных к крылу (двигатели, шасси). Эти нагрузки можно рассматривать при определении усилий в сечениях крыла как сосредоточенные, приложенные в центрах тяжести соответствующих масс. Они передаются на крыло через узлы крепления агрегатов и грузов.

Следует заметить, что последние два вида нагрузок по отношению к конструкции самого крыла являются поверхностными.

При рассмотрении равновесия крыла в число действующих на него поверхностных сил включаются и реакции фюзеляжа.

В качестве исходных величин для расчета по нормам прочности определяются воздушные и массовые нагрузки в направлении оси y :

а) поверхностная нагрузка от воздушных сил

$$Y_{в}^p = n^p G;$$

б) массовая нагрузка конструкции крыла

$$Y_{к}^p = n^p G_{к};$$

в) массовые силы грузов на крыле

$$Y_{гр}^p = n^p G_{гр}.$$

По нормам прочности разрешается принимать направления массовых сил, действующих на крыло и укрепленные на нем агрегаты, параллельными направлению равнодействующей воздушных сил крыла.

Тяга двигателей, расположенных на крыле, действует на крыло через узлы крепления подвески двигателя.

Для каждого двигателя

$$P_{дв}^p = f P_{дв}^a,$$

где $P_{дв}^a$ — тяга при полете на режиме рассматриваемого случая нагружения; f — коэффициент безопасности.

Определение воздушных нагрузок. Рассмотрим вначале, как направлены по отношению к профилю равнодействующая воздушной нагрузки и ее составляющие по скоростным осям y и x и связанным осям крыла n и t — соответственно $Y_{в}$, $X_{в}$, $N_{в}$, $T_{в}$ (рис. 3.2).

Величина равнодействующей расчетной разрушающей воздушной нагрузки R определяется по известной формуле¹

$$R = f c_R \frac{\rho V^2}{2} S,$$

где $c_R = \sqrt{c_x^2 + c_y^2}$.

Для определения величины каждой из составляющих равнодействующей R можно воспользоваться соотношениями:

$$\frac{R}{Y_B} = \frac{c_R}{c_y}; \quad \frac{N_B}{Y_B} = \frac{c_n}{c_y};$$

$$\frac{T_B}{Y_B} = \frac{c_t}{c_y}; \quad \frac{X_B}{Y_B} = \frac{c_x}{c_y},$$

где $c_n = c_y \cos \alpha + c_x \sin \alpha,$
 $c_t = c_x \cos \alpha - c_y \sin \alpha.$

Из рис. 3.2 видно, что

$$\beta = \theta - \alpha; \quad \operatorname{tg} \theta = \frac{X_B}{Y_B} = \frac{c_x}{c_y};$$

$$\operatorname{tg} \beta = \frac{T_B}{N_B} = \frac{c_t}{c_n}; \quad R = \frac{Y_B}{\cos \theta}.$$

Угол β положителен при малых α и может быть отрицательным при больших α (положительных и отрицательных). На рис. 3.3 для примера показаны положения равнодействующей воздушных сил крыла R при различных углах атаки.

Как показывает рассмотрение результатов продувок, углы β и θ малы. Поэтому в приближенных расчетах для всех случаев нагружения норм прочности, кроме случая C , можно принять

$$c_R \approx c_n \approx c_y; \quad c_t = 0; \quad c_x = 0$$

и соответственно

$$R \approx N_B \approx Y_B; \quad T_B = 0.$$

Для случая C можно считать

$$c_y = 0; \quad c_n = 0; \quad c_R = c_t = c_x$$

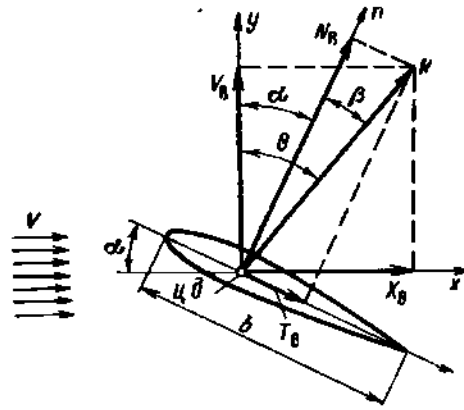


Рис. 3.2. Равнодействующая воздушных сил и ее составляющие по скоростным (x, y) и связанным (n, t) осям

¹ В последующих формулах для упрощения написания не показан индекс «р» для обозначения расчетных разрушающих нагрузок.

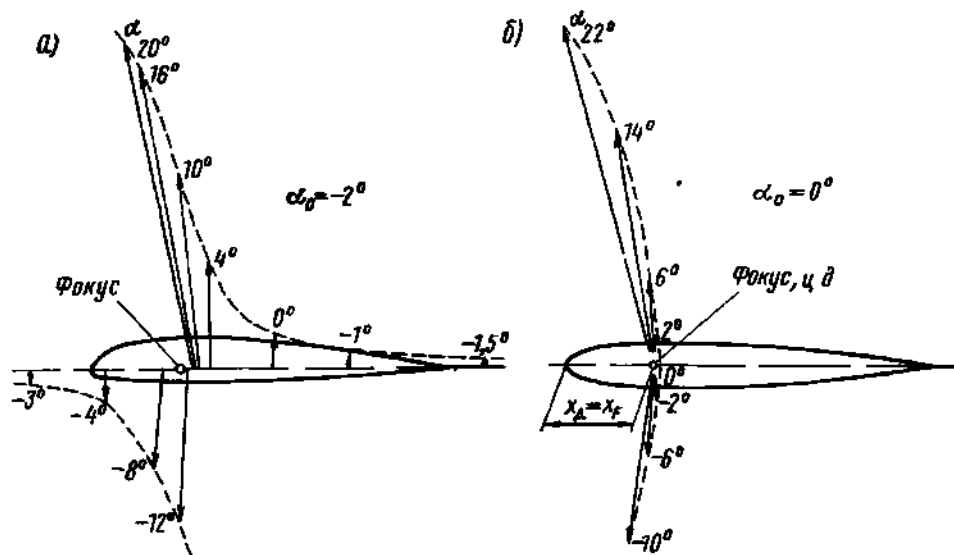


Рис 33 Наклон, величина (в масштабе) и точка приложения (центр давления) равнодействующей воздушной силы крыла с несимметричным (а) и с симметричным (б) профилем при различных углах атаки

и соответственно

$$Y_B = 0; \quad N_B = 0; \quad R = T_B = X_B.$$

На этом основании в дальнейшем для всех полетных случаев нагружения, кроме случая С, суммарная расчетная разрушающая воздушная нагрузка на крыло вычисляется в соответствии с нормами прочности по формуле

$$Y_B = nPG$$

и принимается действующей в направлении оси n (перпендикулярно геометрической хорде крыла) (см. рис. 3 2), близком к направлению наименьшей изгибной жесткости крыла.

Все сделанные выводы и формулы разложения воздушных сил на составляющие справедливы и для массовых сил, если принято, что равнодействующие аэродинамических и массовых сил параллельны ($R \parallel R_M$).

2. Распределение воздушных нагрузок по размаху крыла

Распределение воздушной нагрузки по размаху крыла является функцией внешних форм крыла и скорости полета.

Расчетная разрушающая погонная воздушная нагрузка на крыло может быть определена как воздушная нагрузка, действующая на участок крыла, имеющий хорду b и единичную длину вдоль размаха

$$q_{ув} = [c_y b q \text{ кг/м},$$

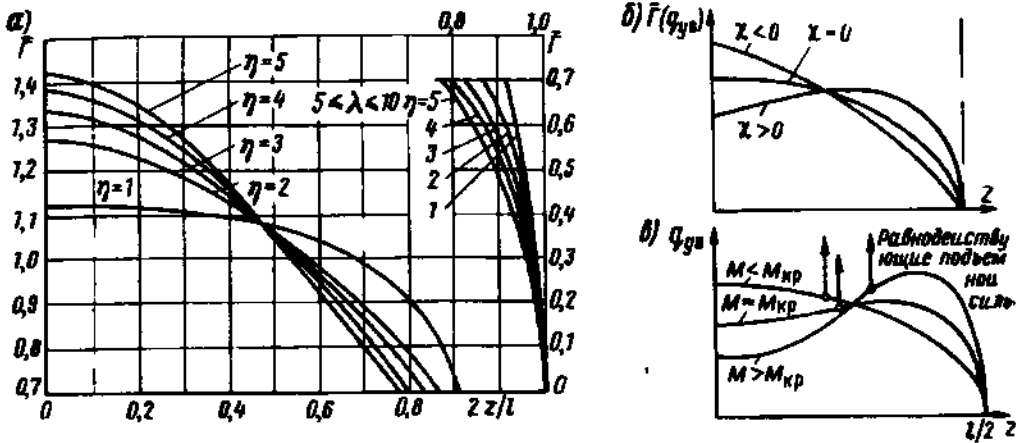


Рис 34 Распределение относительной циркуляции по размаху трапециевидного нестреловидного крыла (а) и влияние на нее стреловидности (б) и числа M полета (в)

где $q = \frac{\rho V^2}{2}$ — скоростной напор, $\text{кг}/\text{м}^2$; c_y — коэффициент подъемной силы рассматриваемого сечения крыла; b — хорда рассматриваемого сечения.

Из выражения $Y_{в} = n^p G = \int c_{yк} S q$ можно определить значение скоростного напора

$$q = \frac{n^p G}{\int c_{yк} S},$$

где $c_{yк}$ — коэффициент подъемной силы крыла.

Подставив полученное значение q в выражение для $q_{yв}$ и учитывая, что площадь крыла $S = b_{ср} l$ (где $b_{ср}$ — средняя геометрическая хорда крыла), получим

$$q_{yв} = \frac{n^p G}{l} \cdot \frac{c_y b}{c_{yк} b_{ср}}. \quad (3.1)$$

Легко заметить, что правая часть выражения (3.1) содержит два множителя:

первый $\frac{n^p G}{l}$ представляет среднюю погонную воздушную нагрузку;

второй $\frac{c_y b}{c_{yк} b_{ср}} = \bar{\Gamma}$ может быть назван относительной циркуляцией. Он учитывает влияние на распределение нагрузки изменения по размаху крыла величины c_y и размеров хорд.

В итоге погонная расчетная разрушающая нагрузка

$$q_{yв} = \frac{n^p G}{l} \bar{\Gamma}. \quad (3.2)$$

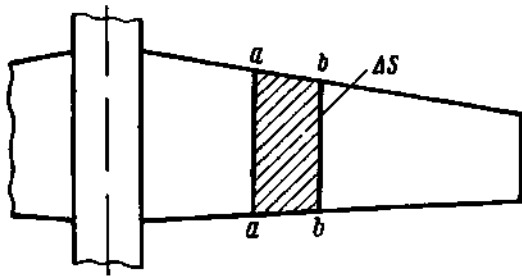


Рис. 35. К определению воздушной нагрузки на отсек крыла ΔS

Относительная циркуляция $\bar{\Gamma}$ изменяется по размаху в зависимости от формы крыла в плане, от крутки и числа M .

Из сравнения формул (3.1) и (3.2) видно, что погонная нагрузка $q_{ув}$, относительная циркуляция $\bar{\Gamma}$ и произведение $c_y b$ пропорциональны между собой. Следовательно, и законы распре-

деления этих величин по размаху крыла при определенных ρ и V также пропорциональны.

Это позволяет находить распределение $q_{ув}$ вдоль размаха по данным расчета распределения циркуляции, проведенного методами теоретической аэромеханики, или по распределению c_y , найденному по результатам продувок дренированного крыла.

На рис. 3.4, а приведены (по данным ЦАГИ) графики для определения $\bar{\Gamma}$ плоских трапециевидных нестреловидных крыльев при различных η .

Графики строились в предположении линейной зависимости c_y от a . Однако практика показывает, что ими можно пользоваться и при углах атаки, близких к критическим (т. е. в случаях нагружения А и D).

Стреловидность крыла и сжимаемость воздуха могут оказать значительное влияние на распределение циркуляции $\bar{\Gamma}$ и погонной воздушной нагрузки $q_{ув}$.

Характер этого влияния показан на схемах рис. 3.4, б и в.

Применяя надлежащую компоновку крыла (подбор профилей, крутка), можно в известной мере компенсировать это влияние.

3. Приближенные способы распределения воздушной нагрузки по размаху крыла

Трапециевидные крылья

Как показывают результаты продувок, для рационально скомпонованного трапециевидного крыла можно в приближенных расчетах на прочность и при анализе работы конструкции крыла принять, что коэффициент подъемной силы c_y по размаху не изменяется, т. е.

$$c_{yк} = c_{y\text{сеч}} = c_y.$$

Поэтому из выражения (3.1), учитывая, что $lb_{\text{ср}} = S$, получаем

$$q_{ув} = \frac{n^2 G}{S} b.$$

Таким образом, погонная воздушная нагрузка в этом случае изменяется по размаху пропорционально хордам.

В соответствии с этим законом распределения $q_{yв}$ нагрузка на отсек крыла, ограниченный хордами $a-a$ и $b-b$ на рис. 3.5, определяется по следующей формуле:

$$\Delta Y_{в} = f c_{y} \Delta S \frac{\rho V^2}{2} = \frac{Y_{в}}{S} \Delta S. \quad (3.3)$$

Погонная сила лобового сопротивления $q_{xв}$ вычисляется также исходя из предположения о пропорциональности ее хордам крыла. Такой закон распределения воздушной нагрузки основан на допущении

$$c_{xк} = c_{xсеч} = c_x;$$

тогда

$$X_{в} = f c_x S \frac{\rho V^2}{2} \quad \text{и} \quad q_{xв} = f c_x b \frac{\rho V^2}{2},$$

откуда

$$q_{xв} = \frac{X_{в}}{S} b.$$

Погонный аэродинамический момент $m_{в}$ относительно оси, проходящей через носок профиля, определяется по формуле

$$m_{в} = f c_{mсеч} b^2 \frac{\rho V^2}{2} \quad \text{кГ м/м},$$

где $c_{mсеч}$ — коэффициент момента сечения относительно носка профиля.

Как уже указывалось, составляющими X нагрузок на крыло можно пренебречь во всех случаях, кроме C , так как они малы по сравнению с нагрузками Y .

Треугольные крылья

Для треугольного крыла малого удлинения могут быть приняты следующие приближенные законы распределения погонной воздушной нагрузки по размаху крыла.

Дозвуковое обтекание. При дозвуковом обтекании крыла малого удлинения коэффициент подъемной силы сечения $c_{yсеч}$ возрастает от корня к концу крыла. Поэтому в приближенных расчетах принимается, что $c_{yсеч} b_{сеч} = c_{yк} b_{ср} = \text{const}$.

В этом случае погонная воздушная нагрузка постоянна по размаху крыла и может быть определена по формуле

$$q_{yв} = \frac{n^p G}{l}.$$

Сверхзвуковое обтекание. В этом случае приближенно принимается, что $c_{yсеч} = c_{yк}$ и погонная воздушная нагрузка распределяется по размаху пропорционально хордам:

$$q_{yв} = \frac{n^p G}{S} b.$$

4. Распределение массовых сил конструкции крыла и баков с топливом

Массовые силы крыла являются распределенной нагрузкой, полученной в результате сложения сил веса и инерционных сил. Распределение этих сил не зависит от угла атаки, а определяется конструкцией крыла.

Существуют статистические формулы распределения веса крыла, однако приближенно для упрощения вычислений можно принимать, что закон распределения массовых сил по размаху крыла совпадает с принятым в расчете законом распределения аэродинамических сил:

$$q_{ук} = q_{ув} \frac{Y_k}{Y_b}.$$

Так как $Y_k = n^p G_k$, а $Y_b = n^p G$, то

$$q_{ук} = q_{ув} \frac{G_k}{G}.$$

Это допущение оправдывается тем, что G_k мало по сравнению с G и погрешность результата такого приближенного расчета невелика.

Погонная нагрузка $q_{ук}$ приложена по линии центров тяжести сечений силовой конструкции крыла (ц. т.). Положение центра тяжести каждого сечения (рис. 3.6, а) характеризуется коэффициентом

$$\bar{x}_T = \frac{x_T}{b} = 0,40 \div 0,45.$$

Массовые силы баков с топливом дают на участке размаха крыла погонную нагрузку, интенсивность которой определяется в общем случае выражением

$$q_6 + q_T = n^p (F_6 \gamma_6 + F_T \gamma_T),$$

где γ_6 и γ_T — объемные веса материала бака и топлива; F_6 и F_T — площади сечений (см рис. 3.6, б).

Погонная нагрузка q_T приложена по линии центров тяжести топлива. Центр тяжести топлива в отдельных сечениях (ц. т. т.) определяется как центр тяжести площади F_T ; нагрузку q_6 можно считать приложенной совместно с q_T . Если баки включены в несущую конструкцию крыла, то их вес можно считать входящим в G , и массовые силы отдельно не учитывать.

В случае С при приближенном расчете массовые силы крыла и баков с топливом не учитываются.

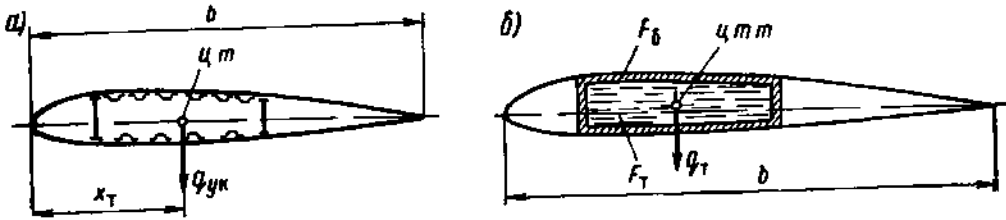


Рис. 36. Распределенные массовые силы конструкции крыла прикладываются в центре тяжести сечения крыла (а), а распределенные массовые силы топлива — в центре тяжести площади F_T (б)

5. Направление погонных нагрузок

Ранее было принято, что массовые нагрузки действуют параллельно воздушным ($q_k \parallel q_v$).

На этом основании для воздушных и массовых сил:

$$\frac{q_x}{q_v} = \frac{X}{Y} = \frac{c_x}{c_y}; \quad \frac{q_n}{q_v} = \frac{N}{Y} = \frac{c_n}{c_y}; \quad \frac{q_t}{q_v} = \frac{T}{Y} = \frac{c_t}{c_y}.$$

Так как для всех случаев нагружения, кроме случая C , обычно принимается, что $c_R \approx c_n \approx c_y$, $c_t = 0$, то основными распределенными нагрузками для расчета крыла на прочность являются нагрузки в направлении оси y , т. е. $q_{yв}$ и $q_{yк}$.

В дальнейших расчетах, кроме особых случаев, будут рассматриваться только эти составляющие распределенных нагрузок.

6. Определение положения центра давления (ц. д.)

Точка пересечения равнодействующей воздушной силы, приложенной к крылу или к его элементарному отсеку, с соответствующей хордой (для всего крыла — с его средней аэродинамической хордой) называется центром давления (ц. д.).

Его положение характеризуется коэффициентом центра давления (см. рис. 3.3)

$$\bar{x}_д = \frac{x_д}{b}.$$

Как известно,

$$\bar{x}_д = -\frac{c_m}{c},$$

где c_m — коэффициент аэродинамического момента профиля относительно его носка. Коэффициент c_m принимается положительным, когда момент действует на увеличение угла атаки; c_{m0} — коэффициент момента при $c_y = 0$.

Если x_F — расстояние от носка до фокуса профиля и

$$\bar{x}_F = \frac{x_F}{b} = - \frac{dc_m}{dc_y} = \text{const},$$

то

$$c_m = - \bar{x}_F c_y + c_{m0}$$

и

$$\bar{x}_d = \bar{x}_F - \frac{c_{m0}}{c_y}.$$

Так как для несимметричных профилей $c_{m0} < 0$, то при уменьшении α и c_y ц. д. смещается назад, дальше от фокуса, как это показано на рис. 3.3, а.

Для симметричных профилей $c_{m0} = 0$, поэтому у них центр давления совпадает с фокусом (рис. 3.3, б).

При околозвуковых скоростях полета с ростом числа M центр давления смещается назад и при $M \approx 1,3 \div 1,4$ удаляется от носка профиля до $\bar{x}_d = 0,46 \div 0,47$.

На участках крыла с элеронами учитывается смещение положения ц. д., вызываемое отклонением элеронов.

Аэродинамические характеристики крыла или берутся из продувок, что является наиболее целесообразным, или за них приближенно принимаются характеристики среднего профиля, имеющего относительную толщину:

$$\bar{c}_{cp} = \frac{c_{cp}}{b_{cp}},$$

где $b_{cp} = \frac{S}{l}$ — средняя геометрическая хорда; $c_{cp} = \frac{c_0 + c_{\text{конц}}}{2}$.

Воздушная сила, действующая на крыло, считается приложенной в центре давления средней аэродинамической хорды b_A :

$$b_A = \frac{2}{S} \int_0^{1/2} b^2 dz = \frac{2}{3} \frac{1 + \eta + \eta^2}{\eta(1 + \eta)} \cdot b_0.$$

Величину b_A и ее положение можно найти и графически.

7. Определение положения суммарной погонной нагрузки по хорде

В каждом сечении крыла положение точек приложения погонных нагрузок $q_{ув}$ и $q_{ук}$ по хорде определяется коэффициентами \bar{x}_d и \bar{x}_T .

Для расчета крыла на прочность целесообразно две распределенные погонные нагрузки — воздушную $q_{ув}$ и массовую $q_{ук}$ объединить в одну суммарную нагрузку $q_y = q_{ув} - q_{ук}$.

Введем понятие о центре приложения суммарной распределенной нагрузки. Центром нагрузки (ц. н.) назовем точку на хорде сечения, через которую проходит суммарная погонная нагрузка q_y .

Его координата x_H и значение $\bar{x}_H = \frac{x_H}{b}$

определяются из уравнения моментов рассматриваемых погонных нагрузок (рис. 3.7) относительно носка профиля:

$$\bar{x}_H = \frac{x_H}{b} = \frac{q_{yв}\bar{x}_д - q_{yк}\bar{x}_т}{q_{yв} - q_{yк}} = \frac{q_{yв}\bar{x}_д - q_{yк}\bar{x}_т}{q_y}$$

Если значения $\bar{x}_д$ и $\bar{x}_т$ для разных сечений крыла постоянны, а законы распределения $q_{yв}$ и $q_{yк}$ пропорциональны, то, так как

$$q_{yв} = \frac{n^p G}{S} b; \quad q_{yк} = \frac{n^p G_k}{S} b; \quad q_y = \frac{n^p G}{S} \left(1 - \frac{G_k}{G}\right) b,$$

положение \bar{x}_H определяется из выражения

$$\bar{x}_H = \frac{\bar{x}_д - \bar{x}_т \frac{G_k}{G}}{1 - \frac{G_k}{G}}$$

8. Особенности определения и распределения нагрузок в отдельных случаях нагружения

Выше была рассмотрена общая последовательность определения нагрузок на крыло и распределения их по размаху. Эта последовательность может быть применена к расчету на случай *A* норм прочности, который является для крыла одним из важнейших.

Нахождение и распределение нагрузок в разных случаях нагружения имеет свои особенности. Остановимся на основных из них.

Влияние фюзеляжа и других надстроек на крыле на распределение нагрузок по размаху крыла в случаях *A'* и *B*

Наличие фюзеляжа, двигательной установки и других надстроек на верхней стороне крыла изменяет распределение погонной нагрузки. Это может иногда сильно сказаться при малых углах атаки, соответствующих случаям нагружения *A'* и *B*.

Влияние фюзеляжа и различных надстроек проявляется в том, что на участках крыла, где имеются надстройки или фюзеляж, $q_{yв}$ уменьшается, а на участках, где их нет, увеличивается.

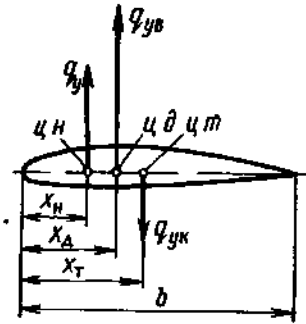


Рис 3.7. К определению положения центра нагрузок

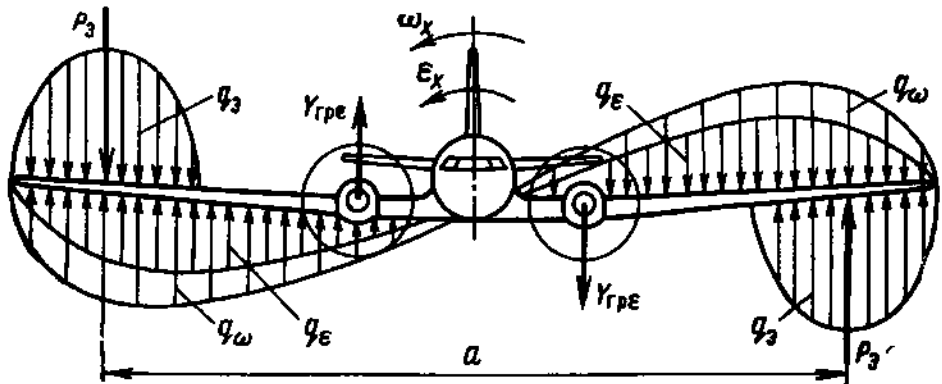


Рис. 3.8. Дополнительные поверхностные и массовые нагрузки, возникающие вследствие отклонения элеронов

Как показывают продувки, при рациональном сопряжении крыла с фюзеляжем по схеме среднеплана и удачной компоновке надстроек неблагоприятное влияние их на распределение $q_{ув}$ может быть почти полностью устранено.

Учет отклонения элеронов

При отклонении элеронов, кроме нагрузки, которая действовала до отклонения, возникают дополнительные нагрузки (рис. 3.8):

1) распределенная воздушная нагрузка от отклонения элерона (на части крыла против элеронов) q_3 , имеющая равнодействующую P_3 ;

2) инерционные силы, возникающие вследствие ускоренного вращения самолета — распределенная q_ϵ и сосредоточенные $Y_{ГРЕ}$;

3) распределенная демпфирующая воздушная нагрузка q_ω , противодействующая вращению самолета, пропорциональная ω_x — угловой скорости вращения.

Рассмотрим причины возникновения этих нагрузок.

При отклонении элеронов появляется дополнительная воздушная распределенная нагрузка q_3 , действующая на отсеки крыла, где установлены элероны. Момент равнодействующей этой нагрузки относительно оси x

$$M_x = P_3 a$$

вызывает угловое ускорение $\epsilon_x = \frac{M_x}{I_x}$.

С этим связано возникновение дополнительных массовых нагрузок:

а) распределенной, интенсивность которой для сечения с координатой z

$$q_\epsilon = \frac{q_{G_k}}{g} z \epsilon_x,$$

где $q_{G_k} = \frac{G_k}{S} b$ — погонный вес конструкции крыла;

б) сосредоточенных

$$Y_{гр \varepsilon} = \frac{G_{гр}}{g} z \varepsilon_x.$$

Наличие углового ускорения ε_x приводит к нарастанию угловой скорости вращения самолета относительно оси x :

$$\omega_x = \int_0^t \varepsilon_x dt.$$

Для вращающегося крыла скорость воздушного потока, набегающего на крыло в сечении с координатой z , складывается из скорости V , равной скорости полета, и скорости

$$u = z\omega_x.$$

В результате получается увеличение угла атаки сечения крыла на $\Delta\alpha = \frac{u}{V}$ и коэффициент c_y в сечении изменяется так же, как при встрече крыла в горизонтальном полете с восходящим потоком воздуха на величину:

$$\Delta c_y = \frac{dc_y}{d\alpha} \cdot \frac{u}{V}.$$

Этому соответствует дополнительная распределенная демпфирующая воздушная нагрузка на крыло:

$$q_\omega = \Delta c_y b \frac{\rho V^2}{2} = \frac{1}{2} \cdot \frac{dc_y}{d\alpha} \rho V z \omega_x.$$

Эти виды дополнительных нагрузок необходимо рассматривать, когда они особенно велики, например в случае резкого отклонения элеронов, которое предусматривается при полете маневренных самолетов. При этом нужно учесть, что наибольшие значения q_ε и q_ω по времени не совпадают (вначале ε наибольшее, а $\omega = 0$). У маневренных самолетов этот случай может оказаться расчетным для некоторых частей крыла.

По нормам прочности случаи нагружения B и C рассматриваются для крыла с отклоненными элеронами. В этих случаях углы отклонения элеронов невелики (обычно угол отклонения $\delta_\alpha = 2 \div 5^\circ$) и можно считать, что дополнительные нагрузки противоположного направления, возникающие при отклонении элеронов в проекции на ось y взаимно уравновешиваются. Необходимо учитывать только влияние отклоненных элеронов на положение q_{yB} по хорде или на погонные воздушные моменты крыла m_B .

В случае B принимается, что эффект отклонения элеронов вызывает лишь смещение центра давления на участке крыла, занятом элеронами (рис. 3.9, а).

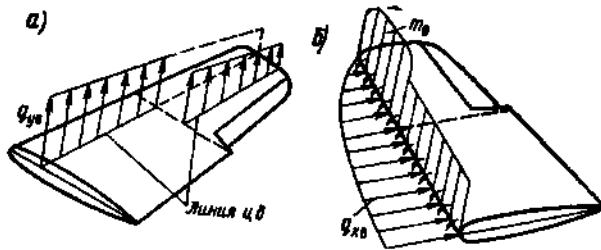


Рис. 3.9. Влияние на характер нагружения крыла отклонения элеронов в случаях В (а) и С (б)

момент (относительно оси, параллельной z)

$$m_b = f c_{m0 \text{ сеч}} b^2 q_{\max} \max.$$

Отклонение элеронов сказывается лишь на изменении c_{m0} профиля на участке крыла, где расположены элероны. Это приводит к изменению на этом участке величины m_b (рис. 3.9, б).

Влияние отклонения элеронов на величину $q_{xв}$ не учитывается.

Рассмотренные здесь условия нагружения опасны из-за возможности наличия больших крутящих моментов в сечениях крыла.

Несимметричное нагружение крыла

Прочность крыла проверяется также при действии в полете несимметричной нагрузки. В случаях А, А' и В рассматривается одно полукрыло с полной нагрузкой, соответствующей случаю нагружения, а другое с нагрузкой на 20% меньше для неманевренных и ограниченно маневренных самолетов.

Несимметричное нагружение крыла может быть опасным для конструктивных элементов его крепления к фюзеляжу.

Особенности нагружения крыла в посадочных случаях

Прочность крыла должна быть проверена и на посадочные случаи нагружения. При этом учитываются нагрузки, действующие на шасси от земли и передаваемые на крыло через узлы крепления шасси, а также воздушная нагрузка и массовые силы, действующие на конструкцию крыла и прикрепленные к нему агрегаты и грузы. В этих случаях нормы прочности задают для крыла значение $f=1,65$, большее, чем для шасси (1,5).

§ 2. УСИЛИЯ В СЕЧЕНИЯХ КРЫЛА

1. Основные допущения

Конструкция крыла самолета-моноплана может рассматриваться как двухопорная балка с консолями, которая под действием распределенных и сосредоточенных нагрузок изгибается и закручивается. Опорами крыла обычно являются расположенные у бортов

фюзеляжа узлы крепления крыла к фюзеляжу.

Так же как и для обычных балок, рассматриваемых в строительной механике, деформация отсека балки крыла может быть представлена в виде сочетания изгиба отсека, сопровождающегося поворотом его поперечных сечений относительно их нейтральных осей, и кручения, происходящего в виде поворотов сечений относительно нормальной к сечениям оси жесткости (ОЖ) отсека.

Осью жесткости отсека конструкции называется прямая, обладающая тем свойством, что при прохождении через нее поперечной силы отсек не закручивается.

Центром жесткости называется точка пересечения оси жесткости с плоскостью поперечного сечения.

Можно считать, что балка крыла, конструкция которого не имеет в плане изломов лонжеронов, обладает единой прямолинейной осью жесткости, играющей роль упругой оси. Это допущение будем принимать в дальнейшем¹.

При наличии же таких изломов необходимо учитывать различие положений осей жесткости разных частей крыла — излом упругой оси. Например, для крыла, показанного на рис. 3.10, нагрузка P не вызывает кручения I участка крыла, так как проходит через его ось жесткости, но будет закручивать II участок.

Эксперименты показывают, что изменение расположения нервюр относительно упругой оси балки крыла (например, по полету или нормально к линии фокусов) не оказывает существенного влияния на напряжения в поперечных сечениях крыла. Это относится как к прямым крыльям, так и к стреловидным (кроме корневых участков, составляющих 0,2—0,3 полуразмаха).

Для облегчения и упрощения расчетного анализа работы конструкции крыла принимаем следующие допущения, не искажающие физической картины работы крыла:

1. В расчетах рассматриваем плоское крыло (угол крутки $\varphi=0$) при угле поперечного V , равном нулю ($\psi=0$), т. е. принимаем, что хорды крыла лежат в одной горизонтальной плоскости, определяемой хордой среднего профиля.

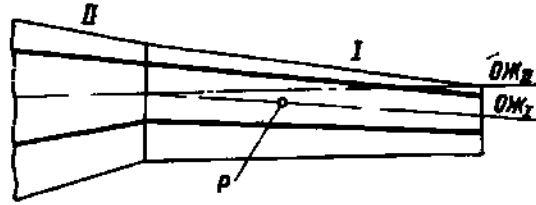


Рис. 3.10 Сила P не вызывает кручения I участка крыла, II участок подвергается кручению

¹ Для нестреловидного крыла ось жесткости часто принимают параллельной оси z .

Положение оси жесткости по хорде определяется главным образом расположением лонжеронов и их изгибной жесткостью. Расчет положения оси жесткости рассмотрен далее в § 8.

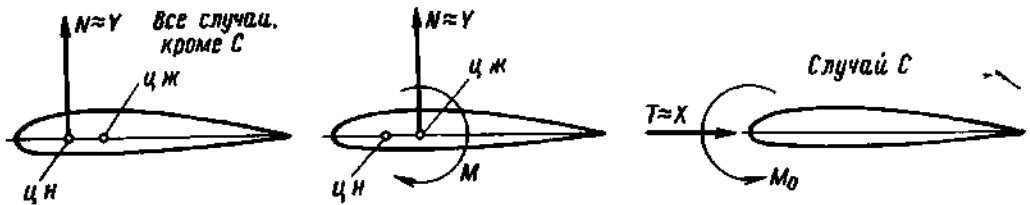


Рис. 3.11. Систему внешних нагрузок можно привести к силам $N \approx Y$ ($T \approx X$ в случае С), приложенным к оси жесткости и вызывающим чистый изгиб крыла, и к моменту M , закручивающему крыло относительно оси жесткости

2. В качестве расчетных сечений обычно принимаются сечения плоскостью, перпендикулярной к оси жесткости. Рассматривая усилия и напряжения в конструкции крыла, учтем, что главные центральные оси сечений крыла обычно составляют небольшой угол с хордой профиля и осью, нормальной к ней. В связи с этим будем приближенно принимать, что ось наименьшего момента инерции сечения параллельна хорде профиля.

3. Используем допущения, принятые ранее при рассмотрении нагрузок крыла:

$$N_{\text{в}} = Y_{\text{в}}, T_{\text{в}} = 0 \quad \text{во всех случаях, кроме С;}$$

$$N_{\text{в}} = 0, T_{\text{в}} = X_{\text{в}} \quad \text{в случае С}$$

Эти допущения дают возможность представлять деформацию крыла как сочетание простого изгиба от сил N (в случае С — от сил T) с кручением (рис. 3.11).

Крутящий момент будет создаваться нагрузками N , дающими момент M относительно оси жесткости (в случае С — моментом M_0). Крутящий момент от сил T мал, поэтому им можно пренебречь. На рис. 3.11 показаны обычные направления внешних сил и моментов.

2. Виды усилий в сечении крыла

Усилиями в сечении называют равнодействующие (статические эквиваленты) внутренних сил — напряжений в силовых элементах рассматриваемого сечения.

При определении усилий в элементах конструкции будем пользоваться применяемым в строительной механике методом сечений. Этот метод основан на рассмотрении равновесия мысленно отсеченной части конструкции. Если вся конструкция находится в равновесии, то и каждая ее часть должна находиться в равновесии. Применив к отсеченной части уравнения равновесия, определяем усилия в сечении.

Пусть крыло под действием массовых и поверхностных сил находится в равновесии. Отсечем мысленно концевую часть крыла плоскостью сечения $I-I$ (рис. 3.12). Внешние нагрузки концевой части крыла от воздушных и массовых сил могут быть сведены к

равнодействующей P , приложенной в центре нагрузок отсеченной части — точке O .

Сила P , очевидно, уравнивается внутренними силами в сечении $I-I$, так как рассматриваемая отсеченная часть крыла, так же как и все крыло, находится в состоянии равновесия. В этом случае усилия в сечении $I-I$, уравнивающие внешние силы, сводятся к трем усилиям: поперечной силе Q , изгибающему моменту $M_{изг}$ и крутящему моменту $M_{кр}$, определяемым из рассмотрения равновесия отсеченной части крыла:

$$Q = P;$$

$$M_{изг} = Qc;$$

$$M_{кр} = Qa.$$

Векторы усилий Q , $M_{изг}$, $M_{кр}$ всегда направлены противоположно векторам равнодействующих внешних нагрузок, их вызывающих.

Векторы усилий Q и $M_{изг}$ лежат в плоскости сечения.

Вектор усилия $M_{кр}$ направлен по оси жесткости.

Усилия Q , $M_{изг}$, $M_{кр}$ в сечении $I-I$ представляют собой воздействие оставшейся части крыла на рассматриваемую отсеченную;

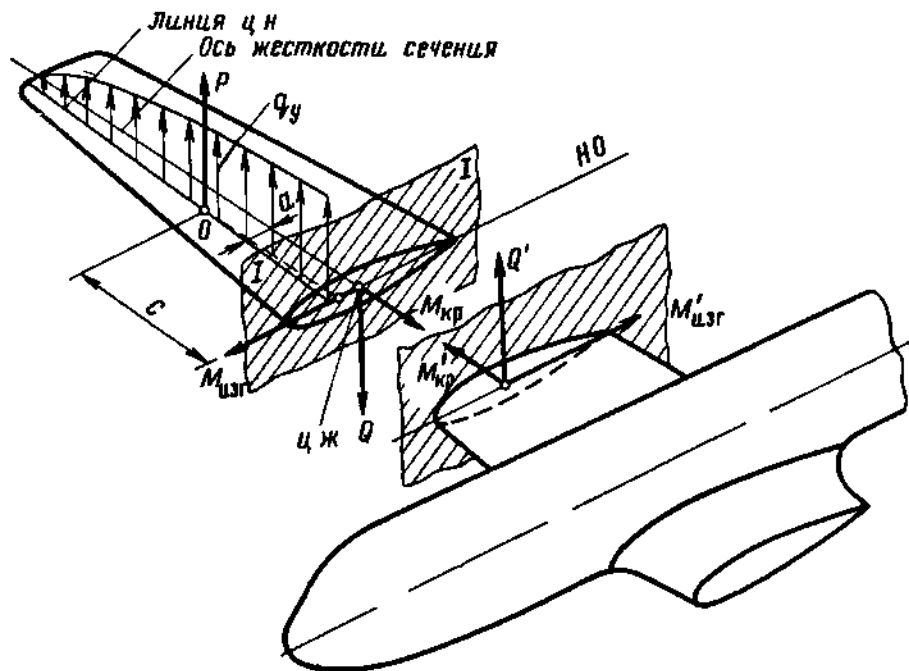


Рис 3 12. Действие внешней нагрузки на отсеченную часть крыла уравнивается в сечении $I-I$ внутренними усилиями Q , $M_{изг}$ и $M_{кр}$ — равнодействующими нормальных и касательных напряжений, возникающих в элементах сечения под воздействием нагрузки P . Усилия Q' , $M'_{изг}$ и $M'_{кр}$ действуют от отсеченной части на корневую

наоборот, усилия Q' , $M'_{изг}$, $M'_{кр}$ в сечении оставшейся части крыла представляют собой воздействие отсеченной части крыла на оставшуюся ($Q' = Q$; $M'_{изг} = M_{изг}$; $M'_{кр} = M_{кр}$).

3. Определение усилий Q , $M_{изг}$ и $M_{кр}$ в сечениях балки крыла

Исходными для определения Q , $M_{изг}$ и $M_{кр}$ являются эпюра q_y и положение линии центров нагрузок, величины массовых сил сосредоточенных грузов и точки их приложения, величины и точки приложения сосредоточенных поверхностных нагрузок (рис. 3.13)

Обычно принимается, что на участке крыла, занятом фюзеляжем, распределенная нагрузка воспринимается непосредственно фюзеляжем.

На рис. 3.14 показана схема нагружения и уравнивания крыла и эпюры q_y , Q , $M_{изг}$ и $M_{кр}$ нестреловидного крыла.

Для определения усилий используются приемы, известные из строительной механики.

Поперечную силу Q определяем, интегрируя по размаху (по z) эпюру q_y и учитывая сосредоточенные нагрузки Y_i (знак определяется направлением относительно оси y):

$$Q_z = \int_{l/2}^z q_y dz + \Sigma Y_i.$$

Изгибающий момент $M_{изг}$ определяется при повторном интегрировании:

$$M_{изг z} = \int_{l/2}^z Q dz.$$

Если ось жесткости параллельна z , то крутящий момент $M_{кр}$ находится следующим образом:

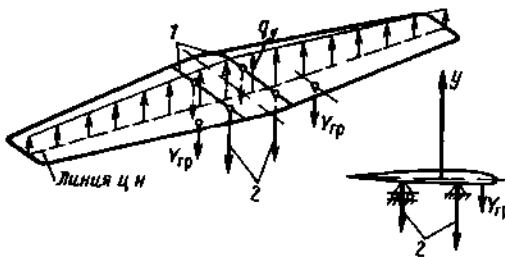


Рис. 3.13. Расчетная схема крыла:
1 — бортовые нервюры, 2 — реакции

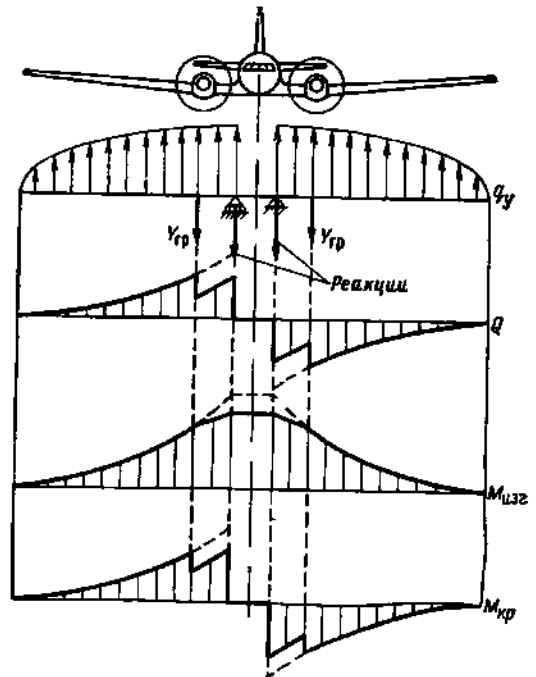


Рис. 3.14. Схема нагружения и вид эпюр q_y , Q , $M_{изг}$ и $M_{кр}$ нестреловидного крыла

$$M_{крз} = \int_{u_2}^z q_y (x_{в} - x_{ж}) dz + \sum Y_i (x_i - x_{ж}),$$

где $x_{в}$, $x_{ж}$, x_i — текущие значения абсцисс x (по хорде) центра нагрузки, оси жесткости и точек приложения сосредоточенных нагрузок.

Интегрирование можно производить графически, планиметрированием или численным методом.

Наличие сосредоточенных нагрузок и реакций фюзеляжа вызывает скачки в эпюрах Q и $M_{кр}$ и изломы в эпюре $M_{изг}$.

4. Приближенный метод определения усилий в сечениях крыла

Если принять, что q_y распределяется по размаху пропорционально хордам крыла, т. е., что

$$q_y = \frac{n^p (G - G_k)}{S} b,$$

то определение усилий Q , $M_{изг}$ и $M_{кр}$ значительно упрощается.

Усилия в сечениях прямого трапецевидного крыла находятся следующим образом:

1) вычерчивается в масштабе схема крыла в плане. Определяется положение линии центров нагрузок, и она наносится на план крыла (рис. 3.15, а);

2) проводится расчетное сечение $I-I$, параллельное оси x .

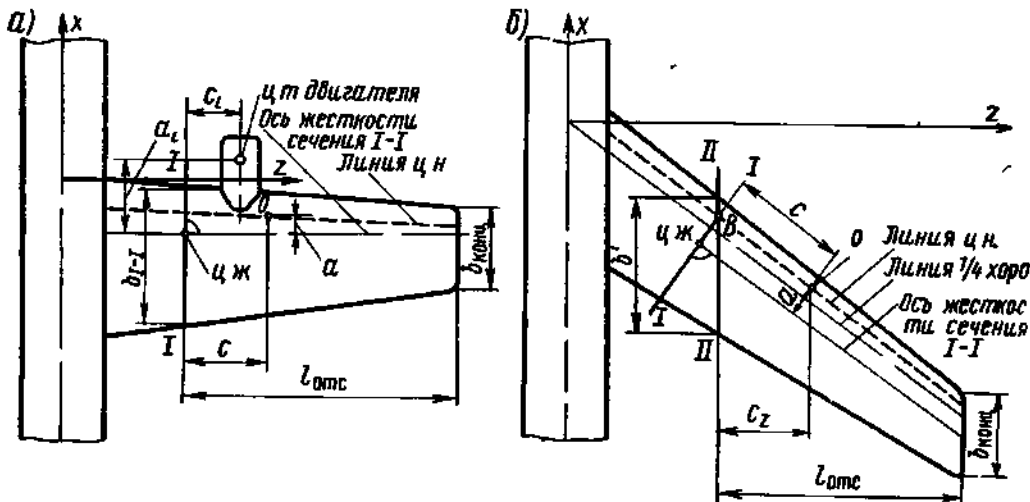


Рис 3.15 Схемы для определения усилий в сечении прямого (а) и стреловидного (б) крыла

Определяется положение центра жесткости¹ и наносится на план крыла ось жесткости рассматриваемого сечения;

3) определяются усилия. Если q_y распределяется по размаху пропорционально хордам, то равнодействующая распределенной нагрузки на отсеченную часть крыла определяется на основе формулы (3.3), как на отсек, ограниченный хордами. Она пропорциональна площади отсеченной части крыла $S_{отс}$:

$$P = \frac{Y}{S} S_{отс} = \frac{n^p (G - G_k)}{S} \cdot \frac{b_{I-I} + b_{конц}}{2} l_{отс}.$$

Поперечная сила Q_{I-I} определяется по формуле

$$Q_{I-I} = P - n^p \Sigma G_{гр}.$$

Находим изгибающий момент $M_{изг I-I}$.

Точка O приложения равнодействующей распределенной нагрузки на отсеченную часть крыла P лежит на линии центров нагрузок и отстоит от сечения $I-I$ на расстоянии c (см. рис. 3.15, а), где c — расстояние вдоль оси z от сечения $I-I$ до центра тяжести отсеченной площади крыла (трапеции):

$$c = \frac{l_{отс}}{3} \cdot \frac{b_{I-I} + 2b_{конц}}{b_{I-I} + b_{конц}}.$$

Расстояния c_i от точек приложения массовых сил сосредоточенных грузов до сечения $I-I$ определяются из чертежа.

Таким образом,

$$M_{изг I-I} = P c - n^p \Sigma G_{гр} c_i;$$

$$M_{кр I-I} = P a \pm n^p \Sigma G_{гр} a_i,$$

где a и a_i — расстояния от точек приложения силы P и массовых сил грузов до оси жесткости сечения $I-I$.

При определении усилий в сечениях стреловидного трапециевидного крыла учитывается следующее. У стреловидного крыла продольные силовые элементы крыла значительно наклонены к оси z , поэтому непараллельна оси z и ось жесткости балки крыла. Приближенно можно ее принимать параллельной линии $1/4$ хорд, а расчетные сечения брать перпендикулярно этой линии.

Эти особенности обуславливают отличия в технике определения усилий в сечениях стреловидных крыльев по сравнению с нестреловидными.

¹ Приближенно положение центра жесткости сечения крыла может быть определено по формуле $x_{ж} = \frac{\Sigma H_i^2 x_i}{\Sigma H_i^2}$, где H_i — высота i -го лонжерона; x_i —

расстояние i -го лонжерона от носка крыла.

Последовательность определения усилий в сечениях стреловидных крыльев такая:

1) вычерчивается в масштабе схема крыла в плане; определяется положение линии центров нагрузок и она наносится на план крыла (рис. 3.15, б);

2) проводится расчетное сечение $I-I$ перпендикулярно линии $1/4$ хорд; определяется положение центра жесткости и наносится на план крыла ось жесткости рассматриваемого сечения;

3) определяются усилия.

Через точку пересечения расчетного сечения с линией центров нагрузок (точка B) проводится вспомогательное сечение $II-II$, параллельное оси x . Можно считать, что величина равнодействующей распределенной нагрузки P , приходящейся на площадь, отсекаемую вспомогательным сечением $II-II$, равна нагрузке на площадь, отсекаемую расчетным сечением $I-I$, так как точка B лежит на линии центров нагрузок.

При отсутствии на отсеченной части крыла сосредоточенных грузов поперечная сила в сечении $I-I$ находится по формуле

$$Q_{I-I} = P = \frac{n^p (G - G_k)}{S} \cdot \frac{b' + b_{\text{конц}}}{2} l_{\text{отс.}}$$

Находим изгибающий момент $M_{\text{изг } I-I}$.

Точка O приложения равнодействующей распределенной нагрузки находится на линии центров нагрузок и отстоит вдоль оси z от сечения $II-II$ на расстоянии

$$c_z = \frac{l_{\text{отс}}}{3} \cdot \frac{b' + 2b_{\text{конц}}}{b' + b_{\text{конц}}}$$

Тогда $M_{\text{изг } I-I} = Pc$,

где c — расстояние от точки O (точки приложения P) до сечения $I-I$; c определяется из чертежа.

Крутящий момент $M_{\text{кр } I-I}$:

$$M_{\text{кр } I-I} = Pa,$$

где a — расстояние от точки O (точки приложения P) до оси жесткости; a определяется из чертежа.

Если, кроме распределенной нагрузки, к отсеченной части крыла приложены сосредоточенные силы, то они также должны быть учтены при вычислении Q , $M_{\text{изг}}$ и $M_{\text{кр}}$ в сечении $I-I$.

§ 3. СИЛОВАЯ СХЕМА КРЫЛА

Силовые схемы и конструкции крыльев и несущих винтов отечественных самолетов и вертолетов являются результатом большой коллективной работы конструкторов, прочнистов и технологов. Ведущую роль в их развитии сыграли исследования и конструкторские идеи В. Н. Беляева, С. В. Ильюшина, М. Л. Миля, А. Н. Туполева,

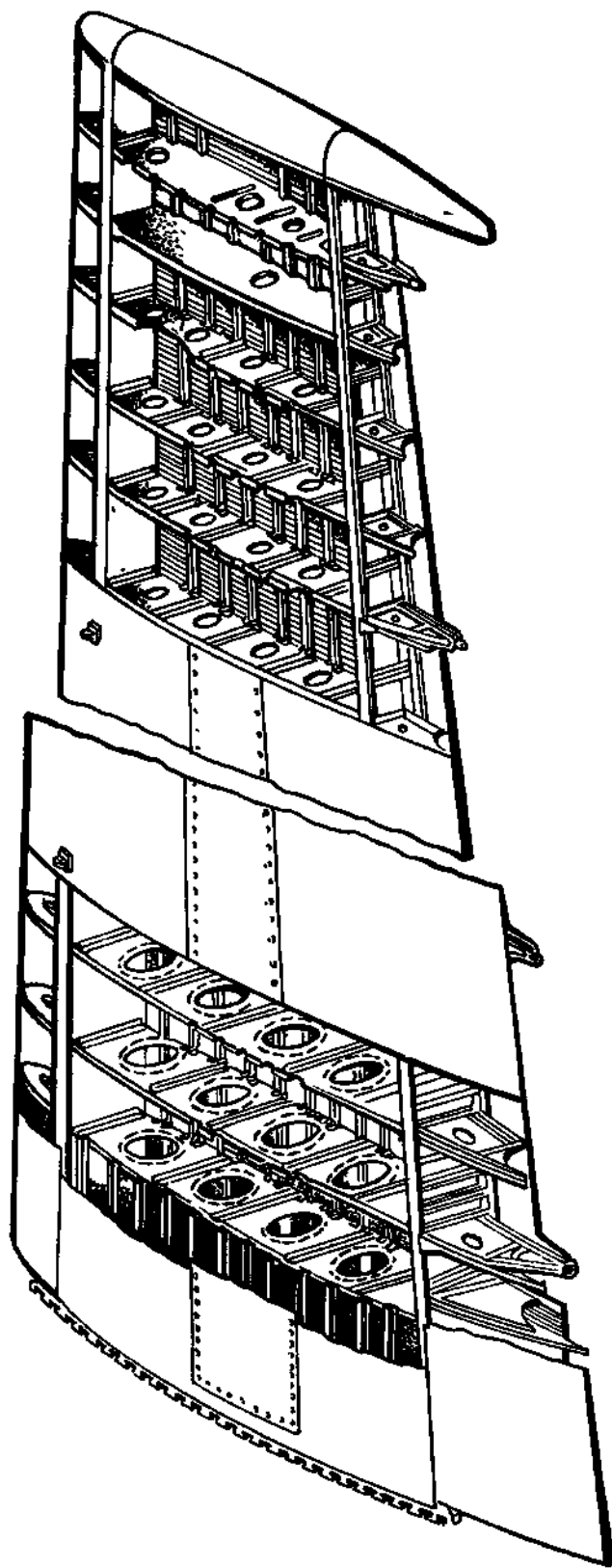


Рис. 3.16. Конструкция типичного монопланного крыла

А. М. Черемухина и многих других советских конструкторов и ученых.

Конструкция крыла представляет собой сложное инженерное сооружение. Анализ работы подобной конструкции и расчет ее на прочность без определенных упрощений громоздок и сложен.

Силowymi элементами конструкции называют элементы, играющие основную роль в обеспечении ее прочности и жесткости.

Сочетание силовых элементов, обеспечивающее прочность и жесткость конструкции под действующими на нее нагрузками, называют силовой схемой конструкции. При принятии обоснованных допущений можно силовую схему реальной конструкции представить в виде приближенной расчетной схемы, представляющей достаточно простую систему силовых элементов, удобную для расчета и анализа ее работы.

В обычной конструкции крыла силовыми элементами являются (рис. 3.16):

- а) обшивка;
- б) продольный набор — лонжероны и стрингеры;
- в) поперечный набор — нервюры;
- г) соединения — заклепочные, болтовые, сварные или клеевые.

Крыло самолета-моноплана может рассматриваться как балка, которая под действием нагрузок работает на изгиб, сдвиг и кручение.

Часть балки крыла, ограниченную передним и задним лонжеронами, называют кессоном. Рассмотрим, какими силовыми элементами современного монопланного крыла с жесткой обшивкой воспринимаются $M_{изг}$, Q и $M_{кр}$ (рис. 3.17).

В общем случае можно сказать, что изгибающий момент $M_{изг}$ в данном сечении крыла воспринимается поясами (полками) лонжеронов, жесткой обшивкой и стрингерами, в которых при этом возникают нормальные напряжения σ (разного знака в верхней и нижней панелях).

Нормальными напряжениями в стенках лонжеронов пренебрегают, так как они невелики.

Поперечная сила Q воспринимается в основном стенками лонжеронов. Крутящий момент $M_{кр}$ воспринимается обшивкой и стенками лонжеронов, образующими замкнутый контур. От поперечной силы и крутящего момента в соответствующих элементах возникают касательные напряжения τ .

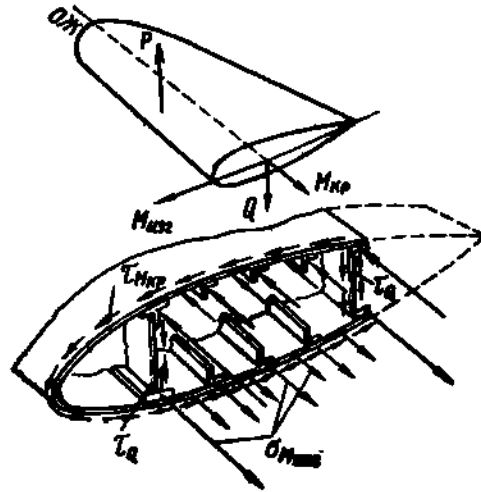


Рис. 3.17. Усилия в сечении крыла и соответствующие им напряжения в силовых элементах

Путь сил в силовой схеме крыла. Рассмотрим последовательность передачи сил по элементам силовой схемы крыла.

Основной нагрузкой для крыла является воздушная нагрузка.

Массовая нагрузка от веса и инерционных сил конструкции действует в виде сил, распределенных по каждому элементу конструкции. Эти силы передаются дальше совместно с приходящимися на элемент силами от воздушной нагрузки, поэтому далее останавливаться на передаче этих массовых сил не будем.

Воздушная нагрузка (рис. 3.18) непосредственно воспринимается обшивкой, опертой на стрингеры, нервюры и лонжероны.

На нервюры нагрузка передается в виде распределенной по длине нервюры погонной нагрузки q_n и сосредоточенных сил от стрингеров R_n (на рис. 3.19, а они показаны частично) через соединительные элементы (заклепки, сварные или клеевые соединения).

В общем случае на нервюры передаются нагрузки также от грузов и конструкций, укрепленных на крыле.

Равнодействующие воздушных и массовых сил ΔP , нагружающие нервюры, приложены в центрах распределенных нагрузок для соответствующих сечений (рис. 3.19, б).

Нервюры передают воспринятые ими нагрузки на стенки лонжеронов.

Уравновешивающие каждую нервюру реакции стенок лонжеронов ΔQ_1 и ΔQ_2 , действующие в виде потоков касательных усилий Δq_1 и Δq_2 (передаваемых через заклепки уголков, соединяющих нервюру и стенки), дают равнодействующие $\Delta Q = \Delta P$, приложенные в центрах жесткости соответствующих сечений балки крыла. Возникающие моменты $\Delta M_{кр} = \Delta P a$ (см. рис. 3.19, б) передаются в ви-

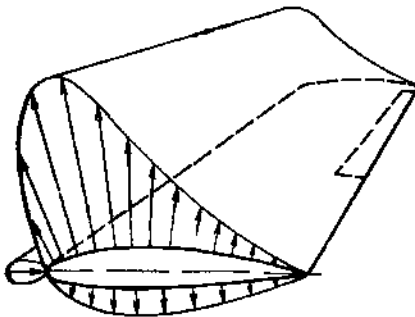


Рис 3.18 Воздушная нагрузка на поверхность крыла

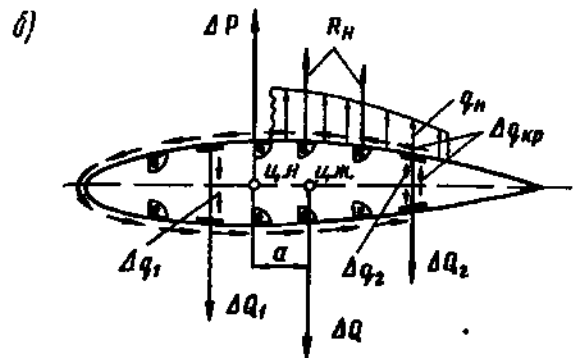
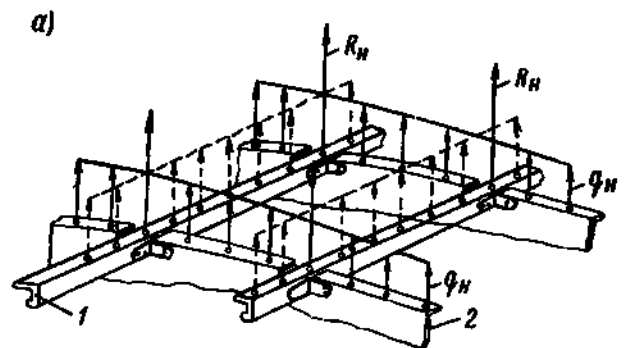


Рис. 3.19 Схема нагружения и уравновешивания нервюры:
1 — стрингер; 2 — нервюра

де касательных усилий $\Delta q_{кр}$ на обшивку и стенки, образующие замкнутый контур.

Отметим, что на рис. 3.19, б изображены реактивные (уравновешивающие) потоки Δq_1 , Δq_2 и $\Delta q_{кр}$, действующие со стороны стенок лонжеронов и обшивки на нервюру. Со стороны нервюры на стенки и обшивку действуют потоки обратного направления.

Нагрузки ΔP , переданные нервюрами на стенки лонжеронов в форме потоков Δq_1 и Δq_2 , а также нагрузки, переданные обшивкой непосредственно на лонжероны, вызывают в сечениях стенок поперечные силы Q_1 и Q_2 (рис. 3.20, а), которые постепенно возрастают скачками от нервюры к нервюре в направлении от конца к корню крыла.

Все нагрузки, воспринятые стенками, передаются ими на узлы крепления лонжеронов крыла к фюзеляжу или центроплану.

На рис. 3.20, а (сверху) показано скачкообразное изменение поперечной силы вдоль размаха крыла. Там же штриховой линией представлена эпюра поперечных сил, которая обычно получается расчетным путем без учета дискретного приложения нагрузок к стенкам.

При рассмотренном нагружении стенок в их поперечных сечениях возникают потоки касательных усилий q_1 и q_2 . По закону парности касательных напряжений такие же потоки возникают на верхних и нижних границах стенок, т. е. вдоль заклепочных швов, соединяющих стенки с поясами лонжеронов (см. рис. 3.20, а). Эти потоки дают постепенно нарастающие от конца к корню крыла осевые силы в верхней и нижней панелях крыла, в состав которых входят полки лонжеронов, стрингеры и обшивка. При этом одна из панелей (в данном случае верхняя) сжимается, а другая (нижняя) растягивается.

На рис. 3.20, а (снизу) показана эпюра осевых сил в панели вдоль размаха крыла.

Внутренние усилия растяжения и сжатия панелей $P_{пан}$ в каждом сечении крыла образуют пару сил, момент которой и является изгибающим моментом крыла в данном сечении.

У борта фюзеляжа этот момент передается на узлы крепления крыла к фюзеляжу или центроплану.

Моменты $\Delta M_{кр}$, переданные нервюрами на замкнутый контур в виде потоков $\Delta q_{кр}$, накапливаясь скачкообразно от конца к корню крыла (рис. 3.20, б), вызывают в сечениях крыла крутящий момент¹.

Крутящий момент $M_{кр}$ передается на те же узлы крепления крыла к фюзеляжу или центроплану и уравновешивается действующим со стороны узлов потоком $q_{кр}$.

На рис. 3.20, б (сверху) штриховой линией показана эпюра крутящих моментов, построенная, как это обычно делается, без учета дискретной передачи нагрузок на замкнутый контур.

¹ Если оси жесткости разных сечений не совпадают, то на величину крутящего момента влияет и поперечная сила.

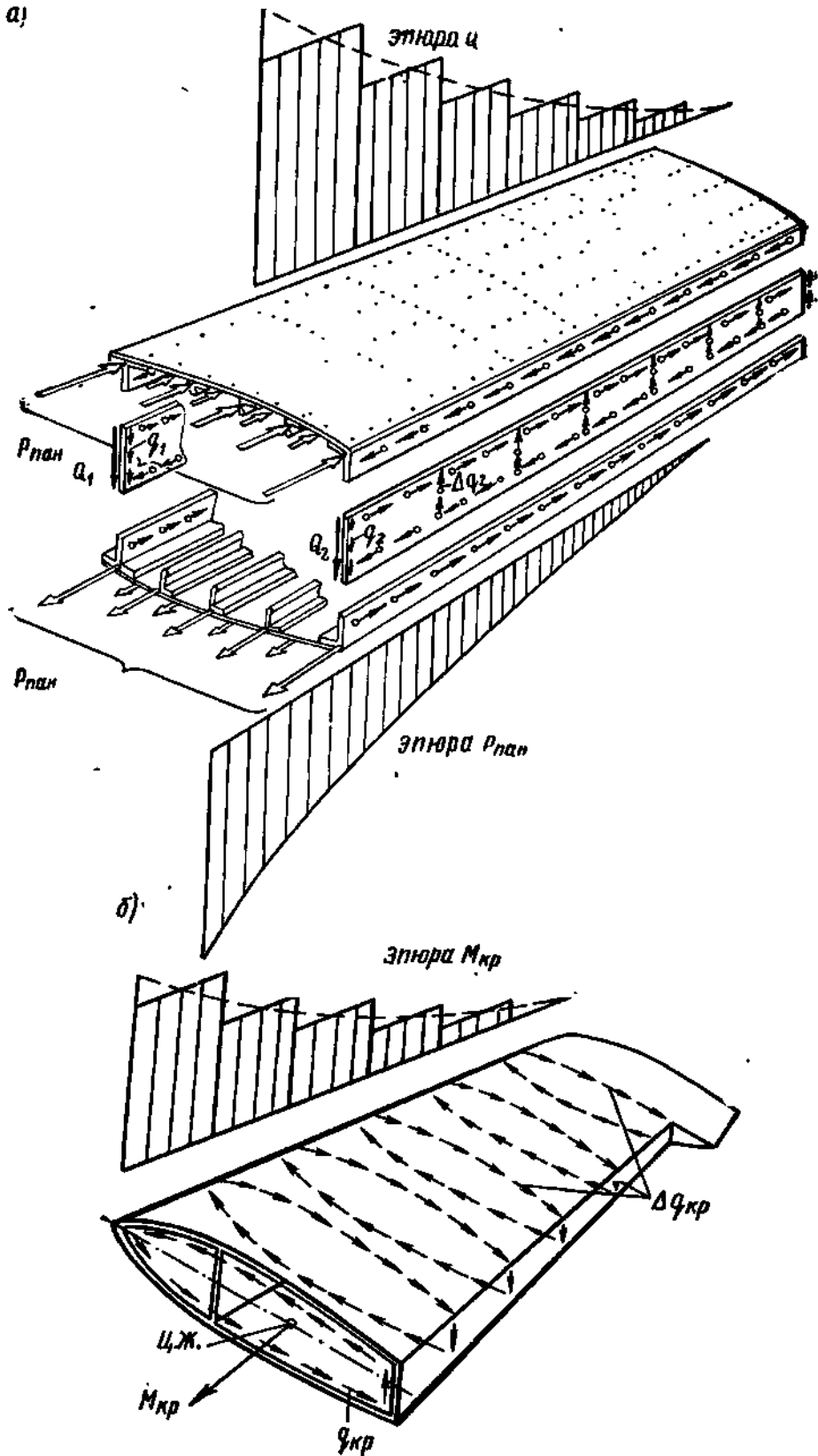


Рис. 3.20. Схема возникновения осевых сил в панелях кессона (а) и нагружения контура крутящим моментом (б)

Заметим, что выше приведена упрощенная схема передачи сил от обшивки к стенкам, справедливая для крыла с обшивкой, которая сама имеет невысокую изгибную жесткость. В крыле с более жесткой обшивкой возможна передача воздушной нагрузки от обшивки к стенкам как через нервюры, так и минуя их.

В итоге назначение и работу силовых элементов крыла можно охарактеризовать следующим образом.

Обшивка придает крылу обтекаемую форму; воспринимает воздушную нагрузку, работая при этом на поперечный изгиб и, как мембрана, на растяжение («цепные напряжения»); работает на растяжение или сжатие и на сдвиг, участвуя в изгибе и кручении балки крыла.

Лонжероны. Пояса лонжеронов, работая на растяжение или сжатие, воспринимают часть изгибающего момента. Стенки лонжеронов воспринимают поперечную силу; вместе с обшивкой воспринимают крутящий момент, работая при этом на сдвиг.

Стрингеры воспринимают вместе с обшивкой часть изгибающего момента, работая при этом на растяжение или сжатие; передают воздушную нагрузку от обшивки нервюрам, работая на поперечный изгиб. Стрингеры, являясь опорами обшивки, повышают ее критические напряжения и уменьшают местные деформации.

Нервюры сохраняют заданную форму профиля крыла, передают приходящиеся на них нагрузки (от воздушных и массовых сил) на лонжероны и обшивку; являясь опорами обшивки и стрингеров, повышают их критические напряжения.

Соединения связывают между собой основные силовые элементы и передают силы от одних частей силовой схемы к другим.

Наряду с рассмотренными силовыми элементами, образующими силовую схему, обеспечивающую общую прочность балки крыла, конструкция крыла имеет ряд деталей, не относящихся к этой силовой схеме: законцовки крыла, зализы, ленты или крышки, закрывающие щели в плоскостях разъемов крыла, вспомогательные стенки перед элеронами и др.

Конструкция этих деталей несет приходящиеся на них местные нагрузки, передает их на основные силовые элементы; для этого она должна обладать необходимой прочностью.

Типы силовых схем крыла. Из трех усилий $M_{изг}$, Q и $M_{кр}$, действующих в поперечных сечениях крыла, изгибающий момент $M_{изг}$ может быть назван основным усилием, так как вес силовых элементов, воспринимающих $M_{изг}$, составляет около 50% общего веса крыла.

В зависимости от того, какими силовыми элементами главным образом воспринимается изгибающий момент, силовые схемы крыльев разделяют на два типа: лонжеронные и моноблочные.

Силовая схема крыла называется лонжеронной, если изгибающий момент в основном воспринимается поясами лонжеронов (рис. 3.21, а).

Лонжеронное крыло имеет мощные пояса лонжеронов, сравнительно слабые стрингеры и тонкую обшивку.

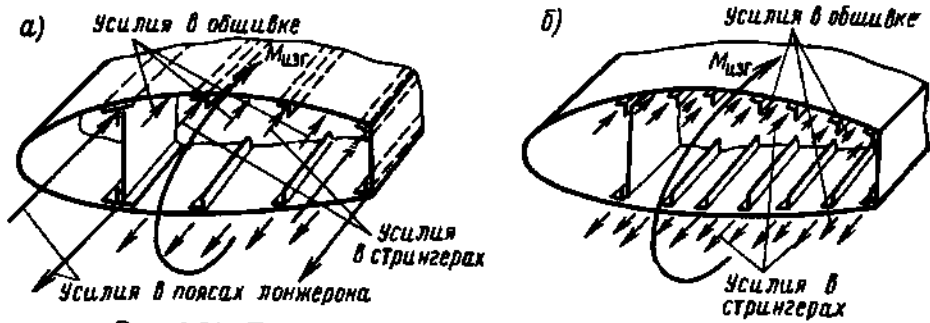


Рис 3.21. Лонжеронная (а) и моноблочная (б) силовые схемы крыла

Силовая схема крыла называется моноблочной, если изгибающий момент в основном воспринимается обшивкой и стрингерами (рис. 3.21, б).

Моноблочное крыло имеет мощный стрингерный набор, толстую обшивку и сравнительно слабые пояса лонжеронов (площади поперечных сечений поясов того же порядка, что и площади сечений стрингеров).

Проведем краткое сравнение рассматриваемых силовых схем по некоторым важнейшим свойствам.

Вес конструкции. В моноблочных крыльях материал обшивки используется более рационально, что может привести к уменьшению веса конструкции всего крыла. Исследования показывают, что выгодность моноблочной схемы с точки зрения веса возрастает с увеличением веса самолета, угла стреловидности, удлинения крыла и с уменьшением относительной толщины профиля крыла.

Жесткость. Моноблочные крылья по сравнению с лонжеронными обладают большей жесткостью на изгиб и кручение.

Надежность и живучесть. В моноблочном крыле выход из строя части силовых элементов в результате усталостных разрушений или случайных повреждений не приводит к немедленному разрушению всей конструкции. В лонжеронном крыле выход из строя хотя бы одной из полок лонжеронов, как правило, приводит к быстрому разрушению всей конструкции.

Таким образом, в отношении этих свойств моноблочные крылья выгоднее лонжеронных.

Производственная и эксплуатационная технологичность. С этой точки зрения выгоднее лонжеронные крылья. В лонжеронных крыльях обшивка и стрингеры принимают малое участие в работе крыла на изгиб. Поэтому в лонжеронных крыльях можно делать вырезы (люки) в обшивке для монтажа и осмотра топливной аппаратуры, ниши для уборки шасси, для монтажа и осмотра проводки управления и т. д., не уменьшая значительно прочности крыла на изгиб. Для сохранения прочности крыла на кручение в этом случае осуществляются сравнительно простые конструктивные меры, не приводящие к существенному увеличению веса крыла.

В моноблочных крыльях вырезы в обшивке обязательно должны закрываться более тяжелыми силовыми крышками на винтах и

болтах, способными передавать как усилия сдвига, так и осевые силы.

Все это затрудняет размещение грузов и оборудования внутри крыла, а также осмотр оборудования и уход за ним в процессе эксплуатации.

Кроме того, лонжеронные крылья проще моноблочных в отношении крепления отъемных частей к центроплану или фюзеляжу.

Чисто лонжеронные (с обшивкой, не воспринимающей $M_{изг}$) и чисто моноблочные силовые схемы (без явно выраженных поясов лонжеронов) встречаются в настоящее время редко, их можно рассматривать как предельные силовые схемы.

Проведенное сравнение лонжеронной и моноблочной силовых схем показывает, что каждая из них обладает своими достоинствами и недостатками.

Поэтому иногда некоторые участки конструкции крыла (например, концевая часть) выполняются по моноблочной схеме, а иные (например, в зоне выреза для уборки шасси) — по лонжеронной схеме.

§ 4. ПРИМЕРЫ КОНСТРУКЦИИ КРЫЛЬЕВ СОВРЕМЕННЫХ САМОЛЕТОВ

Разнообразие и противоречивость требований, предъявляемых к крыльям самолетов, не позволяют создать «универсальную» конструкцию крыла, обладающую всеми желаемыми качествами и пригодную для самолета любого типа и назначения. Поэтому при проектировании крыла выделяются требования к нему, наиболее важные для данного типа самолета, которые и удовлетворяются в первую очередь путем выбора соответствующей аэродинамической и внутренней компоновки, силовой схемы и конструкции крыла.

Силовые схемы крыльев, назначение и работа их силовых элементов рассмотрены в предыдущем параграфе. Ниже на примерах различных конструкций рассматриваются некоторые типы крыльев современных скоростных самолетов, а также бипланные и подкосные схемы крыльев, применяемые в нескоростной легкомоторной авиации.

Характерным примером моноблочной конструкции, свойственной крыльям средних и тяжелых пассажирских самолетов, является крыло самолета Ил-18 (рис. 3.22), состоящее из центроплана и двух отъемных частей — консолей. Основную силовую часть крыла — кессон образуют лонжероны (три в центроплане и два в отъемной части), межлонжеронные панели, состоящие из обшивки, подкрепленной стрингерами, и средние части нервюры.

Кессон воспринимает аэродинамические и массовые распределенные нагрузки, а также сосредоточенные нагрузки, приложенные в узлах крепления гондол двигателей, шасси, закрылков и элеронов, и работает на изгиб, сдвиг и кручение.

Сосредоточенные нагрузки передаются на кессон через усиленные нервюры, показанные на рис. 3.22. Внутренние объемы кессона

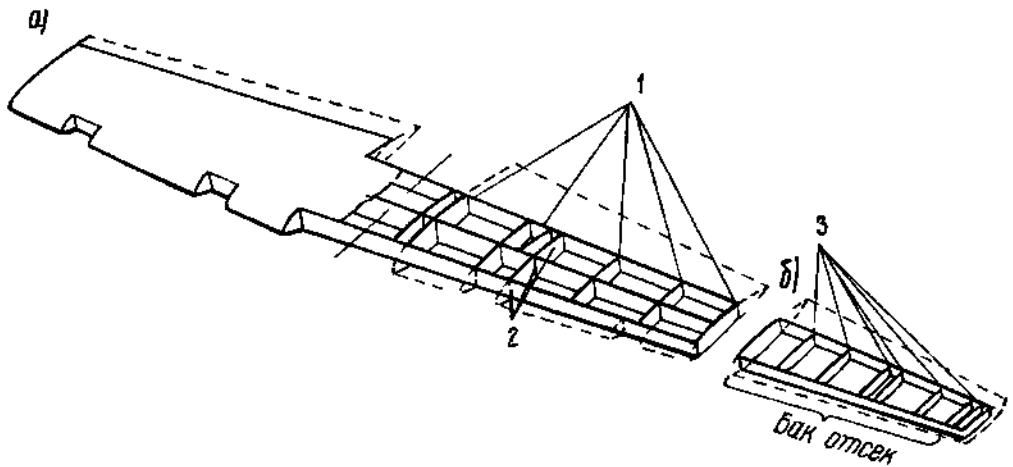


Рис 322 Крыло самолета Ил-18 (нервюры показаны только усиленные)
 а — центроплан; б — отъемная часть крыла,
 1 — узлы навески закрылка, 2 — узлы крепления главной ноги шасси, 3 — узлы навески элерона

используются для установки мягких топливных баков. Кессон отъемной части крыла герметизируется и представляет собой бак-отсек.

Лонжероны балочного типа расположены на 13, 39 и 65% хорды крыла.

Средний лонжерон в центроплане увеличивает жесткость крыла при изгибе и кручении и используется для крепления узлов ног шасси.

Верхние и нижние пояса лонжеронов образованы прессованными уголковыми профилями, имеющими небольшую площадь поперечного сечения. В связи с этим изгибающий момент, воспринимаемый лонжеронами, сравнительно невелик.

Основная часть изгибающего момента крыла воспринимается межлонжеронными стрингерами и обшивкой. Стенки лонжеронов подкреплены профилями-стойками, повышающими критические напряжения стенок при сдвиге. Часть стоек используется для крепления нервюр.

Панели центроплана имеют стрингеры трапециевидного, таврового и двутаврового сечений. По тавровым и двутавровым стрингерам осуществляется крепление съемных панелей, используемых для монтажа топливных баков.

В конструкции отъемной части крыла применены облегченные стрингеры трапециевидного и углового сечений. Количество стрингеров верхних и нижних панелей одинаково, но стрингеры верхних панелей, работающих на сжатие, имеют большие площади сечений. Все стрингеры параллельны среднему лонжерону центроплана. Шаг стрингеров во всех сечениях крыла составляет 140—145 мм. Площади сечений стрингеров и число их уменьшаются к концу крыла.

Работающая обшивка кессонной части крыла имеет толщину от 1 до 6 мм.

Нервюры крыла в зоне установки мягких топливных баков выполнены в виде двух поясов-балочек, отдельно работающих на изгиб под действием нагрузки, передающейся от обшивки. Нервюры бака-отсека отъемной части крыла представляют цельные по высоте балки, состоящие из поясов и стенок с отверстиями для облегчения.

Шаг нервюр кессонной части крыла равен 450 мм.

Усиленные нервюры центроплана, воспринимающие сосредоточенные нагрузки, имеют сплошную стенку, подкрепленную стойками.

Носовая и хвостовая части центроплана и отъемных частей крыла не входят в основную силовую схему балки крыла. Они воспринимают только местные аэродинамические нагрузки.

Стыковка отъемных частей крыла с центропланом осуществляется болтами, установленными по замкнутому контуру кессона.

Конструкция крыла обеспечивает возможность широкого применения современных прогрессивных методов панельной сборки и групповой прессовой клепки. Для повышения срока службы крыла обшивка, лонжероны, стрингеры и нервюры изготовлены из алюминиевого сплава Д16Т, имеющего лучшие характеристики усталостной прочности, чем высокопрочные сплавы типа В-95.

Стреловидное моноблочное крыло самолета Ту-124, представленное на рис. 3.23 и рис. 3.24, состоит из центроплана, двух средних и двух отъемных частей. Как и в конструкции крыла самолета Ил-18, действующие нагрузки воспринимаются кессоном, образованным двумя лонжеронами, межлонжеронными панелями и нервюрами. Между нервюрами центроплана и средних частей крыла установлены мягкие топливные баки. Кессон отъемной части крыла частично герметизирован и используется как бак-отсек.

Пояса лонжеронов, расположенных на 14 и 55% хорды, имеют заметно большие площади сечений, чем стрингеры, но тем не менее

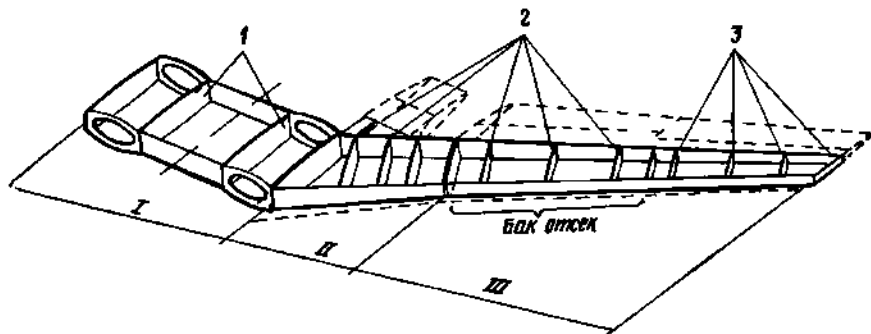


Рис 3.23 Стреловидное моноблочное крыло самолета Ту-124 (нервюры показаны только усиленные)
 I — центроплан, II — средняя часть крыла, III — отъемная часть крыла,
 1 — бортовые нервюры, 2 — узлы навески закрылка, 3 — узлы навески элерона

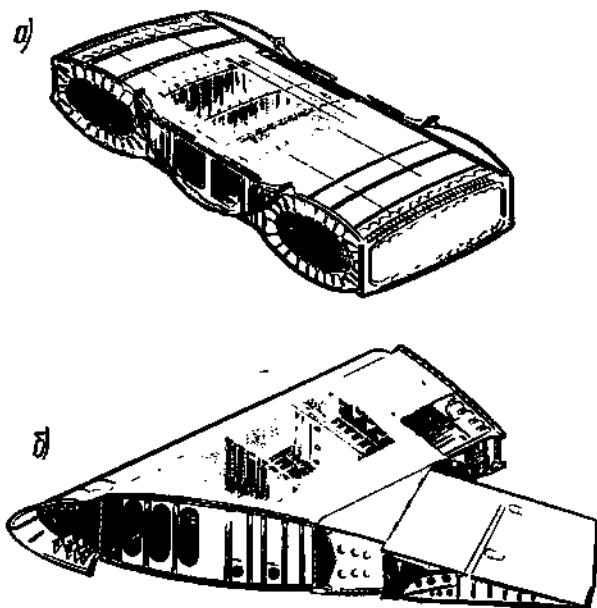


Рис. 3.24. Центроплан (а) и средняя часть (б) крыла Ту-124

приводит к некоторому увеличению веса лонжеронов.

Обшивка и стрингеры верхних панелей, работающих на сжатие, изготовлены из высокопрочного алюминиевого сплава В95АТ. Нижние панели, работающие на растяжение, для которых важно обеспечение усталостной прочности, выполнены из дюралюминия Д16АТ. Листы обшивки имеют различную толщину. Наиболее толстая обшивка (4 мм) установлена в корневой части крыла у заднего лонжерона в наиболее нагруженной зоне стреловидного крыла.

Стрингеры параллельны заднему лонжерону. Мощные трапециевидные и двутавровые стрингеры центроплана и средней части крыла сменяются уголковыми стрингерами в концевой части.

В стыке стреловидной части крыла с центропланом продольный набор претерпевает излом. Здесь изгибающий момент от стреловидной части передается на центроплан в виде изгибающего и крутящего моментов. Для передачи последнего на обшивку потребовалось поставить усиленную нервюру. Усиленные нервюры установлены также в местах крепления шасси, закрылков и элеронов.

Все нервюры крыла (как усиленные, так и типовые) — балочного типа, установлены перпендикулярно заднему лонжерону крыла.

При таком расположении нервюр стреловидного крыла их длина и вес получаются меньшими, чем в случае установки нервюр по потоку.

В рассмотренной конструкции широко применено химическое фрезерование обшивки крыла и стенок лонжеронов; глубина химического фрезерования достигает 1,5—2,2 мм. Это дает уменьшение веса при сохранении в то же время прочности обшивки вблизи заклепочных швов, где ее толщина не уменьшается.

основная доля изгибающего момента воспринимается межлонжеронными панелями крыла.

Лонжероны — балочного типа, за исключением участков лонжеронов центроплана в зоне прохода каналов воздухозаборников двигателей. Эти участки лонжеронов выполнены в виде массивных рам, отштампованных из сплава АК-8. Здесь ввиду отсутствия стенки передача поперечной силы и крутящего момента осуществляется работой на изгиб верхнего и нижнего поясов рамы, что требует их усиления и

Крылья легких самолетов в большинстве случаев имеют лонжеронную конструкцию. Жесткая обшивка таких крыльев участвует в работе крыла на кручение, а изгибающий момент полностью воспринимается лонжеронами. Применение конструкции моноблочного типа при относительно небольшой величине изгибающего момента, обусловленной малыми размерами крыла и малым весом самолета, оказывается нецелесообразным. Необходимость постановки заклепочных швов заставляет в этом случае применять обшивку с толщиной большей, чем требуется по условию прочности при изгибе крыла, что ухудшает весовые характеристики крыла. Лонжеронные крылья имеют в этом случае лучшие весовые данные.

Наряду с типичным, наиболее широко распространенным в современной авиации монопланом свободонесущим крылом, воспринимающим действующие на него нагрузки внутренними элементами каркаса (лонжеронами, стрингерами, обшивкой), применяются также и такие схемы крыльев, которые имеют внешние (находящиеся в потоке) силовые элементы, участвующие в работе крыла на изгиб и кручение.

Эти схемы, занимавшие господствующее положение в начале развития авиации, в настоящее время встречаются в двух вариантах: схема биплана и схема подкосного моноплана.

Применение схем биплана и подкосного моноплана оказывается целесообразным для легких нескоростных самолетов с небольшой удельной нагрузкой на крыло, имеющих неубирающееся шасси, так как дает в этом случае облегчение конструкции (за счет меньшего веса крыла) и снижение стоимости.

Бипланная коробка крыльев представляет собой пространственную ферму, нагруженную приложенными к ней аэродинамическими и массовыми нагрузками. Основная идея конструкции заключается в использовании большой строительной высоты бипланной коробки, характеризуемой отношением $\frac{h}{l}$ (рис. 3.25, а). Если крылья свободонесущих монопланов имеют $\frac{h}{l} = \frac{c}{l} = 0,015 \div 0,025$, то для

крыльев бипланов $\frac{h}{l} = 0,14 \div 0,2$.

Так как увеличение строительной высоты приводит к облегчению поясов фермы, то применение бипланной схемы дает некоторый выигрыш в весе по сравнению со схемой свободонесущего моноплана.

Другим преимуществом биплана по сравнению с монопланом является меньший размах его крыльев (при равной площади и удлинении). Этим определяются меньшие габариты и меньший момент инерции относительно продольной оси самолета (оси $x-x$), что обеспечивает бипланам лучшие маневренные свойства.

Вместе с тем бипланная схема обладает существенным недостатком, исключающим возможность ее применения для современных скоростных самолетов. Таким недостатком является большое ло-

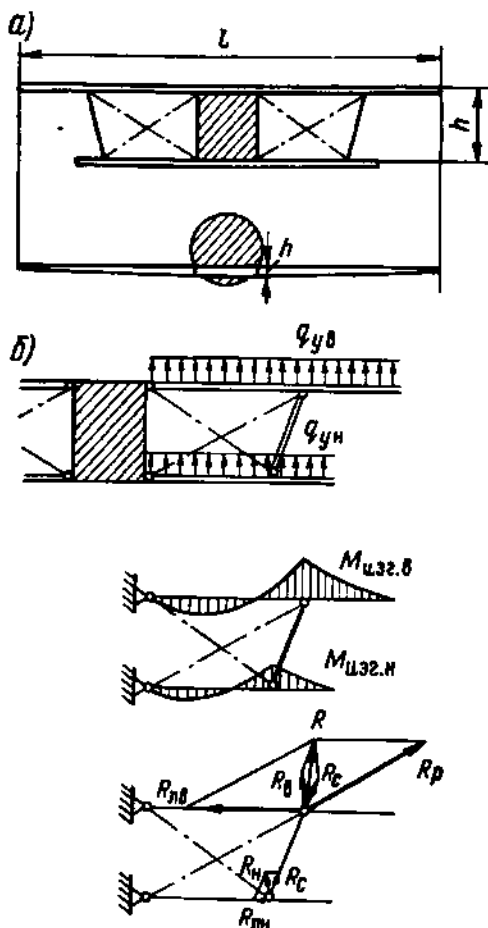


Рис. 3.25. Биплан: а — его сравнение со свободнонесущим монопланом по величине отношения h/t ; б — нагружение элементов бипланной коробки

жеронами, усиленными нервюрами и внутренними расчалками. Пока крылья не связаны между собой, они могут работать только на изгиб в горизонтальной плоскости, так как крепление крыльев к фюзеляжу осуществляется при помощи шарнирных стыковых узлов, не передающих моменты, действующие в вертикальной плоскости. Все расчалки имеют предварительное натяжение, что исключает провисание их при перемене направления действующей в эксплуатации нагрузки.

Вся пространственная ферма в целом работает на вертикальный изгиб и кручение. При этом в отдельных ее элементах действуют растягивающие или сжимающие усилия. Так, например, несущие расчалки в основных полетных случаях работают на растяжение под действием нагрузки, воспринимаемой верхним крылом, и нагрузки от нижнего крыла, передающейся по стойке к узлам крепления расчалок. Поддерживающие расчалки нагружаются при отрицательных перегрузках и при стоянке самолета на земле.

бное сопротивление бипланной коробки, обусловленное взаимным влиянием верхнего и нижнего крыльев и наличием в потоке элементов фермы (стоек, расчалок). Кроме того, в эксплуатации бипланная схема оказывается сложнее, чем монопланная, так как требует частой проверки и регулировки положения крыльев.

Бипланная схема довольно широко применялась в самолетостроении вплоть до середины 30-х годов, особенно для маневренных самолетов-истребителей, и достигла наибольшего аэродинамического и весового совершенства в виде одностоечного полутораплана (нижнее крыло короче верхнего).

В настоящее время бипланная схема применяется для легких нескоростных самолетов авиации спецприменения.

Бипланная коробка крыльев современного полутораплана Ан-2 (рис. 3.26) состоит из верхнего и нижнего крыльев, несущих и поддерживающих лент-расчалок и стоек, соединяющих крылья.

Каждое крыло представляет собой плоскую горизонтальную ферму, образованную двумя лонжеронами, усиленными нервюрами и внутренними расчалками.

На лонжероны крыла, представляющие собой балки, имеющие по две опоры, действуют сравнительно небольшие изгибающие моменты (рис. 3.25, б), но в узлах крепления расчалок на лонжероны передаются продольные сжимающие нагрузки $R_{л.в}$ и $R_{л.н}$, достигающие значительных величин.

Стойки работают на сжатие, передавая нагрузки R_c от одного крыла на другое. Сила R_p растягивает несущие расчалки.

В связи с невысокими скоростями полета и разгрузкой крыльев от кручения применена легкая полотняная обшивка, воспринимающая только местные аэродинамические нагрузки.

Схема подкосного моноплана занимает промежуточное положение между бипланом и свободонесущим монопланом. Наличие внешнего силового элемента — подкоса, увеличивая строительную высоту $\frac{h}{l}$ (рис. 3.27, а), позволяет уменьшить вес крыла, но в то же

время приводит к увеличению лобового сопротивления. По сравнению с бипланом подкосный моноплан имеет большее $c_{y\max}$, меньшее c_x и большее аэродинамическое качество вследствие того, что нет вредного взаимного влияния крыльев, свойственного схеме биплана.

Современные подкосные монопланы строятся в основном по схеме высокоплана. Значительно реже применяется схема подкосного низкоплана, так как при этом подкосы, расположенные над крылом, работают в важнейших случаях нагружения A и A' на сжатие и оказываются более тяжелыми. Кроме того, при верхнем расположении подкоса несколько ухудшаются аэродинамические характеристики крыла.

Крепление крыла к фюзеляжу может быть шарнирным или выполняется в виде моментных узлов. В зависимости от типа крепления меняется и вид эпюры изгибающих моментов, воспринимаемых лонжеронами крыла (рис. 3.27, б).

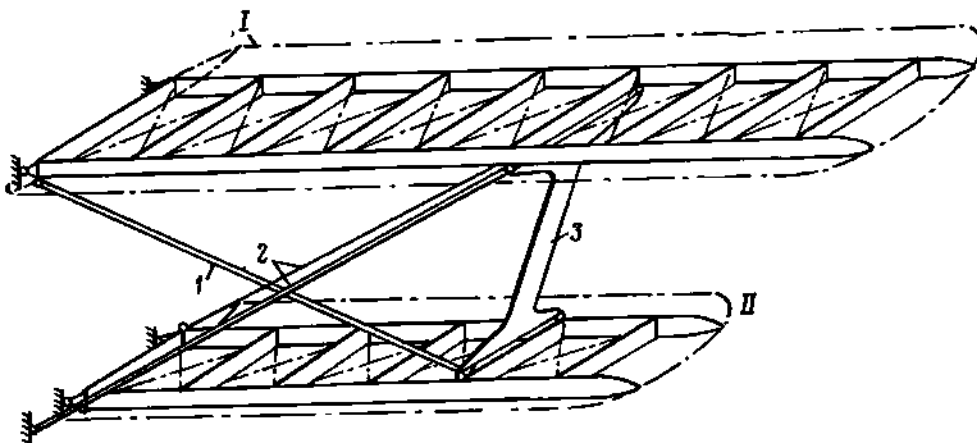


Рис. 3.26. Бипланная коробка крыльев полотороплана Ан-2 (нервюры показаны только усиленные):

I — верхнее крыло; II — нижнее крыло;
 1 — поддерживающая расчалка; 2 — несущие расчалки; 3 — стойка

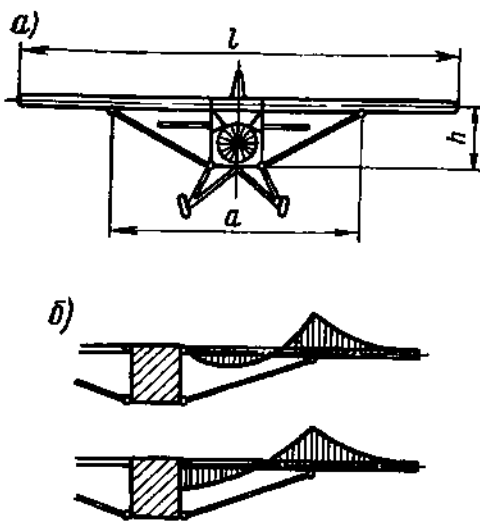


Рис 3.27 Подкосный моноплан
а—его схема (вид спереди), б—
эпюры изгибающих моментов при
шарнирном и моментном креплении
крыла к фюзеляжу

Узлы крепления подкосов располагаются таким образом, чтобы обеспечить меньший вес крыла с подкосами. Согласно

статистике $\frac{a}{l} = 0,5 \div 0,6$

(рис. 3.27, а). Если подкосы крепятся к каждому лонжерону крыла, то они работают при изгибе и при кручении крыла, а средняя часть крыла оказывается разгруженной от крутящего момента, что при невысоких скоростях полета позволяет применить легкую полотняную обшивку.

Конструкция крыльев подкосных монопланов аналогична конструкции крыльев бипланов.

Рассмотрим ее на примере крыла самолета Як-12 (рис. 3.28).

Крыло — двухлонжеронное, имеет металлический каркас и мягкую полотняную обшивку. Лонжероны расположены на 14 и 65% хорды крыла и соединены между собой нервюрами и трубчатыми распорками. В межлонжеронных отсеках между распорками установлены диагональные ленточные расчалки, имеющие предварительное натяжение и образующие совместно с лонжеронами и распорками плоскую ферму, работающую на изгиб в горизонтальной плоскости. Узлы крепления крыла к фюзеляжу выполнены шарнирными, не передающими изгибающий момент, действующий в вертикальной плоскости

V-образный подкос, соединяющий оба лонжерона с узлом на фюзеляже, разгружает крыло при вертикальном изгибе. Силовой треу-

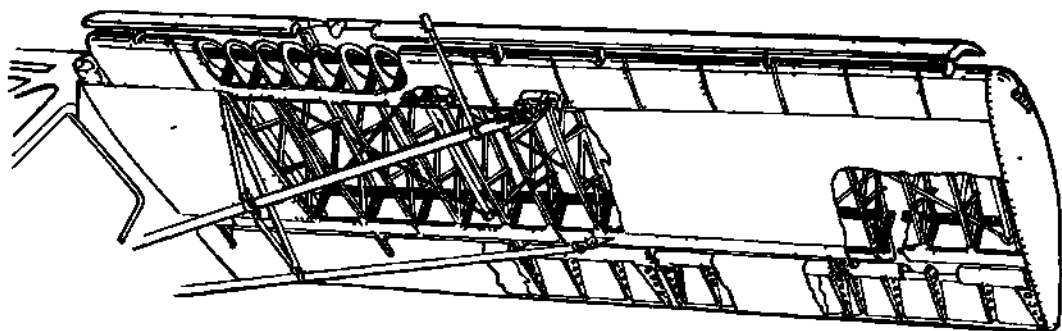


Рис. 3.28 Крыло самолета Як-12

гольник, образованный трубами подкоса и усиленной нервюрой крыла, установленной в плоскости узлов крепления подкоса, воспринимает нагрузки, возникающие при кручении крыла. Для увеличения критической силы при сжатии подкоса установлены контрподкосы, связывающие среднюю часть подкоса с узлом на первом лонжероне крыла.

Нервюры — ферменного типа, обеспечивают сохранение формы профиля и передают нагрузки, воспринимаемые пришитой к ним обшивкой, на лонжероны крыла.

Участок корневой части, где расположен бензобак, и носок до первого лонжерона имеют жесткую обшивку. Жесткая дюралюминиевая обшивка носка обеспечивает более точное соблюдение формы профиля и улучшает аэродинамические характеристики крыла.

§ 5. ОСНОВЫ МЕТОДА РЕДУКЦИОННЫХ КОЭФФИЦИЕНТОВ

При расчете на прочность авиационных конструкций, основным видом которого является расчет на действие разрушающих нагрузок, применяется метод редуccionных коэффициентов, учитывающий различие механических характеристик и условий работы отдельных элементов конструкции.

В практику отечественного судостроения этот метод ввел И. Г. Бубнов, в самолетостроение — В. Н. Беляев (ЦАГИ).

Различие механических свойств имеется уже в исходном, ненагруженном состоянии элементов, если они выполнены из материалов с различными значениями модуля упругости E . Это различие механических свойств усиливается по мере роста нагрузки, когда деформация части элементов отклоняется от закона Гука за счет перехода в область пластической деформации (напряжения превышают предел пропорциональности) и некоторые элементы, у которых напряжение достигло критического значения, теряют устойчивость.

Основными характеристиками механических свойств силовых элементов, используемыми при расчете, являются их диаграммы растяжения-сжатия.

На рис. 3 29 показаны в качестве примера действительная и схематизированная диаграммы силового элемента (дюралюминиевого стрингера).

Для того чтобы при расчете на растяжение или сжатие конструкции из разнородных элементов применить обычные формулы сопротивления материалов, справедливые только в пределах действия закона Гука (до предела пропорциональности), можно все эти элементы условно заменить фиктивными элементами, имеющими единую прямолинейную диаграмму $\sigma = f(\epsilon)$.

Обычно процесс замены осуществляется приведением к прямой закона Гука действительной диаграммы, соответствующей самому прочному и жесткому элементу конструкции панели крыла, в лонжеронном крыле — к поясу лонжерона.

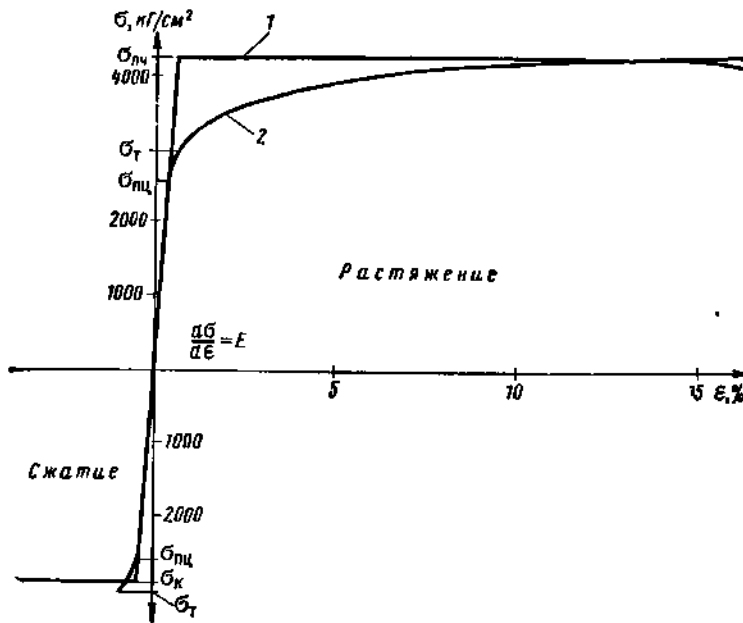


Рис 3.29 Диаграммы растяжения — сжатия силового элемента (пример):

1 — схематизированная;
2 — действительная

Для учета неравноценности элементов их действительные площади условно заменяются редуцированными — приведенными площадями:

$$F_{ред} = \varphi F,$$

где $F_{ред}$ — редуцированная площадь сечения элемента; F — действительная площадь сечения элемента; φ — редуцирующий коэффициент.

Отсюда

$$\varphi = \frac{F_{ред}}{F}.$$

При этом ставится условие, что фиктивный и действительный элементы, диаграммы $\sigma = f(\epsilon)$ которых изображены на рис. 3.30, σ , при одинаковых относительных деформациях $\epsilon_{\phi} = \epsilon_{д} = \epsilon$ воспринимают одинаковую нагрузку:

$$P = \sigma_{\phi} F_{ред} = \sigma F.$$

Отсюда следует, что

$$\frac{\sigma}{\sigma_{\phi}} = \frac{F_{ред}}{F}.$$

Так как

$$\frac{F_{ред}}{F} = \varphi,$$

то

$$\varphi = \frac{\sigma}{\sigma_{\phi}}.$$

Если фиктивный элемент имеет прямолинейную диаграмму — диаграмму закона Гука

$$\sigma_{\phi} = E\epsilon,$$

то связь напряжений и деформаций действительного элемента и после потери устойчивости или после перехода его за предел пропорциональности может быть выражена формулой

$$\sigma = \varphi E \varepsilon.$$

Рассмотрим последовательность расчета методом редуционных коэффициентов растянутой или сжатой панели крыла — статически неопределимой системы, состоящей из разнородных по своим механическим свойствам элементов, в которой действует заданное усилие P . Элементы соединены между собой так, что продольные деформации их одинаковы.

На рис. 3.30 показаны напряжения в элементах действительной и редуцированной панелей.

Требуется определить напряжения σ_i в элементах системы. Представим P следующим образом:

$$P = \sigma_1 F_1 + \sigma_2 F_2 + \dots,$$

или, так как

$$\sigma_i F_i = \sigma_\phi F_{i\text{ред}} = \sigma_\phi \varphi_i F_i,$$

то

$$P = \sigma_\phi F_{1\text{ред}} + \sigma_\phi F_{2\text{ред}} + \dots = \sigma_\phi \varphi_1 F_1 + \sigma_\phi \varphi_2 F_2 + \dots$$

Тогда

$$\sigma_\phi = \frac{P}{\sum F_{i\text{ред}}};$$

$$\sigma_i = \varphi_i \sigma_\phi.$$

В общем случае значения φ_i приходится находить по способу последовательных приближений, ибо для определения φ_i по диаграмме $\sigma = f(\varepsilon)$ надо знать ε или σ_ϕ , а для нахождения ε или σ_ϕ нужно знать редуционный коэффициент или задаться его значением.

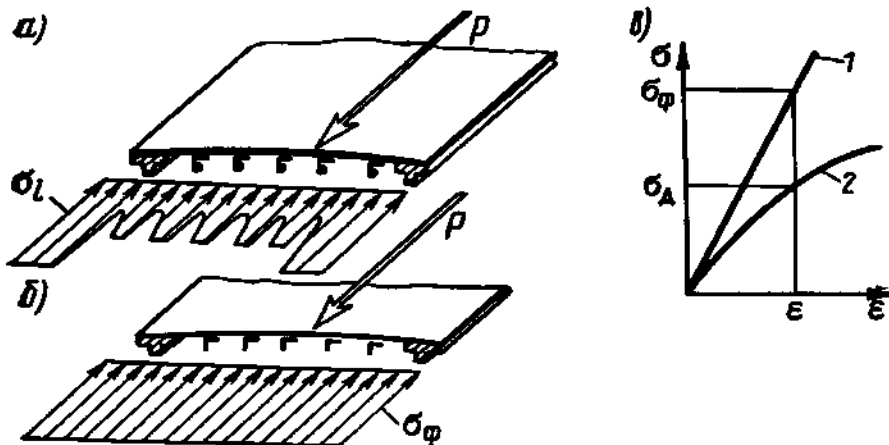


Рис. 3.30. Напряжение в элементах действительной (а) и редуцированной (б) панели; фиктивная (1) и действительная (2) диаграммы $\sigma = f(\varepsilon)$ (в)

Определение σ_i можно вести в таком порядке:

1. Задаем значения $\varphi_1, \varphi_2, \dots$
2. Определяем редуцированные площади:

$$F_{1\text{ред}} = \varphi_1 F_1; \quad F_{2\text{ред}} = \varphi_2 F_2 \dots$$

3. Находим фиктивное напряжение

$$\sigma_{\text{ф}} = \frac{P}{\sum F_{i\text{ред}}}$$

4. Определяем по найденному $\sigma_{\text{ф}}$ из диаграмм вида, показанного на рис. 3,30, в, действительные напряжения первого приближения $\sigma_1, \sigma_2 \dots$

5. Вычисляем редуцированные коэффициенты первого приближения φ_1, φ_2 как отношения $\frac{\sigma_1}{\sigma_{\text{ф}}}, \frac{\sigma_2}{\sigma_{\text{ф}}}, \dots$

Расчет повторяется до тех пор, пока для каждого элемента задаваемые и получаемые из расчета значения φ_i не окажутся практически одинаковыми.

Полученные при этом значения σ_i будут окончательными.

При рациональном выборе исходных значений φ уменьшается необходимое количество повторений расчетов.

Исходные значения φ выбираются с учетом свойств материалов и сечений силовых элементов, силовой схемы конструкции, вида деформации (растяжение, сжатие и др.) и величины ожидаемых напряжений. Так, при расчете крыла на изгиб выбор исходных значений φ основывается на следующих соображениях.

Случай нагружения A или A' являются обычно решающими при оценке прочности (расчетными) для силовых элементов, обеспечивающих прочность крыла при изгибе.

В рационально спроектированном крыле в этих случаях нагружения пояса лонжеронов и обшивка со стрингерами работают при напряжениях, близких к разрушающим.

За разрушающие напряжения принимаются: при растяжении — предел прочности $\sigma_{\text{в}}$ (или $k\sigma_{\text{в}}$ с учетом местного ослабления растянутых элементов), при сжатии — критическое напряжение $\sigma_{\text{к}}$.

Поэтому при расчете на случаи A и A' редуциционный коэффициент принимают для каждого элемента равным отношению разрушающего напряжения элемента $\sigma_{\text{разр } i}$ ($\sigma_{\text{в } i}$ или $\sigma_{\text{к}i}$) к разрушающему напряжению пояса ($\sigma_{\text{вп}}$ или $\sigma_{\text{кп}}$):

$$\varphi_i = \frac{\sigma_{\text{разр } i}}{\sigma_{\text{разр п}}}$$

В других случаях нагружения $M_{\text{изг}}$ обычно значительно меньше, чем в случаях A или A' , поэтому при расчете на эти случаи принимают, что в растянутой и сжатой зонах не превышен предел пропорциональности $\sigma < \sigma_{\text{пц}}$, причем в сжатой $\sigma < \sigma_{\text{к}}$, т. е. и действительная и фиктивная диаграммы линейны.

При этом по закону Гука

$$\sigma_i = E_i \varepsilon_i \quad \text{и} \quad \sigma_{\text{ф}} = E_{\text{ц}} \varepsilon_{\text{ф}}$$

Так как ранее было условлено, что деформации действительного и фиктивного элемента равны: $\varepsilon_i = \varepsilon_{\phi} = \varepsilon$, то

$$\varphi_i = \frac{E_i}{E_{\Pi}}$$

Такие же значения φ_i следует применять также во всех случаях, когда расчет ведется на действие эксплуатационных нагрузок, при которых конструкция должна работать в пределах закона Гука.

Для пояснения принципов выбора исходных значений φ можно рассмотреть схематизированные диаграммы силовых элементов сжатой панели крыла (обшивка и стрингеры из дюралюминия, пояс из хромансиля). На рис. 3.31 показаны деформации, соответствующие случаям нагружения А и В.

Значения φ_i для отдельных элементов, соответствующие выказанным выше соображениям, даны в табл. 3.1.

Входящие в выражения φ табл. 3.1 критические напряжения стрингеров $\sigma_{к стр}$ и средние критические напряжения подкрепленной обшивки $\sigma_{к ср}$ определяются так, как это изложено в гл. 4, § 3 и 4.

Ниже рассматриваются приближенные методы расчета конструкции крыла, основанные на допущениях, значительно упрощающих

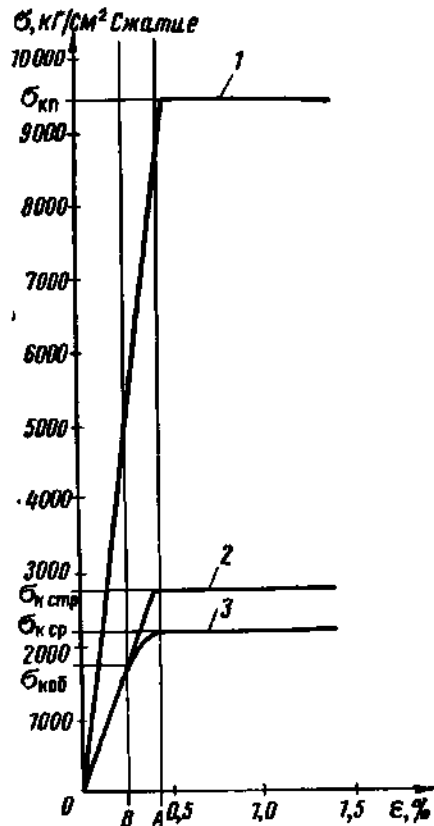


Рис. 3.31. Схематизированные диаграммы силовых элементов сжатой панели крыла: 1 — пояса; 2 — стрингера; 3 — обшивки

Таблица 3.1

Элементы	Случаи А и А'		Остальные случаи нагружения
	растянутая зона	сжатая зона	
Пояса	$\varphi = 1$	$\varphi = 1$	$\varphi = 1$
Стрингеры	$\varphi = \frac{\sigma_{в стр}}{\sigma_{вн}}$	$\varphi = \frac{\sigma_{к стр}}{\sigma_{кп}}$	$\varphi = \frac{E_{стр}}{E_{\Pi}}$
Обшивка	$\varphi = \frac{\sigma_{в обш}}{\sigma_{вн}}$	$\varphi = \frac{\sigma_{к ср}}{\sigma_{кп}}$	$\varphi = \frac{E_{обш}}{E_{\Pi}}$

расчет и облегчающих его выполнение. Эти методы расчета обладают наглядностью и простотой и в то же время достаточно правильно отражают назначение и работу элементов конструкции. Для инженера-эксплуатационника важно уметь ими пользоваться.

§ 6. ДВУХПОЯСНАЯ БАЛКА

Приближенный расчет крыла на изгиб основывается на принятии в качестве расчетной схемы крыла так называемой двухпоясной балки. Рассмотрим особенности этой схемы, часто используемой при расчете и других частей конструкции самолетов и вертолетов.

Из сопротивления материалов известно, что наиболее выгодной в отношении веса формой сечения балки при работе на изгиб является двутавровая. Этим объясняется широкое распространение таких сечений балок в самолетостроении.

Рассмотрим распределение нормальных (σ от $M_{изг}$) и касательных (τ от Q) напряжений в сечении двутавровой балки, нагруженной силами, лежащими в ее продольной плоскости симметрии (рис. 3.32, а).

Расчетные формулы сопротивления материалов:

$$\sigma = \frac{M_{изг}}{I} z, \quad \tau = \frac{QS_z}{Ib},$$

где I — момент инерции сечения балки относительно нейтральной оси; z — расстояние от нейтральной оси до рассматриваемого волокна; S_z — статический момент заштрихованной части сечения; b — ширина балки на уровне z .

Диаграммы σ и τ на рис. 3.32, а соответствуют этим формулам. Из рассмотрения указанных диаграмм и расчетных формул следует:

а) наибольшие нормальные напряжения возникают в поясах; если площади их значительны, то $M_{изг}$ в основном воспринимается поясами;

б) наибольшие касательные напряжения τ действуют в участках сечения, более близких к нейтральной оси — в стенке; поперечная сила Q в основном воспринимается стенкой.

Естественно стремление конструктора к тому, чтобы наилучшим образом использовать работу поясов на нормальные, а стенок — на касательные напряжения.

Пределом такого совершенствования является схема двухпоясной балки с сосредоточенными поясами и тонкой стенкой. Для нее можно считать, что пояса полностью воспринимают изгибающий момент, а стенка — поперечную силу. Приближение к такой схеме выгодно с точки зрения экономии веса, так как в поясах и в стенке действуют напряжения, распределенные равномерно, что обеспечивает полноценное использование материала.

Выполнение расчета конструкции как двухпоясной балки ведет к значительному упрощению вычислительных операций.

Схематизация сечения двутавровой балки показана на рис. 3.32, б. Для схематизированной двухпоясной балки площадь стенки

$$F_{ст} = H\delta_{ст}.$$

Момент инерции сечения (собственными моментами инерции поясов и стенки пренебрегаем)

$$I = \frac{F_{п}H^2}{2}.$$

Из прямого рассмотрения двухпоясной балки можно записать: усилие в поясе

$$P = \frac{M_{изг}}{H};$$

напряжение в нем

$$\sigma = \frac{P}{F_{п}} = \frac{M_{изг}}{F_{п}H}.$$

Чем больше разнесены пояса, чем они тоньше, тем их напряженное состояние ближе к чистому растяжению и сжатию.

Считая, что поперечная сила воспринимается только участком стенки с высотой H в виде равномерно распределенных напряжений, получим

$$\tau = \frac{Q}{F_{ст}}.$$

При применении этих формул к расчету действительных балок следует иметь в виду, что могут быть случаи (в неудачных конструкциях), когда небольшие усилия от поперечной силы, приходящиеся на пояса, и малые доли изгибающего момента, приходящиеся на стенки, могут вызвать опасные напряжения в них. Примером могут служить случаи, приведенные на рис. 3.33.

На рис. 3.33, а показан результат неудачного выбора материала стенки.

Распределение напряжений между стенкой и поясом определяется соотношением модулей:

$$\frac{\sigma_{ст}}{\sigma_{п}} = \frac{E_{ст}}{E_{п}}.$$

Если

$$\frac{E_{ст}}{E_{п}} > \frac{\sigma_{т.ст}}{\sigma_{тп}},$$

то стенка получит пластические деформации раньше, чем пояс.

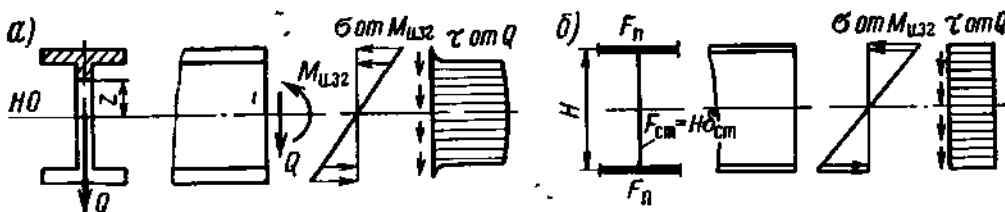


Рис. 3.32. Двутавровая балка:

а — распределение нормальных и касательных напряжений в сечении; б — схематизация сечения

На рис. 3.33, б приведен пример неудачной формы пояса. Из-за слишком малой толщины δ получаются большие значения напряжений по сечению $c-c$:

$$\tau_{cc} = \frac{q_{cc}}{\delta}.$$

Рассмотрим влияние на усилия в элементах сечения непараллельности поясов двухпоясной балки, характеризующейся углом α (рис. 3.34, а). Обычно в самолетных конструкциях этот угол мал и можно принять, что

$$r = \frac{H}{\alpha},$$

где α — в радианах.

На рис. 3.34, а Q и $M_{изг}$ — усилия, действующие со стороны левой отсеченной части на рассматриваемую правую.

Учтем влияние непараллельности поясов на распределение $M_{изг}$ и Q между элементами балки.

Примем, как и для двухпоясной балки с параллельными поясами, что пояса могут воспринимать силы только вдоль своей оси, а стенка воспринимает силы, параллельные сечению.

Обосновать эти допущения можно тем, что пояса ввиду малой жесткости их на изгиб, не могут воспринимать силы, направленные поперек своей оси.

Свойство стенки воспринимать только силы, параллельные сечению, можно пояснить примером тонкой стенки из гофра с гребнями волн, параллельными сечению (рис. 3.34, б), которая не оказывает сопротивления силам, направленным вдоль оси балки.

Приемлемость таких допущений подтверждается результатами опытов.

В соответствии с данными допущениями поперечная сила и изгибающий момент распределяются между стенкой и поясами так, как показано на рис. 3.34, в: Q передается непосредственно на стенку, $M_{изг}$ передается в виде пары сил R и R' ($R' = \bar{P}_в + \bar{P}_н$), которые приложены в соответствии с возможностью конструкции воспринять их.

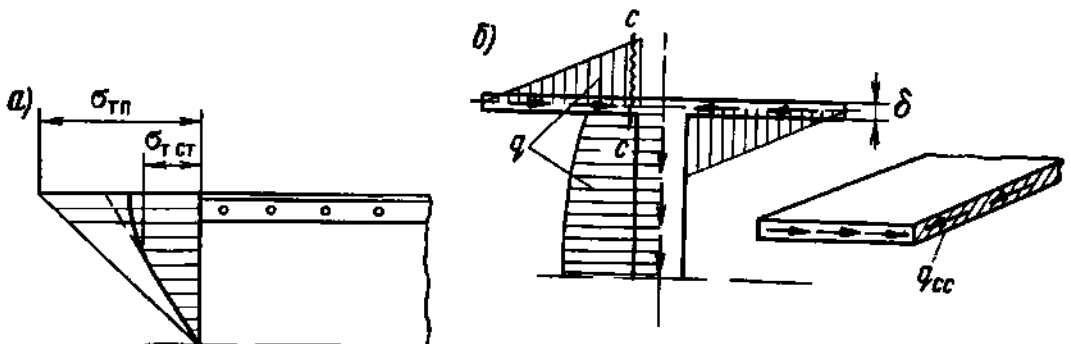


Рис. 3.33. Примеры неудачной конструкции двутавровой балки: а — неудачный выбор материала стенки; б — неудачная форма пояса

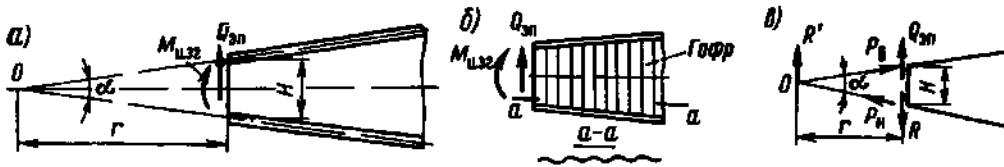


Рис. 334. Влияние непараллельности поясов двухпоясной балки на распределение $M_{изг}$ и Q между ее элементами

Равнодействующая сил P_v и P_n , воспринимаемых поясами, должна проходить через O — точку пересечения осей поясов. Это определяет место одной из сил пары (R'); другая сила (R) должна лежать в плоскости сечения:

$$R = R' = \frac{M_{изг}}{r} = \frac{M_{изг}}{H} \alpha.$$

Силу R , приложенную в плоскости стенки, объединяем с силой Q . Сила, полученная в результате суммирования, может быть названа приведенной поперечной силой $Q_{прив}$ в отличие от поперечной силы, взятой из расчета поперечных сил или с элюры $Q_{эл}$. Она определяется по формуле

$$Q_{прив} = Q_{эл} - R = Q_{эл} - \frac{M_{изг}}{H} \alpha.$$

Сила R' , приложенная в точке O , вызовет только продольные усилия в поясах. Значения их можно найти из треугольника равновесия сил P_v , P_n и R' .

Ввиду малости угла

$$P_v \approx P_n = P = \frac{R}{\alpha} = \frac{M_{изг}}{H}.$$

Таким образом, усилия в поясах в данном случае приблизительно выражаются той же формулой, что и для балки с параллельными поясами:

$$P = \frac{M_{изг}}{H}.$$

Из сопоставления расчетных формул следует, что расчет балки с непараллельными поясами на $M_{изг}$ можно в первом приближении вести по формулам для балок с параллельными поясами. Расчет ее стенок на сдвиг необходимо вести с учетом влияния изгибающего момента на изменение величины поперечной силы¹.

Этот прием расчета применяется и для балки крыла. Крыло на виде спереди представляет собой балку, сужающуюся к концу. Косность крыла учитывается введением в расчет $Q_{прив}$.

¹ Если $M_{изг}$ вызван силой, приложенной в точке O в левой отсеченной части, то усилия сводятся к силам P и $Q_{прив} = 0$.

§ 7. ПРИБЛИЖЕННЫЙ РАСЧЕТ КРЫЛА НА ИЗГИБ

1. Схематизация сечения

Для приближенного расчета крыла на нормальные напряжения от изгибающего момента действительное сечение крыла (рис. 3.35, а) заменяют сечением, имеющим вид прямоугольника с шириной панелей B и рабочей высотой H (рис. 3.35, б). Ширина B принимается равной расстоянию между крайними лонжеронами.

В качестве H берется средняя рабочая высота сечения. Приближенно для двухлонжеронного крыла

$$H = \frac{H_1 + H_2 + 0,95\bar{c}b}{3},$$

а для многолонжеронного

$$H = \frac{\Sigma H_i}{m};$$

где b — хорда рассматриваемого сечения; \bar{c} — относительная толщина профиля; m — число лонжеронов; H_i — расстояние между центрами тяжести поясов (рабочая высота лонжерона) измеряется по чертежу.

Носовая и хвостовая части сечения (на рис. 3.35, а обозначены штриховой линией) при расчете на $M_{изг}$ не учитываются.

Расчетной схемой сечения при приближенном расчете крыла на изгиб является двухпоясная балка с рабочей высотой H .

За площади сечений поясов этой балки F_B и F_H принимаются редуцированные площади панелей, ограниченных крайними лонжеронами, в состав которых входят пояса лонжеронов, стрингеры, обшивка. В площадь сечения стенки $F_{ст}$ включается сумма площадей сечений стенок лонжеронов.

2. Определение усилий в панелях

Для рассмотренной схемы сечения по известным $M_{изг}$ и H находят усилия в панелях, как усилия в поясах двухпоясной балки,

$$P = \frac{M_{изг}}{H}.$$

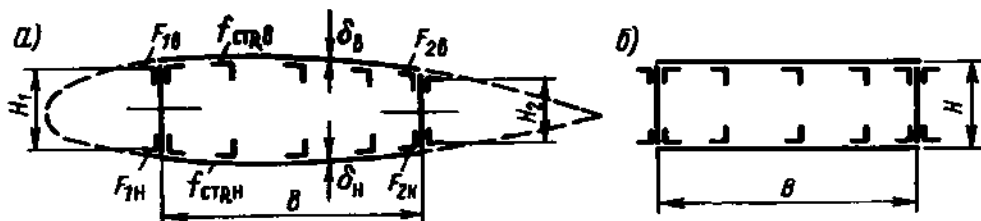


Рис. 3.35. Действительное (а) и схематизированное (б) сечения крыла

3. Расчет панели

Панели рассчитываются на растяжение или сжатие с применением метода редуцированных коэффициентов.

Обычно площадь сечения каждой панели редуцируют путем приведения к диаграмме закона Гука для основного силового элемента панели — пояса лонжерона.

Распределение фиктивных напряжений по редуцированной площади панели принимается равномерным:

$$\sigma_{\phi} = \frac{P}{F_{\text{ред}}} = \frac{M_{\text{изг}}}{HF_{\text{ред}}}.$$

Редуцированные коэффициенты поясов $\varphi_{\text{п}} = 1$. Поэтому

$$F_{\text{ред}} = \Sigma F_{\text{п}} + \Sigma f_{\text{стр}} \varphi_{\text{стр}} + V \delta_{\text{обш}} \varphi_{\text{обш}}.$$

Для каждой панели (верхней и нижней) берутся свои значения площадей (толщин) и редуцированных коэффициентов поясов, стрингеров и обшивки $F_{\text{п}}$, $f_{\text{стр}}$, $\varphi_{\text{стр}}$, $\delta_{\text{обш}}$, $\varphi_{\text{обш}}$.

Действительные напряжения в элементах панели определяются по формуле

$$\sigma_i = \varphi_i \sigma_{\phi}.$$

Так, для пояса $\sigma_{\text{п}} = \sigma_{\phi} (\varphi_{\text{п}} = 1)$; для стрингера $\sigma_{\text{стр}} = \varphi_{\text{стр}} \sigma_{\phi}$; для обшивки $\sigma_{\text{обш}} = \varphi_{\text{обш}} \sigma_{\phi}$.

При выборе значений редуцированных коэффициентов следует руководствоваться указаниями, приведенными в § 5.

Полученные формулы применимы для расчета панелей крыльев любых силовых схем.

Допущение о том, что панели работают на равномерное растяжение или сжатие, достаточно обосновано для случаев A и A' , когда работа всех элементов соответствует горизонтальным участкам диаграммы $\sigma = f(\epsilon)$.

При работе балки в упругой области на величине напряжения сказывается удаление от нейтральной оси, как это показано на рис. 3.36.

Влияние отличия габаритных высот лонжеронов $H_{\text{габ}}$ от H при работе в упругой области можно учесть, применяя формулу

$$\sigma_{\text{п}i} = \sigma_{\phi} \frac{H_{\text{габ}i}}{H}.$$

Для остальных элементов, не связанных стенками, влияние различия высоты меньше, так как вследствие деформируемости конст-



Рис. 3.36. Влияние удаления элементов от нейтральной оси на нормальные напряжения: 1 — в пределах упругости; 2 — за пределами упругости в области пластических деформаций

рукции крыла между лонжеронами при изгибе происходит сплющивание крыла, более удаленные элементы приближаются к нейтральной оси.

Рассмотрим особенности определения нормальных напряжений в элементах сечений крыльев предельных силовых схем — моноблочной и лонжеронной.

Моноблочное крыло. В этом случае площади поясов лонжеронов практически не отличаются от площадей стрингеров. Поэтому пояса лонжеронов следует рассматривать как стрингеры и принять $\varphi_{стр} = 1$.

Тогда для каждой панели

$$F_{ред} = n_{стр} f_{стр} + V \delta_{обш} \varphi_{обш},$$

где $n_{стр}$ — число стрингеров в панели (включая пояса лонжеронов); $\varphi_{обш}$ — редуцированный коэффициент обшивки.

Для растянутой панели

$$\varphi_{обш} = \frac{\sigma_{в обш}}{\sigma_{в стр}}.$$

для сжатой панели

$$\varphi_{обш} = \frac{\sigma_{к ср}}{\sigma_{к стр}}$$

где $\sigma_{к стр}$ — критическое напряжение стрингера; $\sigma_{к ср}$ — среднее критическое напряжение подкрепленной обшивки.

Если и обшивка, и стрингеры выполнены из дюралюминия, то для сжатой панели можно принять, что совместно с каждым стрингером с теми же напряжениями работает присоединенная полоса обшивки шириной $2c = (25 \div 30) \delta_{обш}$ (для стрингеров с большим $\sigma_{к стр}$ величина $2c$ меньше). Тогда

$$\varphi_{обш} \approx \frac{2c}{t_{стр}} \leq 1,$$

где $t_{стр}$ — шаг стрингеров¹.

Фиктивное напряжение в панели определяется по уже известной формуле

$$\sigma_{ф} = \frac{M_{изг}}{NF_{ред}}$$

или по формуле

$$\sigma_{ф} = \frac{M_{изг}}{NB \delta_{пр}},$$

где $\delta_{пр}$ — приведенная толщина панели (редуцированная): $\delta_{пр} = \delta_{обш} \varphi_{обш} + \frac{f_{стр}}{t_{стр}}$.

¹ Определение критических напряжений $\sigma_{к стр}$, $\sigma_{к ср}$ рассмотрено в гл 4, § 1

Лонжеронное крыло. Рассмотрим двухлонжеронное крыло, у которого изгибающий момент воспринимается только лонжеронами. В этом случае

$$M_{\text{изг}} = M_1 + M_2,$$

где M_1 и M_2 — изгибающие моменты, воспринимаемые первым и вторым лонжеронами соответственно.

С другой стороны, из условия совместной работы лонжеронов (равенство кривизны их упругих линий) будем иметь:

$$\frac{M_1}{I_{\text{ред1}}} = \frac{M_2}{I_{\text{ред2}}},$$

где $I_{\text{ред1}}$ и $I_{\text{ред2}}$ — редуцированные моменты инерции соответственно первого и второго лонжеронов.

Решая совместно полученные уравнения, найдем:

$$M_1 = M_{\text{изг}} \frac{I_{\text{ред1}}}{I_{\text{ред1}} + I_{\text{ред2}}};$$

$$M_2 = M_{\text{изг}} \frac{I_{\text{ред2}}}{I_{\text{ред1}} + I_{\text{ред2}}}.$$

Для многолонжеронного крыла

$$M_i = M_{\text{изг}} \frac{I_{\text{ред}i}}{\sum I_{\text{ред}i}}.$$

Определив изгибающие моменты лонжеронов M_i , находим напряжения в поясах

$$\sigma_i = \frac{M_i}{H_i F_{\text{п}i}}.$$

4. Проверка прочности

В заключение расчета необходимо проверить для всех элементов сечения выполнение условия прочности при расчетной разрушающей нагрузке. Если сечение нагружено чистым изгибом (или касательными напряжениями можно пренебречь), то условие прочности имеет вид:

$$\sigma_i^p \leq \sigma_{\text{разр } i},$$

где σ_i^p — действующее напряжение от расчетной разрушающей нагрузки P^p ; $\sigma_{\text{разр } i}$ — разрушающее нормальное напряжение элемента.

Коэффициент избытка прочности

$$\eta_i = \frac{\sigma_{\text{разр } i}}{\sigma_i}.$$

Для сжатой зоны за разрушающие напряжения принимаются критические напряжения главных силовых элементов:

для лонжеронной схемы крыла $\sigma_{\text{разр}} = \sigma_{\text{кп}}$;

для моноблочной $\sigma_{\text{разр}} = \sigma_{\text{кстр}}$.

Для элементов растянутой зоны $\sigma_{\text{разр}i} = k\sigma_{\text{в}i}$, где k — коэффициент, учитывающий местное ослабление растянутых элементов отверстиями под заклепки (обычно $k=0,9$).

Расчет на действие эксплуатационной нагрузки проводится в той же последовательности, как рассмотренный расчет на P^p . Разница заключается в том, что, так как конструкция должна работать в пределах упругости, значения редуцированных коэффициентов следует находить из выражения

$$\varphi_i = \frac{E_t}{E_\phi},$$

а при проверке прочности рассматривается требование:

$$\sigma_t \leq \sigma_{\text{пред}i},$$

где $\sigma_{\text{пред}i}$ — предельное напряжение, допустимое по условию отсутствия заметных остаточных деформаций или деформаций, значительно нарушающих форму конструкции. Обычно за $\sigma_{\text{пред}i}$ принимается условный предел текучести σ_T или $\sigma_{\text{кобщ}}$ (для сжатой зоны).

Более подробно с учетом совместного действия нормальных и касательных напряжений эти вопросы проверки прочности рассмотрены в гл. 4, § 1—3.

5. Определение размеров элементов сечения крыла

Рассмотрим определение размеров элементов сечения, воспринимающих $M_{\text{изг}}$. Размеры основных силовых элементов (поясов лонжеронов, обшивки и стрингеров) в большинстве сечений крыла определяются величиной изгибающего момента в случае A или A' .

Для того чтобы показать, как влияют усилия и размещение силовых элементов в сечении крыла на необходимые размеры элементов, рассмотрим приближенный проектировочный расчет сечения. Подобранные по нему элементы впоследствии проверяются при окончательном поверочном расчете спроектированного крыла.

В рационально спроектированном крыле при расчетных разрушающих нагрузках решающего случая нагружения напряжения в силовых элементах должны быть близки к разрушающим. Однако надо учитывать, что найденные размеры элементов являются наименьшими возможными и может возникнуть необходимость увеличения их для обеспечения усталостного ресурса (см. гл. 13).

Исходными данными для расчета являются:

чертеж профиля сечения;

расчетное разрушающее значение $M_{\text{изг}}$ в сечении;

механические характеристики материалов, выбранных для изготовления основных силовых элементов.

Расчет выполняется в такой последовательности.

1. Выбор типа силовой схемы; размещение лонжеронов и нахождение их габаритных высот.

Выбирается значение коэффициента $\kappa = \frac{M_{изг.л}}{M_{изг.о}}$, характеризующего распределение полного изгибающего момента $M_{изг}$ между лонжеронами ($M_{изг.л}$) и несущей обшивкой ($M_{изг.о}$).

Если $\kappa = 0,7 \div 0,9$ — схема близка к лонжеронной, при $\kappa = 0,1 \div 0,3$ — к моноблочной.

Следует иметь в виду, что величиной коэффициента κ определяется тип силовой схемы рассматриваемого участка проектируемого крыла. Поэтому при выборе величины κ необходимо учесть особенности внутренней компоновки крыла на этом участке.

Размещение лонжеронов производится с учетом компоновочных и прочностных требований к крылу.

Расположение лонжеронов характеризуется следующими данными.

Относительное положение лонжерона по хорде $\bar{x}_i = \frac{x_i}{b}$, где b — хорда, а x_i — расстояние лонжерона i от носка.

В крыле с двумя лонжеронами $\bar{x}_1 \approx 0,2$; $\bar{x}_2 \approx 0,6$; в крыле с тремя лонжеронами $\bar{x}_1 \approx 0,15$; $\bar{x}_2 \approx 0,4$; $\bar{x}_3 \approx 0,65$. Это определяет ширину B кессона.

2. Схематизация сечения. Сечение балки крыла рассматривается как сечение двупоясной балки с шириной B и высотой H .

Для каждого лонжерона рабочая высота — расстояние между центрами тяжести полков $H_i \approx (0,8 \div 0,95) H_{габ}$, где $H_{габ}$ — габаритная высота лонжерона (по габаритам профиля сечения крыла).

Рабочая высота панелей обшивки $H_{об} \approx 0,95 \bar{c} b$, где b и \bar{c} — хорда и относительная толщина профиля сечения.

Высота сечения балки

$$H = \frac{\sum H_i}{m},$$

где m — количество лонжеронов (в двухлонжеронном крыле в числе H , учитывается $H_{об}$).

3. Определение редуцированных площадей панелей крыла (обшивка, стрингеры, пояса). Верхняя (сжатая) панель

$$F_{ред.в} = \frac{M_{изг}}{H \sigma_{кп}},$$

где $\sigma_{кп}$ — критическое напряжение пояса лонжерона.

Для тяжелых профилей можно принять $\sigma_{кп} = \sigma_{в}$. Для относительно слабых профилей таврового или уголкового сечения $\sigma_{кп} \approx (0,7 \div 0,9) \sigma_{в}$.

Нижняя (растянутая) панель

$$F_{ред.н} = \frac{M_{изг}}{H k \sigma_{вн}},$$

где $\sigma_{вн}$ — предел прочности материала пояса лонжерона; $k = 0,9$ — коэффициент, учитывающий ослабление элементов нижней панели отверстиями под заклепки.

4. Определение редуцированных площадей элементов панелей. Редуцированная площадь всего сечения каждой панели $F_{ред}$ распределяется между поясами лонжеронов (F) и несущей обшивкой со стрингерами ($f_{ред}$) в соответствии с принятой величиной отношения κ .

$$\kappa = \frac{F}{F_{ред}}; \quad \frac{f_{ред}}{F_{ред}} = 1 - \kappa.$$

5. Выбор шага стрингеров $t_{стр}$ и шага нервюр t_n . Обычно для силовых схем, близких к лонжеронной, $t_{стр} = 120 \div 240$ мм; для силовых схем, близких к моноблочной, $t_{стр} = 80 \div 160$ мм.

Шаг нервюр $t_n = 350 \div 1000$ мм в зависимости от размеров крыла и его силовой схемы. У крыльев, близких к моноблочным (с мощными стрингерами), шаг нервюр обычно больше, чем у крыльев, близких к лонжеронным.

Следует иметь в виду, что от шага нервюр зависят величины критических напряжений поясов лонжеронов и стрингеров.

6. Определение размеров поясов лонжеронов. Для более эффективного использования материала поясов суммарные площади верхних и нижних поясов целесообразно распределить между лонжеронами пропорционально высотам лонжеронов:

$$F_{vi} = F_v \frac{H_i}{\sum H_i}; \quad F_{ni} = F_n \frac{H_i}{\sum H_i}.$$

По найденным значениям площадей определяются профили сечений поясов.

7. Определение размеров обшивки и стрингеров:

а) обшивка и стрингеры верхней (сжатой) панели.

Приведенная толщина верхней обшивки.

$$\delta_v = \frac{f_{ред.в}}{V \varphi_{стр.в}},$$

где $\varphi_{стр.в} = \frac{\sigma_{к стр.в}}{\sigma_{к п}}$.

Критическое напряжение стрингера в первом приближении $\sigma_{к стр} \approx \sigma_{пч} \div 0,8\sigma_v$, причем меньшие значения относятся к уголковым профилям, а большие — к более мощным профилям Z-образного, двутаврового, корытообразного сечений.

Толщина верхней обшивки $\delta_{обш.в} = (0,5 \div 0,55) \delta_v$; площадь сечения стрингера

$$f_{стр.в} = \frac{f_{ред.в} - V \delta_{обш.в} \varphi_{обш.в}}{n_v \varphi_{стр.в}} \quad \text{где} \quad \alpha_{отш.в} = \frac{\sigma_{к ср}}{\sigma_{к п}};$$

n_v — число стрингеров верхней панели.

Рационально подобранная обшивка должна иметь значение $\frac{\varphi_{обш.в}}{\varphi_{стр.в}}$, близкое к единице (но не больше);

б) обшивка и стрингеры нижней (растянутой) панели. Их размеры определяются по формулам, аналогичным примененным для сжатых элементов верхней панели:

Толщина нижней обшивки

$$\delta_{обш.н} = (0,6 \div 0,65) \delta_n;$$

$$\varphi_{обш.н} = \frac{\sigma_{в обш.н}}{\sigma_{в п}}$$

По полученным значениям $\delta_{обш}$ и $f_{стр}$ подбираются ближайшие соответствующие стандартам толщина листов в сечении профиля стрингера, для которого можно по справочным данным определить $\delta_{к стр}$ и, если необходимо, вычислить уточненные значения $\delta_{обш.в}$ и $f_{стр.в}$.

Обшивка работает не только на нормальные напряжения при изгибе крыла, но и на нормальные напряжения при местном изгибе (при передаче воздушных

сил) и на касательные напряжения (от кручения крыла). Поэтому толщину обшивки (верхней и нижней), полученную из расчета на нормальные напряжения при изгибе крыла, следует увеличить на 20—30%.

§ 8. ПРИБЛИЖЕННЫЙ РАСЧЕТ КРЫЛА НА СДВИГ И КРУЧЕНИЕ

В приближенном расчете на сдвиг и кручение рассматривается отдельно действие поперечной силы Q , расположенной в центре жесткости сечения (ц. ж.), и действие крутящего момента $M_{кр}$ (рис. 3.37).

Приближенный метод расчета дает достаточно правильное представление о роли стенок лонжеронов и обшивки в работе крыла на сдвиг и кручение.

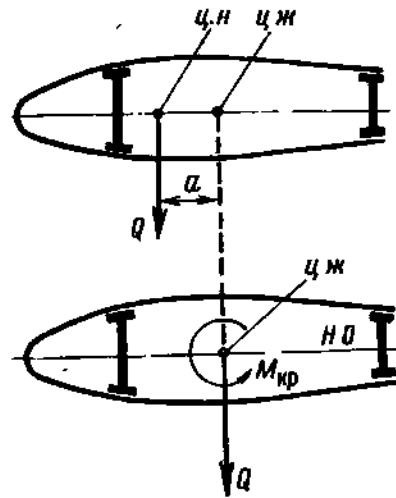


Рис. 3.37. Поперечная сила и крутящий момент в сечении крыла

1. Определение касательных напряжений τ_q от поперечной силы, приложенной в центре жесткости сечения

Основное допущение, принимаемое при приближенном определении τ_q , состоит в предположении, что поперечная сила Q , проходящая через центр жесткости сечения, вызывает касательные напряжения только в стенках. Касательными напряжениями, возникающими при этом в верхней и нижней обшивке, пренебрегаем.

Как уже отмечалось, лонжероны в составе балки крыла работают совместно. Поэтому поперечная сила Q , проходящая через центр жесткости сечения, распределяется между лонжеронами пропорционально их изгибным жесткостям.

На этом основании для двухлонжеронного крыла

$$\frac{Q_1}{Q_2} = \frac{(EI)_1}{(EI)_2} = \frac{I_{ред1}}{I_{ред2}};$$

$$Q_1 + Q_2 = Q.$$

$$\text{Отсюда} \quad Q_1 = Q \frac{I_{ред1}}{I_{ред1} + I_{ред2}}; \quad Q_2 = Q \frac{I_{ред2}}{I_{ред1} + I_{ред2}}.$$

Для многолонжеронного крыла

$$Q_i = Q \frac{I_{редi}}{\sum I_{редi}}.$$

Погонное касательное усилие в стенке от поперечной силы

$$q_{qi} = \frac{Q_i}{H_i},$$

где H_i — рабочая высота лонжерона.

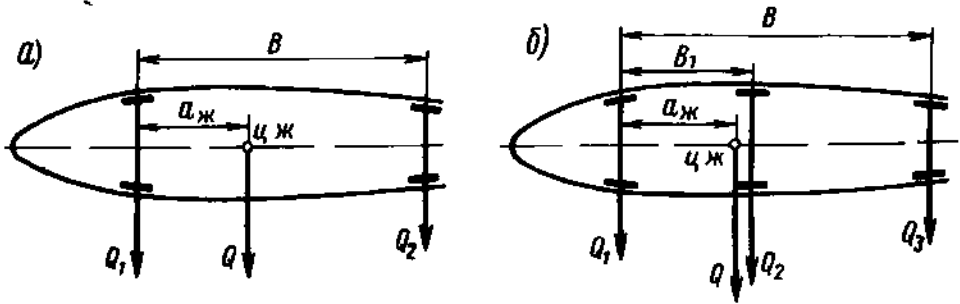


Рис. 3.38 К определению положения центра жесткости двухлонжеронного (а) и трехлонжеронного (б) крыла

Касательные напряжения в стенках

$$\tau_{Q_i} = \frac{q_{Q_i}}{\delta_{ст i}} = \frac{Q_i}{F_{ст i}},$$

где $F_{ст i}$ — площадь сечения стенки; $F_{ст i} = H_i \delta_{ст i}$; $\delta_{ст i}$ — толщина стенки.

Если крыло имеет конусность, то в формулы вводится

$$Q_{прив} = Q_{вн} - R,$$

где $R = \frac{M_{изг}}{H} a$.

Конусность крыла спереди характеризуется углом α , который приблизительно находится по формуле

$$\alpha = \frac{\Sigma \alpha_i}{m},$$

где α_i — угол между осями поясов i -го лонжерона; m — число лонжеронов.

2. Определение положения центра жесткости сечения

Центр жесткости сечения крыла находим как точку, через которую проходит равнодействующая Q сил Q_i .

В частности, для двухлонжеронного крыла (рис. 3.38, а) условие равенства моментов относительно первого лонжерона от силы $Q = Q_1 + Q_2$ и ее составляющих Q_1 и Q_2 имеет вид:

$$Q_2 B = Q a_{ж},$$

где $a_{ж}$ — расстояние от переднего лонжерона до центра жесткости. Отсюда

$$a_{ж} = B \frac{Q_2}{Q} = B \frac{I_{ред2}}{I_{ред1} + I_{ред2}}.$$

Для трехлонжеронного крыла (рис. 3.38, б) подобным же образом получим

$$a_{ж} = \frac{Q_2 B_1 + Q_3 B}{Q} = \frac{I_{ред2} B_1 + I_{ред3} B}{I_{ред1} + I_{ред2} + I_{ред3}}$$

3. Определение касательных напряжений от крутящего момента

Точные расчеты показывают, что влияние конусности (непараллельности продольных элементов) на распределение усилий от $M_{кр}$ незначительно. Поэтому $M_{кр}$ определяется без учета конусности:

$$M_{кр} = Qa,$$

где $Q = Q_{эп}$ — эпюрное значение поперечной силы (без поправки на конусность); a — расстояние от линии действия силы Q до центра жесткости сечения (см. рис. 3.37).

В расчет на $M_{кр}$ следует вводить все участки сечения крыла, имеющие замкнутый контур.

Сечения хвостовой части крыла обычно не представляют собой замкнутого контура, так как там размещены элероны или элементы механизации крыла.

Носок крыла, если он не имеет выреза, вводится в расчет.

Работой внутренних стенок на $M_{кр}$ пренебрегают, так как касательные напряжения от кручения в них обычно невелики. Принимают, что $M_{кр}$ воспринимается внешним замкнутым контуром.

Определение $\tau_{M_{кр}}$ производится по формулам расчета на кручение при свободном искажении:

$$q_{M_{кр}} = \frac{M_{кр}}{\omega_k} = \frac{M_{кр}}{2F_k};$$

$$\tau_{M_{кр}} = \frac{q_{M_{кр}}}{\delta_i}$$

При подсчете $\tau_{M_{кр}}$ для каждого элемента берется свое значение δ_i .

Площадь контура F_k подсчитывается по формулам трапеции. Передняя часть спрямляется по форме трапеции, равновеликой площади носка (рис. 3.39, а). Так, для двухлонжеронного крыла

$$F_k = A \frac{H_0 + H_{1габ}}{2} + B \frac{H_{1габ} + H_{2габ}}{2}.$$

При желании учесть наличие в сечении нескольких замкнутых контуров полный крутящий момент можно приближенно распреде-

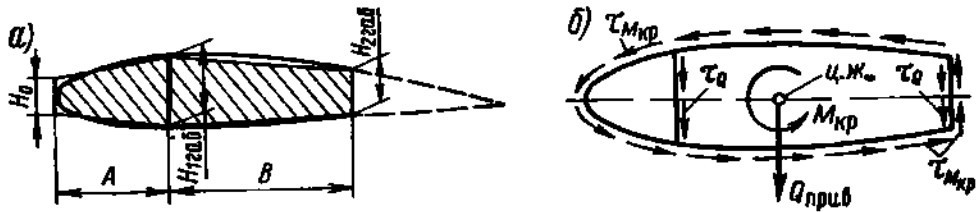


Рис. 3.39. К расчету крыла на сдвиг и кручение:
 а — площадь контура сечения, б — поперечная сила, крутящий момент и соответствующие им касательные напряжения в элементах сечения

лить между ними пропорционально их крутильным жесткостям c :

$$M_{кр_i} = M_{кр} \frac{c_i}{\sum c_i}.$$

Здесь

$$c_i = \frac{\omega_{кр_i}^2}{G \sum_j \frac{s_j}{\delta_j}} = \frac{4F_{кр_i}^2}{G \sum_j \frac{s_j}{\delta_j}},$$

где s_j — длина участка периметра рассматриваемого контура с толщиной стенки δ_j .

Тогда погонное касательное усилие в каждом контуре

$$q_{M_{кр_i}} = \frac{M_{кр_i}}{2F_{кр_i}}.$$

Величина $q_{M_{кр}}$ внутренней стенки находится как разность значений для соседних контуров.

4. Суммирование погонных касательных усилий и напряжений

Суммарное погонное касательное усилие в элементе контура

$$q_i = q_{q_i} \pm q_{M_{кр}}.$$

Суммарное касательное напряжение

$$\tau_i = \frac{q_i}{\delta_i} = \tau_{q_i} \pm \tau_{M_{кр}}.$$

На рис. 3.39, б показаны усилия в сечении и напряжения от них. Для проверки правильности расчета можно использовать условие

$$\sum \tau_{q_i} F_{ст_i} = Q_{прив}.$$

5. Проверка прочности

Условие прочности элементов, работающих на сдвиг,

$$\tau_i^p \leq \tau_{\text{разр}i}.$$

Коэффициент избытка прочности

$$\eta_i = \frac{\tau_{\text{разр}i}}{\tau_i^p}.$$

Для стенки, нагруженной только τ , условие прочности на сдвиг является основным. Для обшивки должно быть учтено, что она работает совместно на σ и τ .

Проверка прочности стенок и обшивки подробно дана в гл. § 1—3.

§ 9. ДЕФОРМАЦИИ КРЫЛА И ОСОБЕННОСТИ РАБОТЫ ЕГО КОРНЕВОЙ ЧАСТИ

Деформации крыла характеризуются прогибами y его сечений и глами закручивания φ .

Крыло рассматривается как балка, защемленная у борта фюзеляжа, за ее упругую ось z принимается ось жесткости крыла.

По данным расчета на прочность можно вычислить для сечений крыла значения:

$$y'' = \frac{d^2y}{dz^2} = \frac{M_{\text{изг}}}{E_{\phi} I_{\text{ред}}},$$

де E_{ϕ} — модуль упругости для фиктивной прямолинейной диаграммы $\sigma = f(\epsilon)$; $I_{\text{ред}}$ — редуцированный момент инерции всего сечения.

Если схематизировать крыло как двухпоясную балку с высотой H и равными редуцированными площадями поясов (панелей) F , то

$$I_{\text{ред}} \approx F \frac{H^2}{2}.$$

Девияция (угол наклона касательной к изогнутой оси) определяется как интеграл функции y'' :

$$\frac{dy}{dz} = y' = \int_{z_{\text{борт}}}^z \frac{M_{\text{изг}}}{E_{\phi} I_{\text{ред}}} dz.$$

Прогиб вычисляется как интеграл функции y' :

$$y = \int_{z_{\text{борт}}}^z y' dz.$$

Обычно аналитических выражений для $M_{изг}$, E_{ϕ} и $I_{ред}$ от z нет и интегрирование производится планиметрированием, графическим или численным путем.

Относительный угол закручивания (для однозамкнутого контура)

$$\theta = \frac{M_{кр}}{\omega_k^2} \oint \frac{ds}{G\delta} \frac{рад}{см},$$

где \oint — криволинейный интеграл берется по длине контура сечения; ω_k — удвоенная площадь контура; δ — толщина обшивки.

Полный угол закручивания на участке z от борта

$$\varphi = \int_{z_{\text{борт}}}^z \theta dz.$$

Интегрирование производится численным способом или графически.

Найденные таким образом деформации не учитывают деформаций подфюзеляжной части крыла.

Рассчитывая деформацию стреловидного крыла, следует интегрирование вести вдоль его упругой оси, лежащей в плоскости изгиба.

При определении деформаций кручения нужно учитывать различие значений модуля сдвига G разных элементов крыла.

Перейдем к рассмотрению некоторых особенностей работы корневой части крыла.

При расчете обычно принимают следующие допущения:

а) крыло (как и другие тонкостенные конструкции каркаса) работает на сдвиг и кручение в условиях свободной деформации сечений;

б) деформации, вызванные действием изгибающих моментов, сами по себе подчиняются закону плоских сечений и на деформацию сечений не влияют.

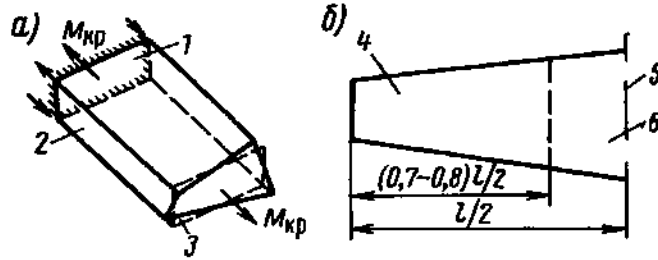
Эксперименты и теоретические исследования подтверждают справедливость этих допущений для концевой части крыла обычной конструкции.

Что касается корневой части крыла, то на ее напряженное состояние при упругой работе крыла оказывает влияние стеснение деформаций, приводящее к возникновению в поперечных сечениях дополнительных нормальных напряжений при работе на сдвиг и кручение.

Это положение пояснено схемой на рис. 3.40, а. На схеме показаны дополнительные нормальные усилия в поясах, возникающие в заделке отсека крыла из-за стеснения деформаций, обусловленных кручением. В таких условиях полного стеснения деформаций на-

Рис. 3.40. Особенности работы различных участков крыла при кручении.

1 — заделка; 2 — стеснение депланаций, 3 — свободная депланация, 4 — зона свободных депланаций, 5 — полное стеснение депланаций, 6 — частичное стеснение депланаций



ходится при симметричной нагрузке крыла сечение крыла по плоскости симметрии самолета.

Примыкающий участок крыла работает в условиях частичного стеснения депланаций (рис. 3.40, б).

Распределение усилий в элементах сечения крыла в зоне полного стеснения депланаций сходно с распределением усилий между болтами или заклепками в узловом соединении, метод расчета которого (метод центра жесткости) предложен известным русским инженером В. Г. Шуховым. Метод расчета крыла на стесненное кручение разработан в 1932 г. В. Н. Беляевым.

Необходимо отметить, что при наступлении пластических деформаций указанные выше дополнительные напряжения в элементах корневой части крыла уменьшаются. На основании этого при расчетах на действие расчетной разрушающей нагрузки в случае А и А' можно приближенно не учитывать влияние стеснения депланаций и отклонений от закона плоских сечений.

Как показали исследования, при упругой работе конструкции стреловидного двухлонжеронного или моноблочного крыла вблизи корня возникают значительные дополнительные напряжения из-за отклонения деформаций изгиба от закона плоских сечений.

Эти дополнительные напряжения превышают по величине напряжения от стеснения депланаций настолько, что последними при расчете стреловидного крыла можно пренебречь.

§ 10. ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ И РАБОТЫ КОРНЕВЫХ УЧАСТКОВ СТРЕЛОВИДНОГО КРЫЛА

Конструкции стреловидных крыльев выполняются на основе тех же силовых схем, что и конструкции прямых крыльев.

Для сечений, отстоящих достаточно далеко от корневого участка, работа и расчет на прочность силовой схемы стреловидного крыла ничем не отличаются от работы и расчета прямого крыла.

Конструкция и силовая схема стреловидного крыла имеют особенности по сравнению с прямым крылом лишь в корневом участке.

Корневым участком стреловидного крыла будем называть участок, непосредственно примыкающий к фюзеляжу и входящий в фюзеляж.

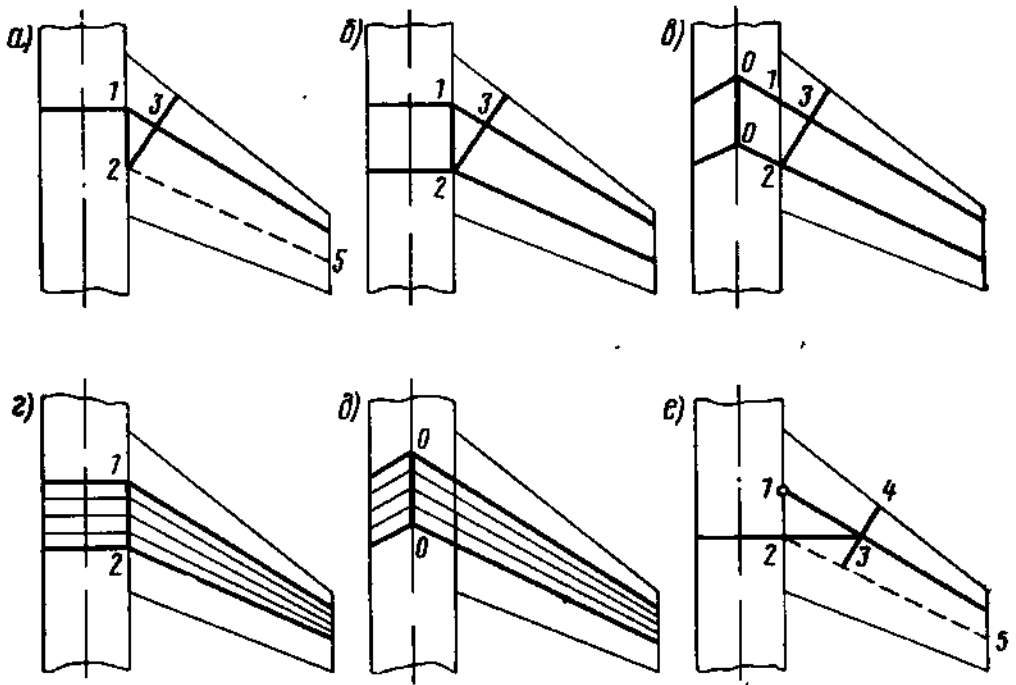


Рис. 3.41. Примеры силовых схем стреловидных крыльев с различной структурой корневых участков

На распределении напряжений в сечениях корневых участков сказывается влияние переломов (в плане) и разницы в длине продольных элементов (лонжеронов, стрингеров и участков работающей на нормальные напряжения обшивки).

Силовая схема корневого участка стреловидного крыла зависит в основном от условий внутренней компоновки крыла и фюзеляжа (размещение грузов, кабин, уборка шасси и др.).

На рис. 3.41 представлено несколько примеров силовых схем стреловидных крыльев с различной структурой корневых участков:

а) однолонжеронное крыло с переломом оси лонжерона по бортам фюзеляжа: 1—2 — бортовая и 2—3 — корневая усиленные нервюры; 2—5 — вспомогательный лонжерон;

б) двухлонжеронное крыло с переломом осей лонжеронов по бортам фюзеляжа: 1—2 — бортовая и 2—3 — корневая усиленные нервюры;

в) двухлонжеронное крыло с переломом осей лонжеронов по оси симметрии: 2—3 — корневая и 0—0 — осевая усиленные нервюры;

г) моноблочное крыло с переломом оси панели по бортам фюзеляжа: 1—2 — бортовая усиленная нервюра;

д) моноблочное крыло с переломом оси панели по оси симметрии: 0—0 осевая усиленная нервюра;

е) однолонжеронное крыло с подкосной балкой (внутренним подкосом): 2—3 — подкосная балка, 3—4 — корневая усиленная нервюра, 2—5 — вспомогательный лонжерон.

Работа элементов корневых участков в каждой из рассмотренных схем отличается своими особенностями.

Одной из них является работа усиленных нервюр, стоящих на переломе осей элементов продольного набора — лонжеронов и стрингеров у стыка стреловидной части крыла.

Как показано, например, на схеме рис. 3.42, усилия $P_{л}$, передаваемые от поясов лонжерона стреловидного крыла, разбиваются на составляющие $P_{н}$, нагружающие нервюру в ее плоскости, и $P_{ф}$, передаваемые на лежащие за переломом пояса лонжеронов центральной части крыла, входящей в фюзеляж.

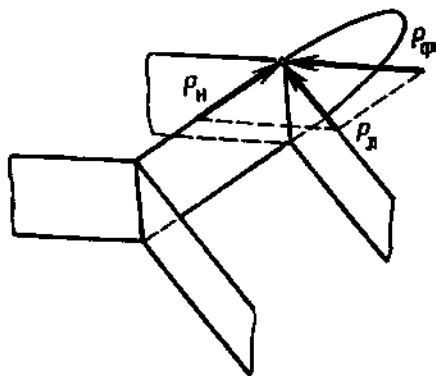


Рис 3.42 Нагружение нервюры, стоящей на стыке расположенных под углом лонжеронов, усилиями в их поясах

Нагрузки вида $P_{н}$, действующие на нервюры, стоящие на границе перелома осей продольных элементов, весьма значительны — по величине близки к усилиям в поясах лонжеронов.

Подобным образом нагружаются показанные на рис. 3.41 бортовые нервюры 1—2 схем а, б, г и лежащие в плоскости симметрии самолета нервюры 0—0 схем в и д.

Корневые нервюры (2—3 на схемах а, б, в и 3—4 на схеме е) служат в крыльях лонжеронной схемы для снятия с обшивки консоли крыла касательных сил от крутящего момента.

Конструкция и работа нервюр корневой части стреловидного крыла подробно рассматривается в гл. 4, § 5.

В настоящем параграфе рассмотрим работу продольных элементов и обшивки в корневой части стреловидного крыла, имеющего перелом осей этих элементов по бортам фюзеляжа, и методику приближенного поверочного расчета крыла в корневом сечении.

Корневым сечением 2—3 (рис. 3.43, а) будем называть сечение, перпендикулярное оси крыла и проходящее через точку 2 крепления заднего лонжерона.

Рассмотрим часть двухлонжеронного стреловидного крыла с лонжеронами одинакового сечения, ограниченную справа и слева линиями 2—3 и 2'—3'. На этой части длина продольных силовых элементов и присоединенных к ним участков обшивки, заключенных между корневыми сечениями, уменьшается от переднего лонжерона к заднему. Но при равных сечениях короткие элементы (например, 2—2') при растяжении и сжатии обладают меньшей податливостью, чем длинные (например, 3—1—1'—3'). Это обстоятельство приводит при изгибе корневой части стреловидного крыла к увеличению нормальных напряжений в более коротких элементах корневого участка, расположенных ближе к заднему лонжерону, и к уменьшению нормальных напряжений в более длинных элементах, лежащих ближе к переднему лонжерону.

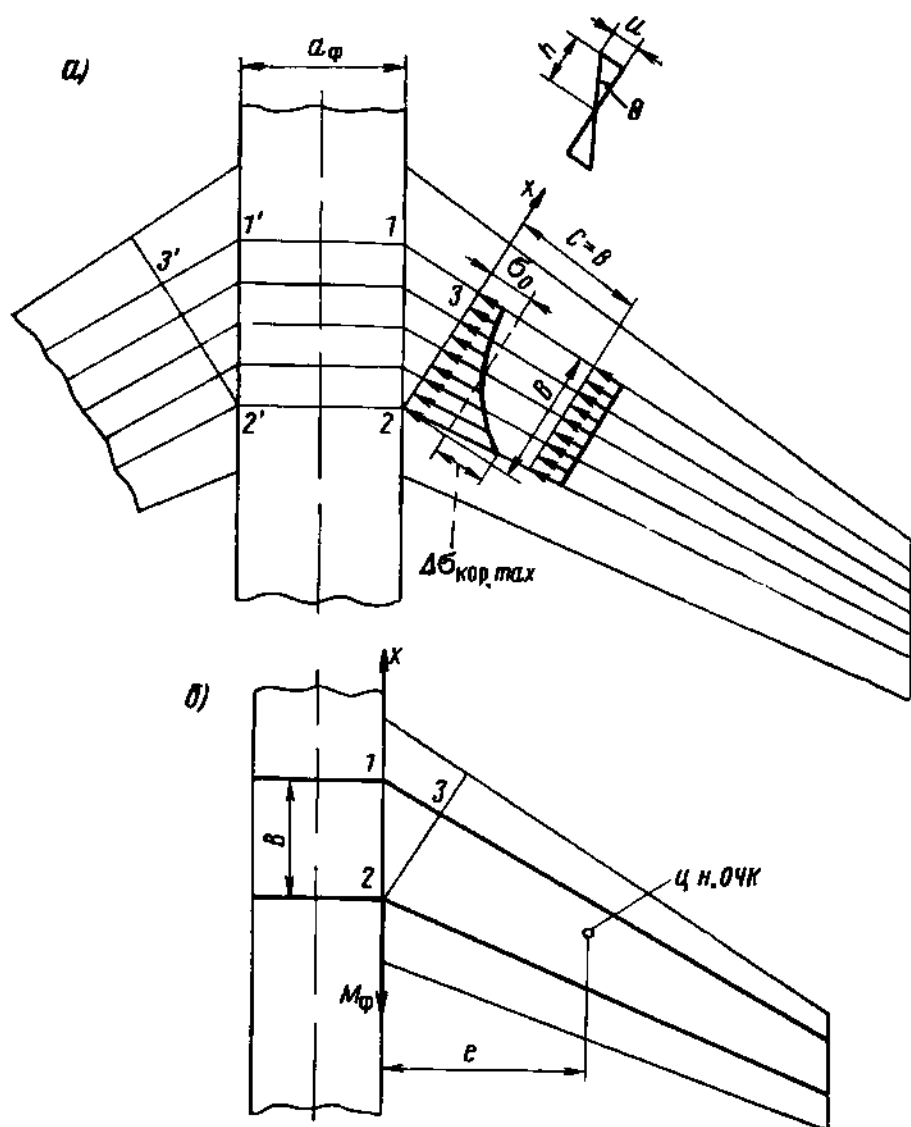


Рис. 3.43. Двухлонжеронное стреловидное крыло:
 а — эпюры нормальных напряжений в элементах корневого сечения и вдали от него; б — к определению напряжений в бортовом сечении

На рис. 3.43, а показана эпюра изменения напряжений $\sigma_{кор i}$ в элементах корневого сечения 2—3. Эти напряжения можно представить как сумму $\sigma_{кор i} = \sigma_0 \pm \Delta\sigma_{кор i}$, где σ_0 — напряжения, полученные без учета стреловидности; $\Delta\sigma_{кор i}$ — дополнительные напряжения в волокне i , обусловленные эффектом стреловидности.

По мере удаления от корневого сечения к концу крыла дополнительные напряжения уменьшаются. В сечениях, удаленных от корневого на расстояние $C \geq B$ (см. рис. 3.43, а), дополнительные напряжения уменьшаются настолько, что можно рассчитывать эти сечения так же, как сечения прямого крыла.

1. Определение нормальных напряжений в корневом сечении

При деформации стреловидного крыла, происходящей под действием изгибающего момента, элемент корневого участка (пояс лонжерона, стрингер, элемент обшивки) получит удлинение u (рис. 3.43, а).

Выразим это удлинение через напряжение $\sigma_{кор i}$. Для этого выделим из корневого треугольника 1—2—3 некоторый элемент ab (рис. 3.44), имеющий площадь поперечного сечения $\Delta F_{кор i}$.

Этот элемент будет нагружен усилием

$$\Delta P_{кор i} = \sigma_{кор i} \Delta F_{кор i}. \quad (3.1)$$

Примем приближенно, что по длине элемента усилие постоянно. Тогда деформация

$$u_1 = \frac{\sigma_{кор i}}{E_1} l_{ab} = \frac{\sigma_{кор i}}{E_1} x_i \operatorname{tg} \chi, \quad (3.2)$$

где x_i — расстояние до рассматриваемого элемента, отсчитываемое от точки 2 в направлении вспомогательной оси x ; χ — средняя стреловидность продольного набора: $\chi = \frac{\sum \chi_i}{m}$ (χ_i — стреловид-

ность i -го лонжерона; m — количество лонжеронов).

Элемент фюзеляжной части крыла bc (рис. 3.44), имеющий в общем случае другую площадь поперечного сечения $\Delta F_{\phi i}$, будет нагружен силой $\Delta P_{кор i} \cos \chi$, которая вызывает деформацию

$$u_2 = \frac{\Delta P_{кор i} \cos \chi}{\Delta F_{\phi i} E_1} \cdot \frac{d_{\phi}}{2} = \frac{\sigma_{кор i}}{E_1} \cdot \frac{\Delta F_{кор i}}{\Delta F_{\phi i}} \cdot \frac{d_{\phi}}{2} \cos \chi. \quad (3.3)$$

Перемещение точки a , обусловленное удлинением элемента abc (рис. 3.44), находится по формуле

$$u = u_1 + u_2 \cos \chi = \frac{\sigma_{кор i}}{E_1} \left(x_i \operatorname{tg} \chi + \frac{\Delta F_{кор i}}{\Delta F_{\phi i}} \cdot \frac{d_{\phi}}{2} \cos^2 \chi \right). \quad (3.4)$$

Упругость консоли дает возможность депланации корневого сечения. Это можно учесть увеличением деформируемой длины элемента. Можно приближенно принять, что деформация распространяется на длину oa , равную B , считая на ее протяжении напряжение постоянным.

Тогда выражение (3.4) примет вид:

$$\begin{aligned} u &= \frac{\sigma_{кор i}}{E_1} \left(x_i \operatorname{tg} \chi + \frac{d_{\phi}}{2} \cdot \frac{\Delta F_{кор i}}{\Delta F_{\phi i}} \cos^2 \chi + B \right) = \\ &= \frac{\sigma_{кор i} B}{E_1} \bar{l}_i, \end{aligned}$$

где

$$I_i = \bar{x}_i \operatorname{tg} \chi + \frac{d_\phi}{2B} \cdot \frac{\Delta F_{\text{кор}i}}{\Delta F_{\phi i}} \cos^2 \chi + i; \quad (3.5)$$

$$\bar{x}_i = \frac{x_i}{B}.$$

При различии механических свойств элементов сечения принимается $F_i = \varphi_i E$ и соответственно

$$u = \frac{\sigma_{\text{кор}i} B}{\varphi_i E} I_i. \quad (3.6)$$

Напряжение в элементе i , входящем в состав далекого от заделки сечения прямого крыла, может быть найдено по методу редуцированных коэффициентов из выражения

$$\sigma_i = \varphi_i \frac{P}{F_{\text{ред}}}, \quad (3.7)$$

где P — усилие в панели; $F_{\text{ред}} = \Sigma \varphi_i \Delta F_i$.

Надо отметить, что редуцированный коэффициент φ_i и редуцированная площадь $F_{\text{ред}}$ учитывают только различие механических свойств разных элементов (различие материала, переход за предел пропорциональности). При такой (обычной) трактовке редуцированных коэффициентов выражение (3.7) справедливо, если при изгибе крыла сечения остаются плоскими и в примыкающих к рассматриваемому сечению отсечках крыла длины продольных элементов одинаковы, а площади сечений элементов не меняются.

Для корневой отсека крыла эти допущения, вообще говоря, не применимы.

Для стреловидного крыла это видно из выражения u (3.6), где в множителе I_i (3.5) первое слагаемое учитывает дополнительную длину элемента (обусловленную стреловидностью), второе — различие сечений элемента и его продолжения в фюзеляжной части кры-

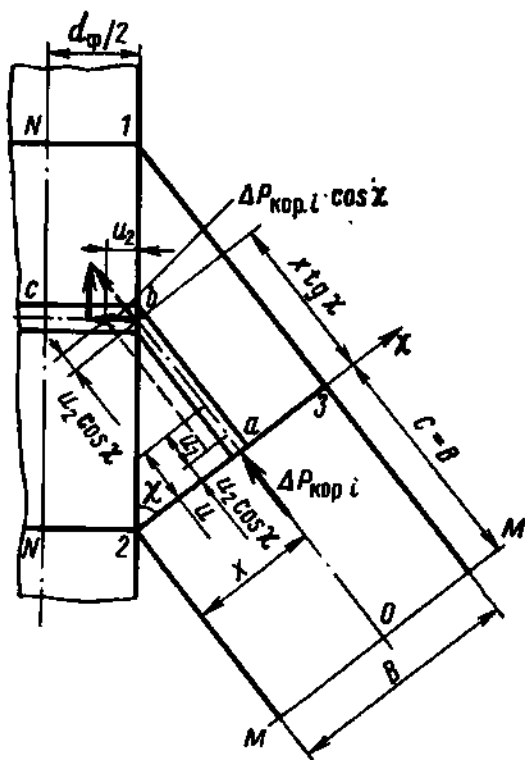


Рис. 3.44. Определение деформаций элементов корневой участка стреловидного крыла

ла, третье — деформируемость консоли на участке длины $C=B$. Даже при $\chi=0$, т. е. в прямом крыле, в выражении \bar{l}_i остаются второе и третье слагаемые.

Для расчета напряжений в корневом сечении вводится допущение, что деформации изгиба корневого участка происходят таким образом, что остаются плоскими сечения $M-M$ и $N-N$, ограничивающие этот участок.

В связи с этим формулу (3.7) надо изменить для расчета напряжений в корневом сечении, введя в нее редуцированный коэффициент $\Phi_{кор i}$, учитывающий наряду с различием механических свойств элементов рассмотренные выше дополнительные факторы, влияющие на деформации корневого участка. Соответственно, редуцированные коэффициенты $\Phi_{кор i}$ должны войти в редуцированную площадь $F_{кор i}$.

Нормальное напряжение в элементе корневого сечения

$$\sigma_{кор i} = \Phi_{кор i} \frac{P}{F_{ред.кор}}, \quad (3.8)$$

где $F_{ред.кор} = \sum \Phi_{кор i} \Delta F_{кор i}$.

Редуцированный коэффициент $\Phi_{кор i}$ обратно пропорционален величине \bar{l}_i . Его можно представить в виде:

$$\Phi_{кор i} = \Phi_i \Phi_{\chi i},$$

$$\text{где } \Phi_{\chi i} = \frac{\bar{l}_0}{\bar{l}_i}.$$

Здесь \bar{l}_0 — отнесенная к B приведенная длина осевого продольного элемента панели (имеющего постоянное сечение); $\bar{l}_0 = 0,5 \operatorname{tg} \chi + \frac{d_{\phi}}{2B} \cos^2 \chi + 1$; \bar{l}_i — отнесенная к B приведенная длина элемента i ; по (3.5)

$$\bar{l}_i = \bar{x}_i \operatorname{tg} \chi + \frac{d_{\phi}}{2B} \cdot \frac{\Delta F_{кор i}}{\Delta F_{\phi i}} \cos^2 \chi + 1.$$

Выражение $\Phi_{кор i}$ показывает, что напряжение $\sigma_{кор i}$ меняется вдоль координаты \bar{x} по гиперболическому закону, достигая наибольшего значения у заднего лонжерона при $\bar{x}=0$.

Коэффициент $\Phi_{кор i}$ может быть назван обобщенным редуцированным коэффициентом, учитывающим не только механические свойства элемента через обычный редуцированный коэффициент Φ_i , но и особенности его расположения и работы в корневой части стреловидного крыла (посредством коэффициента $\Phi_{\chi i}$).

Нетрудно видеть, что в пределе при $\chi=0$ для прямого крыла с постоянными вдоль длины корневого участка сечениями продольных элементов $\Phi_{\chi i} = 1$, $\Phi_{кор i} = \Phi_i$.

Формула (3.8) справедлива для лонжеронных, моноблочных и промежуточных силовых схем крыла.

2. Определение нормальных напряжений в бортовом сечении

Нормальные напряжения в элементах бортового сечения 1—2 (рис. 3.43, б), т. е. напряжения в элементах фюзеляжной части крыла, можно приближенно определить по формуле

$$\sigma_{\text{фюз.}} = \frac{M_{\text{ф}}}{H \sum \Delta F_{\text{ф.}} \varphi_{\text{ф.}}} \varphi_{\text{ф.}},$$

где $M_{\text{ф}}$ — изгибающий момент в бортовом сечении 1—2 крыла: $M_{\text{ф}} = M_{1-2} = P_{\text{очк}} e$; $P_{\text{очк}}$ — равнодействующая всех нагрузок на ОЧК, приложенная в ц. н. ОЧК.

Величины H , $\Delta F_{\text{ф.}}$ и $\varphi_{\text{ф.}}$ имеют тот же смысл, что и для сечения 2—3, но вычисляются для сечения 1—2.

3. Определение касательных напряжений в корневом сечении

Приближенное определение касательных напряжений τ_Q и $\tau_{M_{\text{кр}}}$ в корневом сечении производится так же, как и в сечении прямого крыла.

Особенностью расчета здесь является лишь то, что распределение поперечной силы между стенками и определение положения центра жесткости сечения 2—3 производятся с учетом эффекта стреловидности:

$$Q_i = Q_{2-3} \frac{M_i}{\sum M_i} = Q_{2-3} \frac{I_{\text{ред.кор.}i}}{\sum I_{\text{ред.кор.}i}},$$

где Q_{2-3} — поперечная сила в корневом сечении крыла.

Редуцированные моменты инерции сечений лонжеронов $I_{\text{ред.кор.}i}$ определяются с учетом обобщенных редуцированных коэффициентов поясов $\varphi_{\text{кор.}i}$.

§ 11. ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ И РАБОТЫ ТРЕУГОЛЬНЫХ КРЫЛЬЕВ МАЛОГО УДЛИНЕНИЯ

Для треугольных крыльев малого удлинения применяются однолонжеронные, многолонжеронные и моноблочные силовые схемы (рис. 3.45). Рассмотрим варианты этих схем.

Однолонжеронные крылья могут быть в таких вариантах:

- 1) основной и вспомогательные лонжероны расположены на постоянных процентах хорд крыла (рис. 3.45, а) веерообразно;
- 2) основной и вспомогательные лонжероны расположены перпендикулярно оси фюзеляжа (рис. 3.45, б);
- 3) крыло с подкосной балкой (внутренним подкосом) (рис. 3.45, в).

Эта схема аналогична схеме однолонжеронного стреловидного крыла с внутренним подкосом. Она может оказаться удобной с точки зрения компоновки (уборка шасси в крыло).

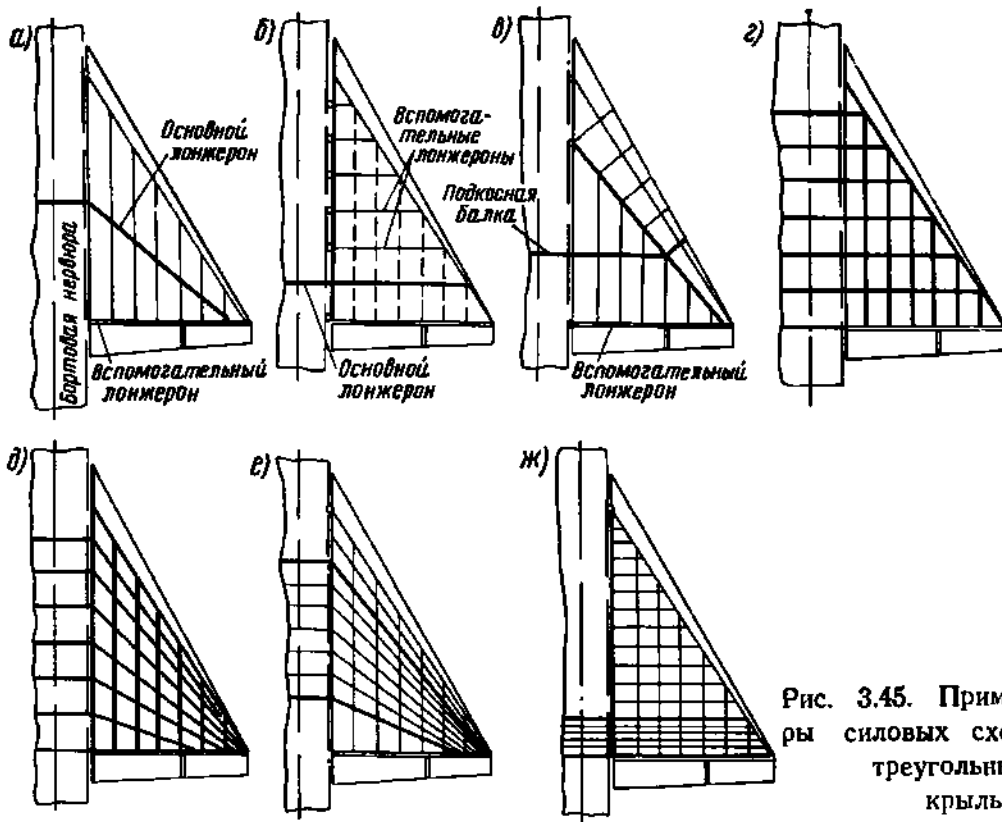


Рис. 3.45. Примеры силовых схем треугольных крыльев

Многолонжеронные крылья могут осуществляться в двух вариантах:

- 1) крыло с параллельными лонжеронами (рис. 3.45, г);
- 2) крыло с веерообразно расположенными лонжеронами (рис. 3.45, д).

Общим достоинством многолонжеронных крыльев по сравнению с однолонжеронными является их большая жесткость. Недостаток — прохождение через фюзеляж большого числа лонжеронов, что усложняет компоновку фюзеляжа.

Моноблочные треугольные крылья отличаются от соответствующих прямых и стреловидных крыльев тем, что силовые панели занимают малую часть корневых хорд, имеющих большие размеры. Только в этом случае удастся обеспечить при малом весе достаточную приведенную толщину панелей, позволяющую снять с них высокие критические напряжения. Моноблочные треугольные крылья выполняются в следующих вариантах:

- 1) крыло с переломом элементов силовой панели у борта (рис. 3.45, е);
- 2) крыло с параллельными элементами силовой панели (рис. 3.45, ж).

Основное различие схем, показанных на рис. 3.45, заключается в расположении элементов продольного набора — лонжеронов и стрингеров.

Если лонжероны размещены на постоянных процентах хорд (веерообразно) и поверхность крыла коническая, то пояса лонжеронов и стрингеры прямолинейны, так как идут по образующим.

При этом один из лонжеронов можно провести по линии максимальных толщин профилей сечений, полностью используя возможную строительную высоту.

Однако продольные элементы имеют большую длину, а из-за перелома их осей у фюзеляжа необходимо ставить бортовую нервюру, которая сильно нагружается (см. гл. 4, § 5).

Если в схеме крыла элементы параллельны и направлены по размаху крыла, то они имеют меньшую длину и не нарушают конструкцию бортовых нервюр. Многолонжеронные крылья таких схем являются наиболее легкими и жесткими, но криволинейность продольных элементов усложняет технологию их изготовления.

Особенностью работы и расчета силовых схем крыльев малого удлинения является то, что влияние заделки распространяется на все крыло, а не только на корневой участок, как это происходит в крыльях больших и средних удлинений.

Кроме того, в треугольных крыльях малого удлинения на распределении напряжений в сечении крыла существенно сказываются влияния непараллельности в плане продольных силовых элементов и упругости нервюр, длина которых соизмерима с размахом крыла самолета.

В результате деформации таких крыльев отклоняются от закона плоских сечений при изгибе, что заставляет рассматривать треугольные крылья не как сплошные балки, а как системы совместно работающих балок.

Точный учет указанных обстоятельств сложен и громоздок, так как задача сводится к решению многократно статически неопределимой системы.

Как показывают расчеты и эксперименты, на распределение усилий между лонжеронами большое влияние оказывает изгибная жесткость нервюр, крутильная жесткость контуров обшивки и жесткость креплений лонжеронов к фюзеляжу.

Если жесткости нервюр и обшивки малы, то лонжероны работают как система не связанных между собой балок. При этом сильнее будут нагружаться более длинные лонжероны.

Для выравнивания условий нагружения лонжеронов целесообразно увеличивать жесткость обшивки и нервюр и обеспечивать жесткость креплений лонжеронов пропорционально изгибным жесткостям самих лонжеронов.

Если принять, что жесткости креплений лонжеронов к фюзеляжу пропорциональны изгибным жесткостям лонжеронов и жесткость связей между лонжеронами достаточно велика, то изгибающий момент и поперечную силу в бортовом сечении приближенно можно распределить между лонжеронами пропорционально их изгибным жесткостям. Рассмотрим приближенный расчет треугольного крыла с параллельными лонжеронами.

Основные допущения.

1. На нормальные напряжения работают только пояса лонжеронов.
2. Обшивка, стенки лонжеронов работают только на сдвиг.
3. Жесткость нервюр невелика из-за малой их высоты и большой длины. Поэтому можно не учитывать влияние нервюр на перераспределение усилий между лонжеронами, т. е. рассматривать участки нервюр как шарнирно связанные с лонжеронами и передающие приходящуюся на них нагрузку лишь на ближайшие лонжероны.
4. Крутильная жесткость обшивки (при кручении относительно осей, параллельных оси x) настолько обеспечивает связь лонжеронов, что в корневом сечении крыла изгибающий момент распределяется между лонжеронами, имеющими моментное крепление, пропорционально их изгибным жесткостям. При отсутствии такой связи более длинные лонжероны загружены несколько больше, чем это получается при распределении моментов пропорционально изгибным жесткостям.

Эти допущения соответствуют физической картине работы треугольного крыла и их обоснованность удовлетворительно подтверждается результатами точных расчетов.

В общем случае часть лонжеронов имеет моментные крепления к фюзеляжу, а часть — шарнирные. В качестве расчетного сечения примем сечение у борта фюзеляжа.

Последовательность расчета.

1. *Определение внешних нагрузок.* Погонная нагрузка, распределенная по размаху треугольного крыла от воздушных сил и массовых сил конструкции при сверхзвуковом обтекании, находится по формуле

$$q_v = \frac{n^p (G - G_k)}{S} b.$$

Можно принять, что нагрузка от этих сил распределена по хорде крыла по закону прямоугольника. Тогда удельная нагрузка (на единицу площади):

$$p = \frac{q_v}{b} = \frac{n^p (G - G_k)}{S} = \text{const.}$$

2. *Распределение внешних нагрузок между лонжеронами.* Принимается, что на каждый лонжерон приходится распределенная нагрузка с прилегающего к этому лонжерону (спереди и сзади) участка обшивки.

На рис. 3.46, а эти участки обшивки для лонжеронов № 2 и 3 заштрихованы.

Тогда погонная нагрузка лонжерона i (рис. 3.46, б)

$$q_{vi} = p \Delta x_i,$$

где Δx_i — ширина участка, с которого загрузка передается на лонжерон i (см. рис. 3.46, а).

Если в крыле имеются сосредоточенные грузы (шасси, двигатели, топливные баки и др.), то массовые силы от них $Y_{гр i}$ должны быть приложены в узлах крепления этих грузов к лонжеронам (см. рис. 3.46, б).

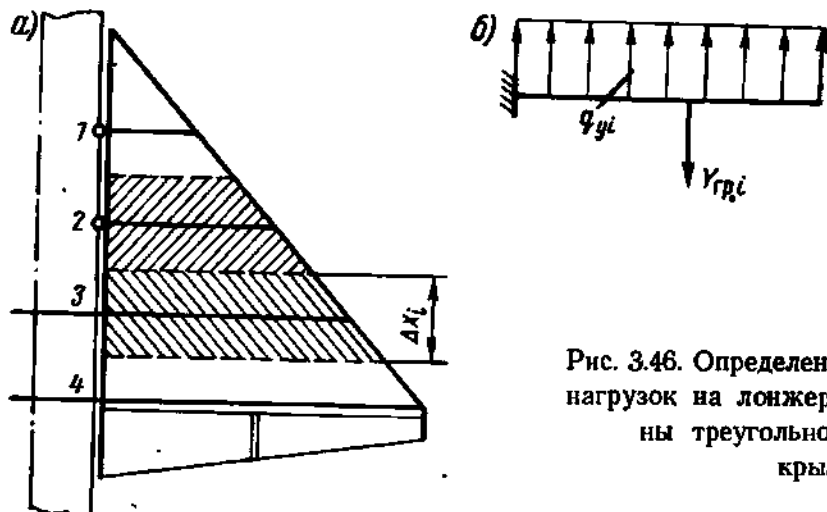


Рис. 3.46. Определение нагрузок на лонжероны треугольного крыла

3. Определение изгибающего момента $M_{изг}$ и поперечной силы Q в бортовом сечении. Определяются усилия M_{0i} и Q_{0i} в бортовом сечении для всех лонжеронов, включая и шарнирно опертые, которые также условно рассматриваются как консольные балки (рис. 3.47, а).

Тогда полные усилия в бортовом сечении крыла:

$$Q = \sum Q_{0i}; \quad M_{изг} = \sum M_{0i}.$$

4. Уравновешивание лонжеронов с шарнирным креплением (определение реакций). Реакция шарнира

$$R_i = Q_{0i}.$$

Момент от нагрузок, действующих на лонжерон с шарнирным креплением (рис. 3.47, б), может быть уравновешен только реактивным потоком касательных усилий q_i , передающихся на лонжерон

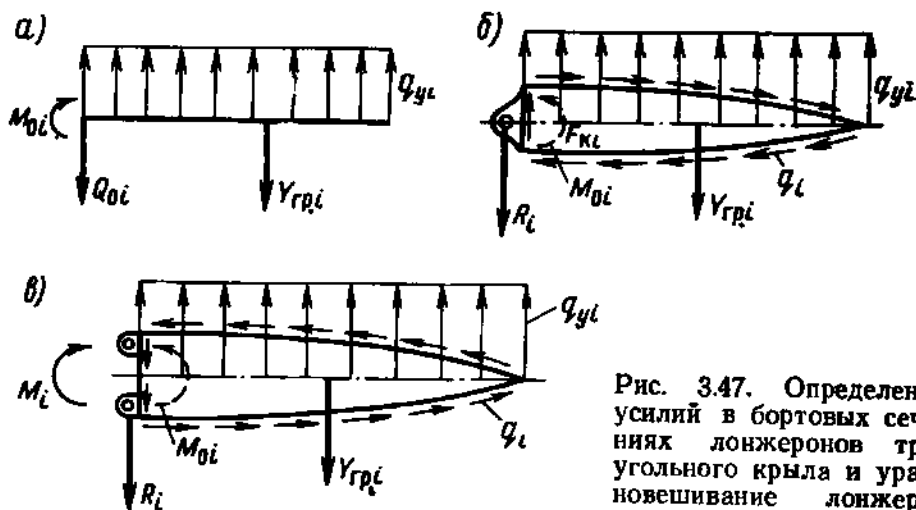


Рис. 3.47. Определение усилий в бортовых сечениях лонжеронов треугольного крыла и уравновешивание лонжеронов

от обшивки через соединительный шов, крепящий обшивку к лонжерону.

Величина этого потока

$$q_i = \frac{\Delta M_i}{2F_{кi}},$$

где ΔM_i — реактивный момент обшивки, действующий, как и M_0 в плоскости стенки; $F_{кi}$ — площадь контура, воспринимающего момент ΔM_i (площадь стенки лонжерона).

Легко видеть, что для лонжерона с шарнирным креплением

$$\Delta M_i = M_{0i}.$$

5. Распределение изгибающего момента в бортовом сечении между лонжеронами с моментным креплением. Согласно принятым допущениям,

$$M_i = M_{изг} \frac{I_{ред i}}{\sum I_{ред i}}.$$

6. Уравновешивание лонжеронов с моментным креплением (определение реакций). Из условий равновесия лонжерона с моментным креплением (рис. 3.47, в) имеем:

$$\begin{aligned} R_i &= Q_{0i}; \\ \Delta M_i &= M_i - M_{0i}, \end{aligned}$$

где ΔM_i — реактивный момент со стороны обшивки, который догружает (или разгружает) лонжерон с моментным креплением.

Физическая картина перераспределения усилий между лонжеронами поясняется на рис. 3.48, а, на котором представлена схема догружения лонжерона с моментным креплением за счет расположенного рядом с ним лонжерона с шарнирным креплением.

Как видно, перераспределение усилий осуществляется обшивкой, работающей при этом на сдвиг при кручении относительно оси, параллельной оси x (нормальной к плоскостям лонжеронов).

7. Определение касательных напряжений в обшивке. Находим крутящие моменты в сечениях, параллельных лонжеронам (нормальных к оси x), нагружающие обшивку потоками касательных усилий (рис. 3.48, б). Для сечения между лонжеронами i и $i+1$ будем иметь:

$$M_{i, i+1} = \sum_1^i \Delta M_i.$$

Погонное касательное усилие и касательное напряжение находятся по следующим формулам:

$$q_{i, i+1} = \frac{M_{i, i+1}}{2F_{кi, i+1}}; \quad \tau_{i, i+1} = \frac{q_{i, i+1}}{\delta_{i, i+1}},$$

где $F_{кi, i+1}$ — площадь контура рассматриваемого сечения; $\delta_{i, i+1}$ — толщина обшивки в этом сечении.

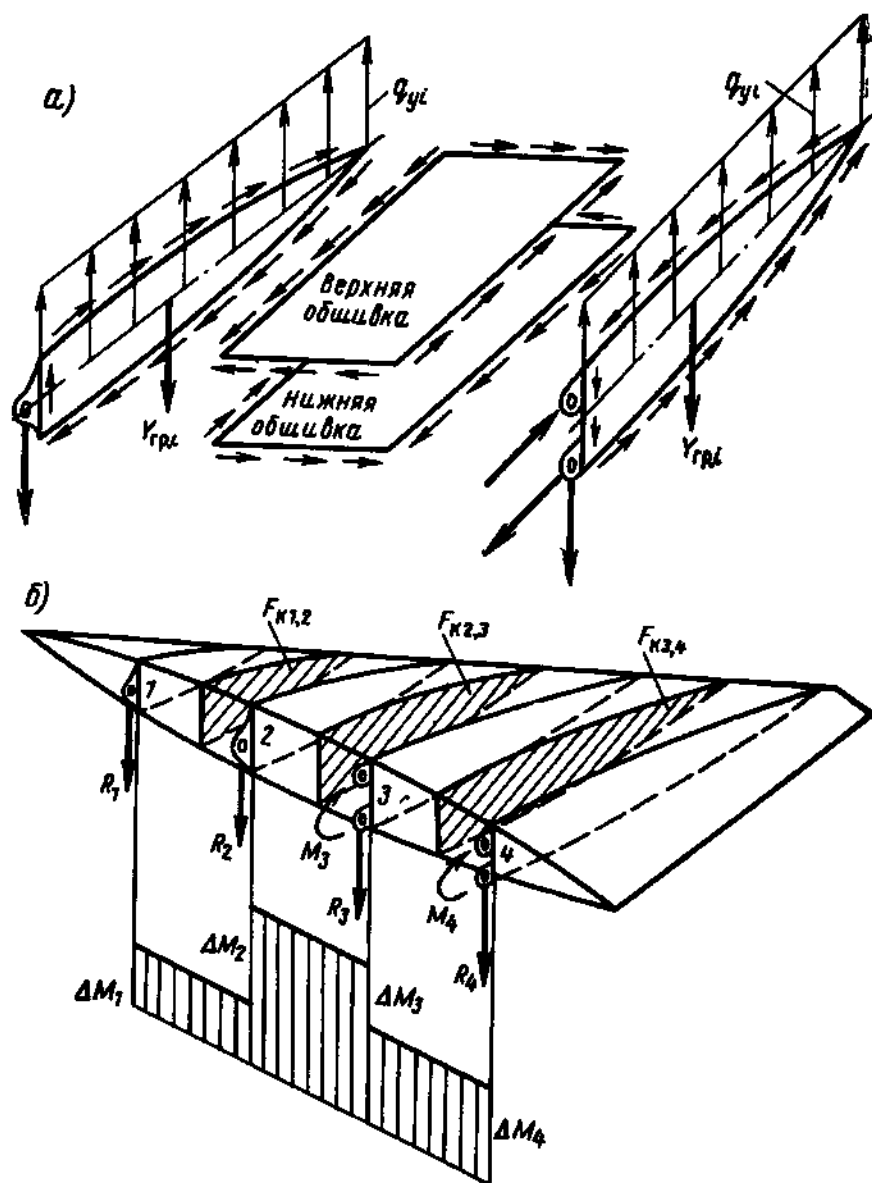


Рис. 3.48. К определению касательных напряжений в обшивке треугольного крыла

Например, для сечения между вторым и третьим лонжеронами (см. рис. 3.48, б):

$$M_{2,3} = \Delta M_1 + \Delta M_2; \quad q_{2,3} = \frac{M_{2,3}}{2F_{k2,3}}.$$

Из рассмотрения работы треугольного крыла с параллельными лонжеронами следует, что в этом крыле бортовая нервюра должна иметь сплошную стенку, чтобы была обеспечена замкнутость контура в сечениях крыла, параллельных лонжеронам.

8. Проверка прочности. Проверка прочности поясов лонжеронов, стенок лонжеронов, стенки бортовой нервюры и обшивки производится обычными методами (см. гл. 4).

§ 12. НАГРУЗКИ НА ЛОПАСТЬ НЕСУЩЕГО ВИНТА И УСИЛИЯ В ЕЕ СЕЧЕНИЯХ

1. Нагрузки, действующие на лопасть в полете

В полете лопасти нагружаются воздушными и массовыми силами.

Для упрощения расчета лопасти на прочность систему нагрузок разобьем на две группы:

1) нагрузки, обеспечивающие равновесие моментов относительно горизонтального шарнира и действующие в плоскости наименьшей жесткости лопасти — в плоскости взмаха (рис. 3.49, а). К ним относятся: воздушная нагрузка Y_B ; нагрузка от веса конструкции лопасти Y_K ; центробежная сила $N_{цб}$, а также инерционная сила Y_B от углового ускорения при маховом движении лопасти относительно

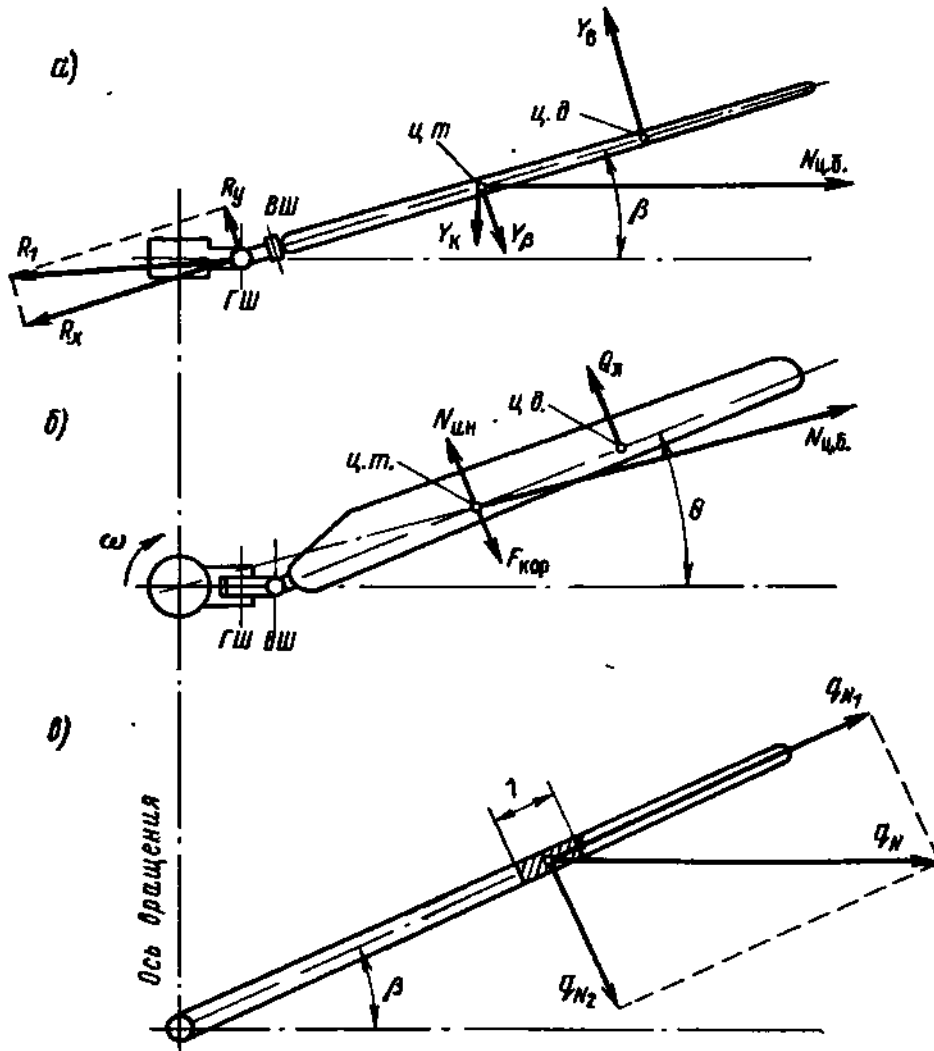


Рис. 3.49. Силы, действующие на лопасть винта: а — в плоскости взмаха; б — в плоскости вращения винта; в — составляющие погонной центробежной силы

горизонтального шарнира. Уравновешиваются эти нагрузки реакцией R втулки в горизонтальном шарнире;

2) нагрузки, обеспечивающие равновесие моментов относительно вертикального шарнира и действующие в плоскости вращения винта (рис. 3.49, б). К ним относятся: лобовое сопротивление $Q_{\text{л}}$ (направлено против вращения, по касательной к окружности, которую описывает центр давления лопасти); инерционная сила $N_{\text{ин}}$ от колебаний относительно вертикального шарнира (дающая момент, направленный противоположно угловому ускорению); центробежная сила $N_{\text{цб}}$ и кориолисова сила $F_{\text{кор}}$ от махового движения лопасти относительно горизонтального шарнира.

Для прочности лопасти наиболее существенными являются нагрузки, действующие в плоскости ее наименьшей жесткости. Поэтому из двух групп нагрузок рассмотрим только первую, т. е. нагрузки, обеспечивающие равновесие моментов относительно горизонтального шарнира.

Нагрузки и усилия от них приближенно рассматриваем без учета влияния упругости лопасти.

2. Определение нагрузок и распределение их по размаху лопасти

Величина и распределение погонных нагрузок по размаху лопасти зависят от ряда факторов: аэродинамических характеристик профиля, установочного угла, формы лопасти в плане, крутки лопасти и скорости потока, ее обтекающего, от азимутального положения лопасти.

Последний фактор приводит к тому, что в отличие от крыла самолета на одном и том же режиме полета величина и распределение нагрузки по размаху лопасти циклически меняются.

Сначала рассмотрим воздушную нагрузку.

Величина нагрузки на одну лопасть

$$Y_{\text{в}} = \frac{fn^{\text{э}}G}{z} = \frac{n^{\text{р}}G}{z},$$

где $n^{\text{э}}$ — эксплуатационная перегрузка; $n^{\text{р}}$ — расчетная разрушающая перегрузка; G — вес вертолета; z — число лопастей несущего винта; f — коэффициент безопасности.

Эксплуатационная перегрузка $n^{\text{э}}$ зависит от характера криволинейного движения в полетных случаях, величина ее задается нормами прочности.

При проверке статической прочности в полетных случаях рекомендуется брать $n^{\text{э}} = 3 \div 4$; $f = 1,5$.

Погонная воздушная нагрузка

$$q_{\text{вв}} = \frac{n^{\text{р}}G}{zR} (\bar{\Gamma}_{\text{пл}} + \bar{\Gamma}_{\text{э}}),$$

где $\frac{n^{\text{р}}G}{zR}$ — средняя погонная воздушная нагрузка по радиусу ло-

пасти; $\bar{\Gamma}_{пл}$ — коэффициент, характеризующий распределение погонной нагрузки вдоль радиуса плоской лопасти с учетом распределения коэффициентов подъемной силы, положения лопасти по азимуту, изменения хорды по радиусу лопасти и характеристики режима полета $\mu = \frac{V}{\omega R}$; $\bar{\Gamma}_3$ — коэффициент, учитывающий

влияние крутки лопасти на распределение воздушной нагрузки.

Значения $\bar{\Gamma}_{пл}$ и $\bar{\Gamma}_3$ берутся из продувок несущего винта или приближенно определяются расчетом. Для прямоугольной лопасти, набранной из профилей с одинаковыми аэродинамическими характеристиками, в случае осевой обдувки

$$\bar{\Gamma}_{пл} = 3\bar{r}^2,$$

где $\bar{r} = \frac{r}{R}$ — относительный радиус лопасти.

Рассмотрим массовые нагрузки.

1. Нагрузка от веса конструкции лопасти

$$Y_k = n^p G_{л},$$

где $G_{л}$ — вес одной лопасти.

Погонная массовая нагрузка

$$q_{vk} = n^p q_{л},$$

где $q_{л}$ — погонный вес лопасти.

Распределение нагрузки q_{vk} аналогично распределению погонного веса лопасти.

2. Центробежная сила

$$N_{цб} = f \frac{G_{л}}{g} r_{цт.} \omega^2,$$

где $r_{цт.}$ — радиус центра тяжести лопасти; ω — угловая скорость вращения винта.

Погонная нагрузка

$$q_N = f \frac{q_{л}}{g} \omega^2 r,$$

где r — радиус элемента лопасти до оси вращения.

Для расчета лопасти на прочность погонную нагрузку q_N раскладывают на две составляющие (рис. 3.49, в), действующие вдоль и перпендикулярно оси лопасти в плоскости ее наименьшей жесткости:

$$q_{N_1} = q_N \cos \beta \approx f \frac{q_{л}}{g} \omega^2 r;$$

$$q_{N_2} = q_N \sin \beta \approx f \frac{q_{л}}{g} \omega^2 r \beta.$$

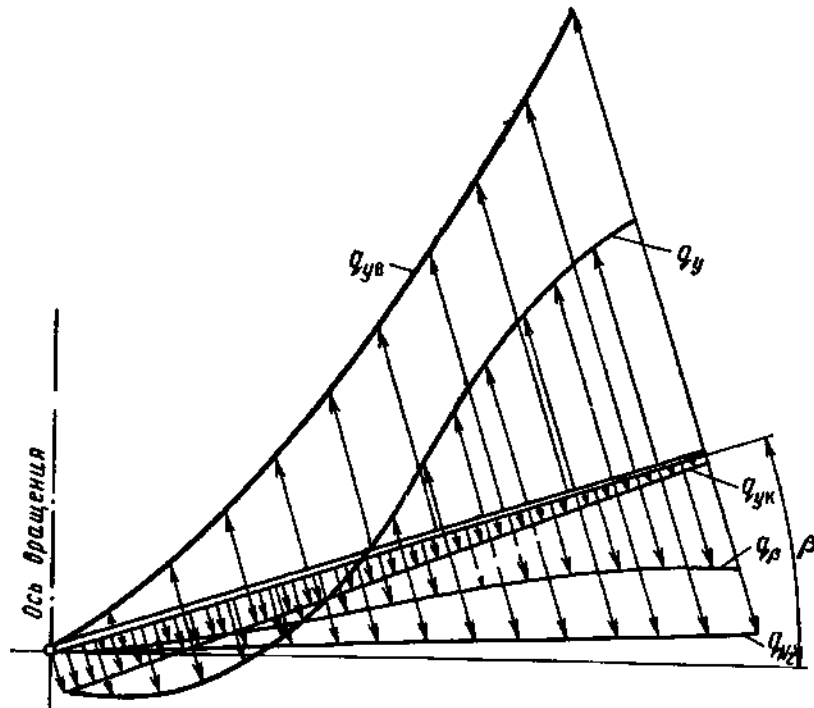


Рис. 3.50. Эпюры суммарной погонной нагрузки q_y и ее составляющих

Под действием q_{N_2} лопасть работает на растяжение, q_{N_2} является поперечной нагрузкой лопасти, разгружающей ее от действия аэродинамических сил.

3. Инерционная нагрузка от махового движения лопасти относительно горизонтального шарнира

$$q_{\beta} = f \frac{q_{\text{л}}}{g} \cdot \frac{d^2\beta}{dt^2} r,$$

где β — угол взмаха лопасти.

Распределение этих сил по радиусу лопасти зависит не только от r и $q_{\text{л}}$, но и от положения лопасти по азимуту (сомножитель $\frac{d^2\beta}{dt^2}$).

Угол β зависит от величины действующих сил и закона их распределения вдоль радиуса. Его можно определить из условия равновесия лопасти относительно горизонтального шарнира.

При осевой обдувке нет угловых ускорений махового движения относительно горизонтального шарнира и инерционная сила $q_{\beta} = 0$.

4. Суммарная (избыточная) погонная нагрузка

$$q_y = q_{yв} - q_{yк} - q_{N_2} - q_{\beta}.$$

На рис. 3.50 показан характер изменения q_y и ее составляющих.

Силы, действующие на лопасть в плоскости взмаха, существенно отличаются по величине. Подъемная сила лопасти обычно в 12—15 раз больше ее веса, центробежная сила в 10—12 раз больше подъемной силы.

3. Усилия в сечениях лопасти

Под действием воздушных и массовых сил в сечениях лопасти возникают усилия: поперечные Q и осевые N силы, изгибающие $M_{изг}$ и крутящие $M_{кр}$ моменты.

Исходной величиной для определения Q и $M_{изг}$ является эпюра суммарной погонной нагрузки q_y (рис. 3.51).

Тогда поперечная сила Q в некотором сечении, отстоящем на расстоянии r от оси вращения найдется по формуле

$$Q = \int_r^R q_y dr.$$

Изгибающий момент в этом сечении определяется при повторном интегрировании

$$M_{изг} = \int_r^R Q dr.$$

Практически интегрирование можно заменить суммированием, разбивая лопасть на ряд участков длиной Δr (см. рис. 3.51). Для каждого участка определяется q_y на его границах и далее находится приращение поперечной силы по формуле

$$\Delta Q = \frac{q_{yi} + q_{y(i+1)}}{2} \Delta r.$$

Последовательным суммированием ΔQ от конца лопасти находится величина поперечной силы в рассматриваемом сечении

$$Q = \Sigma \Delta Q.$$

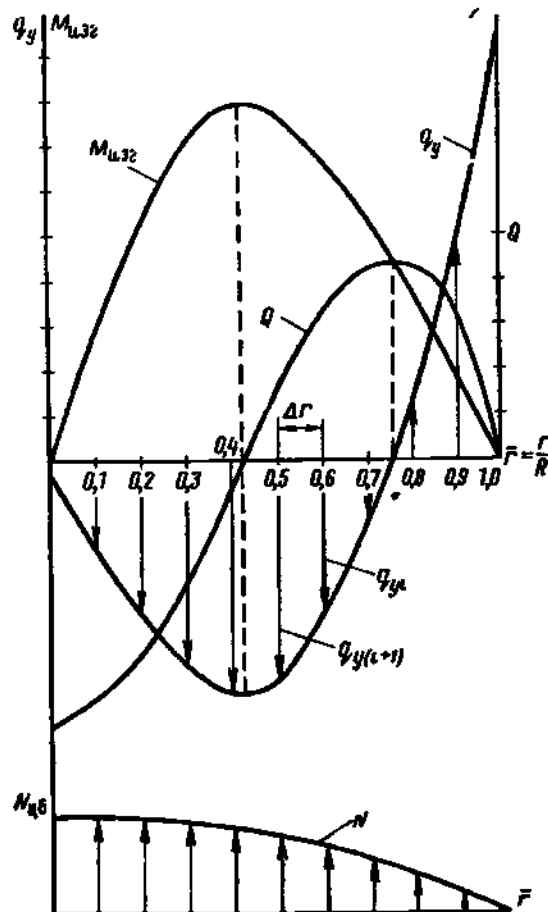


Рис. 3.51. Эпюры суммарных погонных нагрузок, изгибающих моментов, поперечных и осевых сил

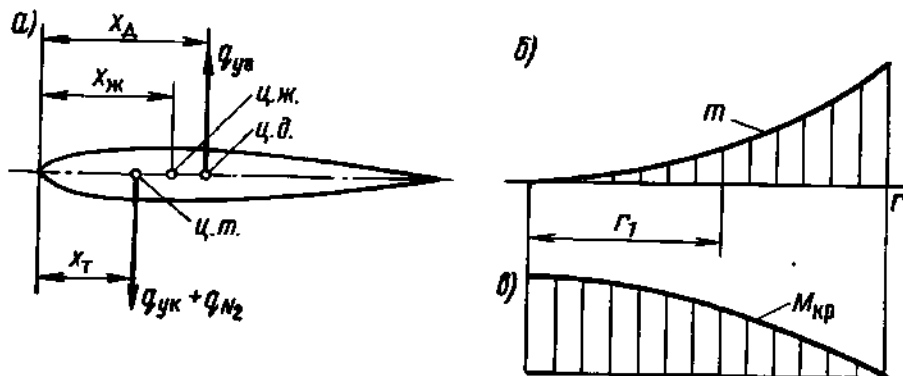


Рис. 3.52. Кручение лопасти:
 а — нагрузки, вызывающие кручение лопасти; б — эпюра погонного крутящего момента; в — эпюра крутящего момента

После построения эпюры поперечной силы Q в такой же последовательности определяются значения изгибающих моментов $M_{изг}$ и строится эпюра.

Проверкой правильности построения эпюр $M_{изг}$ и Q является равенство нулю изгибающего момента у горизонтального шарнира.

Анализ расчетов показывает, что максимальные значения изгибающих моментов получаются на расстоянии $(0,35 \div 0,5) R$ от оси вращения.

Центр давления и центр тяжести сечения лопасти в общем случае не совпадают с центром жесткости. Поэтому $q_{yв}$, $q_{yк}$ и q_{N_2} закручивают лопасть (рис. 3.52).

Крутящий момент в любом сечении определяется интегрированием (суммированием) погонных крутящих моментов от конца лопасти

$$M_{кр} = \int_r^R m dr,$$

где $m = q_{yв}(x_d - x_ж) + (q_{yк} + q_{N_2})(x_ж - x_т)$.

Здесь x_d , $x_т$, $x_ж$ — расстояния от носка профиля до центра давления, центра тяжести и центра жесткости сечения.

Продольная сила в сечении лопасти определяется выражением

$$N = \int_r^R q_{N_1} dr.$$

Вид эпюры N представлен на рис. 3.51.

Значительные по величине продольные (осевые) силы $N_{цб}$, действующие на лопасть, и наличие упругих деформаций в плоскости меньшей жесткости приводят к изменению распределения нагрузок и уменьшению усилий от изгиба и кручения лопасти.

4 глава**КОНСТРУКЦИЯ И РАСЧЕТ ДЕТАЛЕЙ КРЫЛА
И ЛОПАСТЕЙ ВЕРТОЛЕТА**

Крылья современных летательных аппаратов состоят обычно из жесткой обшивки, продольных и поперечных силовых элементов.

Конструкция крыла в свойственных ему условиях эксплуатации должна удовлетворять рассмотренному в гл. 1, § 7 комплексу требований, в том числе важнейшим требованиям достаточной прочности и жесткости при наименьшем весе и необходимой долговечности. Выполнение этих требований находится в прямой зависимости от того, насколько рационально они удовлетворены в конструкции всех деталей крыла.

Рассмотрим с этих позиций назначение, конструкцию и работу основных деталей крыла.

**§ 1. ОБЩИЕ ВОПРОСЫ КОНСТРУИРОВАНИЯ
И РАСЧЕТА ДЕТАЛЕЙ АВИАКОНСТРУКЦИИ****1. Требования технологичности производства,
ремонта и эксплуатационной технологичности**

Крылья, лопасти несущего винта и другие части каркаса летательных аппаратов представляют трубчатые тонкостенные конструкции, склепанные из тонких листов и тонкостенных профилей.

При разработке конструкций учитываются основные требования технологичности производства и ремонта: сохранение конструктивной преемственности по отношению к выполненным образцам, повторяемость единообразных узлов и деталей, применение нормализованных деталей, ограничение требований к точности изготовления, возможность применения рациональных методов технологии, ограниченность сортамента материалов и полуфабрикатов и пр.

Большое внимание должно быть уделено реализации требований эксплуатационной технологичности: обеспечение удобства доступа к узлам и агрегатам при обслуживании, легкосъемность, взаимозаменяемость, возможность использования существующего оборудования для технического обслуживания и пр.

2. Теоретический вес и удельная прочность

Необходимость соблюдения требований технологичности стимулирует единообразие и унификацию конструкций.

Однако обязательное для авиационных конструкций требование обеспечения нужных свойств при наименьшем весе приводит к

большей индивидуальности конструктивных решений, подчиненной стремлению приблизить конструкцию к минимуму веса. В связи с этим остановимся на принципах определения так называемого теоретического веса конструкции.

Теоретический вес конструкции определяется как ее минимальный вес, получающийся при предельном использовании прочностных свойств материала в силовой схеме, обусловленной компоновкой конструкции. Как было отмечено в гл. 3, § 6, наиболее рациональной силовой схемой является двухпоясная балка. Для нее напряжения в сечениях связаны с усилиями зависимостями:

$$\sigma = \frac{M_{изг}}{HF}, \quad \tau = \frac{Q}{H\delta}.$$

Если $M_{изг}$ и Q — расчетные разрушающие нагрузки, то прочность материала будет предельно использована, когда в растянутом и сжатом поясах напряжения будут соответственно равны σ_B и σ_K , а в стенке — $\tau_{разр}$. Потребные площади растянутого и сжатого поясов и толщина стенки определяются по формулам:

$$F_{пр} = \frac{M_{изг}}{H\sigma_B}; \quad F_{сж} = \frac{M_{изг}}{H\sigma_K}; \quad \delta = \frac{Q}{H\tau_{разр}}.$$

Тогда теоретический вес участка балки длины dz при удельных весах материала поясов $d_{п}$ и стенки d_c будет:

$$dG_{теор} = \left[\left(\frac{M_{изг}}{H\sigma_B} + \frac{M_{изг}}{H\sigma_K} \right) d_{п} + \frac{Q}{H\tau_{разр}} d_c \right] dz.$$

Погонный теоретический вес балки

$$q_{теор} = \frac{M_{изг}}{H} \left(\frac{d_{п}}{\sigma_B} + \frac{d_{п}}{\sigma_K} \right) + \frac{Q}{H} \frac{d_c}{\tau_{разр}}.$$

Величины $\frac{\sigma_B}{d}$, $\frac{\sigma_K}{d}$, $\frac{\tau_{разр}}{d}$ называются удельной прочностью материала при разных видах напряженного состояния.

Характеристикой жесткости материала является удельная жесткость $\frac{E}{d}$, где E — модуль нормальной упругости.

Теоретический вес балки длиной l

$$G_{теор} = \int_0^l q_{теор} dl.$$

Структура выражения теоретического веса показывает, что для достижения минимального веса конструкции необходимо: 1) изыскание и применение рациональной силовой схемы; 2) применение материалов с возможно более высокими характеристиками удельной прочности.

3. Авиационные материалы

При выборе материала для деталей крыла и других частей каркасной группы самолета необходимо учитывать все требования, предъявляемые к самолету, но в первую очередь должна быть обеспечена прочность и жесткость конструкции при наименьшем весе.

Основными критериями выгодности материала с этой точки зрения являются: высокое значение характеристик удельной прочности и удельной жесткости, обеспечивающих меньший вес летательного аппарата.

В конструкции гражданских самолетов, предназначенных для интенсивной и продолжительной эксплуатации, необходимо учитывать также способность материала сопротивляться повторным нагрузкам. Чем она выше, тем больше ресурс самолета, тем выше его экономическая эффективность.

В конструкции планера современных дозвуковых самолетов применяются преимущественно алюминиевые сплавы типа Д16 и В95 и хроманселевые стали 30ХГСА и 30ХГСНА.

В табл. 4.1 приведены механические и физические характеристики наиболее распространенных авиационных материалов при комнатной температуре.

Для конструкции сверхзвуковых самолетов, подвергающихся кинетическому нагреву, необходимы материалы, не снижающие или мало снижающие свои механические свойства при нагреве до температуры 150—400° С.

Таблица 4.1

Материал	Предел прочности σ_B , кг/мм ²	Модуль упругости E, кг/мм ²	Удлинение при разрыве δ , %	Удельный вес d, г/см ³	Удельная прочность $\frac{\sigma_B}{d}$	Удельная жесткость $\frac{E}{d}$	Примечание
Д16АТ	44	7·10 ³	13	2,8	15,5	2500	Высокая усталостная долговечность Небольшое снижение механических характеристик при нагреве до 150—170° С
АК4-1	40—42	7,2·10 ³	7—12	2,8	14—15	2570	
В95Т	60—62	7·10 ³	6	2,85	21,7	2460	
Титановые сплавы типа ВТ20 и ОТ4-2	100—120	12·10 ³	7—15	4,45	23—27	2700	Высокая жаропрочность
30ХГСА	140	2·10 ⁴	5	7,83	17,8	2550	
30ХГСНА	170	2·10 ⁴	5	7,77	21,9	2580	
Сосна	8,3	9,2·10 ²	—	0,5	16,6	1840	

С увеличением температуры прочность сплавов типов Д16 и В95 резко падает и при температурах выше 150—200°С они уже не могут применяться в качестве конструктивных материалов.

При 300°С прочность Д16АТ уменьшается в 3 раза, для В95Т — в 5 раз.

В лучшем положении находится сплав АК4-1. Он может применяться в конструкции сверхзвуковых самолетов при числе M полета до 2—2,2. Для самолетов, предназначенных для полетов с большим M , при изготовлении деталей крыла, фюзеляжа, оперения и других элементов, подверженных значительному кинетическому нагреву, необходимо применять титановые сплавы или жаропрочные стали типа нержавеющей стали В1Т, хотя при низких температурах они уступают по удельной прочности другим материалам.

4. Условия прочности и характеристики прочности элементов конструкции

Общие требования прочности, установленные в нормах прочности (гл. 1, § 7), определяют необходимость проверки прочности конструкции при расчетных разрушающих P^p и эксплуатационных P^o нагрузках. Основным является, как правило, условие прочности по P^p , в общем виде выраженное зависимостями:

$$\sigma^p \leq \sigma_{\text{разр}}, \quad (4.1)$$

$$\tau^p \leq \tau_{\text{разр}}. \quad (4.1')$$

Соответственно, условие прочности по P^o имеет вид:

$$\sigma^o \leq \sigma_{\text{доп}}, \quad \tau^o \leq \tau_{\text{доп}}. \quad (4.2)$$

Для элементов авиационных тонкостенных конструкций величины разрушающих $\sigma_{\text{разр}}$ и $\tau_{\text{разр}}$ и допустимых в эксплуатации $\sigma_{\text{доп}}$ и $\tau_{\text{доп}}$ напряжений определяются не только механическими характеристиками материала, но также и конструктивными формами и технологией изготовления элементов.

Растянутые элементы. К ним относятся пояса, стрингеры, обшивка растянутой панели крыла и пр. В условии прочности (4.1) для растянутых элементов принимается

$$\sigma_{\text{разр}} = k \sigma_{\text{в}},$$

где k — коэффициент ослабления; $\sigma_{\text{в}}$ — временное сопротивление материала при растяжении.

Коэффициент ослабления можно представить так:

$$k = k_1 k_2,$$

где k_1 — коэффициент, учитывающий уменьшение площади сечения элемента отверстиями под заклепки или болты; k_2 — коэффициент, учитывающий кон-

центрацию напряжений. Для сечений, где можно пренебречь учетом уменьшения площади ($F_{\text{раб}}=F$), $k_1=1$. В остальных случаях $k_1 = \frac{F_{\text{раб}}}{F} < 1$, где $F_{\text{раб}} = (0,89 \div 0,96)F$ в зависимости от диаметра заклепок, размеров и типа элемента.

Коэффициент k_2 зависит от пластичности материала, диаметра и чистоты отверстий. Для авиаконструкций из дюралюминия и стали $k_2=0,85 \div 0,95$.

Отсюда диапазон изменения коэффициента ослабления $k=0,76 \div 0,95$.

В каждом конкретном случае его надо выбирать с учетом рассмотренных факторов, влияющих на его величину.

Если в сечении растянутого элемента (например, в обшивке) действует еще напряжение сдвига τ , проверка прочности ведется по третьей теории прочности. За критерий напряженного состояния принимается $\sigma_{\text{прив}} = \sqrt{\sigma^2 + 4\tau^2}$. Условие прочности имеет вид:

$$\sigma_{\text{прив}} \leq \sigma_{\text{разр}}, \quad (4.3)$$

где $\sigma_{\text{разр}} = k\sigma_{\text{в}}$.

Пластины, теряющие устойчивость при сжатии и сдвиге. Это могут быть участки стенок лонжеронов, обшивки крыла и других элементов конструкций. В зависимости от того, какой вид напряжений является решающим, условие прочности имеет вид:

$$\sigma^p < \sigma_k \quad \text{или} \quad \tau^p < \tau_k.$$

Для тонких прямоугольных пластин с большими значениями $\frac{b}{\delta}$ критические напряжения не превышают предела пропорциональности или близкого к нему предела упругости и определяются выражениями типа формулы Эйлера, справедливыми в пределах применимости закона Гука.

$$\sigma_y \quad \text{или} \quad (\tau_y) = \kappa \frac{0,9E}{\left(\frac{b}{\delta}\right)^2}, \quad (4.4)$$

где κ — коэффициент, учитывающий условия опирания и характер внешних нагрузок, приложенных по границам пластины; b — характерный, обычно меньший размер прямоугольника; δ — толщина пластины.

Для более толстых пластин, для которых формулы (4.4) дают значения σ_y и τ_y , превышающие пределы пропорциональности, критические напряжения можно найти по эмпирическим формулам вида:

$$\sigma_k \quad (\text{или} \quad \tau_k) = \sigma_{\text{в}} \quad (\text{или} \quad \tau_{\text{в}}) \frac{1 + \nu}{1 + \nu + \nu^2}, \quad (4.5)$$

где

$$\nu = \frac{\sigma_{\text{в}}}{\sigma_y} \quad \left(\quad \text{или} \quad \frac{\tau_{\text{в}}}{\tau_y} \right).$$

Как показано на рис. 4.1, эти эмпирические формулы дают для толстых пластин критические напряжения, близкие к пределам прочности $\sigma_{\text{в}}$ или $\tau_{\text{в}}$, а для тонких — к Эйлеровым критическим напряжениям.

При одновременном действии на пластину напряжений сжатия и сдвига условие наступления потери устойчивости имеет вид:

$$\frac{\sigma}{\sigma_k} + \left(\frac{\tau}{\tau_k}\right)^2 = 1, \quad (4.6)$$

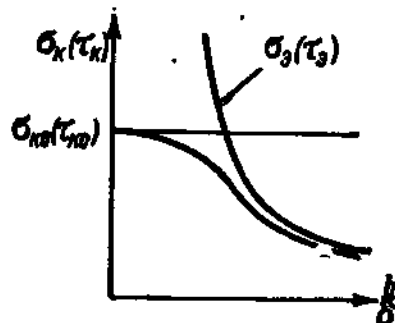


Рис. 4.1. Критические напряжения пластины

где σ_k и τ_k — критические напряжения при раздельном нагружении сжатием или сдвигом.

Отсюда можно найти:

критическое нормальное напряжение с учетом действия τ :

$$\sigma_{k\tau} = \sigma_k \left[1 - \left(\frac{\tau}{\tau_k} \right)^2 \right] \quad (4.7)$$

и критическое касательное напряжение с учетом σ :

$$\tau_{k\sigma} = \tau_k \sqrt{1 - \frac{\sigma}{\sigma_k}}. \quad (4.8)$$

Сжатые стержни. К ним относятся пояса и стрингеры сжатой панели крыла и др.

Условие прочности:

$$\sigma^p \leq \sigma_k. \quad (4.9)$$

Отверстия в сжатых стержнях, заполненные заклепками, практически не влияют на σ_k . Значения σ_k обычно находят по графикам $\sigma_k = f(l)$ (где l — длина стержня), полученным из испытаний на продольный изгиб типовых профилей.

Для длинных стержней решающей является общая потеря устойчивости — продольный изгиб оси стержня. Если сечение стержня не меняет своей формы и потеря устойчивости происходит в пределах применимости закона Гука, σ_k выражается формулой Эйлера

$$\sigma_E = \frac{E\pi^2}{\lambda^2}. \quad (4.9')$$

где $\lambda = \frac{\mu l}{i}$; μl — приведенная длина стержня, равная длине полуволны кривой,

по которой происходит продольный изгиб; μ учитывает опорные условия. Для шарнирных опор $\mu = 1$, при упругом защемлении (имитируется при испытании

приторцовкой концов стержня) $\mu = 0,5$; $i = \sqrt{\frac{I}{F}}$ — радиус инерции при

изгибе

Для более коротких стержней разрушение при сжатии может начаться иногда за пределом упругости в форме как общей, так и местной потери устойчивости.

В последнем случае на σ_k влияет соотношение $\frac{b}{\delta}$ для сечения стержня.

Тогда σ_k находится по экспериментальным графикам, а при отсутствии их — по эмпирической формуле

$$\sigma_k = \sigma_{k0} \frac{1 + \nu}{1 + \nu + \nu^2}, \quad (4.10)$$

где σ_{k0} — критическое напряжение местной потери устойчивости; для тонкостенных профилей оно определяется как критическое напряжение наименее устойчивого пластинчатого элемента, входящего в состав профиля, и зависит от $\frac{b}{\delta}$

этой пластины; $\nu = \frac{\sigma_{k0}}{\sigma_E}$.

§ 2. ЛОНЖЕРОНЫ

Лонжерон — продольная балка или ферма, способная самостоятельно работать на изгиб в своей плоскости.

Количество и расположение лонжеронов по хорде крыла зависят от размеров самолета и компоновочных особенностей крыла.

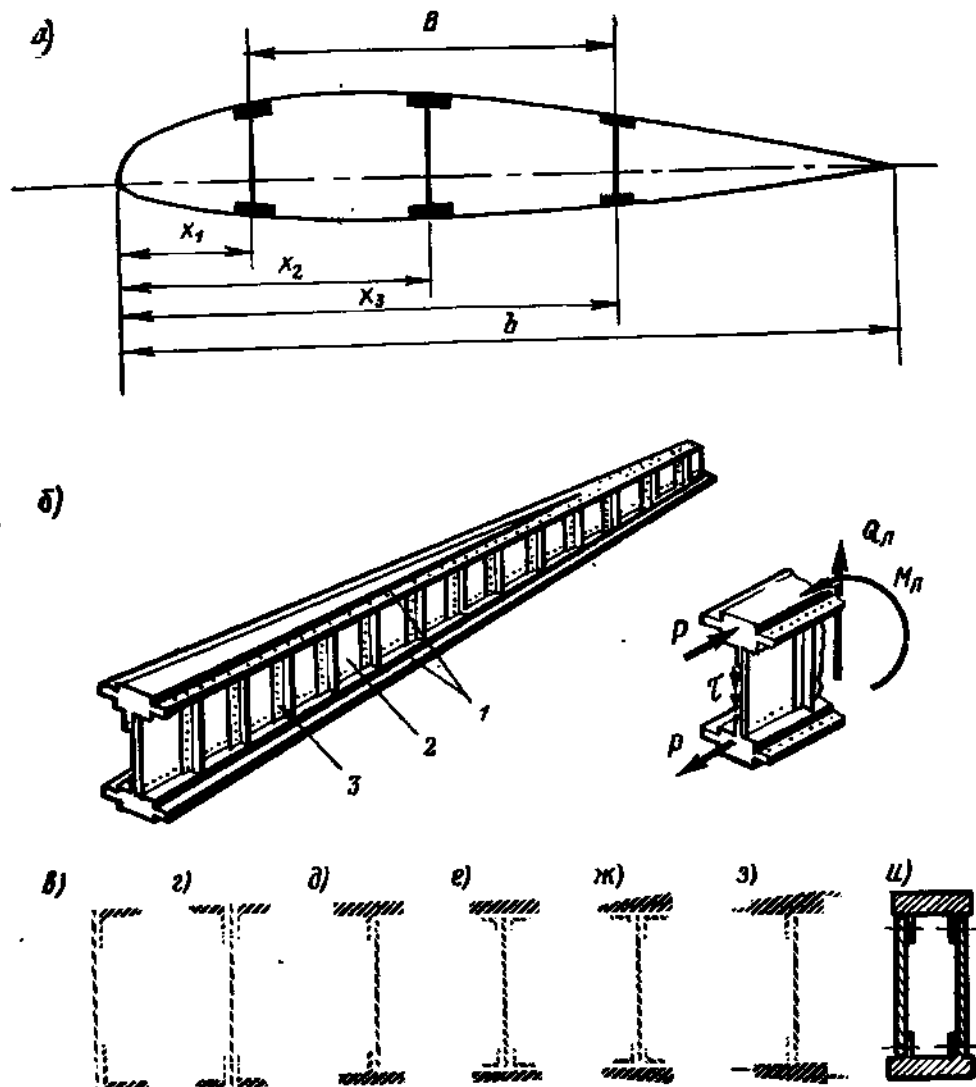


Рис. 4.2. Балочные лонжероны:
 а — расположение лонжеронов по хорде крыла; б — лонжерон двутаврового сечения и работа его элементов; в — и — сечения балочных лонжеронов;
 1 — пояса; 2 — стенка; 3 — стойка

Обычно расположение лонжеронов характеризуется следующими осредненными данными значений $\bar{x} = \frac{x_1}{b}$: в крыле с двумя лонжеронами $\bar{x}_1 = 0,17 \div 0,2$; $\bar{x}_2 = 0,58 \div 0,62$; в крыле с тремя лонжеронами $\bar{x}_1 = 0,15 \div 0,18$; $\bar{x}_2 = 0,38 \div 0,42$; $\bar{x}_3 = 0,63 \div 0,67$ (рис. 4.2, а).

Лонжерон называется балочным, если для восприятия поперечной силы служит стенка, и ферменным, если для этой цели применяется решетка фермы, связывающая, как и стенка, пояса (полки).

В конструкциях современных крыльев обычно применяются балочные лонжероны.

1. Конструкция и работа балочных лонжеронов

Балочные лонжероны выполняются в виде двухпоясной балки с тонкой стенкой, подкрепленной стойками. Общий вид такого лонжерона двутаврового сечения показан на рис. 4.2, б. На рис. 4.2, в—и показаны возможные сечения балочного лонжерона. Двухпоясная схема лонжерона обеспечивает наиболее эффективное использование материала поясов и стенок, а следовательно, минимальный вес конструкции.

Пояса лонжерона работают на растяжение и сжатие от изгибающего момента, стенка — на сдвиг от поперечной силы (см. рис. 4.2, б).

Пояса лонжеронов должны отвечать как общим требованиям, предъявляемым к авиационным конструкциям (прочность и жесткость, малый вес, долговечность, технологичность и пр.), так и специальным, а именно:

удобство связи с обшивкой и стенкой;

максимальное использование строительной (габаритной) высоты лонжерона;

минимальные потери площади сечения пояса на отверстия под заклепки и болты.

Требования удобства связи с обшивкой и стенкой и использования высоты наиболее просто выполняются в результате применения уголковых и тавровых сечений поясов (см. рис. 4.2, в, г и д).

При необходимости усиления пояса к уголкам можно приклепать полосу (см. рис. 4.2, е). Такая конструкция технологически проста, позволяет фрезеровать полосы, подгоняя их форму поперечного сечения под профиль крыла (см. рис. 4.2, ж), и изменять площадь сечения пояса по длине вплоть до перехода на один уголок в конце лонжерона.

Дальнейшее совершенствование конструкции пояса привело к созданию профилированного сечения с лапками для крепления обшивки и стенки (см. рис. 4.2, з). Такой пояс полностью отвечает всем трем специальным требованиям. Выполняется он обычно из прессованного профиля, который для сохранения условий равнопрочности пояса по длине лонжерона подвергается механической обработке. Обработка поверхности пояса должна быть тщательной. Наличие рисков, особенно поперечных, приводит к значительному снижению долговечности пояса при повторных нагрузках.

Стенка лонжерона по высоте имеет постоянную толщину, так как касательные усилия в сечении стенки почти постоянны. Поэтому в клепаных лонжеронах стенка изготавливается обычно из листов сплавов типа Д16 или В95.

При постоянной хорде крыла или центроплана возможно применение цельнокатаных лонжеронов, у которых стенка выполнена заодно с поясами (лонжероны центроплана Ан-24). Достоинство таких лонжеронов по сравнению с клепаными — меньший вес и большая усталостная долговечность.

Соединение стенки с поясами сборного лонжерона осуществляется большей частью заклепками, иногда болтами. Обычно диаметр заклепок и болтов не превышает 6 мм.

Стойки предназначены для крепления нервюр к лонжерону, уменьшения свободного участка стенки для повышения критического напряжения при сдвиге τ_k , противодействия сближению поясов лонжерона при потере устойчивости стенки от касательных напряжений и при изгибе лонжерона.

Стойки изготавливаются обычно из дюралюминиевых профилей уголкового сечения. Они крепятся заклепками к стенке и поясам лонжерона (рис. 4.3).

Шаг стоек равен 10—25 см (шаг нервюр — 50—100 см). Уменьшение шага стоек повышает τ_k стенки без увеличения ее толщины.

Стойки крепления нервюр, воспринимая приходящиеся на них силы ΔQ_i от нагрузки на нервюру ΔP , передают их через заклепки на стенку лонжерона.

Стенка, теряющая устойчивость, способна выдерживать дальнейшее повышение нагрузки, если она опирается на стержневой контур, жесткий на изгиб в плоскости стенки. После потери устойчивости при действии τ_k стенка продолжает работать на сдвиг, воспринимая касательные напряжения, и дополнительно работает еще на растяжение в направлении гребней волн, образовавшихся при потере устойчивости.

Если стенка очень тонкая, то $\tau_k \approx 0$. Растягивающие напряжения, направленные под углом $\alpha \approx 45^\circ$ к оси лонжерона (рис. 4.4, а):

$$\sigma_{ст} = 2\tau,$$

где $\tau = \frac{q}{\delta}$ — номинальные напряжения от погонной касательной силы в стенке q .

В поясах и стойках возникают дополнительные сжимающие усилия S и N ; кроме того, пояса и крайние стойки нагружаются дополнительными поперечными нагрузками q_n и q_c , вызывающими их изгиб:

$$q_n = q_c = \frac{1}{2} \sigma_{ст} \delta = \tau \delta;$$

$$S = q_c \frac{H}{2} = \frac{1}{2} \tau H \delta;$$

$$N = q_n t = \tau t \delta.$$

Выражения $\sigma_{ст}$ и $q_n = q_c$ легко получаются из рассмотрения равновесия сил, действующих на полоску стенки, направленную под углом 45° и имеющую вдоль стенки и пояса единичную ширину. По q_c и q_n находятся S и N (рис. 4.4, б).

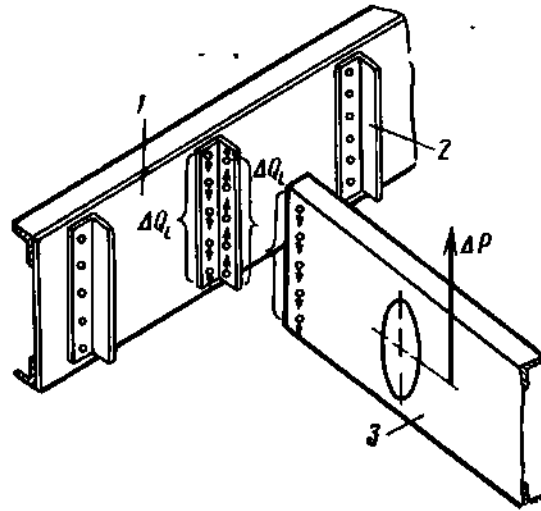


Рис. 4.3. Передача нагрузки от нервюры на стенку лонжеронов:

1 — лонжерон; 2 — стойка; 3 — нервюра

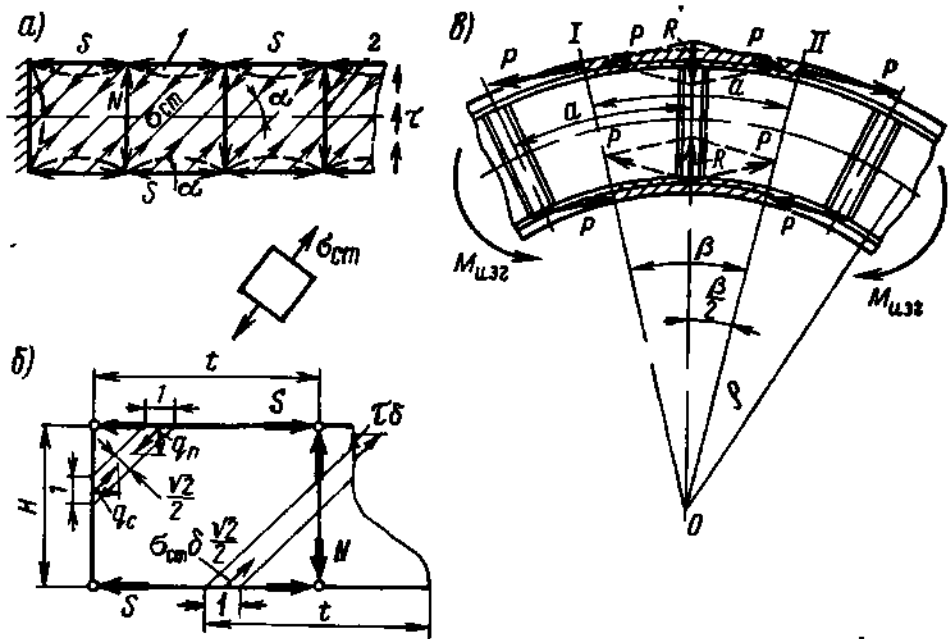


Рис 44 Работа элементов лонжерона:
 а — схема работы лонжерона после потери устойчивости стенки при сдвиге;
 1 — пояс; 2 — стойка, б — усилия и напряжения после потери устойчивости стенки; в — радиальные силы при изгибе

Используя работоспособность стенки после потери устойчивости, можно сделать ее несколько легче. Однако в этом случае приходится дополнительно усиливать пояса и стойки лонжерона.

Для тонких стенок лонжеронов (до 1—1,5 мм), работающих на сдвиг, допускается потеря устойчивости при нагрузках больше эксплуатационных ($P \geq P^0$).

Потеря устойчивости более толстых стенок и стенок баков-отсеков не допускается до расчетной разрушающей нагрузки P^p , так как возможен отрыв головок заклепок и разрушение лонжерона, а у баков-отсеков — нарушение герметичности.

При изгибе лонжерона в нем возникают радиальные силы, стремящиеся сблизить пояса. Этому сближению препятствуют стойки лонжеронов.

Рассмотрим равновесие отсека лонжерона I—II, подвергнутого изгибу (рис. 4.4, в).

Действующие в поясах отсека усилия P при наличии кривизны лонжерона вызывают радиальные силы R , воспринимаемые стойками.

Из условия равновесия

$$R = 2P \sin \frac{\beta}{2},$$

где $\beta = \frac{a}{\rho}$.

При малом значении β можно принять $\sin \frac{\beta}{2} \approx \frac{\beta}{2}$, тогда

$$R = P \frac{a}{\rho}.$$

Обычно деформация лонжерона при его изгибе незначительна, поэтому ρ велико, радиальная сила R в стойке мала и ее можно не учитывать.

Однако если стенка такого лонжерона теряет устойчивость от касательных напряжений и стойка нагружается еще силой N , совместное действие сил N и R необходимо учитывать и проверять стойку на продольный изгиб.

Если балка сделана специально криволинейной, например балка подвески двигателей, то на участках ее наибольшей кривизны радиальные силы R значительны. На этих участках надо ставить стойки большого сечения и с малым шагом.

2. Проверка прочности элементов балочного лонжерона

Прочность лонжеронов, как правило, проверяется на случай нагружения A (или A') и D (или D').

Растянутый пояс. Проверяется выполнение условия прочности для растянутых элементов по формуле (4.1). Для поясов типа, показанного на рис. 4.2, з, при определении $\sigma_{\text{разр}}$ принимается $k_1 = 1$ и $k \approx 0,95$. Растянутый пояс должен обязательно проверяться также на сжатие в случае D .

Сжатый пояс. Критическое напряжение пояса $\sigma_{\text{кп}}$ определяется обычно как критическое напряжение $\sigma_{\text{кю}}$ местной потери устойчивости, происходящей в форме, показанной на рис. 4.5. Общая поте-

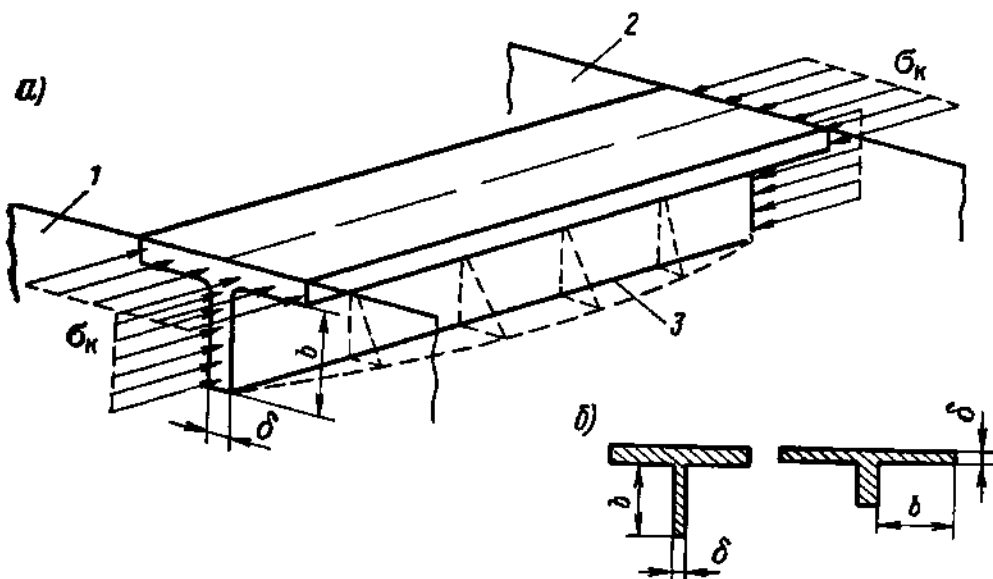


Рис. 4.5 Местная потеря устойчивости элемента пояса:
1, 2 — нервюры, 3 — свободная сторона

ря устойчивости пояса лонжерона затруднена вследствие крепления к нему обшивки и стенки. Согласно формуле (4.10) $\sigma_k \approx \sigma_{k0}$.

Для дюралюминиевых и стальных профилей таврового и уголкового сечения напряжения σ_{k0} местной потери устойчивости можно определить по графикам $\sigma_k = f\left(\frac{b}{\delta}\right)$, имеющимся в справочной литературе. Размеры b и δ — высота и толщина элемента пояса (стенки или полки), местная потеря устойчивости которого наиболее вероятна (рис. 4.5, б). При отсутствии графиков σ_{k0} можно определить по эмпирической формуле критического нормального напряжения пластины:

$$\sigma_{k0} = \sigma_B \frac{1 + \nu}{1 + \nu + \nu^2}; \quad (4.10')$$

$$\text{где } \nu = \frac{\sigma_B}{\sigma_A}; \quad \sigma_B = k \frac{0,9E}{(b/\delta)^2}.$$

Элемент пояса, теряющий устойчивость, рассматривается как пластина, три стороны которой свободно оперты, а четвертая, параллельная нагрузке, свободна (см. рис. 4.5). В этом случае

$$k = 0,425 + \frac{1}{(a/b)^2},$$

где a — шаг нервюр.

Подкрепляющее действие стенки лонжерона (обшивки), прикрепленной к поясу, мало и в данном случае не учитывается.

Чтобы максимально использовать строительную высоту лонжерона, желательно брать b/δ пояса большим, но надо проверить, чтобы пояс не терял устойчивости при работе на сжатие.

Для пояса эмпирическая зависимость (4.10') справедлива при значениях $\frac{b}{\delta} > (4 \div 5)$.

При $\frac{b}{\delta} < 4$ стенка профиля (полка) практически не теряет устойчивости, она работает на чистое сжатие. Эксперименты со стержнями, не теряющими при сжатии устойчивости, показывают, что $\sigma_{сж} = \sigma_B$ материала. Следовательно, в целях увеличения σ_k и уменьшения веса лонжерона, размеры сжатого пояса целесообразно выбирать из условия $\frac{b}{\delta} < 4$, особенно при больших значениях F_H .

При проверке прочности такого пояса рекомендуется брать $\sigma_k = \sigma_B$. Сжатый пояс должен проверяться также на растяжение в случае А.

Стенка лонжерона. По условию прочности в общем виде согласно формуле (4.1)

$$\tau^P = \tau_{разр},$$

где $\tau^p = \frac{q_{ст}}{\delta_{ст}}$ — суммарное касательное напряжение в стенке от

Q и $M_{кр}$; $\tau_{разр}$ — касательное разрушающее напряжение. По экспериментальным данным $\tau_{разр} = (0,3 \div 0,5) \sigma_B$.

В зависимости от толщины стенки и требований, предъявляемых к ней, проверка ее прочности производится различно.

Для тонких стенок ($\delta_{ст} \leq 1 \div 1,5$ мм), потеря устойчивости которых допускается при $P \geq P^a$, условия прочности следующие:

$$\text{при } P^a \tau^p \leq \tau_k;$$

$$\text{при } P^p \tau^p \leq \tau_{разр}.$$

Для толстых стенок ($\delta_{ст} \geq 1,5 \div 2$ мм) и стенок баков-отсеков, потеря устойчивости которых не допускается до $P = P^p$, условие прочности:

$$\tau^p \leq \tau_k.$$

Критическое напряжение стенки, если потеря устойчивости происходит в пределах упругости, может быть определено на основе формулы (4.4):

$$\tau_k = k \frac{0,9E}{(b/\delta)^2}, \quad (4.11)$$

где $k = 5,6 + \frac{3,8}{\left(\frac{a}{b}\right)^2}$ для пластины, все четыре стороны которой

свободно оперты; b — всегда меньшая сторона пластины $\left(\frac{a}{b} > 1\right)$.

Для лонжеронов с часто установленными стойками обычно b — шаг стоек.

Если при расчете получается τ_k выше предела пропорциональности, то определять τ_k надо по эмпирической формуле (4.5) критического касательного напряжения пластины:

$$\tau_k = \tau_B \frac{1 + \nu}{1 + \nu + \nu^2},$$

где $\nu = \frac{\tau_B}{\tau_a}$; $\tau_B = \frac{\sigma_B}{2}$; τ_a определяется по формуле (4.4).

Повышение τ_k стенки возможно как утолщением ее, так и установкой дополнительных стоек между нервюрами.

Нагрузка на заклепку. Для стенки, не теряющей устойчивости до P^p , из условия равновесия участка лонжерона нагрузку на заклепку можно определить по формуле

$$T = \frac{q_{ст} l}{n},$$

где $q_{ст}$ — суммарный поток сил в стенке от Q и $M_{кр}$; t — шаг заклепок в одном ряду; n — число рядов заклепок в заклепочном шве.

Для стенки, теряющей устойчивость при $P \geq P_{кр}$, нагрузка на заклепку T определяется приближенно по той же формуле.

По нагрузке T с учетом числа плоскостей среза заклепки подбирается ее диаметр (по справочнику) и проверяется стенка на смятие.

3. Конструктивные особенности ферменных лонжеронов

Ферменные лонжероны изготавливаются из хромансильевых труб путем их сварки или из хромансильевых и дюралюминиевых профилей — на заклепках и болтах. При этом пояса фермы выполняются неразрезными.

При расчете ферменный лонжерон схематизируется как стержневая система с шарнирными узлами.

Местные дополнительные напряжения изгиба, обусловленные жесткостью сварных и клепаных узлов, не учитываются.

Однако наличие этих напряжений может привести в результате действия повторных нагрузок к появлению трещин, особенно в зоне сварки.

При конструировании ферменных лонжеронов, как правило, учитываются следующие положения:

оси стержней фермы должны пересекаться в одной точке (рис. 4.6, а);

раскосы как более длинные элементы желательно ставить так, чтобы в основном случае нагружения они работали на растяжение (рис. 4.6, б).

Ферменные лонжероны по сравнению с балочными не имеют каких-либо весовых или жесткостных преимуществ. В то же время они более сложны по технологии изготовления, многодетальны, поэтому в последнее время встречаются редко.

Однако возможно их применение на сверхзвуковых самолетах, подвергающихся кинетическому нагреву. Ферменная конструкция при нагреве испытывает меньшие температурные напряжения, чем сплошная балочная конструкция.

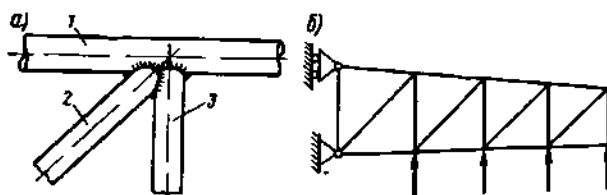


Рис. 4.6. Узел и схема ферменного лонжерона:
1 — пояс; 2 — раскос; 3 — стойка

§ 3. СТРИНГЕРЫ

1. Конструкция и работа

Стрингеры — продольные элементы крыла, прикрепленные к обшивке. Обычно шаг стрингеров $t_{стр}$ в силовой схеме крыла, близкой к моноблочной, равняется 80—160 мм и в силовой схеме, близкой к лонжеронной, составляет 120—240 мм.

В конструкции крыла стрингеры участвуют в передаче воздушной нагрузки от обшивки на нервюры и совместно с обшивкой воспринимают часть изгибающего момента крыла.

Схемы нагружения стрингеров (и обшивки) силами поперечной воздушной нагрузки и нормальными напряжениями от $M_{изг}$ показаны на рис. 4.7, а, б, в. Если обшивка менее жестка на изгиб, чем стрингеры, то воздушная нагрузка передается с участков обшивки I частично на стрингеры, а с них на нервюры, с участков обшивки II — непосредственно на нервюры. Изготавливаются стрингеры чаще из прессованных и реже из гнутых профилей.

Формы поперечного сечения стрингеров отличаются большим разнообразием (рис. 4.8). Выбор формы сечения стрингера определяется многими факторами, например величиной критических напряжений общей и местной потери устойчивости, удобствами соединения с обшивкой и нервюрами и т. д.

В отличие от поясов балочных лонжеронов у стрингеров при сжатии может произойти как местная, так и общая потеря устойчи-

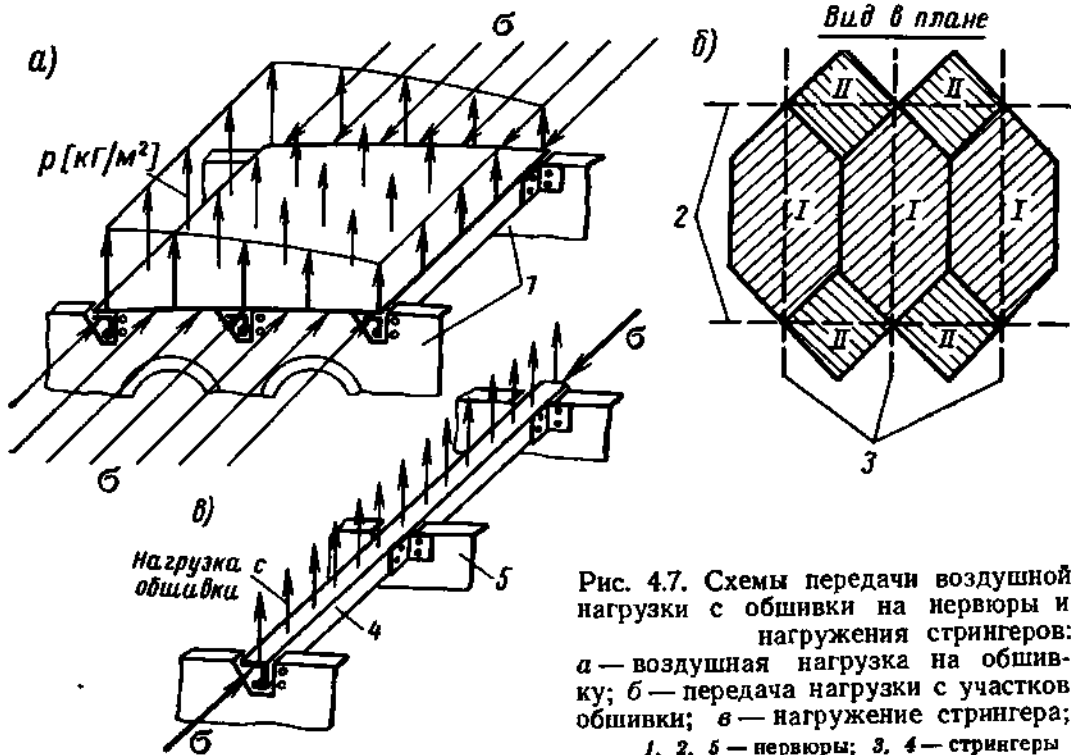


Рис. 4.7. Схемы передачи воздушной нагрузки с обшивки на нервюры и нагружения стрингеров: а — воздушная нагрузка на обшивку; б — передача нагрузки с участков обшивки; в — нагружение стрингера; 1, 2, 5 — нервюры; 3, 4 — стрингеры

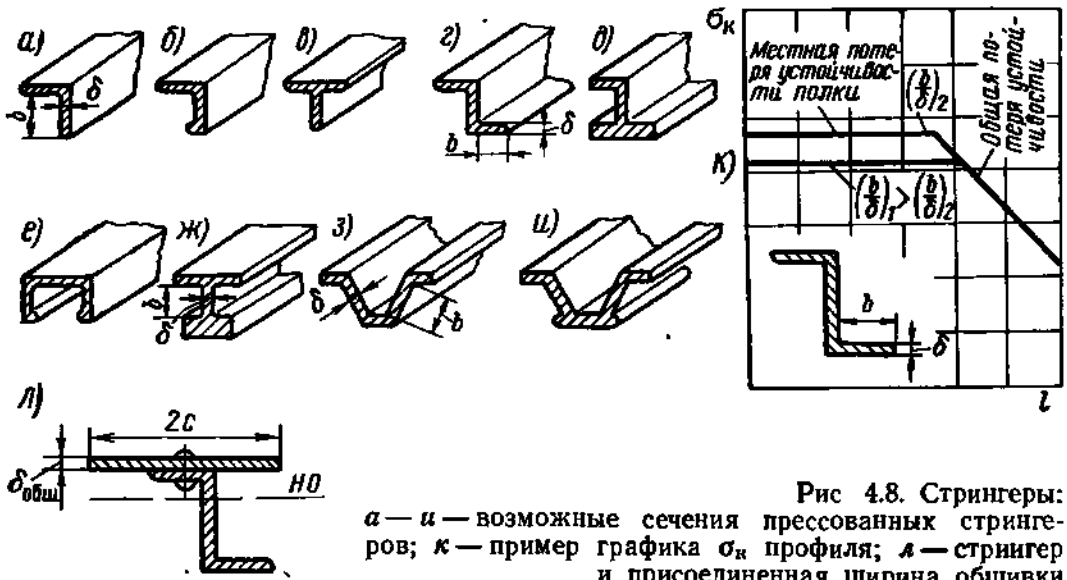


Рис 4.8. Стрингеры:
 а — u — возможные сечения прессованных стрингеров; к — пример графика σ_k профиля; л — стрингер и присоединенная ширина обшивки

ности (при большом шаге нервюр). В последнем случае стрингер выпучивается по нормали к обшивке, и, как правило, внутрь крыла.

Для увеличения критического напряжения $\sigma_{\text{крит}}$ местной потери устойчивости нужно подкрепить свободный край участка профиля, теряющего устойчивость, как пластинка. Это достигается местным утолщением свободного края — «бульбами» (рис. 4.8, б и в).

Для повышения критического напряжения σ_k общей потери устойчивости профиля и для увеличения его изгибной жесткости, нужной для подкрепления обшивки, применяется увеличение части сечения профиля, удаленной от обшивки (рис. 4.8, д, ж, з, и). Так как это усиление поддерживает вертикальную стенку профиля, то повышается и $\sigma_{\text{крит}}$ этих профилей. Поэтому стрингеры крыльев средних и тяжелых самолетов обычно изготавливаются из профилей, показанных на рис. 4.8, д, ж, з, и.

Стрингеры уголкового сечения, наиболее удобные и простые с точки зрения соединения их с обшивкой и нервюрами, используются в конструкции носовой и хвостовой частей крыльев тех же самолетов и в крыльях легких самолетов.

Гнутые стрингеры выполняются из листового материала небольшой толщины. Используются они в основном в конструкциях несилловых участков легких крыльев, в конструкциях закрылков, рулей и элеронов.

2. Проверка прочности

Расчеты и испытания показывают, что основными напряжениями для стрингера являются нормальные напряжения от $M_{\text{изг}}$ крыла. Поэтому условия прочности соответственно для растянутых и сжатых стрингеров при действии P^p имеют вид:

$$\sigma^p \leq k\sigma_{\text{в стр}}; \quad \sigma^p \leq \sigma_{\text{к стр}}, \quad (4.12)$$

где $k=0,8\div 0,9$ — коэффициент ослабления стрингера отверстиями.

Критическое напряжение стрингера, необходимое для проверки прочности, определяется обычно по экспериментальным графикам $\sigma_{к стр} = f(l)$ с учетом влияния b/δ . За l принимается расстояние между нервюрами (шаг нервюра). В справочной литературе имеются графики $\sigma_{к}$ для профилей авиационного сортамента (рис. 4.8, к), построенные по испытаниям приторцованных стержней. Если использовать их для определения $\sigma_{к стр}$, то надо учесть, что они не отражают поддерживающего действия обшивки, что дает заниженные результаты, если потеря устойчивости не является местной.

Поддерживающее действие обшивки при общей потере устойчивости можно учесть расчетом по формуле Эйлера (4.9') или по эмпирической формуле (4.10), рассматривая при определении I и F сечение стрингера вместе с присоединенной шириной $2c$ обшивки (рис. 4.8, л), где $2c = (25\div 30)\delta_{общ}$. При этом изгиб происходит относительно нейтральной оси НО, проходящей через центр тяжести такого сечения параллельно обшивке.

§ 4. ОБШИВКА

1. Конструкция и работа

Обшивка крыла предназначена для создания и сохранения внешней формы крыла. Обшивка работает:

1) воспринимая воздушную нагрузку и передавая ее на нервюры и лонжероны;

2) воспринимая $M_{кр}$ совместно со стенками лонжеронов и часть $M_{изг}$ в системе балки крыла.

Участок сравнительно толстой и подкрепленной стрингерами металлической обшивки между двумя соседними нервюрами и лонжеронами можно рассматривать как достаточно жесткую плиту. Напряжения поперечного изгиба от воздушной нагрузки в ней незначительны.

Участки полотняной и очень тонкой металлической обшивки, слабо подкрепленной стрингерами, подобны мембране, прикрепленной к неподвижным опорам (нервюрам, лонжеронам).

От воздушной нагрузки такая обшивка работает на растяжение как мембрана — в ней возникают цепные напряжения, которые должны учитываться при расчете обшивки.

Участие обшивки как силового элемента балки крыла в восприятии $M_{изг}$ в растянутой зоне зависит от ее толщины и предела прочности: в сжатой зоне — от толщины и критического напряжения, определяемого конструкцией подкрепленной обшивки.

Пока сжатая обшивка не теряет устойчивости, напряжение в ней такое же, как в стрингерах (если $E_{общ} = E_{стр}$).

После потери устойчивости обшивки напряжение в ней распределяется неравномерно: в непосредственной близости от стрингеров оно равно напряжению стрингера, а в середине пролета — критическому напряжению обшивки $\sigma_{к общ}$.

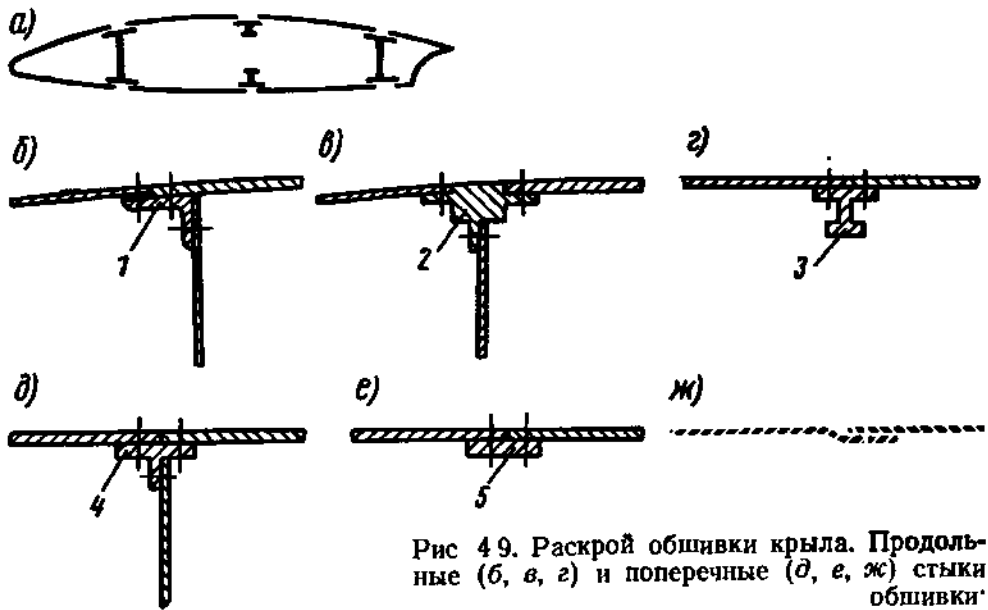


Рис 4.9. Раскрой обшивки крыла. Продольные (б, в, г) и поперечные (д, е, ж) стыки обшивки
1, 2 — пояса лонжеронов, 3 — стрингер, 4 — пояс нервюры, 5 — стыковая лента

Крутящий момент $M_{кр}$ воспринимается образованным обшивкой и стенками лонжеронов замкнутым контуром. Следовательно, обшивка современного крыла подвергается одновременному действию нормальных и касательных напряжений от $M_{изг}$ и $M_{кр}$.

Металлическая обшивка, достигающая у корня крыла очень тяжелых самолетов 12—18 мм, изготавливается из листового дюралюминия. К концу крыла, в целях уменьшения веса, толщина обшивки постепенно уменьшается при сохранении равнопрочности. Достигается это как применением листов различной толщины, так и путем механического и химического фрезерования их.

Раскрой обшивки осуществляется так, чтобы продольные стыки шли по поясам лонжеронов и только при очень большой хорде крыла — дополнительно по стрингерам (рис. 4.9, а, б, в, г). Поперечные швы осуществляются по поясам нервюр или по стыковым лентам; при малой толщине обшивки допускается стык в нахлестку с подсечкой (рис. 4.9, д, е, ж).

Соединение металлической обшивки со стрингерами и нервюрами осуществляется заклепками, такое соединение является наиболее надежным. В последнее время получают распространение панели, в которых обшивка и стрингеры представляют одно целое.

Достоинство таких панелей по сравнению с клепаными — меньший вес и большая усталостная долговечность.

В менее нагруженных участках крыла применяются клеевые или клее-сварные соединения обшивки со стрингерами и нервюрами.

В целях повышения антикоррозийной стойкости обшивка современных самолетов анодируется и сверху покрывается тонким слоем специальных лаков.

2. Проверка прочности

Проверка прочности обшивки производится на совместное действие σ и τ .

Растянутая зона. Проверка прочности растянутой обшивки производится только на действие P^p . Условие прочности по третьей теории прочности:

$$\sigma_{\text{прив}}^p = \sqrt{(\sigma_{\text{обш}}^p)^2 + 4(\tau_{\text{обш}}^p)^2} \leq k\sigma_v, \quad (4.13)$$

где $k \approx 0,9$ — коэффициент ослабления обшивки отверстиями; $\sigma_{\text{обш}}^p$ и $\tau_{\text{обш}}^p$ — нормальные и касательные напряжения в одной точке сечения обшивки при действии P^p .

Сжатая зона. Проверка прочности сжатой обшивки производится при действии P^s и действии P^p . Проверка при действии P^p является основной.

Дюралюминиевая обшивка толщиной до 3—4 мм при обычном стрингерном подкреплении не должна терять устойчивость до P^s . Условие прочности при действии P^s :

$$\sigma_{\text{обш}}^s = \frac{\sigma_{\text{обш}}^p}{f} \leq \sigma_{\text{к обш}} \tau^s, \quad (4.14)$$

где $\sigma_{\text{к обш}} \tau^s = \sigma_{\text{к обш}} \left[1 - \left(\frac{\tau_{\text{обш}}^s}{\tau_{\text{к обш}}} \right)^2 \right]$ — определяется по формуле (4.10);

$$\sigma_{\text{к обш}} = 4 \frac{0,9E}{(b/\delta)^2}; \quad \tau_{\text{обш}}^s = \frac{\tau_{\text{обш}}^p}{f} = \frac{\tau_{M_{\text{кр}}}^p}{f};$$

$\tau_{\text{к обш}}$ определяется по формуле (4.11).

Здесь $\sigma_{\text{к обш}}$ и $\tau_{\text{к обш}}$ — критические напряжения участка обшивки при раздельном нагружении его нормальными и касательными напряжениями.

Условие прочности для той же обшивки при действии P^p выражает требование обеспечения устойчивости всей панели в целом (хотя обшивка между стрингерами устойчивость потеряла):

$$\sigma_{\text{обш}}^p \leq \sigma_{\text{к ср}} \tau^p, \quad (4.15)$$

где $\sigma_{\text{к ср}} \tau^p = \sqrt{\sigma_{\text{к стр}} \cdot \sigma_{\text{к обш}} \tau^p}$; — среднее критическое напряжение панели;

здесь: $\sigma_{\text{к обш}} \tau^p = \sigma_{\text{к обш}} \left[1 - \left(\frac{\tau_{\text{обш}}^p}{\tau_{\text{к обш}}} \right)^2 \right]$.

Дюралюминиевая обшивка толщиной более 4—5 мм не должна терять устойчивости до P^p .

Условие прочности для такой обшивки

$$\sigma_{\text{обш}}^p \leq \sigma_{\text{к обш}} \tau^p. \quad (4.16)$$

3. Обшивка со стрингерным подкреплением

Стрингерное подкрепление обшивки — самое распространенное.

Рациональность сочетания стрингеров и обшивки может быть оценена удельной прочностью панели подкрепленной обшивки при сжатии: $\sigma_{\text{к пан}}/d$ — отношением критического напряжения панели к удельному весу ее материалов.

Если панель состоит из m стрингеров, имеющих площадь $f_{\text{стр}}$ и шаг $t_{\text{стр}}$, и обшивки шириной $B \approx mt_{\text{стр}}$ и толщиной $\delta_{\text{обш}}$, то критическая сила панели

$$P_{\text{к пан}} = m(\sigma_{\text{к ср}} \delta_{\text{обш}} t_{\text{стр}} + \sigma_{\text{к стр}} f_{\text{стр}}),$$

где $\sigma_{\text{к ср}} = \sqrt{\sigma_{\text{к обш}} \sigma_{\text{к стр}}}$ — среднее критическое напряжение подкрепленной обшивки, при котором происходит потеря устойчивости панели в целом — обшивки со стрингерами.

Редукционный коэффициент подкрепленной обшивки

$$\varphi_{\text{обш}} = \frac{\sigma_{\text{к ср}}}{\sigma_{\text{к стр}}} = \frac{2c \delta_{\text{обш}}}{f_{\text{стр}}},$$

где $2c \approx (25 \div 30) \delta_{\text{обш}}$ — присоединенная ширина (ширина участка обшивки, работающего совместно со стрингером).

Площадь сечения панели

$$F_{\text{пан}} = m(f_{\text{стр}} + \delta_{\text{обш}} t_{\text{стр}}) = B \delta_{\text{пр}} t_{\text{стр}},$$

где $\delta_{\text{пр}} = \delta_{\text{обш}} + \frac{f_{\text{стр}}}{t_{\text{стр}}}$ — геометрическая приведенная толщина об-

шивки. Приведенная редуцированная ширина $\delta_{\text{пр}} = \delta_{\text{обш}} \varphi_{\text{обш}} + \frac{f_{\text{стр}}}{t_{\text{стр}}}$.

Критическое напряжение панели

$$\sigma_{\text{к пан}} = \frac{P_{\text{к пан}}}{F_{\text{пан}}} = \sigma_{\text{к стр}} \frac{\varphi_{\text{обш}} + \frac{f_{\text{стр}}}{\delta_{\text{обш}} t_{\text{стр}}}}{1 + \frac{f_{\text{стр}}}{\delta_{\text{обш}} t_{\text{стр}}}} = \frac{\delta_{\text{пр}}}{\delta_{\text{пр}}}$$

Из этого выражения следует, что наибольшее значение $\sigma_{\text{к пан}}$ получается при $\varphi_{\text{обш}} = 1$, т. е. когда $\sigma_{\text{к обш}} = \sigma_{\text{к стр}}$

$$\text{Обычно } \frac{f_{\text{стр}}}{\delta_{\text{обш}} t_{\text{стр}}} = 1 \div 2.$$

4. Трехслойная обшивка

Трехслойная обшивка состоит из двух внешних несущих слоев и одного внутреннего легкого слоя — заполнителя (рис. 4 10). Несущие слои изготавливаются из тех же материалов, что и обычная об-

шивка, а в качестве заполнителя применяются пористые пластмассы (пенопласты) с удельным весом 0,05—0,2 Г/см³ или более часто соты того же удельного веса из металлической фольги толщиной 0,05—0,2 мм. Сотовый наполнитель изготавливается обычно из того же материала, что и несущие слои. Стальной сотовый наполнитель получается путем пайки гофрированной фольги, дюралюминиевый — путем склейки. К внешним слоям стальной сотовый наполнитель припаивается, дюралюминиевый и пенопластовый приклеиваются.

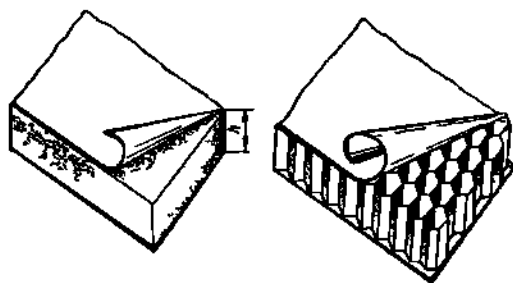


Рис. 4 10. Трехслойная обшивка

Заполнитель практически не оказывает сопротивления силам растяжения и сжатия, действующим в поперечном сечении обшивки. Такие силы воспринимаются несущими слоями. Заполнитель обладает определенной жесткостью в направлении, перпендикулярном к обшивке, и жесткостью при сдвиге. Поэтому наполнитель обеспечивает совместную работу несущих слоев как при местном изгибе, так и при действии нормальных и касательных сил в сечении обшивки. Это существенно повышает изгибную жесткость, σ_k и τ_k трехслойной обшивки по сравнению с однослойной, поэтому трехслойная обшивка не нуждается в стрингерном подкреплении и часто поставленных нервюрах. Крыло с такой обшивкой может получиться более легким. Кроме того, она обладает хорошими теплоизоляционными свойствами, что важно для сверхзвукового самолета. Высокая изгибная жесткость трехслойной обшивки способствует сохранению аэродинамических форм крыла на больших скоростях полета. Изготавливается трехслойная обшивка почти без заклепочных соединений, что повышает ее усталостную прочность и улучшает состояние поверхности крыла.

Однако технология изготовления и ремонта трехслойной обшивки сложна. Усложнена стыковка участков обшивки между собой и с другими элементами конструкции крыла, так как необходимо обеспечить соединение не только несущих слоев, но и наполнителя.

§ 5. НЕРВЮРЫ

Нервюры — поперечные силовые элементы крыла.

Нервюры прямого крыла, а также стреловидного и треугольного крыльев малого удлинения устанавливаются по потоку и, следовательно, под прямым углом к лонжерону, расположенному перпендикулярно к оси самолета (рис. 3.16; 3.26 и 3.45). В стреловидной части крыла большого удлинения на участках, удаленных от конца и корня крыла, нервюры для уменьшения их длины ставятся обычно перпендикулярно одному из лонжеронов; по потоку ставятся только концевая нервюра и нервюры центроплана.

По своему назначению и конструктивному оформлению нервюры делятся на нормальные и усиленные.

Нормальные нервюры служат для сохранения заданной формы профиля крыла и передачи воздушной нагрузки, приходящейся на них с прилегающего участка обшивки, на балку крыла. Кроме того, они подкрепляют обшивку и стрингеры, повышая их критические напряжения.

Обычно шаг нервюр $t_n = 350 \div 1\,000$ мм. В моноблочной силовой схеме крыла шаг нервюр больше, чем в лонжеронной.

Нервюры, подобно стойкам лонжерона (см. § 2), сопротивляются сплющиванию крыла (сближению сжатой и растянутой панелей) при изгибе. Они нагружаются при этом радиальными силами от стрингеров и присоединенной к ним обшивки. Однако эти силы значительны только там, где плоскость хорд имеет перелом (при изменении угла поперечного V).

Следует отметить, что, если обшивка вместе с лонжеронами представляет собой трубу, обладающую большой собственной (рамной) жесткостью в плоскости поперечного сечения, то роль нормальных нервюр снижается, значительная часть воздушной нагрузки передается с обшивки непосредственно на лонжероны, минуя нервюры.

Усиленные нервюры, выполняя те же функции, что и нормальные нервюры, главным назначением имеют передачу на балку крыла нагрузок, действующих на них от агрегатов, установленных на крыле (двигателей, шасси, механизации и пр.), или перераспределение внутренних сил между элементами крыла в местах стыков крыла, в корневом и бортовом сечениях и у краев больших вырезов в обшивке. Все это определяет места расстановки усиленных нервюр.

1. Конструкция и работа нервюр

Воздушные нагрузки, передаваемые от обшивки на нервюру, и нагрузки, приложенные к усиленной нервюре, действуют в плоскости нервюры и стремятся сдвинуть (по вертикали) и повернуть ее относительно балки крыла.

Нервюра уравнивается силами, действующими со стороны стенок и обшивки на соединительные элементы, крепящие к ним нервюру.

Необходимо отметить следующее:

1) воздушные нагрузки передаются на нервюру в виде сил, нормальных к поверхности обшивки; при этом обшивка, нагруженная разрежением, заставляет работать на растяжение заклепки, крепящие ее к полке нервюры;

2) нагрузки на нервюру образуют силу и момент, вызывающие сдвиг и поворот нервюры за счет деформации обшивки, стенок и соединительных элементов, которыми крепится к ним нервюра. Пренебрегая податливостью последних, за центр поворота можно считать центр жесткости того сечения балки крыла, около которого стоит нервюра;

3) уравнивающие нервюры реакции обшивки и стенок действуют по направлению их наибольшей жесткости, т. е. по касательным к контуру образованного ими кессона.

Заклепки, крепящие к ним нервюру, работают на срез.

На рис. 4.11 показана схема уравнивания усиленной нервюры и передачи сил от нервюры на балку крыла.

Балочные нервюры — наиболее распространенный тип нервюр. Они более жестки и их конструкция легче и более технологична по сравнению с ферменной.

Примеры конструкций нормальных и усиленных нервюр представлены на рис. 4.12, а, б, в.

Нервюры, как правило, состоят из трех частей: носовой, межлонжеронной и хвостовой. Простота конструкции балочных нервюр объясняется тем, что многие их части изготавливаются штамповкой из листового материала.

Нормальная нервюра соединяется с обшивкой посредством отбортовок, получаемых при штамповке (см. рис. 4.12, а и 4.13, а). Так как в нервюре снизу и сверху делают вырезы под стрингеры, то роль поясов такой нервюры выполняет обшивка. Если этого недостаточно из-за малой толщины обшивки, то к стенке нервюры приклепываются пояса обычно уголкового сечения.

Часто толщину стенки нервюры берут большей, чем это требуется из условий прочности. Тогда в ней для облегчения выштамповывают отверстия с отбортовкой. Отбортовки по контуру отверстий, а также зиги (рис. 4.12, б) увеличивают жесткость стенок нервюр.

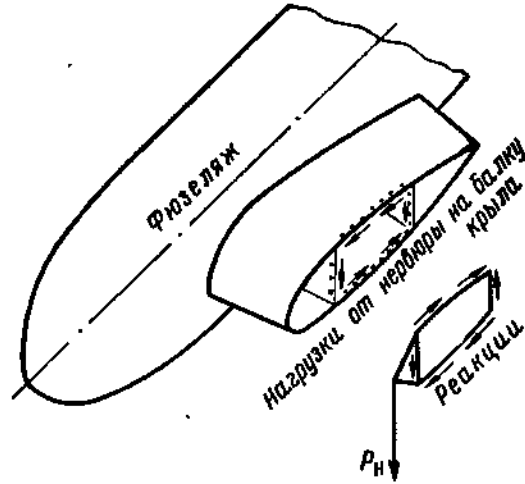


Рис. 4.11. Уравнивание нервюры

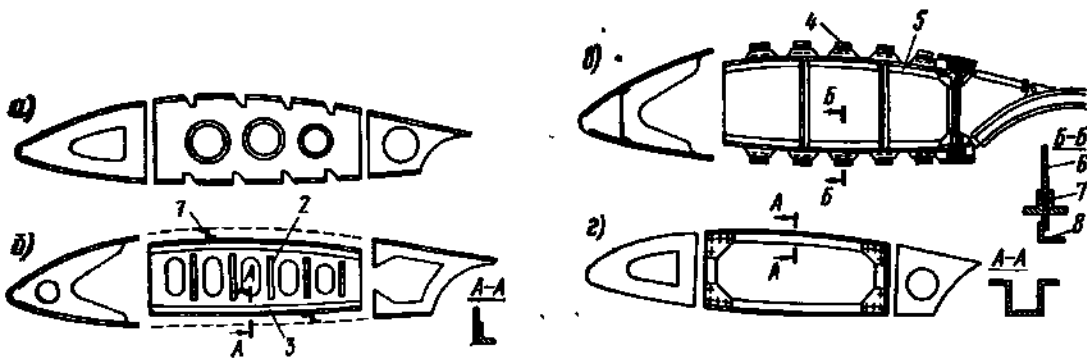


Рис. 4.12. Конструкции нормальных и усиленных нервюр:
 а — балочная штампованная; б — балочная с поясами на межлонжеронной части;
 в — балочная усиленная; г — рамная (поясная);
 1 — стрингер; 2 — зиг; 3, 5, 7 — пояса нервюры; 4, 8 — компенсаторы; 6 — стенка нервюры

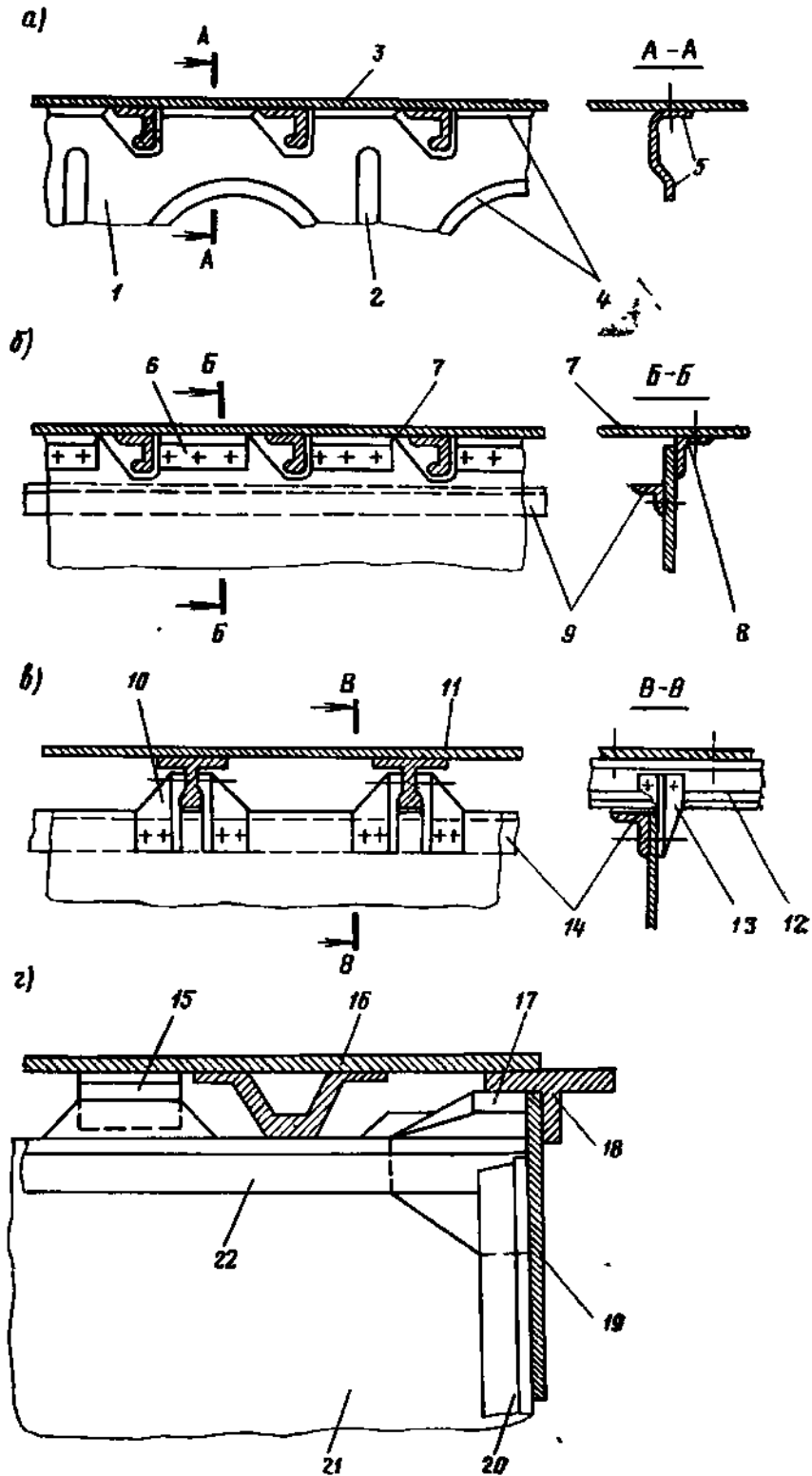


Рис. 4.13. Схемы крепления обшивки к нервюрам (а, б, в) и усиленной нервюры к лонжерону:
 1 — стенка; 2 — зиг; 3, 7, 11, 16 — обшивка; 4, 5 — отбортовки; 6, 8, 10, 13, 15 — компенсаторы, 9, 14, 22 — пояса нервюр; 12 — стрингер. 17 — фитинг; 18 — пояс лонжерона; 19 — стенка лонжерона; 20 — стойка; 21 — стенка нервюры

Соединение обшивки с нервюрой в ряде случаев производится при помощи так называемых компенсаторов (рис. 4.13, б, г), что позволяет более точно выдерживать заданную форму профиля крыла. Иногда в целях улучшения поверхности обшивки или уменьшения объема клепальных работ обшивка крепится только к стрингерам (рис. 4.12, б, в и 4.13, в).

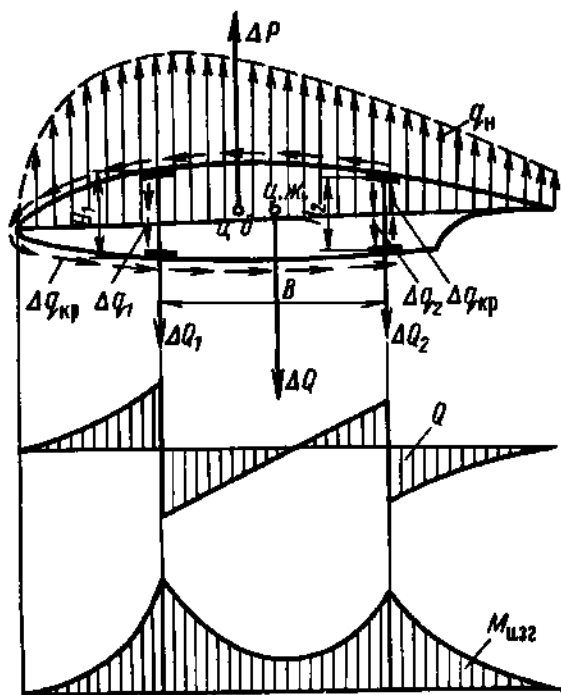


Рис. 4.14. Нагрузка, уравнивание и работа на сдвиг и изгиб нормальной нервюры

В таких конструкциях через стрингеры и компенсаторы происходит передача на нервюру как воздушных нагрузок (по нормальям к контуру обшивки), так и реакций при уравнивании нервюры (по касательным к контуру обшивки).

К стенкам лонжеронов нервюры крепятся посредством стоек (см. рис. 4.3).

Усиленные балочные нервюры имеют более мощные пояса и стенки; стенки их подкрепляются стойками (см. рис. 4.12, в).

Сосредоточенные нагрузки, действующие на усиленные нервюры, создают в их сечениях, особенно вблизи лонжеронов, большие сосредоточенные моменты и поперечные силы. Это требует тщательного крепления к лонжерону как стенки нервюры, так и ее поясов, обычно посредством специальных фитингов (рис. 4.13, г).

Рамные (поясные) нервюры применяются как нормальные нервюры в тех случаях, когда это необходимо по условиям компоновки, например, в местах размещения топливных баков в крыле (рис. 4.12, г). Так как пояса рамной нервюры разделены, то каждый работает на изгиб, как балка малой высоты. На верхний пояс нервюры передается воздушная нагрузка от верхней обшивки, на нижний — от нижней. Обычная же балочная нервюра работает как балка с полной строительной высотой подобно лонжерону (рис. 4.14).

Высота пояса рамной нервюры мала, поэтому получить необходимый момент инерции его сечения можно только за счет существенного увеличения ширины пояса и толщины его элементов. В итоге вес рамной нервюры получается больше, чем балочной.

Ферменные нервюры применяются главным образом в конструкциях крыльев легких самолетов с полотняной обшивкой. Возможно применение их на перспективных самолетах по тем же соображениям, что и ферменных лонжеронов.

2. Расчет нервюр на прочность

Рассмотрим последовательность расчета нервюр на прочность. Основной нагрузкой для расчета нормальной нервюры является воздушная нагрузка, передающаяся с полосы крыла шириной, равной шагу нервюр $t_{\text{нер}}$. Равнодействующая воздушной нагрузки на нервюру (см. рис. 4.14)

$$\Delta P = q_y t_{\text{нер}},$$

где q_y — значение погонной воздушной нагрузки (распределенной по размаху крыла) у рассматриваемой нервюры.

При расчете усиленных нервюр воздушная нагрузка учитывается так же, как для нормальных, но основными для них являются те нагрузки, для восприятия которых они специально поставлены: от узлов крепления шасси, двигателей или от силовых элементов крыла. Нагрузки определяются из рассмотрения опирания этих конструкций на рассчитываемую нервюру.

При расчете нервюр разгрузка их массовыми силами конструкции не учитывается.

Дальнейшая последовательность расчета является общей для нормальных и усиленных нервюр. Разберем ее на примере нормальной нервюры, на которую действует воздушная нагрузка ΔP .

Все три участка нервюры соединены между собой и нервюра рассматривается, как одно целое.

Нервюра рассматривается как балка, опирающаяся по контуру на обшивку и стенки лонжеронов.

Нагрузка на нервюру вводится в виде силы $\Delta Q = \Delta P$, приложенной в центре жесткости сечения балки крыла в том месте, где стоит нервюра, и вращающего нервюру относительно центра жесткости момента $\Delta M_{\text{кр}}$. Сила ΔQ и момент $\Delta M_{\text{кр}}$ представляют добавки поперечной силы и крутящего момента крыла, создаваемые нервюрой.

Уравновешивающие нервюру реактивные потоки касательных сил (см. рис. 4.14) определяются по формулам:

$$\Delta q_i = \frac{\Delta Q_i}{H_{\text{рi}}} = \frac{\Delta Q}{H_{\text{рi}}} \cdot \frac{I_i}{\Sigma I_i}; \quad \Delta q_{\text{кр}} = \frac{\Delta M_{\text{кр}}}{2F_{\text{к}}},$$

где ΔQ_i — нагрузка на стенку i -го лонжерона от силы ΔQ ; I_i — момент инерции i -го лонжерона; $F_{\text{к}}$ — суммарная площадь контуров носовой и межлонжеронной части сечения.

Поток $\Delta q_{\text{кр}}$ в стенке переднего лонжерона и в обшивке хвостовой части сечения приближенно принимается равным нулю.

Для построения эпюр Q и $M_{\text{изг}}$ нервюры нагружаем ее нагрузкой q_n , равновеликой ΔP и распределенной в соответствии с диаграммой распределения давления по хорде крыла.

Примерный вид эпюр Q и $M_{\text{изг}}$ от q_n и реактивных касательных сил приведен на рис. 4.14.

По значениям Q и $M_{\text{изг}}$ проверяются на прочность стенка и пояса нервюры так же, как соответствующие элементы лонжерона.

3. Особенности конструкции и работы нервюры корневой части стреловидного крыла

Корневая нервюра. В стреловидных крыльях лонжеронной силовой схемы для передачи крутящего момента с отъемной части крыла на центроплан необходима корневая усиленная нервюра 2—3 (рис. 4.15, б).

Основной нагрузкой для корневой нервюры является крутящий момент крыла. Он снимается нервюрой с обшивки через заклепочный шов и в виде пары сил передается на узлы 2 и 3.

На рис. 4.15, а показаны поток касательных сил от крутящего момента, уравновешивающие нервюру реакции $R_{нк}$ и вид эпюр поперечных сил и изгибающих моментов.

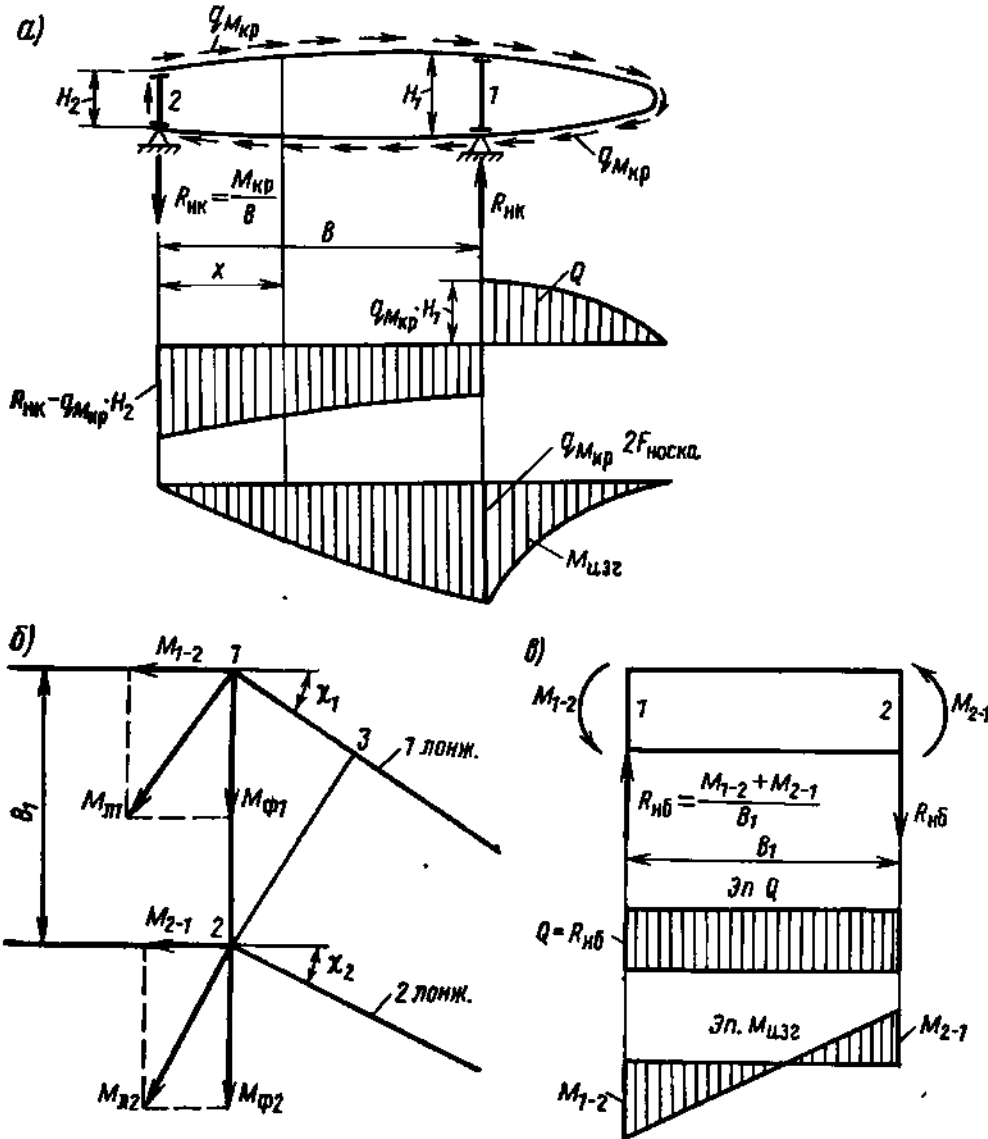


Рис. 4.15. Нагружение и работа корневой (а) и бортовой (б и в) усиленных нервюр стреловидного крыла лонжеронной силовой схемы

Значения поперечной силы и изгибающего момента для сечений нервюры на участке между лонжеронами определяются по формулам:

$$Q_x = R_{нк} - q_{мкр} H_x;$$

$$M_x = R_{нк}x - 2q_{мкр} F_x,$$

где H_x — высота нервюры в сечении с координатой x ;

$F_x \approx x \frac{H_2 + H_x}{2}$ — площадь участка контура нервюры от H_2 до сечения; H_2 — высота нервюры у второго лонжерона.

Поток касательных $q_{мкр}$ принимается постоянным по контуру нервюры, а в стенке переднего лонжерона — равным нулю.

При отсутствии корневой нервюры усилия в обшивке передадутся на бортовую нервюру и вызовут ее нагружение как силами, лежащими в плоскости нервюры, так и направленными по нормали к ней. Это недопустимо в крыле лонжеронной схемы, где обшивка заканчивается у бортовой нервюры, так как силы, нормальные к плоскости нервюры, будут изгибать ее в плоскости наименьшей жесткости. В моноблочном крыле силы, нормальные к плоскости бортовой нервюры, передаются на продолжение кессона крыла, проходящего через фюзеляж.

Бортовая нервюра. Рассмотрим нагружение и работу бортовой нервюры крыла лонжеронной силовой схемы, изображенного на рис. 4.15, б.

Излом продольных силовых элементов стреловидного крыла в большинстве случаев происходит у борта фюзеляжа. В связи с этим изгибающие моменты лонжеронов крыла у излома нагружают сосредоточенными моментами не только лонжероны фюзеляжной части крыла, но и бортовую нервюру.

На рис. 4.15, б показано разложение векторов изгибающих моментов лонжеронов $M_{л1}$ и $M_{л2}$ в узлах 1 и 2.

Моменты $M_{ф1}$ и $M_{ф2}$ воспринимаются лонжеронами фюзеляжной части крыла. Моменты M_{2-1} и M_{1-2} нагружают бортовую нервюру 1—2.

Из рассмотрения рис. 4.15, в видно, что большие усилия Q и $M_{изг}$ в сечениях бортовой нервюры требуют утолщения ее стенки и мощных поясов, приближающихся (при большом χ) по своим сечениям к стенке и поясам лонжеронов фюзеляжной части крыла.

§ 6. КОНСТРУКЦИЯ И РАБОТА КРЫЛА В ЗОНЕ ВЫРЕЗА В ОБШИВКЕ

Для доступа к топливным бакам, агрегатам топливной системы и управления, для уборки шасси и для других целей в обшивке крыла делают вырезы. Эти вырезы нарушают непрерывность обшивки и стрингеров и тем самым влияют на работу крыла. Степень влияния зависит от величины выреза и его конструктивного оформления.

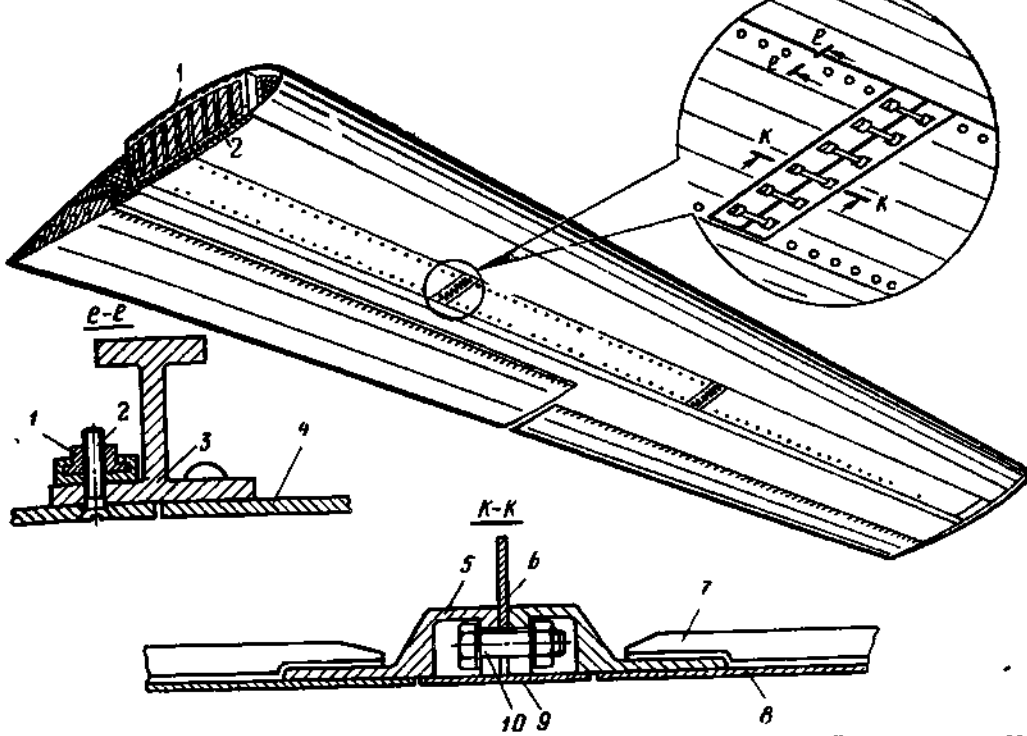


Рис. 4.16. Съемные силовые панели, компенсирующие большой вырез в крыле:
 1 — плавающая гайка; 2 — винт; 3, 7 — стрингеры; 4, 8 — обшивка; 5 — стыковой профиль;
 6 — стенка разъемной нервюры; 9 — перекрывающая лента; 10 — болт

Малые вырезы в крыле, как правило, компенсируют, обеспечивая прочность крыла путем установки по контуру выреза жесткой рамы с легко съемной крышкой на замках или окантовки с силовой крышкой на винтах. Второй способ компенсации применяется в случаях, когда крышка, закрывающая вырез, в эксплуатации снимается редко.

В обоих случаях компенсации вырезы практически не оказывают влияния на общую прочность крыла, так как те силы, которые должны были передаваться через вырезанный участок панели, передаются через компенсирующий элемент.

Конструкция, компенсирующая вырез, должна отвечать требованиям не только прочности, но и жесткости. Желательно, чтобы жесткость рамы или силовой крышки была такой же, как жесткость вырезанного участка панели. В противном случае возникает концентрация напряжений — повышение их либо в элементах, прилегающих к вырезу, если компенсирующая конструкция легко деформируется, либо в компенсирующей конструкции, если ее жесткость избыточна.

При невыполнении этого требования снижается усталостная долговечность крыла.

Большие вырезы бывают компенсированные и некомпенсированные.

Компенсация больших вырезов осуществляется путем постановки съемных силовых панелей, по конструкции сходных с соседним участком крыла. Надежное соединение съемных панелей с крылом

восстанавливает нарушенные силовые связи и обеспечивает полноценную передачу сил от изгиба и кручения (рис. 4.16).

Большие вырезы в крыле не всегда возможно компенсировать: например, вырез под шасси, убирающееся в крыло. Установка рамы по контуру большого выреза в весовом отношении невыгодна.

Если большой вырез не компенсирован, то напряженное состояние крыла на участке выреза и вблизи него существенно изменяется.

Рассмотрим кратко работу двухлонжеронного крыла с вырезом в нижней обшивке при действии усилий Q , $M_{изг}$ и $M_{кр}$.

Поперечная сила Q (проходящая через центр жесткости) нагружает стенки лонжеронов. Так как стенки непрерывны, то вырез в обшивке не влияет на усилия в них от Q .

Изгибающий момент $M_{изг}$ нагружает панели осевыми силами. Если обшивка и стрингеры не участвуют в восприятии осевой силы (силовая схема крыла чисто лонжеронная), то характер работы крыла не меняется. Если обшивка и стрингеры участвуют в восприятии осевой силы, то у выреза, где они прерываются, происходит перераспределение усилий между элементами панели.

В сечении 2—2 (рис. 4.17, а), достаточно удаленном от выреза, обшивка, стрингеры и пояса лонжеронов, входящие в состав панели, воспринимают усилия $P_{обш}$, $\Sigma P_{стр}$, $P_{п1}$ и $P_{п2}$ в соответствии со значениями своих редуцированных площадей.

Края выреза ограничиваются нервюрами. Изгибная жесткость нервюры в плоскости хорд незначительна, поэтому напряжения в обшивке и стрингерах $\sigma_{обш}$ и $\sigma_{стр}$ у краев выреза равны нулю и в сечении 1—1 усилия передаются только через пояса лонжеронов.

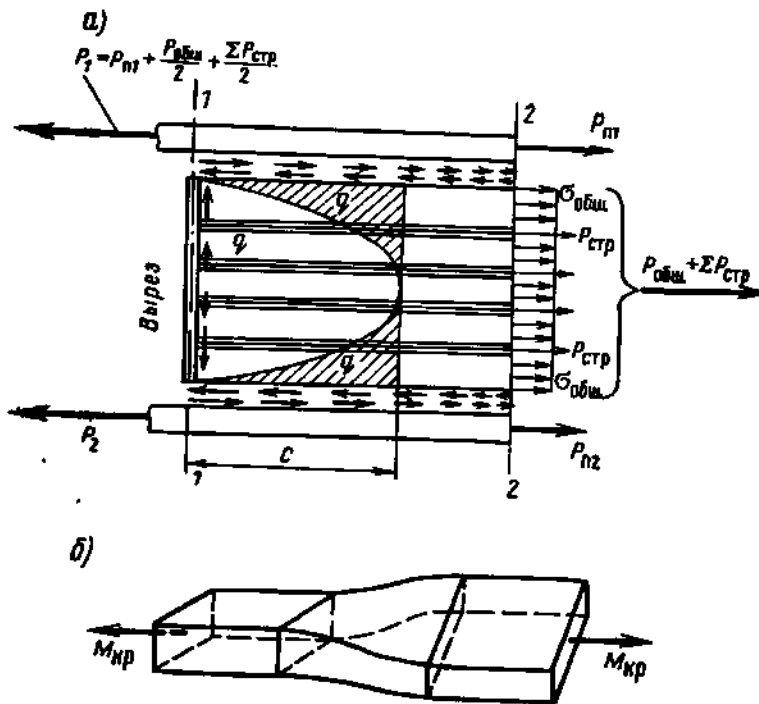


Рис. 4.17. Большой некомпенсированный вырез в крыле:
а — перераспределение усилий от $M_{изг}$ между силовыми элементами крыла в зоне выреза; б — деформация крыла на участке выреза от $M_{кр}$

Если условно принять, что $M_{изг}$ на участке крыла между сечениями 1—1 и 2—2 не меняется, то усилие в поясе первого лонжерона по сечению 1—1 будет

$$P_1 = P_{ш} + \frac{P_{обш} + \Sigma P_{стр}}{2}.$$

Аналогичный вид имеет выражение P_2 — усилие в поясе второго лонжерона.

Передача осевых усилий от лонжеронов к обшивке и стрингерам происходит в пределах так называемой зоны включения за счет касательных сил q в обшивке.

Зона включения обшивки и стрингеров в работу на σ , как показали исследования, имеет вид площади, ограниченной кривой вида, показанного на рис. 4.17, а. Обычно принимается, что $C=B$, где B — расстояние между непрерывными элементами (лонжеронами).

Крутящий момент до выреза, где контур замкнут, нагружает обшивку и стенки лонжеронов потоком касательных сил. У выреза нервюры снимает поток касательных сил от $M_{кр}$ с верхней и нижней обшивок и догружает стенки лонжеронов. Лонжероны начинают работать на изгиб. В итоге крутящий момент, действующий на крыло, вызывает изгибное кручение участка крыла с вырезом.

Характер деформации крыла на участке выреза показан на рис. 4.17, б. Наличие некомпенсированного выреза при изгибе и кручении крыла делает необходимым:

установку у края выреза усиленных нервюр;

усиления поясов и стенок лонжеронов;

усиления обшивки в зоне выреза для восприятия дополнительных касательных сил q и более раннего включения обшивки.

Все сказанное о работе крыла в зоне выреза от Q , $M_{изг}$ и $M_{кр}$ полностью относится и к зоне у разъема крыла с точечным креплением и к участку фюзеляжа с некомпенсированным вырезом.

§ 7. КОНСТРУКЦИЯ И РАБОТА КРЫЛА У РАЗЪЕМА

Для удовлетворения эксплуатационных и технологических требований крылья самолетов делают разъемными.

Крылья самолетов небольшого веса обычно имеют два разъема, крылья тяжелых самолетов — до четырех разъемов.

Увеличение числа разъемов упрощает технологию изготовления и ремонта крыла. Однако чем больше разъемов, тем сложнее конструкция крыла и больше его вес. Конструкции крепления одной части крыла к другой в разъеме могут быть сведены к двум типам: точечному креплению и контурному креплению.

Исходными нагрузками на узлы крепления являются нагрузки, действующие на сочленяемые детали. Но для обеспечения достаточной надежности конструктивно сложных узловых соединений нормы прочности самолетов вводят дополнительный коэффициент безопасности $f'=1,25$. Поэтому расчетные нагрузки на узловое соединения деталей $P_{узла} = 1,25P_{дет}$.

1. Точечное крепление

Точечное крепление применяется на крыльях лонжеронной силовой схемы. Силowymi элементами таких крыльев, подводящими усилия к разьему, являются только лонжероны. К ним и крепятся стыковые узлы (рис. 4.18, а, б, в, г, д).

Обшивка, стрингеры и усиленная (стыковая) нервюра у разьема крыла работают, как в зоне некомпенсированного выреза. У разьема стреловидного крыла происходит дополнительное перераспределение усилий между силовыми элементами, которое осуществляют корневая и бортовая нервюры; их работа рассмотрена ранее.

Стыковые узлы, передающие силы и изгибающий момент, обычно называют моментными (рис. 4.18, а, б, в). Узлы, передающие только силы, называют шарнирными, или безмоментными (рис. 4.18, г, д).

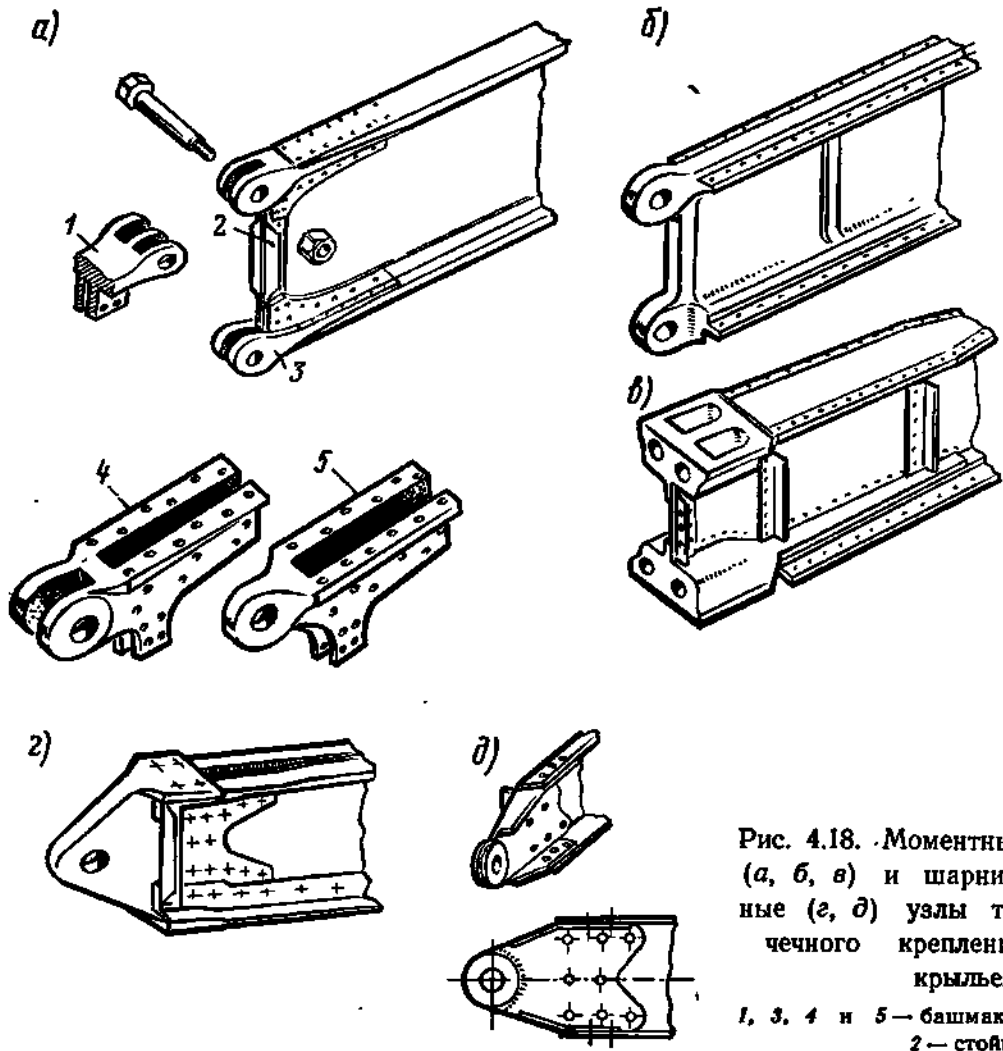


Рис. 4.18. Моментные (а, б, в) и шарнирные (г, д) узлы точечного крепления крыльев:
 1, 3, 4 и 5 — башмаки;
 2 — стойка

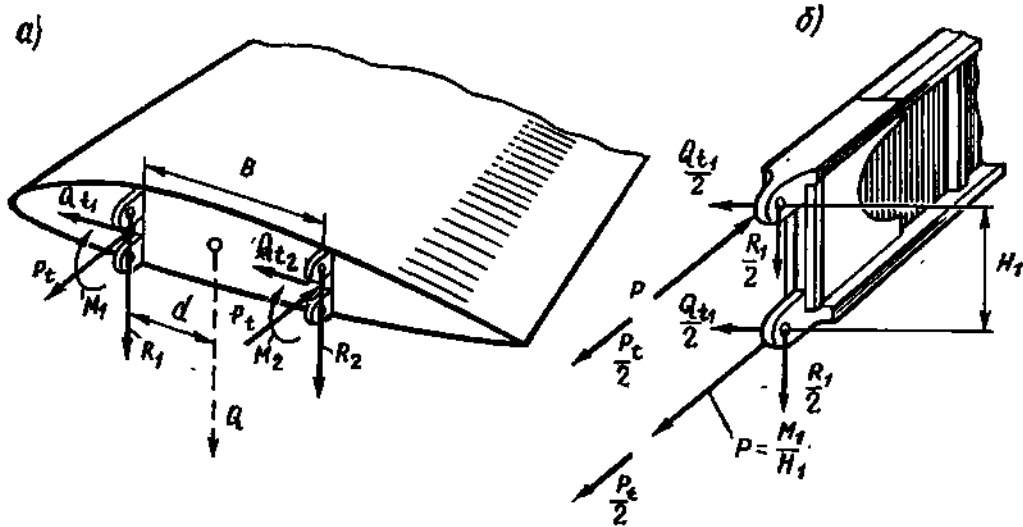


Рис. 4.19. К расчету точечного крепления: а — усилия в моментных узлах точечного крепления ОЧК; б — распределение усилий между проушинами узла

Количество моментных и безмоментных узлов в разьеме крыла определяется его силовой схемой. Так, отъемная часть крыла к центроплану у однолонжеронного свободнонесущего крыла крепится одним моментным узлом и одним безмоментным, такое крепление называют трехточечным; у двухлонжеронного свободнонесущего крыла — двумя моментными узлами, такое крепление называют четырехточечным (рис. 4.19, а).

Конструкция широко распространенного типа моментного узла представлена на рис. 4.18, а. Его основные элементы: два башмака из высокопрочной стали, усиленная стойка и болты.

Стыковой узел, изображенный на рис. 4.18, б, выполнен из одной поковки заодно с поясами и стенкой. Узел, расположенный под ним (см. рис. 4.18, в), имеет дюралюминиевые башмаки и стальные болты, работающие на растяжение.

Безмоментные стыковые узлы фрезерованный и сварной изображены на рис. 4.18, г, д.

Рассмотрим последовательность определения нагрузок на узлы крепления прямого и стреловидного крыльев лонжеронной силовой схемы.

Прямое крыло. В плоскости разьема прямого крыла действуют расчетные разрушающие усилия: $M_{изг}$; Q ; Q_t и M_t . При определении Q не учитывается конусность, так как центроплан ее не имеет. При расчете узлов точечного крепления определение усилий Q_t и M_t , действующих в плоскости хорд, обязательно.

Рассмотрим распределение указанных усилий между узлами на примере двухлонжеронного крыла (рис. 4.19, а). В расчет вводится дополнительный коэффициент безопасности f' .

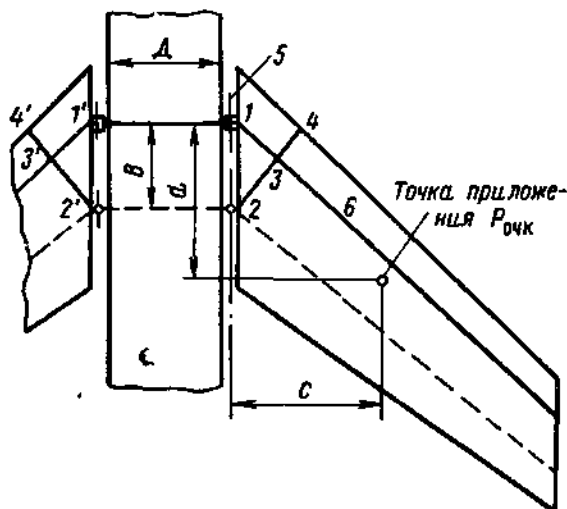


Рис. 4.20. Конструкция стреловидного крыла лонжеронной силовой схемы у разъема:

1—2— бортовая нервюра; 2—3—4— корневая нервюра; 5— ось стыковых болтов; 6— лонжерон

Изгибающий момент $M_{\text{изг}}$ распределяется пропорционально моментам инерции лонжеронов. Например, для узла 1:

$$M_1 = f' M_{\text{изг}} \frac{I_1}{I_1 + I_2}.$$

Поперечная сила Q распределяется по правилу рычага:

$$R_1 = f' Q \frac{B-d}{B};$$

$$R_2 = f' Q \frac{d}{B}.$$

Сила $Q_t = Q \frac{c_t}{c_y}$ и момент $M_t = M_{\text{изг}} \frac{c_t}{c_y}$ распределяются так:

$$Q_{t1} \approx Q_{t2} \approx f' \frac{Q_t}{2};$$

$$P_t = f' \frac{M_t}{B}.$$

Распределение усилий между проушинами для узла переднего лонжерона приведена на рис. 4.19, б.

Распределение R_1 и Q_{t1} приближенное, основанное на допущении равной жесткости проушин.

Стреловидное крыло. В данном случае рассмотрим распределение усилий между узлами на примере однолонжеронного крыла (трехточечное крепление).

Узлы крепления стреловидной отъемной части крыла к прямому центроплану обычно выполняются так, что оси стыковых болтов перпендикулярны к осям лонжерона центроплана (рис. 4.20).

Момент в разъеме (относительно оси, параллельной хорде разъема)

$$M = f' M_{\Phi} = f' P_{\text{очк}}.$$

У однолонжеронного крыла этот момент полностью воспринимается моментным узлом, соединяющим лонжероны центроплана и отъемной части.

Поперечная сила, как и для прямого крыла, распределяется по правилу рычага между моментным узлом (R_1) и шарнирным (R_2). Однако если в прямом крыле каждая из сил R_1 и R_2 меньше $f'Q$, то в стреловидном крыле $R_2 = f'Q \frac{d}{B} > f'Q$.

Распределение момента M_t между узлами производится как и для прямого крыла. Сила Q_t не распределяется. Приблизительно принимается, что она воспринимается передним узлом как более жестким.

Разбивка усилий между проушинами моментного узла аналогична приведенной на рис. 4.19, б.

2. Контурное крепление

Контурное крепление применяется в конструкциях моноблочных крыльев.

При контурном креплении стыковые узлы располагаются по контуру сечения кессона, осуществляя таким образом силовую связь элементов крыла, попадающих в разъем: обшивки, стрингеров, поясов и стенок лонжеронов. Благодаря этому силовые элементы вблизи разъема полностью участвуют в работе на нормальные и касательные напряжения.

Контурное крепление обычно выполняется из стыковых профилей, прикрепленных к панелям соединяемых частей крыла, стыковых стоек, прикрепленных к стенкам лонжеронов, и стяжных болтов 1, 10 (рис. 4.21).

Иногда снизу вместо стыковых профилей устанавливают стыковые пластины и ленты 14, 12 и 13.

Для плотного прилегания соединяемых частей крыла торцы их фрезеруют.

Из технологических соображений ширина колодца в стыковом профиле делается несколько больше диаметра болта, поэтому болты, стягивающие панели, не воспринимают сдвига, нагружаются только осевыми усилиями, на которые и рассчитываются.

Крутящий момент в разьеме передается болтами, скрепляющими стенки лонжеронов. Эти болты имеют классную посадку. Для передачи части $M_{кр}$ далее на обшивку у разъема устанавливают две нервюры.

В конструкции контурного крепления, где применяются стыковые ленты со стыковыми пластинами болты работают на срез.

Рассмотрим последовательность определения нагрузок на болты контурного крепления от $M_{изг}$, $M_{кр}$ и Q (момент M_t и сила Q_t в данном случае не учитываются вследствие их малого воздействия на каждый болт стыка).

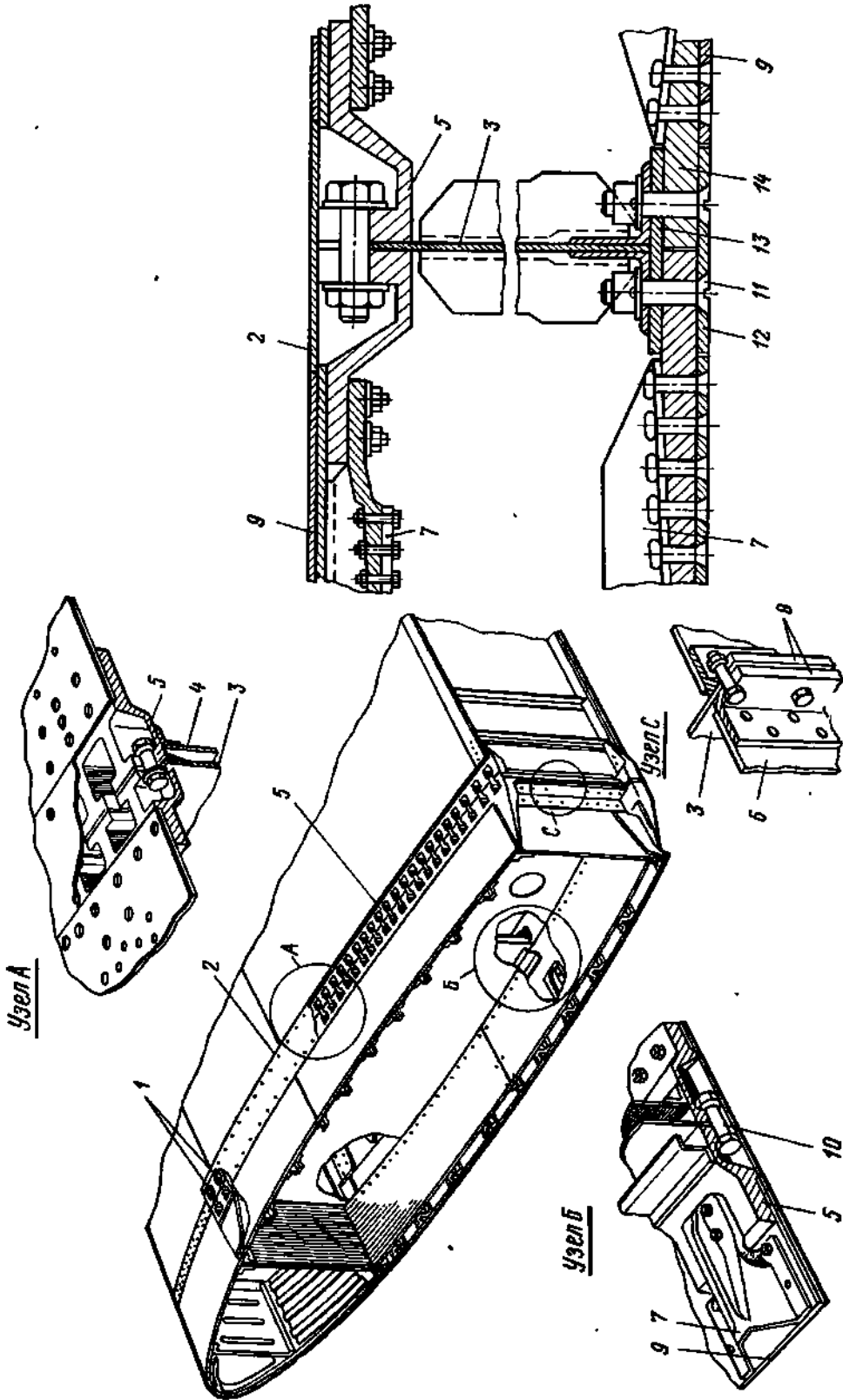


Рис. 4.21. Контурное крепление:
 1 — стяжные болты; 2 — перекрывающая лента; 3 — стенка разъемной нервюры; 4 — нервюра; 5 — стыковая планка; 6 — обшивка; 7 — стрингер; 8 — стыковые стойки; 9 — обшивка, работающая на растяжение; 10 — стяжной болт панели, работающий на срез; 11 — нижняя и верхняя стыковые ленты; 12 и 13 — стяжущий на срез; 14 — стыковая планка

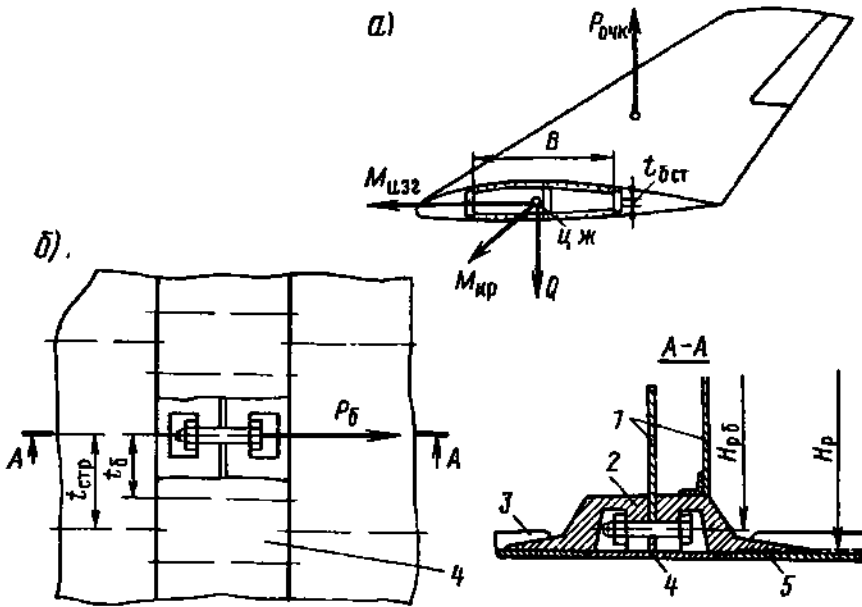


Рис. 4.22. К расчету контурного крепления:
 а — усилия в разъеме; б — нагружение болта панели (вид снизу);
 1 — нервюры; 2 — стыковой профиль; 3 — стрингер; 4 — перекрывающая лента; 5 — обшивка

Схема усилий в разъеме, приведенных к ц. ж., показана на рис. 4.22, а.

Растягивающая нагрузка на один болт панели от $M_{цж}$ (рис. 4.22, б)

$$P_b = f' \frac{H_p}{H_{p,б}} \left(\sigma_{обш} \delta_{обш} t_b + \sigma_{стр} f_{стр} \frac{t_b}{t_{стр}} \right).$$

Растягивающая нагрузка на один болт пояса лонжерона

$$P_{б,п} = f' \frac{H_{p,п}}{H_{p,б,п}} \cdot \frac{\sigma_{п} F_{п}}{n}.$$

Здесь $\delta_{обш}$ и $f_{стр}$ — толщина обшивки и площадь сечения стрингера; $\sigma_{обш}$, $\sigma_{стр}$ и $\sigma_{п}$ — нормальные расчетные разрушающие напряжения в обшивке, стрингерах и поясах лонжеронов; H_p , $H_{p,п}$, $H_{p,б}$ и $H_{p,б,п}$ — соответственно рабочие высоты панели, пояса лонжерона, болтов панели и болтов пояса (см. рис. 4.22, б); $F_{п}$ — площадь сечения пояса лонжерона; t_b и $t_{стр}$ — шаг болтов панели и шаг стрингеров; n — число болтов крепления пояса.

Перерезывающая нагрузка на один болт крепления стенок лонжерона

$$T = f' q_{ст} t_{б ст},$$

где $q_{ст i} = q_{q_i} \pm q'_{M_{кр}}$ — суммарный поток сил в стенке лонжерона i ;
 $q_{q_i} = \frac{Q_i}{H}$ — поток сил в стенке лонжерона i от $Q_i = Q \frac{l_i}{\Sigma l}$;
 $q'_{M_{кр}} = \frac{M_{кр}}{BH}$ — поток сил в стенке лонжерона i от $M_{кр}$; $t_{б ст}$ — шаг болтов крепления стенки (см. рис. 4.22, а); H_{pi} — рабочая высота лонжерона i .

§ 8. ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ И РАСЧЕТА ЛОПАСТЕЙ НЕСУЩИХ ВИНТОВ

1. Особенности конструкции лопастей несущих винтов

Силовыми элементами лопасти, как и крыла, являются лонжероны, нервюры, стрингеры и обшивка. Однако конструкция лопасти имеет свои особенности, обусловленные ее нагружением и креплением.

Для более удобного крепления лопастей к втулке они выполняются по однолонжеронной схеме.

Лонжерон работает на растяжение от продольных сил, на изгиб, сдвиг и кручение от поперечных нагрузок. Остальные элементы (нервюры, стрингеры и обшивка) обеспечивают сохранение формы профиля лопасти и передачу аэродинамических нагрузок на лонжерон.

Лопасты выполняются смешанной, деревянной и металлической конструкции.

Широкое распространение получили металлические лопасти, они имеют высокую надежность в эксплуатации, достаточную прочность, длительный ресурс и сравнительно небольшой вес.

Вначале металлические лопасти были клепаной конструкции.

Дальнейшее совершенствование металлических лопастей шло по пути улучшения конструкции лонжеронов и способов соединения металлических частей друг с другом, в частности замены заклепочных и болтовых соединений клеевыми. Использование клеевых соединений в лопастях свело до минимума концентрацию напряжений и позволило улучшить усталостные характеристики и повысить срок службы лопасти.

В настоящее время широкое распространение получили цельнометаллические лопасти, состоящие из лонжерона, отдельных профилированных отсеков (секций), не связанных между собой, комлевой части, концевой и комлевой обтекателей (рис. 4.23).

Лонжерон выполняется в виде стальной трубы с сечением круглой или овальной формы (рис. 4.23, б) или в виде прессованной дюралюминиевой балки (рис. 4.23, в).

Применяются холоднокатаные трубы из высоколегированной стали типа 30ХГСА или 40ХНМА, закаленные и отпущенные до $\sigma_B = 110 \div 130 \text{ кг/мм}^2$. Наружная и внутренняя поверхности трубы полируются.

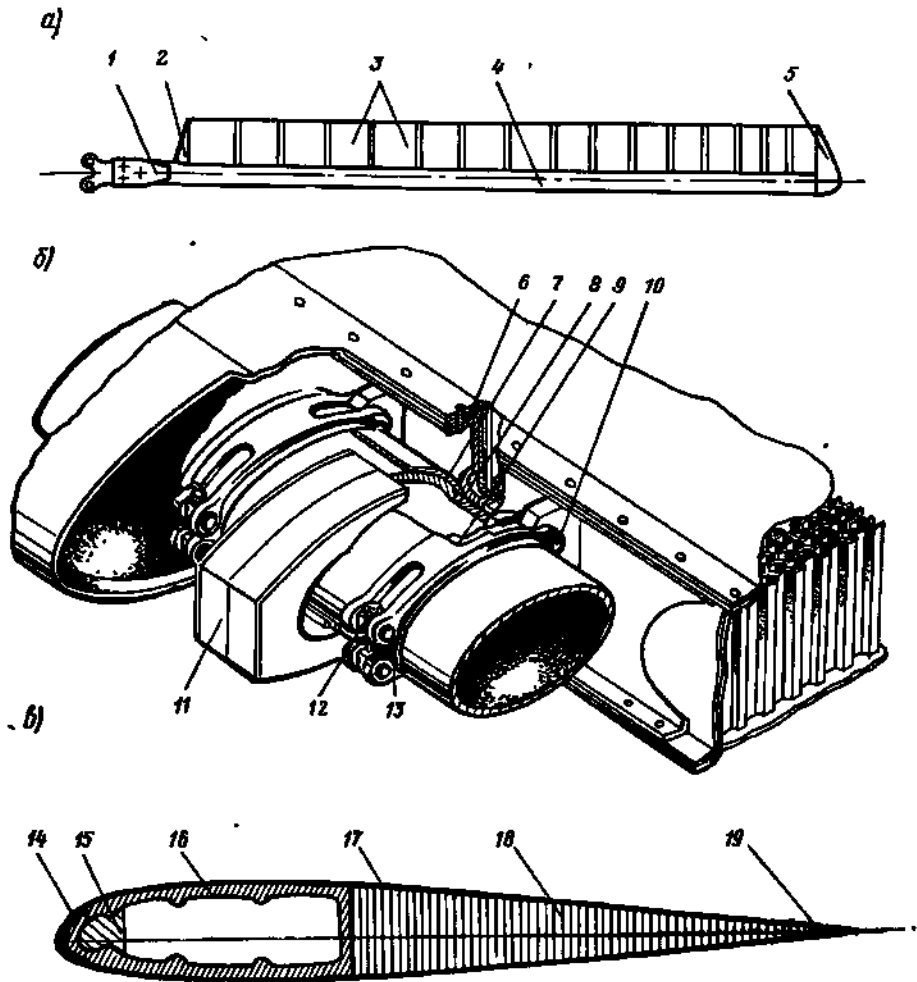


Рис. 4.23. Конструкция металлической лопасти:
 а — лопасть в собранном виде; б — крепление хвостового отсека к лонжерону;
 в — сечение металлической лопасти с дюралюминиевым лонжероном;
 1 — комлевая часть; 2 — комлевой обтекатель; 3 — профилированные отсеки; 4 — лонжерон;
 5 — концевой обтекатель; 6 — хвостовой башмак; 7 — цапфа; 8 — трубчатый лонжерон; 9 —
 хомут; 10 — крепление хомута к хвостовому отсеку; 11 — пенопластовый блок; 12 — кресто-
 вина; 13 — лента; 14 — предохранительная накладка; 15 — весовой балансир; 16 — лонжерон;
 17 — обшивка; 18 — сотовый наполнитель; 19 — стрингер

Дюралюминиевый лонжерон представляет собой балку с внутренней полостью постоянного сечения. Снаружи балка обрабатывается в соответствии с теоретическим контуром лопасти.

Как стальные, так и дюралюминиевые лонжероны подвергаются наклепу, который увеличивает усталостный ресурс лопасти.

Сечение лонжерона вдоль лопасти меняется в соответствии с изменением изгибающего момента и осевой силы.

Профилированные отсеки лопасти крепятся к лонжерону и передают на него аэродинамические нагрузки, действующие на отсеки.

Каждый отсек лопасти с трубчатым лонжероном состоит из носовой и хвостовой частей. У лопасти с коробчатым дюралюминиевым лонжероном носовой части отсека нет, ее заменяет сам лонжерон (см. рис. 4.23, в).

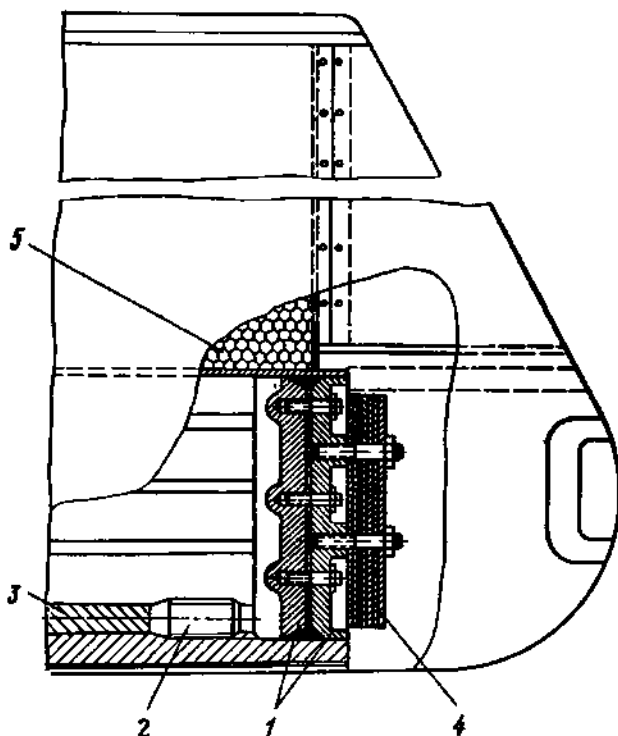


Рис. 4.24. Концевая часть лопасти:
 1 — заглушка системы сигнализации; 2 — винтовой упор; 3 — весовой балансир; 4 — балансировочные пластины; 5 — концевая часть отсека

В последнее время широкое применение находят секции, состоящие из тонкой верхней и нижней обшивки с внутренним сотовым наполнителем из металлической фольги (см. рис. 4.23, б) или стеклотекстолитовой.

Крепление секций к лонжерону выполняется при помощи клея или специальных хомутов (см. рис. 4.23, б), что позволяет избежать отверстий в лонжероне, где возникают усталостные трещины при знакопеременных нагрузках. Использование в конструкции отдельных секций позволяет в производстве легко обеспечить крутку лопасти, а в случае повреждения одной из

секций заменить ее, не заменяя всей лопасти.

Комлевая часть лонжерона обычно выполняется утолщенной под установку наконечника, необходимого для крепления лопасти к втулке.

Лопасть винта имеет пневматическую систему сигнализации повреждения лонжерона. Внутренняя полость лонжерона заполняется воздухом до давления, превышающего давление начала срабатывания сигнализатора. В случае появления на лонжероне трещины давление в нем падает и срабатывает визуальный сигнализатор.

Для предотвращения флаттера лопасти в носок лонжерона (см. рис. 4.23, в) или носовую часть отсека лопасти ставят весовые балансиры. Кроме того, на конце каждого лонжерона под концевым обтекателем устанавливается балансировочный груз, служащий для выравнивания статических моментов лопастей относительно оси вращения винта. Груз состоит из набора стальных пластин (рис. 4.24).

В последнее время для изготовления лопастей несущих винтов все больше используются новые пластические материалы, физико-механические свойства которых позволяют получить лопасти со значительно большим безопасным сроком службы.

Конструкция таких лопастей аналогична конструкции металлической лопасти с коробчатым дюралюминиевым лонжероном.

2. Особенности расчета лопасти на прочность

Из всех возможных случаев нагружения наиболее опасными для прочности лопасти являются:

а) изгиб лопасти от удара ее об ограничитель свеса при падении лопасти после поддува в момент ее остановки, когда центробежные силы практически отсутствуют;

б) нагружение лопасти на режиме малых скоростей полета, когда скорость полета составляет 3—8% концевой скорости лопасти

$$\left(\mu = \frac{V}{\omega R} = 0,03 \div 0,08 \right);$$

в) нагружение лопасти при полетах на крейсерских и максимальных скоростях.

Расчет лопасти при падении ее на ограничитель. При падении лопасти происходит удар ее об ограничитель. От полученных ускорений участки лопасти нагружаются массовыми силами.

Расчетный изгибающий момент в любом сечении, возникающий при падении лопасти на ограничитель, может быть найден по формуле

$$M_{\text{изг}} = f n^2 G'_{\text{л}} r_{\text{ц.т.}},$$

где $G'_{\text{л}}$ — вес отсеченной части лопасти; $r_{\text{ц.т.}}$ — расстояние от ц. т. отсеченной части лопасти до расчетного сечения; f — коэффициент безопасности; n^2 — перегрузка. По результатам испытаний лопасти на сброс рекомендуют принимать $n^2 = 4 \div 4,5$.

По величине изгибающего момента в сечении производится проверка прочности или определяются необходимые размеры элементов сечения лопасти.

Расчет лопасти при различных режимах полета вертолета. При полете вертолета в лопасти к постоянно действующим напряжениям от центробежных сил добавляются постоянные и переменные напряжения от изгиба лопасти. Такое сочетание напряжений оказывается тяжелым для усталостной прочности конструкции лопасти.

Особо значительны переменные нагрузки на режимах малых и больших скоростей (случаи «б» и «в»). От поперечных нагрузок и центробежных сил, дающих равновесие моментов относительно горизонтального шарнира, лопасть испытывает изгиб и растяжение (рис. 3.49). Величины поперечных нагрузок являются переменными и периодически повторяются за каждый оборот несущего винта, а центробежные силы оказываются постоянными.

Как уже отмечалось (см. § 12, гл. 3), максимальный изгибающий момент получается в сечении, близком к середине размаха, а максимальные осевые силы — у комля лопасти (см. рис. 3.51). У корня лопасти $M_{\text{изг}} = 0$, и можно считать, что до расстояния $0,1R$ лонжерон лопасти испытывает одно лишь растяжение от центробежных сил.

На других участках лопасти напряжения от растяжения и изгиба алгебраически суммируются.

К нормальным напряжениям, вычисляемым по известному изгибающему моменту (как при расчете крыла), добавляются напряжения растяжения $\sigma_{рас}$ от действия направленной вдоль лопасти составляющей N центробежной силы $N_{цб}$. Напряжение в продольном элементе лопасти

$$\sigma_{рас i} = \frac{\varphi_i N}{F_{ред.в} + F_{ред.н}},$$

где N — продольная сила в сечении лопасти от действия центробежной силы; $F_{ред.в}$ и $F_{ред.н}$ — редуцированные площади сечения элементов верхней и нижней панелей; φ_i — редуцированный коэффициент элемента.

Таким образом, в растянутой от изгиба панели напряжения обычно больше, чем в сжатой, так как они суммируются с напряжениями от силы N .

По расчетным разрушающим значениям наибольших напряжений σ^p (найденным от $M_{изг}$ и N) производится, как и для крыла, обычная проверка прочности путем сравнения σ^p с разрушающими напряжениями: при растяжении с $k\sigma_v$, при сжатии с σ_k .

Определение усталостного ресурса лопасти ведется методами, рассмотренными в гл. 13.

5 глава

ЭЛЕРОНЫ И ОПЕРЕНИЕ

Хвостовое оперение: стабилизатор, киль, рули, а также элероны (во взаимодействии с крылом) представляют органы устойчивости и управляемости самолета, которые обеспечивают устойчивость и управляемость (включая балансировку) относительно осей x , y и z на всех допустимых для данного самолета режимах полета.

Под устойчивостью самолета понимается способность возвращаться к первоначальному режиму полета после прекращения действия внешних возмущающих сил, вызвавших его отклонение, под управляемостью — возможность изменять режим полета по воле летчика или автоматического управляющего устройства, под балансировкой — уравнивание моментов всех сил относительно соответствующей оси.

Для вертолетов функции органов устойчивости и управляемости выполняют несущий и рулевой винты, а иногда и части конструкции, выполненные по образцу самолетных — стабилизатор, киль и пр.

Для самолетов вертикального взлета и посадки дополнительно устанавливаются струйные рули, обеспечивающие устойчивость и управляемость на малых скоростях, когда обычные рули и элероны неэффективны.

§ 1. ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ОРГАНАМ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА

Остановимся на важнейших из этих требований.

Аэродинамические требования: 1) необходима определенная степень устойчивости и управляемости и определенное сочетание различных видов устойчивости и управляемости.

Эти требования различны для различных самолетов. Так, маневренные самолеты (например, спортивные) должны быть по устойчивости близки к нейтральным. Неманевренные самолеты, к числу которых относятся все транспортные самолеты, должны быть более устойчивыми. Однако слишком высокая степень устойчивости ухудшает управляемость.

Количественные значения характеристик устойчивости и управляемости даются в эксплуатационно-технических требованиях, предъявляемых к данному самолету;

2) на всех режимах полета, допустимых для данного типа самолета, не должно быть резких изменений устойчивости и управляемости, которые могли бы привести к катастрофическим последствиям. Желательно, чтобы значительные изменения характера обтекания органов устойчивости и управляемости наступали позже изменений характера обтекания крыла и других частей самолета: для всех самолетов — при угле атаки $\alpha > \alpha_{\text{крит}}$ крыла, а для скоростных, кроме того, при значении $M > M_{\text{крит}}$ крыла;

3) должна быть обеспечена необходимая боковая устойчивость, т. е. правильное сочетание статической путевой и поперечной устойчивости.

Слишком большая поперечная устойчивость приводит к появлению колебательной неустойчивости; следствием избыточной путевой устойчивости оказывается спиральная неустойчивость.

При выборе и оценке размеров и расположения органов устойчивости и управляемости нельзя ограничиваться рассмотрением статической устойчивости и управляемости. Надо учитывать и динамику.

Например, очевидно, что самолет, обладающий при определенном весе большими моментами инерции относительно главных и центральных осей I_x , I_y , I_z вследствие разнеса масс от центра тяжести, будет труднее управляем.

Эффективность органов управления зависит также от сил, демпфирующих колебания — дополнительных сил сопротивления воздуха, тормозящих вращение самолета и пропорциональных угловой скорости.

Для удовлетворения аэродинамических требований должны быть правильно подобраны площади элеронов $S_{\text{э}}$, горизонтального оперения $S_{\text{г.о}}$ и вертикального оперения $S_{\text{в.о}}$, их размеры и расположение.

У современных самолетов велико значение нагрузки на площадь крыла и потому относительно мала площадь крыла. Это приводит к увеличению влияния несущих частей самолета (фюзеляжа, мотогондол, шасси) на устойчивость и управляемость, что в свою оче-

редь вызывает необходимость увеличения относительных размеров оперения.

Размеры и расположение органов управляемости и устойчивости во многом зависят от назначения самолета и его компоновки.

При проектировании нового самолета в эскизном проекте для выбора размеров и расположения органов устойчивости и управляемости используется статистика близких по назначению и компоновке самолетов последних лет выпуска, ведется расчет статической устойчивости на основе продувок и частичный расчет динамической устойчивости.

Компоновочные требования. При компоновке органов устойчивости и управляемости необходимо не допускать их взаимного аэродинамического затенения и затенения их другими частями конструкции. В полной мере этим требованиям удовлетворить не всегда удается.

Прочностные требования аналогичны соответствующим требованиям к крылу. Кроме того, к органам устойчивости и управляемости предъявляются следующие специфические требования:

1) необходима повышенная общая жесткость (крыла, стабилизатора, киля и фюзеляжа) для устранения опасности возникновения реверса элеронов и рулей (см. гл. 6) и для предотвращения сильного снижения эффективности их на скоростях, приближающихся к скорости реверса;

2) необходима повышенная местная жесткость для обеспечения сохранения формы оперения и элеронов при их эксплуатации;

3) должны быть приняты меры к предотвращению возникновения явлений флаттера и бафтинга (см. гл. 6).

Содержание других требований аналогично содержанию соответствующих требований к крылу.

§ 2. ЭЛЕРОНЫ (РУЛИ КРЕНА)

Элероны предназначены для обеспечения поперечной управляемости. На самолетах схемы «бесхвостка» вместо элеронов применяются элевоны, которые при отклонении обоих в одну сторону обеспечивают продольное управление, а при отклонении в разные стороны — поперечное управление.

Эффективность элеронов при больших скоростях полета уменьшается. При больших дозвуковых скоростях это связано с явлением, получившим название реверс элеронов (см. гл. 6), а при сверхзвуковых скоростях с тем, что при сверхзвуковом обтекании отклонение элерона не влияет на распределение давления по части профиля, расположенной впереди элерона (возмущения не могут распространяться со скоростью, превышающей скорость звука).

Поэтому на скоростных самолетах наряду с элеронами для управления креном применяются интерцепторы. Интерцептор представляет собой пластинку, выдвигающуюся на верхней поверхности полукрыла одновременно с отклонением вверх элероном. Эта пластинка вызывает срыв потока и уменьшает подъемную силу.

1. Основные параметры элеронов

На рис. 5.1, а показано расположение элерона на крыле и даны обозначения: S' — площадь крыла на участке, занятом элероном; $S_2/2$ — площадь элерона; l_2 — размах элерона; $l/2$ — полуразмах крыла; L_2 — расстояние от центра тяжести площади элерона до продольной оси самолета; b_2 — хорда элерона; b — хорда крыла.

Приближенно эффективность элеронов может быть оценена соотношением $\frac{S_2}{S}$, где S_2 — площадь двух элеронов; S — площадь

всего крыла. Для современных самолетов $\frac{S_2}{S} = 0,06 \div 0,1$. Более точно эффективность элерона может быть оценена величиной $A_2 = \frac{S_2 L_2}{S l/2}$, называемой коэффициентом статического момента, или коэффициентом мощности элерона.

Обычные соотношения, характеризующие расположение и очертания элеронов, следующие: $\frac{b_2}{b} = 0,2 \div 0,25$; $\frac{l_2}{l/2} = 0,3 \div 0,4$.

При увеличении $\frac{b_2}{b}$ уменьшается рабочее сечение балки крыла.

Эффективность элерона при $\frac{b_2}{b} > 0,25$ не повышается. При уве-

личении $\frac{l_2}{l/2}$ уменьшается пространство, отводимое для механизации и, кроме того, падает значение величины L_2 .

Максимальные углы отклонения элеронов лежат в пределах от 12 до 25° , причем меньшие значения относятся к скоростным самолетам.

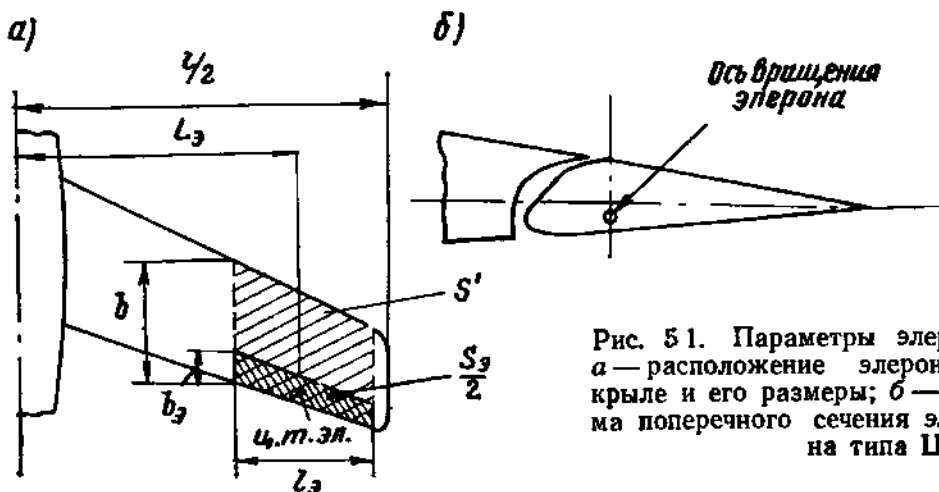


Рис. 5.1. Параметры элерона: а — расположение элерона на крыле и его размеры; б — форма поперечного сечения элерона типа ЦАГИ

2. Меры для предотвращения разворачивающего момента при отклонении элеронов

Эти меры применяют обычно на самолетах дозвуковых скоростей полета, имеющих нестреловидные крылья.

В полете, особенно на больших углах атаки, отклонение элеронов вверх и вниз на одинаковые углы вызывает различный прирост сопротивления: оно окажется большим на полукрыле с опущенным элероном.

Вследствие этого возникает момент, разворачивающий самолет в сторону, противоположную крену. Меры для устранения этого недостатка следующие:

а) применение дифференциального отклонения элеронов, т. е. отклонение элерона вниз на углы, меньшие, чем вверх. Отношение углов отклонения элерона вверх и вниз может достигать до двух;

б) профилирование носка элерона. На рис. 5.1, б изображен профилированный носок элерона типа ЦАГИ.

При отклонении элерона вверх за счет того, что его носок выступает под крылом, сопротивление крыла увеличивается больше, чем при отклонении вниз.

3. Нагрузки на элерон

Элерон рассчитывают на два вида нагрузок:

на нагрузки, действующие на неотклоненный элерон, как на часть крыла, в основных случаях нагружения крыла (A, A', D, D');

на нагрузки, приложенные к отклоненному элерону в случаях B и C , при этом коэффициент безопасности берут равным 2.

Распределение нагрузки в последних случаях определяется по продувкам; оно приближенно соответствует показанному на рис. 5.2.

Эксплуатационные значения p_1 и p_2 (кг/м^2) определяются через эксплуатационный скоростной напор рассматриваемого случая нагружения.

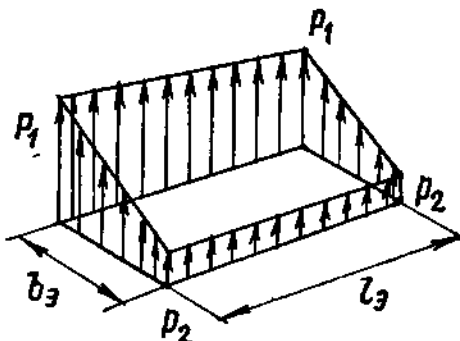


Рис. 5.2. Распределение воздушной нагрузки, действующей на элерон

Например, в случае B :

$$q_B = \frac{n_B^2}{c_{yB}} \frac{G}{S},$$

тогда

$$p_1 = \bar{p}_1 q_B, \quad p_2 = \bar{p}_2 q_B,$$

где \bar{p}_1, \bar{p}_2 берутся по продувкам.

Эксплуатационное значение погонной нагрузки по длине элерона определяется по формуле

$$q = \frac{p_1 + p_2}{2} b_a.$$

4. Конструкция и работа элерона

Элерон представляет собой балку, обычно состоящую из лонжерона, набора нервюр и обшивки.

Конструкция и работа элементов элерона аналогичны конструкции и работе соответствующих элементов крыла. Обшивка принимает воздушную нагрузку и передает ее на нервюры. Нервюры передают нагрузки на лонжерон, работая на изгиб в своей плоскости. Лонжерон передает нагрузки на опоры.

Так как в общем случае линия центров давления элерона и его ось жесткости не совпадают, то каждая нервюра нагружает элерон крутящим моментом $\Delta M_{кр}$.

Для уменьшения деформаций элеронов большого размаха и для повышения надежности число опор обычно делают большим двух.

Для уменьшения наибольшего значения крутящего момента кабанчик тяги управления целесообразно ставить ближе к середине элерона. С этой же целью на элеронах с большим размахом иногда устанавливают два кабанчика.

Если элерон длинный, а жесткость крыла невелика, то могут стать заметными следующие явления.

1. При значительном изгибе крыла опоры элерона перестают лежать на одной прямой, что приводит к возможности защемления узлов. Для устранения этого принимают следующие меры:

- а) в узлах навески (опорах) ставят сферические подшипники;
- б) делают элерон разрезным, т. е. делят его на две (или более) части, между которыми ставят шарниры с горизонтальной осью или карданы, способные передавать крутящий момент. Наличие кардана или узла с горизонтальной осью облегчает монтаж, позволяет устранить последствия неточности изготовления элерона.

2. Так как вследствие искривления оси вращения элерона расстояние между опорными сечениями стремится уменьшиться, то для устранения дополнительных нагрузок на узлы вдоль оси элерона часть опор в этом направлении делают подвижными.

Если элерон сравнительно короткий или крыло достаточно жесткое, то из указанных конструктивных мероприятий применяется лишь постановка радиально-сферических шариковых подшипников.

На самолетах с малыми скоростями полета применялись элероны и рули с полотняной обшивкой. Такие конструкции были выгодны в весовом отношении. При этом снижался вес не только самой конструкции руля, но и уменьшался вес балансиров, необходимых для предотвращения самоколебаний (подробнее о весовой балансировке будет сказано в гл. 6). Однако при больших скоростях полета полотняная обшивка, деформируясь, сильно искажает профиль элерона или руля, причем трудно обеспечить достаточную прочность ее. По этой причине на современных скоростных самолетах в конструкциях элеронов и рулей применяется металлическая обшивка.

Поперечное сечение элерона представляет собой замкнутый контур, способный воспринимать крутящий момент (рис. 5.3, сеч. I—I). Значительная часть этого момента воспринимается контуром носка.

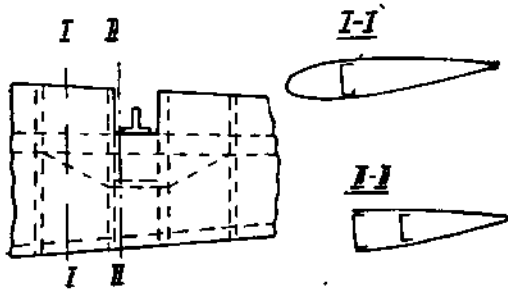


Рис. 5.3. Конструктивная схема элерона

Но для установки узлов подвески приходится делать вырезы в носке (сеч. II—II), которые ослабляют прочность элерона на кручение. Компенсация вырезов обычно осуществляется усилением задней части контура (сеч. II—II) путем установки дополнительной балочки между нервюрами, ограничивающими вырез, и дополнительных листов обшивки (косынок).

Элерон рассчитывается на прочность как балка (ось которой — ось жесткости), нагруженная силами, приведенными к оси жесткости. Балка элерона работает на изгиб и сдвиг в двух плоскостях и на кручение.

Элерон приводится к схеме, позволяющей для его расчета применять методы расчета крыла.

На рис. 5.4 представлена в качестве примера расчетная схема трехопорного разрезного элерона. Линия *ABC* — ось вращения; *D* — кардан.

Расчет производится в такой последовательности.

1. Определение распределенной воздушной нагрузки q .
 2. Определение реакций опор R и усилия в тяге управления T .
- В случае когда элерон неразрезной, а количество опор больше двух,

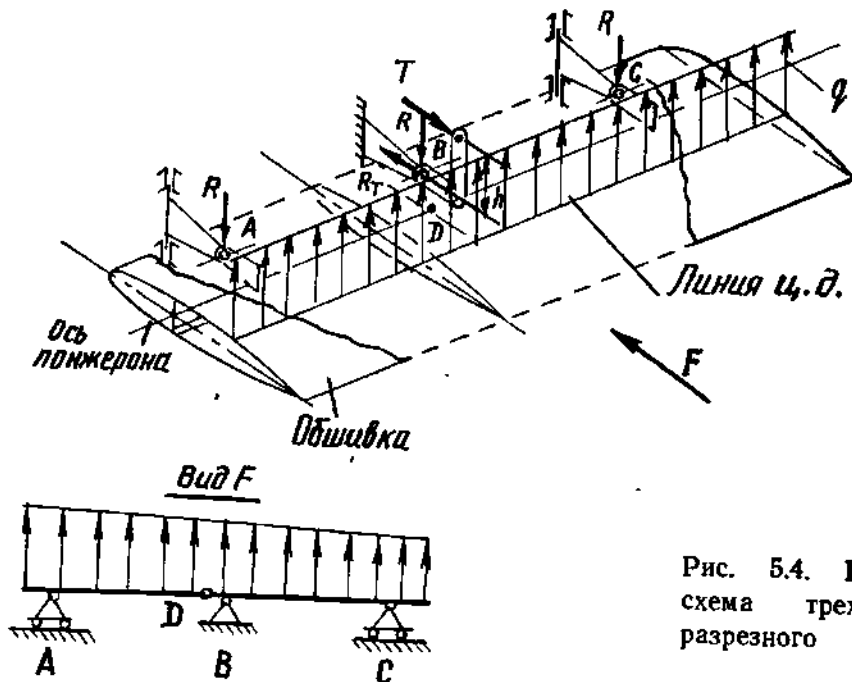


Рис. 5.4. Расчетная схема трехопорного разрезного элерона (пример)

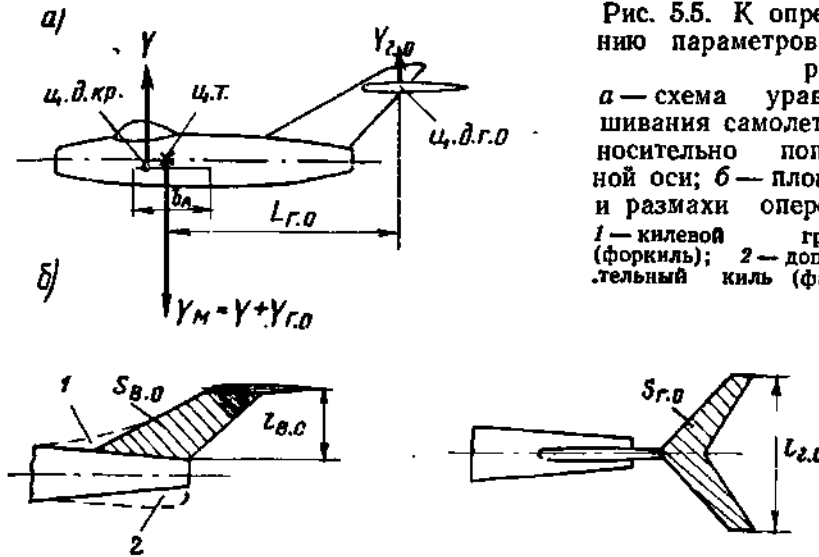


Рис. 5.5. К определению параметров оперения:
 а — схема уравнивания самолета относительно поперечной оси; б — площади и размахи оперения;
 1 — килевой гребень (форкиль); 2 — дополнительный киль (фальш-киль)

то для определения реакций применяют методы расчета неразрезной балки.

3. Определение усилий в сечениях элерона, перпендикулярных оси жесткости (построение эпюр поперечных сил, изгибающих моментов и крутящих моментов).

4. Определение напряжений в элементах элерона и проверка прочности.

§ 3. ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕНИЕ

Хвостовое оперение делится на горизонтальное (г. о) и вертикальное (в. о) и состоит из стабилизатора с рулем высоты и киля с рулем направления. Горизонтальное оперение обеспечивает продольные (относительно оси z) балансировку, устойчивость и управляемость; вертикальное оперение — путевые (относительно оси y) балансировку, устойчивость и управляемость.

1. Расположение, внешние формы и параметры

Эффективность оперения определяется:

а) соотношением площади оперения и площади крыла $\frac{S_{оп}}{S}$;

б) расположением оперения относительно других частей самолета и удалением его от центра тяжести самолета.

Для определения в первом приближении площадей горизонтального и вертикального оперения $S_{г.о}$, $S_{в.о}$ (рис. 5.5) и значений расстояний оперения от центра тяжести самолета $L_{г.о}$, $L_{в.о}$ пользуются статистикой коэффициентов мощности.

Для горизонтального оперения:

$$A_{г.о} = \frac{S_{г.о}L_{г.о}}{Sb_A},$$

где $A_{г.о}$ — коэффициент мощности горизонтального оперения, или статический коэффициент горизонтального оперения; $L_{г.о}$ — расстояние от центра давления горизонтального оперения до центра тяжести самолета; b_A — средняя аэродинамическая хорда.

Коэффициент мощности $A_{г.о}$ представляет произведение $\frac{S_{г.о}}{S} \times \times \frac{L_{г.о}}{b_A}$, из которого видно, что эффективность оперения определя-

ется как его площадью, так и плечом — расстоянием от центра тяжести самолета.

Значения коэффициентов надо находить по данным самолетов, близких по назначению и компоновке к проектируемому, потому что статистика дает очень большой разброс этих величин:

$$\frac{S_{г.о}}{S} = 0,19 \div 0,28; \quad \frac{L_{г.о}}{b} = 2,6 \div 4,8;$$

$$A_{г.о} = 0,5 \div 1,0.$$

Для оценки эффективности руля высоты служит отношение

$$\frac{S_{р.в}}{S_{г.о}} = 0,2 \div 0,4.$$

Эффективность вертикального оперения оценивается величиной

$$A_{в.о} = \frac{S_{в.о} L_{в.о}}{Sl}.$$

По статистике

$$A_{в.о} = 0,04 \div 0,08; \quad \frac{S_{в.о}}{S} = 0,1 \div 0,19; \quad \frac{S_{р.в}}{S_{в.о}} = 0,21 \div 0,35,$$

где $A_{в.о}$ — коэффициент мощности вертикального оперения, или статический коэффициент вертикального оперения; l — размах крыла; $L_{в.о}$ — расстояние от центра давления вертикального оперения до центра тяжести самолета; $S_{в.о}$ — площадь вертикального оперения; $S_{р.в}$ — площадь руля направления.

Необходимая площадь вертикального оперения в значительной мере определяется длиной части фюзеляжа, находящейся впереди центра тяжести самолета. Чем длиннее носовая часть фюзеляжа, тем при прочих равных условиях больше площадь вертикального оперения, нужная для устранения дестабилизирующего момента.

Как определяются площади и размахи вертикального и горизонтального оперения, видно из рис. 5.5, 6.

В случае крепления горизонтального оперения к фюзеляжу $S_{г.о}$ определяется, как и для крыла, с учетом подфюзеляжной части.

Для увеличения эффективности вертикального оперения при больших углах скольжения применяются килевые гребни (форки-

ли) 1 и дополнительные кили (фальшкили) 2 (рис. 5.5, б). В этом случае в $S_{в.о}$ входит примыкающая часть боковой проекции фюзеляжа.

Обычно считают, что центр давления горизонтального и вертикального оперения находится на $0,25 b_A$ оперения.

Очертания горизонтального оперения в плане и вертикального в виде сбоку представляют собой сочетание трапеций с закруглениями.

Удлинение оперения имеет следующие значения

$$\lambda_{г.о} = 3 \div 5; \quad \lambda_{в.о} = 0,8 \div 2.$$

Как видно, удлинение оперения меньше, чем удлинение крыльев. Это выгодно для уменьшения веса оперения и для увеличения его жесткости. Кроме того, при малом удлинении увеличивается $\alpha_{крит}$ оперения — угол атаки, при котором начинается срыв потока, чем обеспечивается эффективность оперения на больших углах атаки, превышающих $\alpha_{крит}$ крыла.

Стреловидность. Критическое число $M_{крит}$ оперения должно быть больше $M_{крит}$ крыла, чтобы на всех возможных для самолета режимах полета обеспечить достаточную устойчивость и управляемость. Между тем при отклонении рулей увеличивается вогнутость оперения, что приводит к уменьшению $M_{крит}$ оперения. Все это вызывает необходимость применять оперения с большими углами стреловидности и меньшей относительной толщиной, чем у крыла.

Профили оперения. Как правило, профили оперения симметричны. При выборе относительной толщины оперения (\bar{c}) учитываются следующие соображения:

1. Влияние \bar{c} на c_x и $M_{крит}$. Чем меньше \bar{c} , тем меньше c_x и тем больше $M_{крит}$.
2. Влияние \bar{c} на жесткость и вес оперения. При малом значении \bar{c} жесткость меньше. Уменьшение \bar{c} может привести к увеличению веса оперения.
3. Малая величина \bar{c} затрудняет устройство осевой аэродинамической компенсации рулей.

Диапазон отклонения рулей обычно составляет:

$$\Sigma \delta_p = 40^\circ \div 50^\circ.$$

Компоновка оперения. Рассмотрим некоторые общие правила компоновки хвостового оперения.

1. За крылом поток заторможен. Это приводит, особенно на больших углах атаки и при больших числах M , к снижению эффективности оперения, а завихрения от крыла могут вызвать бафтинг (см. гл. 6, § 4).

Для устранения этого горизонтальное оперение должно располагаться ниже или выше зоны «спутной струи» крыла.

2. Должно быть по возможности устранено затенение вертикального оперения горизонтальным. Особенно важно, чтобы это требование было выполнено для маневренных самолетов при полете на

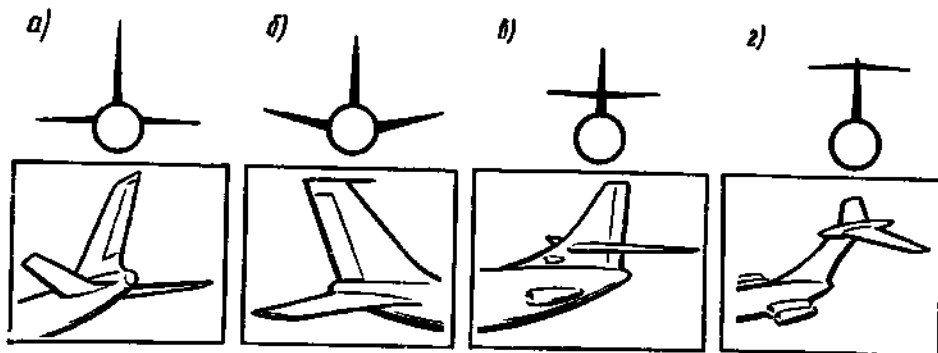


Рис. 5.6. Варианты расположения горизонтального оперения относительно фюзеляжа и килей:
 а, б — нижнее (Ту-104 и Боинг-707); в — среднее (Каравелла); г — верхнее (VC.10)

больших углах атаки, в целях обеспечения управляемости при штопоре.

3. На реактивных самолетах оперение должно быть удалено от выхлопных струй двигателей для предотвращения действия на оперение нагрева и пульсирующих нагрузок.

4. При компоновке вертикального и горизонтального оперения скоростных самолетов, чтобы не понижалось $M_{крит}$, не следует допускать совмещение их максимальных толщин.

На рис. 5.6 представлены применяющиеся варианты расположения горизонтального оперения относительно фюзеляжа и вертикального оперения.

При нижнем расположении горизонтальное оперение имеет меньший вес и большую жесткость. Во многих отношениях является выгодной схема с верхним расположением горизонтального оперения — Т-образная схема. Наиболее существенные достоинства ее:

- а) горизонтальное оперение выходит из зоны действия потока за крылом;
- б) увеличивается плечо горизонтального оперения;
- в) горизонтальное оперение играет роль «концевой шайбы» на киле, повышающей эффективное удлинение вертикального оперения; это позволяет уменьшить его геометрическое удлинение;
- г) горизонтальное оперение отводится от зоны воздействия струй выхлопных газов.

Недостатками этой схемы являются сложность конструкции, большой вес и меньшая жесткость.

Промежуточной схемой компоновки является схема среднего расположения горизонтального оперения по высоте («крестообразная схема»). Эта схема не имеет каких-либо существенных достоинств.

Иногда, особенно на винтовых самолетах, находит применение разнесенное вертикальное оперение с двумя или тремя килеями. При этом уменьшается высота килей, а размещение вертикального оперения в виде шайб на концах стабилизатора повышает эффективное

удлинение горизонтального оперения. Если шайбы расположены в струях винтов, увеличивается эффективность оперения на малых скоростях полета.

На спортивных самолетах и планерах встречается V-образное оперение, состоящее из двух симметричных стабилизирующих поверхностей с рулями, выполняющих одновременно роль горизонтального и вертикального оперений. Рули связаны одновременно с ручкой и с педалями.

Широкого распространения для самолетов эта схема оперения не получила.

2. Нагрузки на хвостовое оперение

Во всех случаях нагружения оперения, предусмотренных нормами прочности, принимается, что погонная воздушная нагрузка по размаху распределяется пропорционально хордам. Диаграммы распределения нагрузок по хорде для разных случаев различны.

Нагрузки на оперение разбиваются на три группы: уравнивающие, маневренные и нагрузки при полете в неспокойном воздухе.

1. Уравнивающие нагрузки на оперение определяются из условия статического равновесия моментов воздушных сил относительно осей y и z при различных режимах полета.

Рассмотрим в качестве примера определение уравнивающей нагрузки на горизонтальное оперение $Y_{г.о}$ (см. рис. 5.5, а). Для всех случаев нагружения от A до D' находятся значения $Y_{г.о}$ из условия равновесия относительно оси z , проходящей через центр тяжести:

$$Y_{г.о} = \frac{Y(\bar{x}_{ц.т.} - \bar{x}_д) b_A}{L_{г.о}},$$

где $\bar{x}_{ц.т.}$ — центровка самолета; $\bar{x}_д$ — относительная координата центра давления крыла (по САХ).

Наибольшая из нагрузок $Y_{г.о}$ и является расчетной для горизонтального оперения.

2. Маневренные нагрузки действуют на оперение при резком отклонении рулей в начальный момент маневра.

К этой же группе относится нагрузка на вертикальное оперение в случае останова двигателей по одну сторону от плоскости симметрии самолета. Она определяется из условия равновесия моментов относительно оси y , проходящей через центр тяжести самолета.

3. Нагрузки при полете в неспокойном воздухе возникают в результате действия вертикальных и горизонтальных потоков воздуха (порывов), перпендикулярных направлению полета.

Нормы прочности предусматривают, кроме того, действие на оперение комбинированных нагрузок (например, сочетание уравнивающей и маневренной нагрузок), несимметричное нагружение горизонтального оперения и одновременное нагружение вертикального и горизонтального оперения.

3. Конструкция и силовая схема оперения

Во внешних формах, в характере нагрузок и в конструкции оперения и крыла имеется много общего. Поэтому силовые схемы стабилизаторов и килей сходны с силовыми схемами крыла. Назначение, работа и конструкция элементов стабилизатора и кия аналогичны назначению, работе и конструкции соответствующих элементов крыла. Руль высоты и руль направления в конструктивном отношении сходны с элероном.

В конструкциях рулей (а также элеронов) современных самолетов находят применение слоистые панели обшивки. При небольших размерах рулей применяются конструкции, где наполнитель (пенопласт или соты) занимает все пространство между верхней и нижней обшивкой. В таких конструкциях обшивка хорошо подкреплена для восприятия изгибающего и крутящего момента и лучше сохраняется форма профиля. Кроме того, такие конструкции хорошо противостоят переменным пульсирующим нагрузкам от звуковых давлений, создаваемых струями турбореактивных двигателей.

Эффективность рулей при сверхзвуковом обтекании уменьшается. Отклонение руля уже не влияет на воздушную силу расположенной перед ним неподвижной поверхности — стабилизатора или кия. Поэтому на сверхзвуковых самолетах оперение приходится выполнять цельноповоротным. Прежде всего это относится к горизонтальному оперению, обеспечивающему продольную управляемость.

Отсутствие рулей высоты упрощает конструкцию цельноповоротного горизонтального оперения — управляемого стабилизатора. Наиболее ответственным и сложным элементом в этом случае является ось, относительно которой поворачивается оперение, и заделка этой оси в фюзеляже.

Рули и конструкции цельноповоротного оперения рассчитываются на прочность от действия воздушных нагрузок. Порядок расчета такой же, как для элерона.

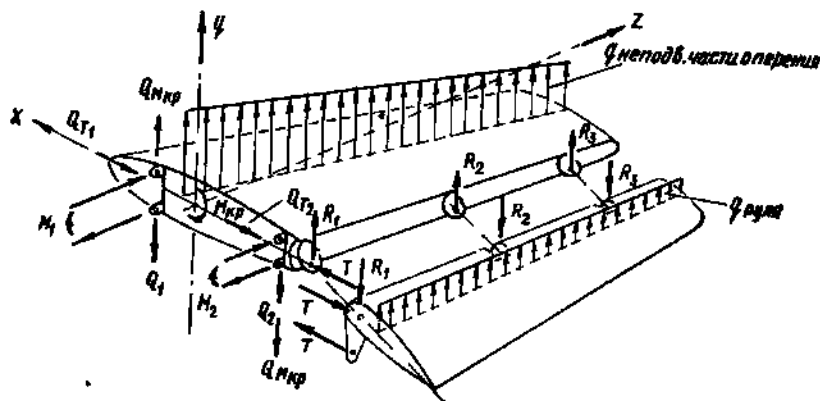


Рис. 5.7. Расчетная схема оперения

Неподвижные части оперения рассчитываются на одновременное действие приходящихся на них воздушных нагрузок и нагрузок от узлов крепления рулей (рис. 5.7). Порядок расчета такой же, как и для крыла (гл. 3 и 4). Однако массовые силы при расчете оперения обычно не учитываются.

В передней части конструкции рулей и элеронов, как правило, помещаются грузы (весовая балансировка) для предотвращения флаттера (см. гл. 6).

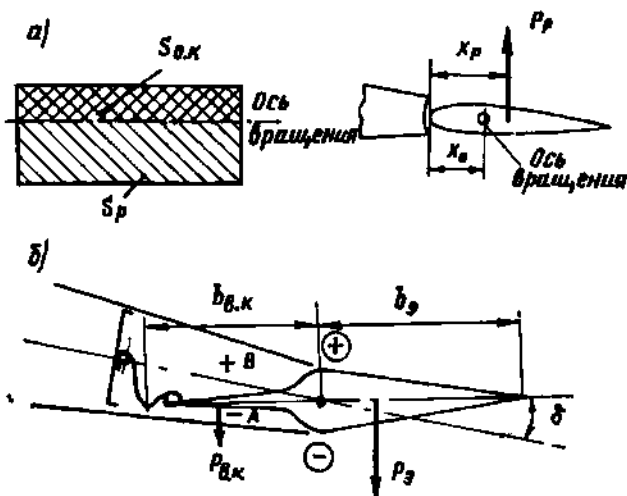


Рис. 5.8. Осевая (а) и внутренняя (б) аэродинамические компенсации

§ 4. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПЕНСАЦИЯ И СРЕДСТВА БАЛАНСИРОВКИ

Для снижения усилий на командные рычаги управления рулями крена (элеронами), рулями высоты и рулями направления, возникающих вследствие появления аэродинамических шарнирных моментов рулей при их отклонении, применяется аэродинамическая компенсация различных типов.

Осевая аэродинамическая компенсация в настоящее время является наиболее распространенной. Для осуществления ее ось вращения руля смещается назад по отношению к его передней кромке (рис. 5.8, а), что уменьшает плечо аэродинамической силы P_p относительно оси вращения, а следовательно, и величину шарнирного момента:

$$M_{ш} = P_p(x_p - x_o).$$

Мера эффективности осевой компенсации — отношение площади осевой компенсации $S_{o.k}$ к площади руля $\frac{S_{o.k}}{S_p}$, или отношение хорд $\frac{b_{o.k}}{b_p}$.

Осевую компенсацию, площадь которой превышает 28% площади руля, применяют редко, так как это приводит к тому, что носки рулей (элеронов) выступают за габариты крыла и ухудшают его аэродинамику. Кроме того, может возникнуть так называемая перекомпенсация — изменение знака шарнирного момента. Если линия носков элеронов или рулей очерчена радиусом, проведенным из оси вращения $R = \frac{c}{2}$, где c — максимальная толщина руля, то считается, что компенсационного эффекта не возникает. Недостатком обыч-

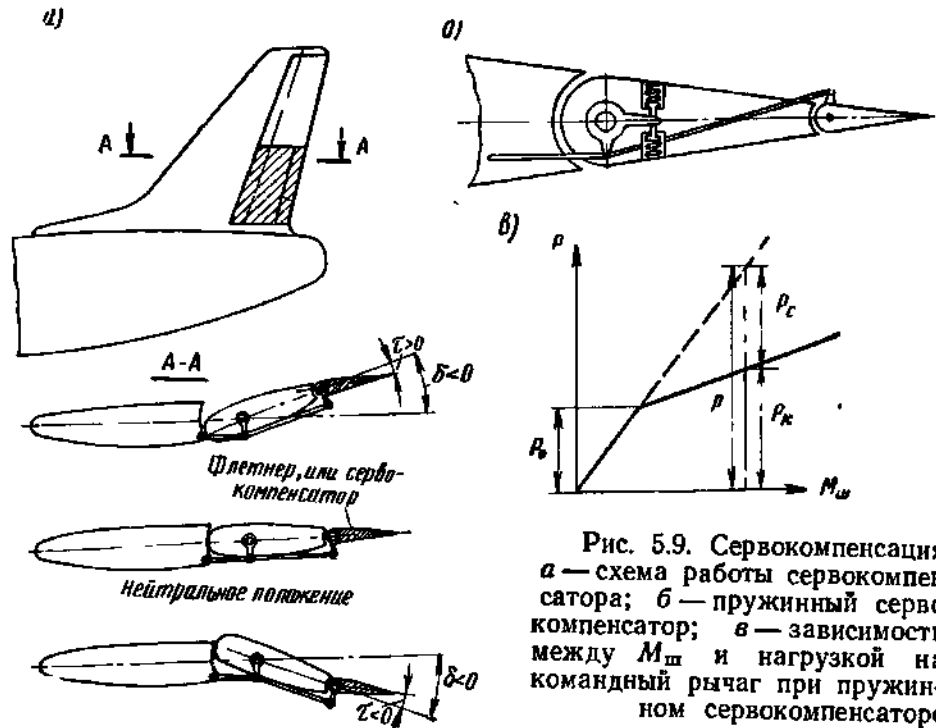


Рис. 5.9. Сервокомпенсация: а — схема работы сервокомпенсатора; б — пружинный сервокомпенсатор; в — зависимости между $M_{ш}$ и нагрузкой на командный рычаг при пружинном сервокомпенсаторе

ной осевой компенсации является наличие щелей, вызывающих перетекание воздуха из области повышенного давления в область пониженного давления. Это приводит к снижению эффективности осевой компенсации и к возникновению добавочного сопротивления.

Внутренняя аэродинамическая компенсация. Этот вид осевой компенсации применяется на элеронах. Носок элерона снабжается компенсатором, который соединен со стенкой крыла воздухонепроницаемой диафрагмой, выполненной из прорезиненной ткани или из брезента. Хорду внутренней компенсации $b_{в.к}$ можно условно мерить от оси вращения элерона до середины диафрагмы.

При отклонении элерона давление по сторонам компенсатора меняется так же, как на примыкающих сторонах элерона. Так, на рис. 5.8, б (элерон отклонен вверх) давление в нижней полости А уменьшается, а в верхней полости В увеличивается.

Разность давлений, действующая на внутренний компенсатор, создает силу $P_{в.к}$, входящую в нагрузку на элерон $P_в$, смещающую ее вперед и уменьшающую шарнирный момент $M_{ш}$.

Важнейшим достоинством данного типа компенсации является отсутствие щелей и, следовательно, отсутствие перетекания воздуха из зоны повышенного давления в зону пониженного давления. Этим достигается большая эффективность компенсации и уменьшение лобового сопротивления крыла, так как применение внутренней компенсации устраняет выход носка за габариты крыла при отклонении элерона.

Внутренний компенсатор ограничивает величину отклонения элерона, это затрудняет применение его у тонких крыльев.

Стабилизаторы и кили значительно тоньше крыльев, а потребные углы отклонения у рулей больше, чем у элеронов. Поэтому применение внутренней компенсации на рулях может не обеспечить их отклонения на необходимые углы.

Сервокомпенсация. Сервокомпенсатор (флетнер) представляет собой часть поверхности руля у задней кромки, автоматически отклоняющуюся при отклонении руля (рис. 5.9, а). Сервокомпенсатор отклоняется в сторону, противоположную отклонению руля. При этом момент аэродинамической силы сервокомпенсатора имеет обратный знак по сравнению с моментом аэродинамической силы руля. В результате шарнирный момент руля уменьшается.

Обычный сервокомпенсатор, как и осевая аэродинамическая компенсация, при определенном отклонении руля уменьшает шарнирный момент и нагрузки на командные рычаги на всех скоростях полета в одинаковой степени (на одинаковое число процентов). Между тем желательно, чтобы при больших значениях шарнирного момента степень компенсации была бы больше. Таким свойством обладает пружинный сервокомпенсатор (рис. 5.9, б). Он отклоняется лишь при преодолении предварительной затяжки пружины большими усилиями в системе управления. При больших шарнирных моментах величина отклонения сервокомпенсатора получается большей и дает более значительное уменьшение нагрузок на командные рычаги.

Диаграмма (рис. 5.9, в) показывает зависимость между $M_{ш}$ и нагрузкой на командный рычаг. Через P_0 обозначена нагрузка, соответствующая предварительной затяжке пружин, P — нагрузка, действующая на командный рычаг при отсутствии сервокомпенсатора, P_K — нагрузка, действующая на командный рычаг при установке пружинного сервокомпенсатора, P_c — уменьшение нагрузки на командный рычаг вследствие уменьшения $M_{ш}$ сервокомпенсатором.

Недостатки сервокомпенсации:

а) уменьшение эффективности руля, так как сила на компенсаторе противоположна силе на руле;

б) увеличение опасности возникновения флаттера.

В отличие от аэродинамической компенсации, уменьшающей нагрузки на командные рычаги основного управления автоматически, без вмешательства летчика, применяются средства, с помощью которых летчик может снять нагрузки по своему желанию. Такие средства имеют отдельное управление и используются при длительном полете на установившемся режиме. Они называются средствами балансировки.

К средствам балансировки относится стабилизатор с изменяемым в полете углом установки и триммер.

Для изменения в полете угла установки стабилизатора одно из его креплений (например, заднее) делается шарнирным, а другое крепление соединяется с механизмом, способным перемещать это крепление по вертикали. Изменение в полете угла установки стабилизатора служит для продольной балансировки самолета.

Триммер конструктивно выполняется так же, как сервокомпенсатор, но имеет самостоятельную систему управления из кабины экипажа. При отклонении руля триммер остается неподвижным относительно руля. Воздушная сила, действующая на отклоненный летчиком триммер, преодолевая шарнирный момент руля, удерживает руль в отклоненном положении, соответствующем данному режиму полета, разгружая штурвал или педали.

Триммер — средство балансировки и сервокомпенсатор — средство аэродинамической компенсации, могут быть объединены в один агрегат. Это можно сделать, если включить механизм управления триммером непосредственно в механизм автоматического отклонения сервокомпенсатора. Такой агрегат называется триммером-сервокомпенсатором (триммером-флетнером).

6 глава

КОЛЕБАНИЯ И АЭРОУПРУГОСТЬ АВИАКОНСТРУКЦИИ

Авиационные конструкции, спроектированные по условию обеспечения прочности при меньшем весе, особенно конструкции крыла и оперения, имеют невысокую жесткость, меньшую, чем у конструкций общего машиностроения и строительных сооружений.

Вследствие этого в условиях эксплуатации летательных аппаратов необходимо считаться с возможностью возникновения разных видов колебаний и других явлений, связанных с упругими деформациями конструкции и взаимодействием аэродинамических, упругих и инерционных сил.

Явления, происходящие при взаимодействии только упругих и инерционных сил: свободные и вынужденные механические колебания рассматриваются в настоящей главе на основе общих методов теории колебаний.

Совместное действие аэродинамических и инерционных сил рассматривается в теории динамической устойчивости летательных аппаратов.

Особенно характерны для авиаконструкций явления, возникающие в упруго-деформируемой конструкции при действии аэродинамических сил. Они анализируются методами специального раздела механики — теории аэроупругости. Сюда относятся явления, связанные с взаимодействием аэродинамических и упругих сил — дивергенция, реверс, или аэродинамических, упругих и инерционных сил — бафтинг, флаттер и пр.

Часть таких явлений рассматривается в аэродинамике летательных аппаратов (статическая устойчивость и динамика движения летательного аппарата как упругой системы). В настоящей главе рассматриваются явления, относящиеся к аэроупругости, опасные для прочности авиаконструкций.

§ 1. ВИДЫ КОЛЕБАНИЯ ЧАСТЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Части конструкции летательных аппаратов могут совершать следующие колебания:

1. Свободные колебания — колебания, происходящие после однократного выведения из состояния равновесия.

2. Вынужденные колебания — колебания, обусловленные внешними периодическими силами, действующими независимо от колебаний системы. Основные причины вынужденных колебаний: неуравновешенность поршневого двигателя, винта, ротора ТРД, срыв вихрей с частей конструкции, расположенных перед оперением (колебания типа бафтинг), случайные периодические воздействия.

3. Самовозбуждающиеся колебания (автоколебания), происходящие при отсутствии независимых периодических сил; периодические силы, поддерживающие колебания, возникают в системе в результате наличия самих колебаний. Наиболее часто встречаются самовозбуждающиеся колебания крыла или оперения (флаттер), передней ноги шасси (шимми).

Напомним основные положения теории колебаний, относящиеся к собственным и вынужденным колебаниям для системы с одной степенью свободы (рис. 6.1, а).

Свободные колебания системы без затухания — гармонические (синусоидальные). При данном виде колебаний отклонение от положения равновесия изображается зависимостью (рис. 6.1, б):

$$x = x_{\max} \sin(\omega t + \varphi),$$

где x_{\max} — амплитуда; φ — фаза (определяется начальными условиями);

$\omega = \sqrt{\frac{c}{m}}$ — собственная круговая частота колебаний.

Здесь c — жесткость упругой связи системы, $см/кг$, а

$$m = \frac{G}{g} \text{ — масса груза.}$$

Период свободных колебаний:

$$T = \frac{1}{\nu} = 2\pi \sqrt{\frac{x_G}{g}} \text{ сек,}$$

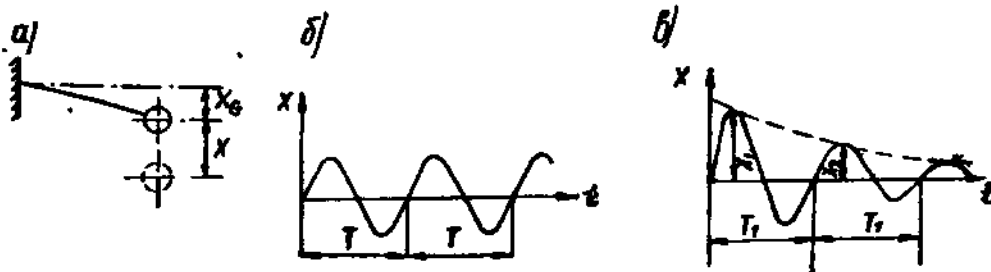


Рис. 6.1. Собственные колебания системы с одной степенью свободы

где $\nu = \frac{\omega}{2\pi} = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{g}{x_G}}$ $гц$ — собственная частота колебаний;

$x_G = \frac{G}{c}$ — статическая деформация системы под действием собственного веса груза.

Любая часть конструкции самолета после внешнего воздействия (толчка) может начать совершать колебания, которые всегда будут постепенно затухать. Полученный при воздействии запас механической энергии в процессе колебаний вследствие наличия внутреннего и внешнего сопротивления будет рассеиваться, переходя в необратимые формы энергии тем быстрее, чем больше величина логарифмического декремента системы.

Логарифмический декремент δ системы характеризует убывание размахов колебаний и равен натуральному логарифму отношения двух последовательных амплитуд колебаний в одну сторону:

$$\delta = \ln \frac{x_1}{x_2}.$$

Можно принять, что декремент для данной конструкции постоянен и не зависит от величины первоначального толчка вызвавшего колебания, а период колебания T_1 также не зависит от величины этого толчка и во все время колебательного процесса остается постоянным (рис. 6.1, а). При небольших значениях δ , характерных для авиаконструкций, можно считать, что период собственных колебаний системы с затуханием равен периоду системы без затухания, $T_1 = T$ (см. рис. 6.1, б). Соответственно этому принимают, что $\nu_1 = \nu$.

Величины собственных частот и периодов колебаний системы определяются жесткостными и массовыми характеристиками системы.

Характер вынужденных колебаний системы определяется ее декрементом и отношением частот возбуждающих сил $\omega_{\text{вын}}$ ($\nu_{\text{вын}}$) к собственным частотам.

От собственных частот системы и декремента зависит также характер протекания самовозбуждающихся колебаний системы.

§ 2. ВЫНУЖДЕННЫЕ КОЛЕБАНИЯ ПРИ СЛУЧАЙНЫХ ВОЗДЕЙСТВИЯХ

Условия эксплуатации летательных аппаратов характерны тем, что многие параметры, определяющие нагрузки конструкции, являются случайными. К ним относятся также амплитуды и частоты сил, возбуждающих колебания.

Примеры приложения к конструкции сил, носящих случайный характер: полет в турбулентной атмосфере, движение по грунтовому аэродрому.

Частота приложения нагрузки определяется скоростью движения летательного аппарата V и случайными расстояниями L , характе-

ризующими интервалы между силовыми воздействиями, например расстояниями между вертикальными порывами, неровностями аэродрома:

$$v_{\text{вын}} = \frac{V}{L}, \quad \omega_{\text{вын}} = 2\pi v_{\text{вын}}.$$

В этих условиях интенсивность силовых воздействий также является случайной и представляет статистическую функцию от частоты.

Для анализа работы конструкций при случайных воздействиях сначала рассмотрим простейшую упругую систему с одной степенью свободы (см. рис. 6.1, а), обладающую демпфированием. Статическая деформация системы под действием силы P

$$x_P = \frac{P}{c},$$

где c — жесткость.

При действии периодической нагрузки $P(t)$, характеризуемой круговой частотой $\omega_{\text{вын}}$ и амплитудой A_P , амплитуда колебаний

$$A_x = H A_P,$$

$$H = \frac{1}{c \sqrt{1 - \left(\frac{\omega_{\text{вын}}}{\omega}\right)^2 + \left(\frac{\omega_{\text{вын}}}{\omega}\right)^2 \left(\frac{\delta}{\pi}\right)^2}},$$

где H — механическая проводимость или амплитудно-частотная характеристика системы.

Отношение A_x к статической деформации x_P от силы $P = A_P$ называется динамическим коэффициентом μ

$$\mu = \frac{A_x}{x_P} = cH.$$

Функции $\mu(\omega_{\text{вын}})$ и $H(\omega_{\text{вын}})$ характеризуют влияние соотношения $\frac{\omega_{\text{вын}}}{\omega} = \frac{v_{\text{вын}}}{v}$ на амплитуды колебаний.

Если нагрузка характеризуется случайной амплитудой A_P при постоянной круговой частоте $\omega_{\text{вын}}$, связь случайных амплитуд перемещения и нагрузки выражается такой же зависимостью.

Такой же вид имеют зависимости, связывающие математические ожидания \bar{A} и средние квадратичные отклонения s перемещений и нагрузок:

$$\bar{A}_x = H \bar{A}_P;$$

$$s_x = H s_P.$$

В общем случае, если колеблющаяся конструкция является динамической системой с распределенными массами и нагружается силами, имеющими случайные амплитуды и частоты, характери-

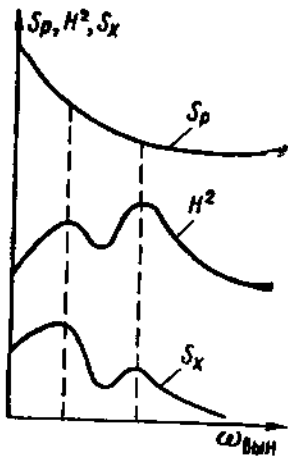


Рис 6.2 Воздействие случайной нагрузки на динамическую систему

кой зависимости амплитуд возбуждающих сил от частот является спектральная плотность $S_p(\omega_{\text{вын}})$.

Функцию спектральной плотности амплитуд перемещений находят из выражения

$$S_x(\omega_{\text{вын}}) = H^2 S_p(\omega_{\text{вын}}).$$

На рис. 6.2 приведен пример определения S_x через S_p для конструкции, механическая проводимость которой представлена функцией $H(\omega_{\text{вын}})$, определяемой распределением масс, жесткостей и другими свойствами конструкции.

Если колеблющаяся конструкция по динамическим свойствам близка к системе с конечным числом степеней свободы, функция $H(\omega_{\text{вын}})$ имеет четко выраженные максимумы. Частоты, соответствующие этим максимумам, являются собственными частотами.

Наибольшее значение H получается при наименьшей собственной частоте и соответствующей ей первой форме колебаний.

В итоге, если амплитуды нагрузки не сильно зависят от частоты, т. е. функция спектральной плотности нагрузки пологая и не имеет резко выраженных максимумов, наиболее заметные колебания конструкции происходят при $\omega_{\text{вын}}$, равной наименьшей собственной частоте.

Колебания под влиянием случайных воздействий проявляются особенно остро со значительными амплитудами, когда подряд несколько случайных толчков или порывов действуют через почти равные интервалы времени с частотой, близкой к собственной частоте конструкции.

Такое явление встречается, например, при полете в беспокойном воздухе и называется «циклической болтанкой».

§ 3. АКУСТИЧЕСКИЕ ВИБРАЦИИ

Акустические нагрузки, вызывающие вибрации конструкции, создаются шумом — случайными колебаниями воздуха или реактивной струи, частоты которых лежат в звуковом диапазоне (от 16 до 20 000 гц).

Интенсивность шума характеризуется среднеквадратичным звуковым давлением (кг/см^2) или уровнем шума в децибелах. Один децибел (дб) соответствует наименьшему приросту уровня шума, который способно различать человеческое ухо.

Шум в 150 дб трудно переносим человеком, в 180 дб вызывает усталость металла, в 190 дб может вызвать разрушение клепаных соединений.

Основными постоянными источниками акустических вибраций на летательном аппарате являются реактивные двигатели, воздуш-

ные винты и срывы пограничного слоя, особенно на сверхзвуковых скоростях полета.

Уровень шума, создаваемого этими источниками, достигает 160—200 дБ.

Действие акустических нагрузок опасно большим числом повторений их в эксплуатации (сотни миллионов раз). Результатом этого является ослабление заклепочных соединений и возникновение усталостных трещин в элементах, собственные частоты которых близки к резонансу с частотами наиболее интенсивных акустических нагрузок.

Следует иметь в виду, что это могут быть как элементы наружной конструкции — к ним относятся обшивка (в зонах реактивной струи и срыва пограничного слоя), задние кромки элеронов и рулей и т. п., так и недоступные для осмотра внутренние детали.

В качестве мер предотвращения опасных последствий акустических вибраций применяют удаление от резонанса собственных частот элементов изменением их жесткости и введением демпфирующих слоев (сотовые заполнители, виброизолирующие прокладки с большим внутренним трением).

§ 4. ВЫНУЖДЕННЫЕ КОЛЕБАНИЯ ОПЕРЕНИЯ — БАФТИНГ

Одним из распространенных видов вынужденных колебаний¹ частей самолета в полете является их тряска (бафтинг), вызванная потоком воздуха, завихренным при обтекании частей, расположенных впереди.

Особенно опасен бафтинг хвостового оперения. Завихренный поток, попадая на оперение, создает воздушные ударные нагрузки периодического характера, вызывающие колебания оперения.

Различают два вида бафтинга хвостового оперения: нескоростной и скоростной.

Нескоростной бафтинг — тряска хвостового оперения вследствие периодического воздействия на него вихрей, срывающихся с частей самолета, находящихся впереди, при полете на невысоких скоростях. Срыв потока может произойти с крыла при полете на углах атаки, близких к критическим, с различных надстроек на крыле или фюзеляже, с неудачного по форме сопряжения крыла с фюзеляжем и т. д.

Скоростной бафтинг — тряска хвостового оперения при полете на больших скоростях, когда вследствие возникновения волнового кризиса при сверхзвуковом обтекании крыла и других частей самолета, расположенных впереди оперения, происходит срыв потока за скачком уплотнения.

Экспериментальные и теоретические исследования показывают, что при всех видах бафтинга во время срыва потока с крыла или другой части самолета за ними образуется вихревая дорожка

¹ Вынужденные колебания частей самолета, причинами которых является неуравновешенность двигателя или винта, рассматриваются в гл. 8 и 9.

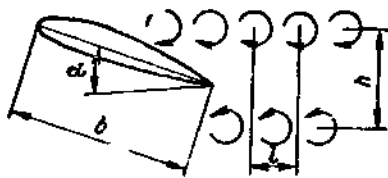


Рис 6.3. Схема образования вихревой дорожки

сопротивления с шахматным расположением вихрей. На рис. 6.3 обозначены через h высота вихревой дорожки, через l шаг вихрей.

При увеличении числа M вследствие сжимаемости воздуха высота завихренной зоны растет. Особенно резкое увеличение высоты вихревой дорожки и интенсивности вихрей происходит в момент возникновения волнового кризиса.

Бафтинг ощущается в виде периодических ударов по оперению, имеющих случайные амплитуды и частоты, вызывающих рывки управления и вздрагивания конструкции самолета.

Преобладающая частота вихреобразования выражается формулой

$$v_{\text{вын}} = k \frac{V}{c},$$

где k — определяемая из эксперимента постоянная, зависящая от формы обтекаемого тела; V — скорость потока, м/сек; c — линейный размер обтекаемого тела, взятый перпендикулярно к направлению потока; для крыла $c = b \sin \alpha$ (здесь b — хорда крыла).

В случае интенсивного вихреобразования, особенно тогда, когда частота $v_{\text{вын}}$ близка к наименьшей собственной частоте колебаний оперения $v_{\text{оп}}$ (с учетом упругости фюзеляжа), амплитуды колебаний оперения и фюзеляжа могут быть настолько большими, что вызывают остаточные деформации конструкции.

Если $v_{\text{вын}} = v_{\text{оп}}$, то возникает резонанс.

Для современных самолетов, как правило, $v_{\text{оп}} \gg v_{\text{вын}}$, что обусловлено необходимостью повышения жесткости оперения и фюзеляжа во избежание возникновения явления реверса оперения, сущность которого будет рассмотрена в дальнейшем. Однако собственная частота колебаний рулей относительно оси вращения (рули упруго закреплены, так как рычаги управления зажаты летчиком) может оказаться близкой к частоте вихреобразования.

Следует отметить, что наряду с бафтингом попадание оперения в завихренную область, где скорость потока заторможена и обтекание ухудшено, вызывает также уменьшение эффективности оперения.

Для устранения и предотвращения бафтинга существуют следующие меры.

1) при проектировании нового самолета особое внимание уделяется улучшению обтекания самолета. Как уже отмечалось, в местах сочленения крыла и фюзеляжа устанавливают зализы, тщательно выбирают внешние формы фонарей и других надстроек. Кроме того, оперение стремятся выносить из зоны действия вихрей.

Наличие срывов и попадание завихренного потока на оперение обнаруживается простейшим способом при продувках моделей самолета по колебанию ленточек, наклеенных на их поверхности.

Следует иметь в виду, что вихри, вызывающие бафтинг, могут возникать и вследствие появившихся в условиях эксплуатации искажений внешних очертаний самолета (например, профиля крыла).

2) при возникновении бафтинга следует изменить режим полета. Так, если бафтинг возник при полете на большом угле атаки, необходимо перейти на меньший угол. Если бафтинг возникает на большой скорости полета, следует немедленно снизить скорость.

§ 5. ФЛАТТЕР

Флаттер — самовозбуждающиеся колебания несущих поверхностей в воздушном потоке¹.

Авиационная практика поставила перед исследователями и конструкторами проблему изучения и предотвращения флаттера особенно остро в начале 30-х годов, когда вследствие перехода на монопланную схему самолета и увеличения тяги двигателей резко возросли скорости полета. С тех пор борьба с флаттером стала одной из важнейших задач, решаемых при проектировании и постройке любого нового скоростного самолета.

В СССР над проблемой флаттера крыла и оперения работали В. Н. Беляев, Е. Н. Гроссман, М. В. Келдыш и др. Их исследования лежат в основе современных методов расчета на флаттер.

Скорость полета, на которой возникает флаттер — V_{ϕ} , называется критической скоростью флаттера. По требованиям норм прочности необходимо, чтобы

$$V_{\phi} \geq k V_{\max \max},$$

где $V_{\max \max}$ — скорость, соответствующая $q_{\max \max}$; $k > 1$ — коэффициент, задаваемый нормами прочности; для нескоростных самолетов $k = 1, 2$.

Существует ряд форм флаттера крыла и оперения. Физическую картину протекания колебаний разберем на примере наиболее часто встречающихся видов флаттера крыла: изгибно-крутильного и изгибно-элеронного. Для большей наглядности будем рассматривать простейшую схему нестреловидного прямоугольного в плане крыла, у которого линия центров тяжести T , ось жесткости $Ж$ и линия фокусов Φ — прямые, перпендикулярные сечению заделки (рис. 6.4).

Обычно в сечениях крыла центр тяжести конструкции расположен на 43—50% хорды, центр жесткости находится примерно на 30—36% хорды, а фокус обычно считают лежащим на 25% хорды.

Примем, что аэродинамические силы, действующие на крыло, могут быть выражены через аэродинамические характеристики некоторого среднего сечения $A-A$ крыла. Перемещения этого се-

¹ Самовозбуждающиеся колебания переднего колеса, известные под названием «шимми», и земной резонанс вертолетов будут рассматриваться в гл. 10.

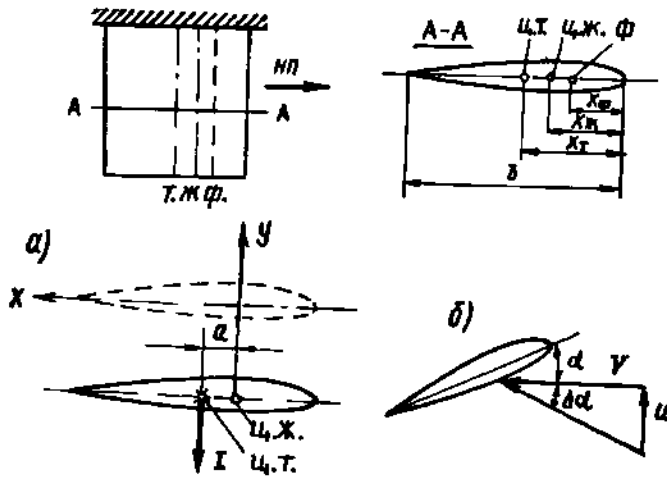


Рис. 6.4. Схема деформируемого крыла. При изгибных колебаниях возникают a — инерционная сила I b — изменение угла атаки $\Delta\alpha$

нения от равновесного положения (прогибом y и углом закручивания φ) будем характеризовать колебательное движение крыла. Выводы из рассмотрения указанной простейшей схемы оказываются справедливыми и для обычных конструкций нестреловидных и стреловидных крыльев.

Некоторые особенности флаттера стреловидного крыла освещаются в конце данной главы.

1. Изгибно-крутильный флаттер крыла

В механизме возникновения и протекания изгибно-крутильных самовозбуждающихся колебаний крыла большое значение имеет существование связи между изгибными и крутильными движениями крыла, возможность совместных изгибно-крутильных колебаний.

При обычном расположении оси жесткости и линии центров тяжести у крыла не могут существовать чисто изгибные или чисто крутильные колебания даже в том случае, если начальный импульс, вызвавший движение, был чисто изгибающим или чисто крутящим. В обоих случаях колебания будут обязательно совместными, т. е. начавшийся изгиб приведет к закручиванию крыла и наоборот. Покажем это.

Если крыло, находящееся в пустоте, изогнуть вниз, а затем предоставить самому себе, то под действием сил упругости оно начнет возвращаться к положению равновесия (ось $x-x$) с ускорением $j = \frac{d^2y}{dt^2}$. Тогда равнодействующая инерционных сил I будет

направлена вниз и равна

$$I = mj,$$

где m — масса крыла.

Пренебрегая собственным моментом инерции крыла относительно оси жесткости, будем принимать, что эта сила проходит через центр тяжести.

Возникшая при движении инерционная сила (рис. 6.4, а) даст момент относительно оси жесткости

$$M = Ia = maj,$$

где a — расстояние от центра жесткости до центра тяжести сечения.

Этот момент вызовет закручивание крыла. Таким образом, изгибное движение будет происходить совместно с крутильным.

Легко показать подобным же образом, что при указанном расположении оси жесткости и линии центров тяжести начальный крутящий импульс, вызвавший крутильные колебания, приведет к появлению периодической изгибающей силы инерции, т. е. появятся изгибные колебания. Лишь в случае, когда $a=0$, т. е. линия центров тяжести совпадает с осью жесткости, возможны отдельные, чисто изгибные и чисто крутильные колебания.

Частота совместных изгибных колебаний $\nu_{изг}$ всегда несколько меньше частоты чисто изгибных колебаний $\nu_{изг1}$, а частота совместных крутильных колебаний $\nu_{кр}$ несколько больше частоты чисто крутильных колебаний $\nu_{кр1}$, т. е.

$$\nu_{изг} < \nu_{изг1}; \quad \nu_{кр} > \nu_{кр1}.$$

Поскольку эти различия малы, за частотные характеристики совместных колебаний обычно принимают характеристики отдельных колебаний.

Вследствие наличия внутреннего трения в конструкции колебания крыла в пустоте, начавшиеся после толчка, будут всегда затухающими. Еще быстрее будет происходить затухание колебаний, если крыло поместить в воздушную среду.

Для того чтобы колебания конструкции крыла, находящегося в потоке, были незатухающими, должно быть постоянное пополнение энергии, рассеивающейся при колебаниях. Установившиеся колебания возможны, когда поступление энергии за период колебания равно потере энергии за то же время. Если этот баланс энергии будет нарушен, то колебания будут или затухающими или возрастающими.

При теоретическом анализе флаттер рассматривают как установившиеся самовозбуждающиеся колебания, хотя в реальных конструкциях разрушение может произойти в самом начале колебательного движения.

Рассмотрим важнейшие из аэродинамических сил, возникающих при колебаниях крыла¹, показанного на рис. 6.4.

Изгибные колебания в потоке воздуха сами по себе при углах атаки крыла, далеких от критического угла, всегда создают демпфирующие силы. Пусть крыло в набегающем на него потоке движется вниз со скоростью $u = \left| \frac{dy}{dt} \right|$. Относительная скорость воз-

¹ Эти силы добавляются к основной аэродинамической силе, действующей на крыло в полете, о которой мы далее не упоминаем.

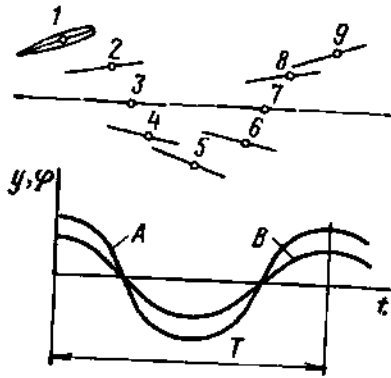


Рис. 6.5. Совместные изгибно-крутильные колебания:
1-9 — последовательные положения конца крыла при колебаниях;
A — изменение прогиба y ; B — изменение угла закручивания φ

духа направлена вверх и равна V . Складывая скорость потока V скоростью u , получим результирующую скорость, отклоненную на угол $\Delta\alpha \approx \frac{u}{V}$ (см. рис. 6.4, б).

Следовательно, при движении крыла вниз будет увеличиваться угол атаки и появится прирост подъемной силы, направленный против движения — вверх, т. е. появится аэродинамическая сила P_d , демпфирующая колебания. При движении крыла вверх картина получается обратной: появляется демпфирующая сила, направленная вниз. Демпфирующая аэродинамическая сила P_d

пропорциональна скорости V в первой степени

$$P_d = \Delta c_y \frac{\rho V^2}{2} S = \frac{dc_y}{d\alpha} \Delta\alpha \frac{\rho V^2}{2} S = \frac{dc_y}{d\alpha} \cdot \frac{u}{V} \cdot \frac{\rho V^2}{2} S = k_1 u V.$$

Изменение угла атаки при крутильных колебаниях приводит к возникновению воздушной силы, пропорциональной углу закручивания φ и квадрату скорости полета V

$$P_b = \frac{dc_y}{d\alpha} \varphi \frac{\rho V^2}{2} S = k_2 V^2.$$

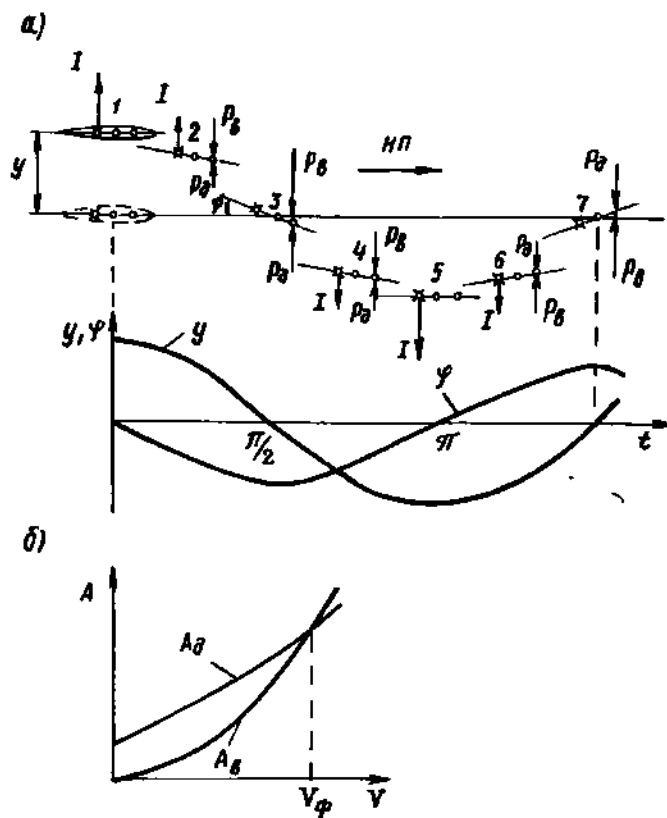
Обе аэродинамические силы P_d и P_b , являющиеся приращениями подъемной силы, обусловлены изменением угла атаки крыла приложены в фокусе крыла.

Рассмотрим совместные изгибно-крутильные колебания при отсутствии сдвига фаз между изгибом и кручением ($\psi = 0^\circ$), соответствующие рис. 6.5 (T — период колебаний, A — изгиб, B — кручение).

При отсутствии сдвига фаз воздушные силы, возникающие от крутильных колебаний, не будут поддерживать колебания изгиба. А так как воздушные силы P_d , обусловленные изгибом, демпфирующие, то колебания затухают.

Картина резко меняется, если сдвиг фаз между изгибом и кручением равен или близок к 90° . Рассмотрим случай, когда $\psi = 90^\circ$, т. е. нулевое положение изгибных колебаний запаздывает по сравнению с крутильными на четверть периода. На рис. 6.6, а изображены положения сечения A — A колеблющегося крыла в полете через каждую восьмую периода. Пусть крыло в результате действия какой-либо случайной причины, например встречи с вертикальным потоком или резкого движения элерона, перейдет из нейтрального положения в положение 1.

Рис. 6.6. Изгибно-крутильный флаттер крыла: а — колебания крыла в полете; б — зависимость приходящейся на один цикл колебаний работы возбуждающих A_v и демпфирующих A_d сил от скорости



Под действием сил упругости крыло из положения 1 начнет двигаться к своему нейтральному положению. При этом крыло при движении из положения 1 до положения 3 будет закручиваться на отрицательный угол относительно оси жесткости под действием крутящего момента $M_{кр}$ от инерционной силы I , проходящей через центр тяжести и направленной вверх в сторону, противоположную ускорению изгибных колебаний. При прохождении через нейтральное положение 3 линейное ускорение j и, следовательно, инерционная сила I переходят через ноль и меняют направление. Поэтому при дальнейшем движении крыла из положения 3 в положение 5 будет происходить уменьшение угла закручивания крыла вследствие наличия инерционной силы, направленной вниз. В положении

3 скорость изгибных колебаний крыла $u = \frac{dy}{dt}$ достигает

экстремума, а угловая скорость крутильных колебаний $\omega = \frac{d\varphi}{dt}$

меняет знак, проходя через ноль.

Так как от положения 1 до положения 5 крыло имеет отрицательный добавок угла атаки, обусловленный кручением, то на этом участке существует дополнительная аэродинамическая сила P_B , направленная вниз, в сторону изгибного движения, — возбуждающая сила.

При дальнейшем движении крыла картина повторяется в обратном порядке. На всем этом участке крыло имеет положитель-

ный прирост угла атаки, обусловленный кручением, что вызывает появление дополнительной аэродинамической силы P_v , направленной вверх, опять в сторону изгибного движения.

Следовательно, при сдвиге фаз $\psi = 90^\circ$ дополнительная подъемная сила P_v , появляющаяся от кручения крыла, усиливает изгибные колебания, так как направлена всегда в сторону изгибного движения крыла, и является возбуждающей силой.

При малых скоростях полета энергия, получаемая крылом за один период колебания от действия возбуждающих сил, меньше энергии, затрачиваемой на преодоление демпфирующего воздействия потока и внутреннего трения, вследствие чего возникшие колебания затухают.

С ростом скорости полета возбуждающие силы растут быстрее демпфирующих, так как P_d пропорционально V , а P_v пропорционально V^2 . Следовательно, и энергия от возбуждающих сил растет быстрее энергии от демпфирующих сил. На рис. 6.6, б показано, как примерно изменяется по скорости полета работа возбуждающих сил A_v и работа демпфирующих сил A_d за один период колебания. При скорости полета, равной критической скорости флаттера ($V = V_\phi$), наступает равенство работ. При $V > V_\phi$ работа возбуждающих сил оказывается больше работы демпфирующих сил. При этом случайно возникшие колебания начинают нарастать вплоть до разрушения конструкции.

Изгибно-крутильные самовозбуждающиеся колебания крыла наблюдаются и при сдвиге фаз между изгибом и кручением, близком к 90° .

2. Изгибно-элеронный флаттер крыла

Изгибно-элеронный флаттер может возникнуть у крыльев, снабженных несбалансированными в весовом отношении элеронами, т. е. такими, у которых центр тяжести располагается позади оси вращения.

Развитие колебаний показано на рис. 6.7. Для простоты будем считать, что элерон полностью аэродинамически скомпенсирован. Отклонение элерона возникает при зажатой ручке за счет упругости проводки управления и люфтов.

При несбалансированном в весовом отношении элероне, если под действием внешнего импульса крыло изогнется вверх (положение 1) и затем под действием сил упругости начнет двигаться к нейтральному положению вниз, то центр тяжести элерона вследствие инерции будет отставать от крыла и элерон отклонится вверх (положение 2). Это вызовет дополнительную аэродинамическую силу P_v , пропорциональную квадрату скорости полета, направленную вниз

$$P_v = \frac{dc_y}{d\delta_a} \delta_a \frac{\rho V^2}{2} S = kV^2,$$

где δ_a — угол отклонения элерона.

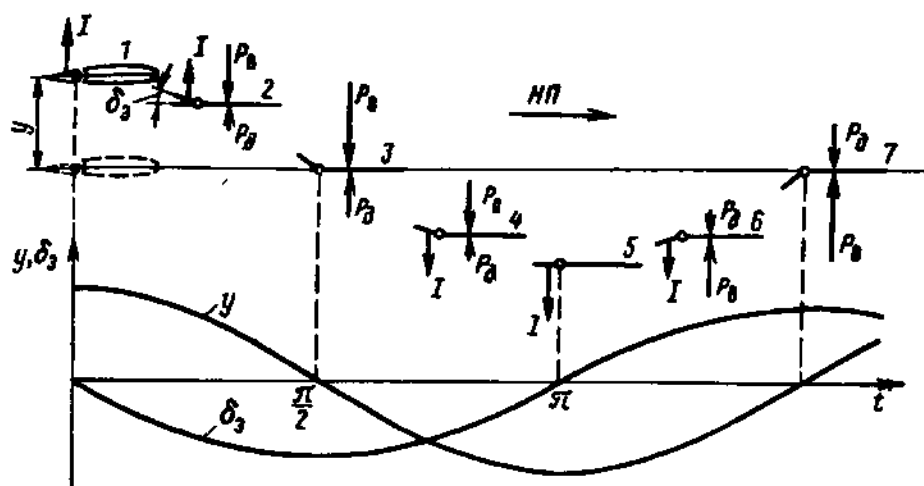


Рис. 6.7. Колебания при изгибно-элеронном флаттере крыла

При движении крыла вверх центр тяжести элерона опять будет отставать от крыла, что приведет к отклонению элерона вниз и появлению дополнительной аэродинамической силы, направленной вверх.

Таким образом, как и в случае изгибно-крутильного флаттера, аэродинамическая сила P_a является возбуждающей.

Наряду с этим вследствие наличия вертикальной скорости изгибных колебаний ($u = \frac{dy}{dt}$) возникают, как и при изгибно-кру-

тильном флаттере, демпфирующие воздушные силы P_d , пропорциональные скорости V в первой степени.

Если скорость полета такова, что работа возбуждающих сил за один период колебания окажется больше или равной работе демпфирующих сил (сил внутреннего трения и аэродинамических сил P_d , вызванных изгибом крыла), то возникает флаттер.

Изгибно-элеронный флаттер бывает двух видов:

а) симметричный, связанный с изгибом крыла и отклонением каждого из элеронов в одну и ту же сторону за счет упругости проводки управления элеронами (рис. 6.8, а);

б) асимметричный, когда отклонения каждого из элеронов происходят в разные стороны; здесь отклонения элеронов возможны как за счет упругости проводки, так и из-за того, что летчик нежестко держит ручку управления (рис. 6.8, б).

На приведенных схемах сплошными линиями показано нейтральное положение крыла со случайным отклонением элеронов, вызвавшим начало колебаний, а штриховыми — деформированное состояние крыла.

Очевидно, что если сбалансировать элерон, т. е. расположить центр тяжести элерона на оси вращения, то изгибно-элеронный флаттер не возникнет, так как при начавшихся вследствие случайного внешнего воздействия изгибных колебаниях крыла элерон от-

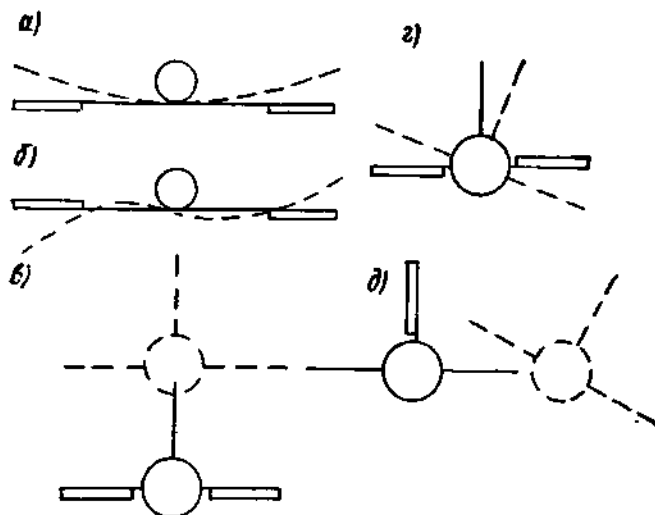


Рис. 6.8. Виды флаттера крыла и оперения:
 а — симметричный изгибно-элеронный флаттер крыла; б — асимметричный изгибно-элеронный флаттер крыла; в — изгибно-рулевой флаттер горизонтального оперения; г — крутильно-рулевой флаттер горизонтального оперения; д — флаттер вертикального оперения

клоняться не будет. Флаттер будет невозможен тем более, если центр тяжести элерона расположен впереди оси вращения (элерон «перебалансирован»), так как в этом случае при изгибных колебаниях крыла отклонение элерона будет создавать аэродинамические силы, демпфирующие колебания.

3. Основные формы флаттера оперения

Физическая картина флаттера вертикального и горизонтального оперения сходна с рассмотренной выше картиной изгибно-элеронного флаттера крыла.

При этих колебаниях большую роль играют перемещения, обусловленные деформациями фюзеляжа, так как ввиду малого размаха неподвижных частей оперения (киля и стабилизатора), к которым крепятся рули, их деформации невелики.

Наиболее часто встречаются следующие формы флаттера оперения самолета.

1. Флаттер горизонтального оперения:

а) изгибно-рулевой (изгиб фюзеляжа, симметричное отклонение руля высоты — рис. 6.8, в);

б) крутильно-рулевой (кручение фюзеляжа, асимметричное отклонение руля высоты — рис. 6.8, г).

2. Флаттер вертикального оперения представляет сочетание изгибно-рулевой и крутильно-рулевой формы: изгиб и кручение фюзеляжа совместно с отклонением руля направления (рис. 6.8, д).

Показанные схемы изображают нейтральное и отклоненное положения хвостовой части фюзеляжа при колебаниях, вызванных начальным отклонением рулей.

3. Флаттер несущего винта вертолета. Флаттер лопастей несущего винта вертолета по условиям возникновения и протекания сходен с изгибно-крутильным флаттером крыла.

Обтекание лопасти определяется окружной скоростью вращения и поступательной скоростью полета. Поэтому условия возникновения флаттера характеризуются критическими сочетаниями числа оборотов несущего винта и скорости полета.

На вертолетах встречается также срывной флаттер — самовозбуждающиеся колебания лопасти, причиной которых являются срывы вихрей.

Срывы происходят при максимальных закручиваниях лопасти от случайно возникших крутильных колебаний. Периодические изменения воздушных сил, вызванные этими срывами, поддерживают колебания.

Срывной флаттер характерен значительными амплитудами крутильных колебаний (амплитуды изгибных невелики).

Исследования показывают, что возможные формы флаттера частей летательных аппаратов, многочисленны.

Здесь были рассмотрены лишь те основные виды флаттера, которые имеют меньшие критические скорости, близкие к скоростям летной эксплуатации.

§ 6. ВЛИЯНИЕ КОНСТРУКТИВНЫХ ПАРАМЕТРОВ НА КРИТИЧЕСКУЮ СКОРОСТЬ И МЕРЫ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ ФЛАТТЕРА КРЫЛА И ОПЕРЕНИЯ

Рассмотрим влияние основных конструктивных параметров на наиболее часто встречающиеся виды флаттера и основные меры их предотвращения.

1. Влияние взаимного расположения оси жесткости, линии центров тяжести сечений и линии фокусов на изгибно-крутильный флаттер

Как следует из рассмотрения физической картины изгибно-крутильного флаттера, при совпадении оси жесткости, линии центров тяжести и линии фокусов возникновения этого вида флаттера невозможно, так как изгибные и крутильные колебания разделяются.

Этот вид колебаний невозможен и при расположении центров тяжести спереди оси жесткости, так как в таком случае аэродинамические силы, возникающие вследствие обратного закручивания крыла, будут гасить колебания.

Однако конструкцию крыла, отвечающую таким условиям, трудно осуществить и в этом нет необходимости. Для предотвращения возможности появления изгибно-крутильного флаттера достаточно спроектировать крыло так, чтобы флаттер не возникал до скоростей, превышающих $V_{\max \max}$.

Как показывают исследования, для этого достаточно добиться смещения центра тяжести крыла несколько вперед по сравнению с его обычным положением.

Смещение центра тяжести конструкции крыла вперед является важнейшей мерой для предотвращения изгибно-крутильного флаттера крыла. Оно осуществляется путем возможного облегчения хвостовой части крыла (например, путем применения легких магнелиевых сплавов в конструкции), а иногда искусственного утяжеления носовой части путем размещения в ней располагаемых в крыле агрегатов.

В ряде случаев в крыле ставятся специальные противофлаттерные грузы. Для повышения эффективности этих грузов они, как правило, размещаются в носке концевой части крыла. У конца крыла амплитуды и ускорения изгибных колебаний наибольшие, а следовательно, наибольшими будут и инерционные силы, действующие на противофлаттерные грузы.

Так же как при изгибно-крутильном флаттере крыла, основной мерой для предотвращения возникновения на летных режимах флаттера несущего винта вертолета является смещение центров тяжести сечений конструкции лопасти вперед по отношению к ее оси жесткости.

2. Влияние жесткости конструкции крыла на изгибно-крутильный флаттер

Рассмотрение физической картины возникновения и протекания изгибно-крутильного флаттера нестреловидного крыла показывает, что основную роль в этих колебаниях играет деформация кручения. Поэтому изменение крутильной жесткости крыла существенно влияет на критическую скорость.

Как показывают исследования, влияние крутильной жесткости на V_{ϕ} описывается аналитической зависимостью

$$V_{\phi} = V_{\phi 0} \sqrt{n},$$

где $V_{\phi 0}$ — критическая скорость флаттера исходного крыла; n — величина, показывающая, во сколько раз была изменена крутильная жесткость крыла.

Исходя из указанного, наиболее рациональными, с точки зрения получения большой критической скорости, являются моноблочные крылья, имеющие высокую крутильную жесткость.

Увеличение изгибной жесткости нестреловидного крыла может привести к снижению V_{ϕ} . Это объясняется тем, что обычно частота $\nu_{изг} < \nu_{кр}$, а частота колебаний флаттера лежит между ними. При увеличении изгибной жесткости происходит рост $\nu_{изг}$ и может произойти уравнивание частот. При $\nu_{изг} = \nu_{кр}$ колебания флаттера будут иметь резонансный характер, а критическая скорость V_{ϕ} достигнет своего минимума.

Таким образом, на V_{ϕ} влияют не только абсолютные величины жесткостей крыла, но и соотношение между ними.

3. Меры для предотвращения изгибно-элеронного флаттера крыла и флаттера оперения

Как следует из рассмотренной физической картины изгибно-элеронного флаттера крыла и флаттера оперения, основными мерами предотвращения этих форм флаттера являются:

увеличение жесткости деформируемых при колебаниях частей конструкций, к которым прикреплены элероны и рули;
постановка весовых балансиров.

Балансиры элеронов и рулей ставятся для того, чтобы предотвратить такие отклонения элеронов или рулей при колебаниях конструкции, к которой они крепятся (крыло, стабилизатор, киль), при которых будут создаваться аэродинамические силы, способствующие колебаниям.

При установке балансиров соблюдаются следующие положения:

а) вес балансира должен быть подобран так, чтобы при колебаниях, обусловленных деформациями конструкции, характерными для рассматриваемого вида флаттера, момент массовых сил балансиров уравновешивал или превышал момент массовых сил конструкции элерона или руля относительно его оси вращения, т. е. (рис. 6.9, а)

$$\sum_{k=1}^{k=n} \frac{G_b}{\sigma} j_0 x_0 \geq \sum_{i=1}^{i=n} m_{ij} x_i; \quad (6.1)$$

б) желательно устанавливать балансиры в местах, где действуют большие ускорения при колебаниях; это повышает эффективность балансира, и необходимый вес его получается меньшим. Пример такой установки балансира для устранения флаттера вертикального оперения показан на рис. 6.9, б;

в) балансиры применяются или сосредоточенные — вынесенные наружу, или распределенные — размещенные внутри носка элерона или руля. Сосредоточенные балансиры удобны тем, что их можно располагать в наиболее выгодных местах, а за счет возможности большего удаления от оси вращения вес балансира получается малым. Однако такие балансиры при расположении в потоке дают добавочное сопротивление, а вследствие деформации креплений и самой конструкции элерона или руля их эффективность может значительно снизиться.

Рассмотрим для примера определение положения балансира руля направления, имеющего вес G_p и координату центра тяжести конструкции x_p .

При флаттере вертикального оперения происходят изгибные и крутильные колебания фюзеляжа в сочетании с отклонениями руля (см. рис. 6.9, б).

Разберем каждую форму колебаний отдельно.

1. Вследствие изгибных колебаний фюзеляжа киль смещается вместе с концом фюзеляжа, а ось вращения киля движется параллельно самой себе.

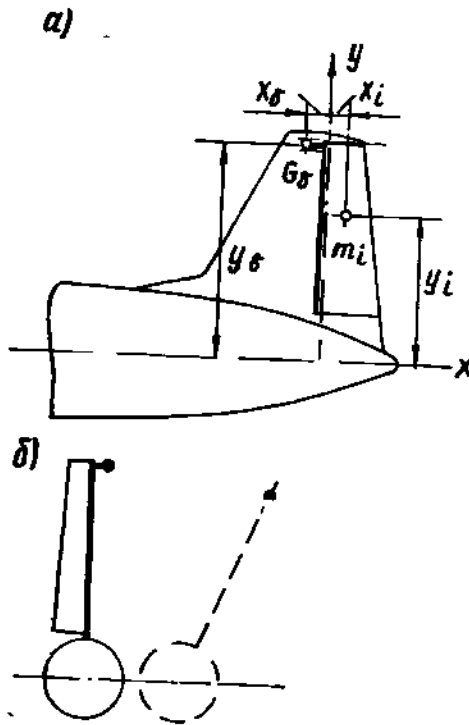


Рис. 6.9. Вертикальное оперение с балансиром руля направления. Перемещение балансира при флаттере

оказаться значительным, причем $j_i > j_δ$. Учет этого обстоятельства приводит к тому, что для предотвращения флаттера оказывается необходимым, чтобы было $G_δ x_δ > G_p x_p$, т. е. руль направления нужно перебалансировать.

2. При крутильных колебаниях фюзеляжа ось вращения руля y поворачивается относительно оси жесткости фюзеляжа x . Если пренебречь собственными деформациями руля и киля, то ускорения точек руля

$$j_i = \varepsilon y_i,$$

где ε — угловое ускорение поворота оси y ; y_i — координата точки.
Для балансира

$$j_δ = \varepsilon y_δ.$$

Условие предотвращения данной формы флаттера:

$$\frac{G_δ}{g} \varepsilon y_δ x_δ \geq \varepsilon \sum m_i x_i y_i.$$

Так как

$$\sum m_i x_i y_i = I_{xy},$$

где I_{xy} — центробежный момент инерции конструкции руля относительно осей x и y ,

Если хорда руля мала, а собственные деформации киля и руля тоже малы, то ускорения всех точек руля и балансира можно считать одинаковыми ($j_δ = j_i = j$) и условие (6.1) имеет вид

$$\frac{G_δ}{g} j x_δ \geq \sum m_i j x_i.$$

Откуда $G_δ x_δ \geq \sum m_i g x_i$.

Так как $\sum m_i g x_i = G_p x_p$, то для предотвращения рассматриваемой формы флаттера необходимо выполнение условия

$$G_δ x_δ \geq G_p x_p$$

или

$$x_δ \geq \frac{G_p}{G_δ} x_p. \quad (6.2)$$

Если хорда руля велика, то, так как при изгибе фюзеляжа вертикальное оперение поворачивается вместе с концом фюзеляжа, различие между j_i и $j_δ$ может

то условие принимает вид:

$$G_6 y_6 x_6 \geq g l_{xy}$$

Здесь x_6 определено из условия отсутствия изгибно-рулевой формы флаттера.

Для предотвращения крутильно-рулевой формы флаттера вертикального оперения нужно, чтобы

$$y_6 \geq \frac{g l_{xy}}{G_6 x_6} \quad (6.3)$$

Из данного выражения видно, что для уменьшения необходимо-го веса балансира выгодно ставить его на большее расстояние y_6 от оси кручения фюзеляжа, т. е. там, где ускорения балансира от крутильных колебаний будут больше.

Часто в технических описаниях самолетов и в учебной литературе степень весовой балансировки характеризуют процентным отношением статического момента балансирующих грузов к статическому моменту руля или элерона без грузов

$$\zeta = \frac{G_6 x_6}{G_p x_p} 100\%$$

Однако, как следует из рассмотренного примера, эта характеристика недостаточна для полного суждения о свойствах системы в отношении разных видов флаттера. Один и тот же груз, помещенный в разных сечениях руля или элерона, создает различный эффект.

4. Предотвращение развития флаттера в полете

Современные летательные аппараты проектируют и строят таким образом, чтобы значения критической скорости для всех видов флаттера заведомо превышали скорости, встречающиеся в эксплуатации самолета. Однако в летной практике известны случаи возникновения флаттера из-за превышения допустимой скорости полета, повреждения конструкции планера и креплений балансировочных грузов или образования люфтов в узлах подвески и шарнирах управления. Люфты уменьшают собственные частоты колебаний рулей и элеронов и понижают критическую скорость флаттера.

Если колебания возникли, то пилот должен резко погасить скорость, уменьшив тягу двигателей и увеличив угол атаки крыла.

§ 7. ПЕРЕКРУЧИВАНИЕ И ДИВЕРГЕНЦИЯ КРЫЛА

В полете всегда происходит рост аэродинамических крутящих моментов крыла вследствие увеличения его углов закручивания под действием этих моментов. На большой скорости полета это явление может привести к разрушению крыла или образованию недопустимых деформаций.

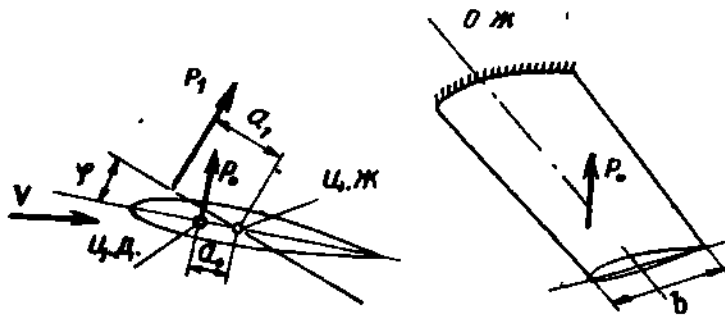


Рис. 6.10 Силы, действующие на крыло при дивергенции

Обычно деформации характеризуют углом закручивания некоторого определенного сечения крыла. Предельное значение этого угла $\varphi_{пр}$ может устанавливаться по условию ограничения величины деформации крыла из аэродинамических соображений или из-за потери устойчивости элементов конструкции, или перехода их за предел текучести.

Скорость полета, при которой наступает закручивание крыла до $\varphi_{пр}$, называется предельной скоростью пере­кручивания $V_{пр}$. Эта скорость должна быть больше или равна скорости $V_{max\ max}$.

Первым глубоким теоретическим и экспериментальным исследованием по этому вопросу явилась работа В. П. Ветчинкина, результаты которой были сообщены им в ЦАГИ в 1929 г. в докладе под названием «О пере­кручивании крыльев в потоке воздуха».

Физическую картину явления разберем на простой схеме жесткого прямоугольного крыла, упруго прикрепленного к фюзеляжу (рис. 6.10). Крыло установлено под положительным углом атаки к набегающему потоку воздуха, имеющему скорость V . На крыло действует аэродинамическая сила P_0 , стремящаяся повернуть его вокруг оси жесткости.

Если бы деформации крыла отсутствовали, то аэродинамический момент равнялся $M_{A0} = P_0 a_0$ и для определенного скоростного напора q_1 был бы величиной постоянной.

Вследствие упругости системы крыло под действием силы P_0 начнет закручиваться в сторону увеличения угла атаки. Это приведет к возрастанию силы P_0 . Для выпуклых профилей при увеличении угла атаки центр давления перемещается вперед, поэтому возрастает и плечо a .

Закручивание будет продолжаться до тех пор, пока крыло не сломается или пока момент упругих сил крыла M_E не уравновесит аэродинамический момент, ставший равным $M_{A1} = P_1 a_1$.

Так как при изменении угла атаки приращение воздушной силы приложено в фокусе крыла, то дополнительный момент воздушных сил, возникающий за счет изменения угла атаки крыла от кручения на угол φ , равен:

$$M_A = (x_d - x_f) \frac{dc_y}{d\alpha} \varphi q S = k_A \varphi q.$$

Суммарный аэродинамический момент, соответствующий положению равновесия

$$M_A = M_{A0} + k_A \varphi q,$$

где k_A — коэффициент, характеризующий изменение момента относительно оси жесткости от угла атаки и скоростного напора.

Обратный по направлению крутящий момент упругих сил до предела пропорциональности конструкции крыла будет изменяться по закону

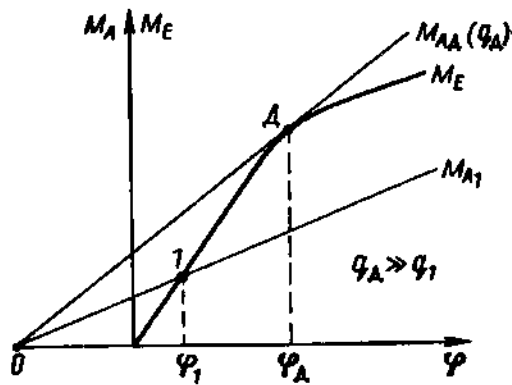


Рис. 6.11. Условия возникновения дивергенции

$$M_E = k_E \varphi,$$

где k_E характеризует жесткость крыла на кручение, кгм/рад ; φ — изменение угла атаки от действия аэродинамического момента, рад .

Условие равновесия

$$M_A = M_E.$$

На рис. 6.11 нанесены кривые $M_A = f(\varphi)$, построенные для одного и того же установочного угла¹ и разных скоростных напоров q , и кривая $M_E = \psi(\varphi)$. Точка пересечения кривой M_{A1} с M_E определит угол $\varphi = \varphi_1$, на который закрутится крыло под действием аэродинамических сил при скорости полета V_1 и скоростном напоре q_1 .

Увеличение скорости полета V приведет к увеличению наклона кривой аэродинамического момента M_A .

Дивергенцией называется такое состояние крыла, при котором любое бесконечно малое увеличение закрученности крыла приводит к более быстрому росту аэродинамического момента, чем упругого, т. е. после получения малой дополнительной деформации закрученность крыла будет нарастать вплоть до разрушения крыла. Диаграмма рис. 6.11 поясняет условия возникновения дивергенции.

При некотором скоростном напоре q_d кривая аэродинамического момента займет положение касательной к кривой M_E в точке D . Точка D соответствует дивергенции крыла. Скорость, при которой имеет место такое неустойчивое равновесие между аэродинамическим и упругим моментом, называют критической скоростью дивергенции, которая должна удовлетворять условию

$$V_d \geq k_d V_{\max \max},$$

где $k_d > 1$.

¹ Диаграммы на рис. 6.11 даны для несимметричного профиля. Точка O соответствует закручиванию крыла на такой отрицательный угол, при котором $M_A = 0$, т. е. центр давления лежит на оси жесткости.

Исследованием вопросов дивергенции конструкции крыла в полете занимался еще в 1932 г. Г. Г. Ростовцев, который дал решение задачи о расчете дивергенции в своей работе «Об устойчивости кручения прямоугольного лонжеронного крыла». Позднее этот вопрос был исследован в ЦАГИ Е. П. Гроссманом, В. Н. Беляевым и др.

Для крыльев современных самолетов V_d велика и условия отсутствия флаттера, реверса, и органичение угла закручивания при перекручивании, предшествующем дивергенции, дают более низкие границы предельных значений для V и q .

§ 8. РЕВЕРС

Реверсом называется явление полной потери эффективности органов управления вследствие деформации их неподвижных частей.

Вопросы, связанные с реверсом органов управления, исследовались советскими учеными В. С. Пышновым, С. Н. Шишкиным, А. И. Макаревским, Я. М. Серебряйским, С. Н. Каном, которыми были разработаны методы расчета скорости реверса.

Чаще других видов реверса встречается реверс элеронов — потеря эффективности элеронов в связи с закручиванием крыла.

Для пояснения физической картины явления реверса рассмотрим реверс элеронов на той же схеме прямоугольного крыла с упругим креплением (см. рис. 6.4, а), которая была использована для рассмотрения флаттера крыла.

При отклонении элерона вниз (рис. 6.12) возрастает аэродинамическая сила, действующая на крыло ($P_2 > P_1$), и вследствие увеличения кривизны профиля центр давления смещается назад.

Это приводит к тому, что крутящий момент крыла возрастает и вызывает у недостаточно жесткого на кручение крыла значительную деформацию (в нашем случае — отрицательный угол закручивания).

В результате эффект действия отклоненного вниз элерона снижается из-за уменьшения угла атаки вследствие закручивания крыла.

С увеличением скорости полета V момент крена от закручивания крыла M^z , противоположный по направлению моменту крена от действия элерона M_α , будет возрастать быстрее, чем M_α (рис. 6.13, а). Это объясняется тем, что, так как момент M_φ пропорционален произведению φV^2 , а φ в свою очередь определяется нагрузкой на элерон, пропорциональной V^2 , M_α пропорционален V^4 , т. е. $M_\varphi = k_1 V^4$. В то же время M_α пропорционален V^2 , т. е. $M_\alpha = k_2 V^2$.

Реверс элеронов (полная потеря эффективности элеронов) наступает тогда, когда изменение кренящего момента крыла, непосредственно обусловленного отклонением элеронов, полностью погашается обратно направленным кренящим моментом крыла от закручивания крыла, вызванного отклонением элерона, т. е. когда $M_\varphi \geq M_\alpha$.

Реверс элерона, как и пере-
кручивание, может наступить на
большой скорости полета. Для
прямого крыла — при недостаточ-
ной жесткости крыла на круче-
ние, а для стреловидных крыльев
(как будет показано далее) —
при недостаточной жесткости
крыла на изгиб и кручение.

Нормы прочности требуют для
скоростного напора q_p , при кото-
ром возникает реверс, выполнения условия

$$q_p \geq k q_{\max \max},$$

где $k > 1$ — коэффициент, задаваемый нормами.

Значение q_p должно быть значительно выше скоростного напора полета для того, чтобы обеспечить достаточную эффективность органов управления и на скоростях, меньших скорости реверса.

Снижение эффективности элеронов, наблюдающееся на скоро-
стях полета, меньших скорости реверса V_p , объясняется рассмотрен-
ными выше деформациями крыла при отклонении элеронов. Эффек-
тивность элеронов характеризуется величиной ω_x — угловой скоро-
стью вращения самолета относительно оси $x-x$. Как видно из
рис. 6.13, б, для упругого крыла ω_x с ростом скорости полета сна-
чала увеличивается, а затем начинает падать. При скорости, равной
 V_p , эффективность элеронов равна нулю.

В основе явлений реверса руля высоты и руля направления ле-
жат те же причины: эффект отклонения руля снижается за счет из-
менения в обратную сторону угла атаки неподвижной части опере-
ния, к которой он крепится. Так, например, реверс руля высоты —
потеря эффективности руля высоты вследствие закручивания стаби-
лизатора и изгиба фюзеляжа.

Для обеспечения эффективности руля высоты необходимо выпол-
нять стабилизатор достаточно жестким на кручение, а фюзеляж —
на изгиб.

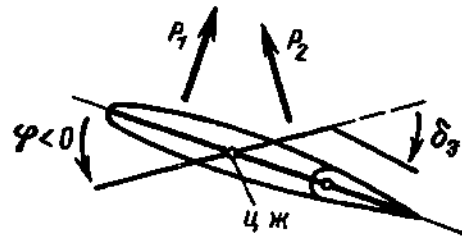


Рис 6.12. Силы, действующие на
крыло при реверсе элеронов

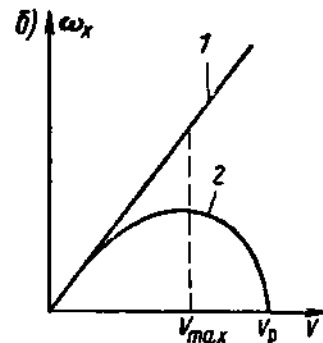
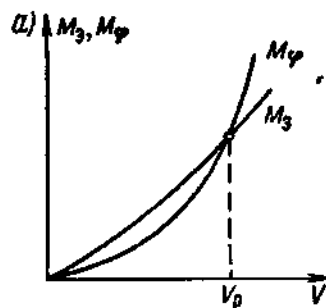


Рис 6.13. Проявления
реверса элеронов:
а — уменьшение кре-
нящего момента; б —
влияние деформаций
крыла на ω_x ; 1 — же-
сткое крыло; 2 — уп-
ругое крыло

§ 9. ВЛИЯНИЕ СТРЕЛОВИДНОСТИ КРЫЛА

Рассмотрим, как сказываются особенности деформаций стреловидного крыла на явлениях дивергенции, реверса и флаттера крыла.

Для участка крыла, на обтекании которого не сказываются концевой и срединный эффекты, как известно, аэродинамические характеристики определяются профилями сечений, нормальных к линии фокусов (рис. 6.14, сечения cd). Поэтому здесь влияние на изменение аэродинамических характеристик оказывают, как и для прямого крыла, деформации кручения, приводящие непосредственно к изменению углов атаки α этих сечений. Что касается участков крыла, близких к корню крыла и к концу крыла, то их аэродинамические свойства определяются профилями сечений, расположенных по полету.

При явлениях дивергенции, реверса и флаттера основную роль играют деформации концевых участков крыла.

Для стреловидного крыла характерно то, что углы атаки сечений (расположенных по полету) этих участков определяются не только деформациями кручения φ (угол закручивания), но и деформациями изгиба δ (девиация).

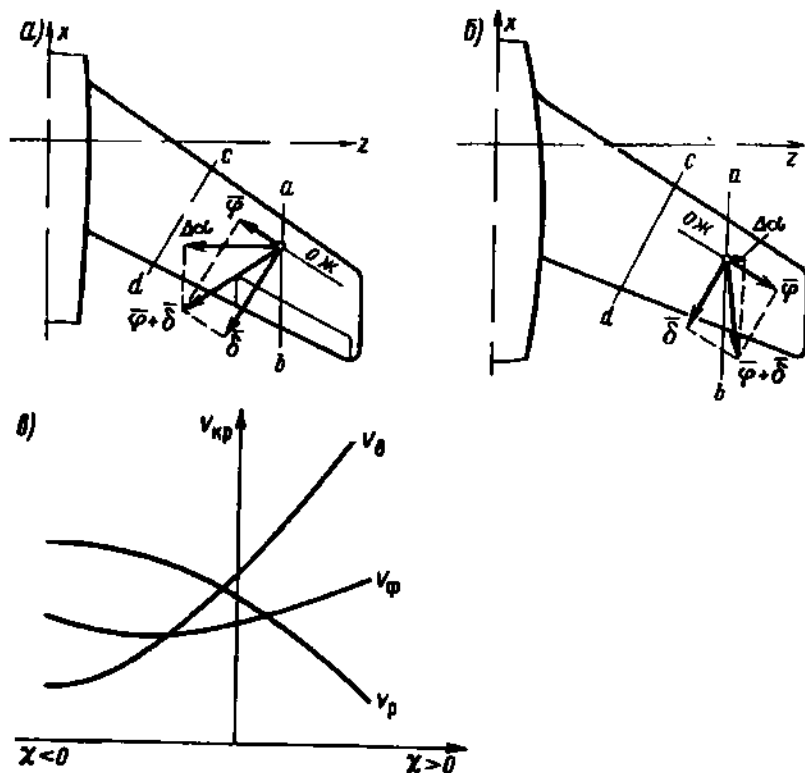


Рис. 6.14. Влияние стреловидности на явления аэроупругости крыла: a — деформации стреловидного крыла при реверсе элерона; b — деформации при дивергенции; c — зависимость критических скоростей от стреловидности χ ; V_{δ} — скорость дивергенции, V_{ϕ} — скорость флаттера (изгибно-крутильного), V_p — скорость реверса элеронов

Рассмотрим влияние стреловидности на реверс, считая угол стреловидности $\chi > 0$.

При отклонении элерона, например, вниз происходит смещение центра давления назад и возрастание аэродинамической силы на участке крыла в зоне элерона.

Вследствие этого происходит поворот сечений этой части крыла от закручивания на угол φ и от изгиба на угол δ . Как видно из рис. 6.14, а, изменение (в данном случае — уменьшение) угла атаки сечения ab составит

$$\Delta\alpha = -(\varphi \cos \chi - \delta \sin \chi).$$

Из формулы следует, что изгиб крыла с $\chi > 0$ вверх приводит к уменьшению угла атаки и, следовательно, к понижению эффекта от отклонения элеронов. Таким образом, при $\chi > 0$ изгиб наравне с кручением крыла способствует снижению критической скорости реверса.

Поэтому для борьбы с реверсом стреловидного крыла необходимо увеличивать не только жесткость крыла на кручение, но и жесткость его на изгиб.

Для прямого же крыла ($\chi = 0$), где $\Delta\alpha = -\varphi$, достаточно увеличивать жесткость крыла на кручение.

Если подъемная сила крыла положительна и линия центров давления лежит впереди оси жесткости (что обычно имеет место для современных маломоментных или симметричных профилей), то при дивергенции или флаттере стреловидного крыла с $\chi > 0$ деформация кручения от аэродинамических сил приводит к увеличению углов атаки сечений крыла.

В этом случае картина деформаций и изменение угла атаки сечения ab будут соответствовать рис. 6.14, б.

Из него следует:

$$\Delta\alpha = \varphi \cos \chi - \delta \sin \chi.$$

Как видно из этой формулы, при изгибе крыла вверх происходит уменьшение угла атаки, при изгибе вниз — увеличение. Это приводит к появлению стабилизирующих аэродинамических сил и моментов, затрудняющих дивергенцию и препятствующих возникновению флаттера.

При деформациях изгиба стреловидного крыла, больших по сравнению с деформациями кручения, дивергенция невозможна. Однако у стреловидных крыльев малого удлинения ($\lambda < 4$) деформации изгиба невелики и изменение угла атаки от закручивания может оказаться больше изменения угла атаки от изгиба, поэтому при большой скорости дивергенция становится возможной.

У стреловидного крыла с $\chi < 0$ влияние деформации изгиба обратно рассмотренному выше.

На рис. 6.14, в показан пример зависимости критических скоростей дивергенции, флаттера и реверса от стреловидности.

СРЕДСТВА УЛУЧШЕНИЯ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТОВ

§ 1. КЛАССИФИКАЦИЯ

Взлетно-посадочные свойства самолетов характеризуются длинами разбега и пробега, скоростью отрыва и посадки, взлетной и посадочной дистанцией. Улучшение этих характеристик повышает безопасность полетов и, уменьшая потребные размеры и стоимость аэродромов, способствует расширению сети воздушных линий.

Сокращение длины разбега и пробега, как это следует из формул (7.1) и (7.2):

$$L_{\text{разб}} = \frac{V_{\text{отр}}^2}{2j_{x \text{ ср разб}}}; \quad (7.1)$$

$$L_{\text{пр}} = \frac{V_{\text{пос}}^2}{2j_{x \text{ ср пр}}}, \quad (7.2)$$

основанных на допущении, что движение равноускоренное, можно получить, уменьшая скорости $V_{\text{отр}}$ и $V_{\text{пос}}$ и увеличивая средние значения ускорений $j_{x \text{ ср разб}}$ и $j_{x \text{ ср пр}}$ при разгоне и торможении самолета.

Скорости $V_{\text{отр}}$ и $V_{\text{пос}}$ выражаются одноподобными формулами:

$$V_{\text{отр}} = \sqrt{\frac{2(G_0 - P_{yв})}{\rho c_{y \text{ отр}} S}}; \quad (7.3)$$

$$V_{\text{пос}} = \sqrt{\frac{2(G_{\text{пос}} - P_{yп})}{\rho c_{y \text{ пос}} S}}, \quad (7.4)$$

где G_0 и $G_{\text{пос}}$ — вес самолета при взлете и при посадке; $c_{y \text{ отр}}$ и $c_{y \text{ пос}}$ — соответствующие коэффициенты подъемной силы зависящие от $c_{y \text{ max}}$; S — площадь крыла; $P_{yв}$ и $P_{yп}$ — вертикальная составляющая тяги двигателей при взлете и при посадке. Для обычных самолетов $P_y \approx 0$, но может достигать больших значений у самолетов короткого взлета и посадки.

Из формул (7.3) и (7.4) следует, что при заданном весе самолета G_0 или $G_{\text{пос}}$ можно уменьшить $V_{\text{отр}}$ и $V_{\text{пос}}$, увеличивая несущую способность крыла (произведение $c_y S$) и применяя силовые установки, дающие вертикальную силу тяги.

Классификация средств, улучшающих взлетно-посадочные характеристики самолетов, приведена в табл. 7.1.

§ 2. МЕХАНИЗАЦИЯ КРЫЛА, УВЕЛИЧИВАЮЩАЯ c_y

Механизация крыла, повышающая его c_y , получила широкое применение на современных самолетах гражданской авиации.

Впервые идея механизированного крыла была теоретически обоснована еще в 1910 г. С. А. Чаплыгиным. Практическое ее осуществление относится к концу 20-х и началу 30-х годов, когда рост скоростей полета привел к необходимости увеличения нагрузки на крыло $\frac{G}{S}$ и заставил искать пути снижения посадочной скорости самолета и скорости отрыва при взлете.

В конструкции существующих средств механизации этой группы (рис. 7.1) используются следующие основные принципы:

1) увеличение кривизны профиля крыла. Это мероприятие приводит к смещению кривой $c_y = f(\alpha)$ влево и увеличению до известных пределов $c_{y\max}$;

2) сдувание или отсасывание пограничного слоя. Эти приемы применяют с целью затягивания начала срыва потока до больших значений угла атаки крыла. Для сдувания пограничного слоя с верхней поверхности крыла обычно используется щелевой эффект — действие струи воздуха, вытекающей из щели, соединяющей нижнюю поверхность крыла с верхней. Для отсасывания используется разрежение, образующееся за отклоненным щитком;

3) увеличение площади крыла путем выполнения крыла раздвижным либо в направлении по размаху, либо по хорде.

Все три принципа приводят к увеличению c_y за счет увеличения циркуляции скорости потока по контуру крыла в соответствии с теоремой Н. Е. Жуковского.

На рис. 7.2, а схематично показано влияние на c_y крыла (относенный к исходному значению S) последовательного приложения этих принципов. На рис. 7.2, б даны примеры кривых c_y по α для крыла с некоторыми видами механизации;

4) уменьшение в полете угла стреловидности крыла, что устраняет обусловленное стреловидностью снижение $c_{y\max}$ и аэродинамического качества крыла.

Наибольший эффект дают средства механизации, в которых сочетаются несколько принципов. Однако в конструктивном отношении эти средства оказываются значительно более сложными.

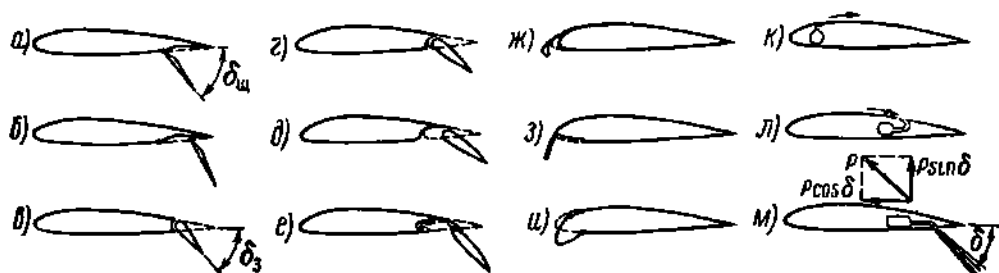
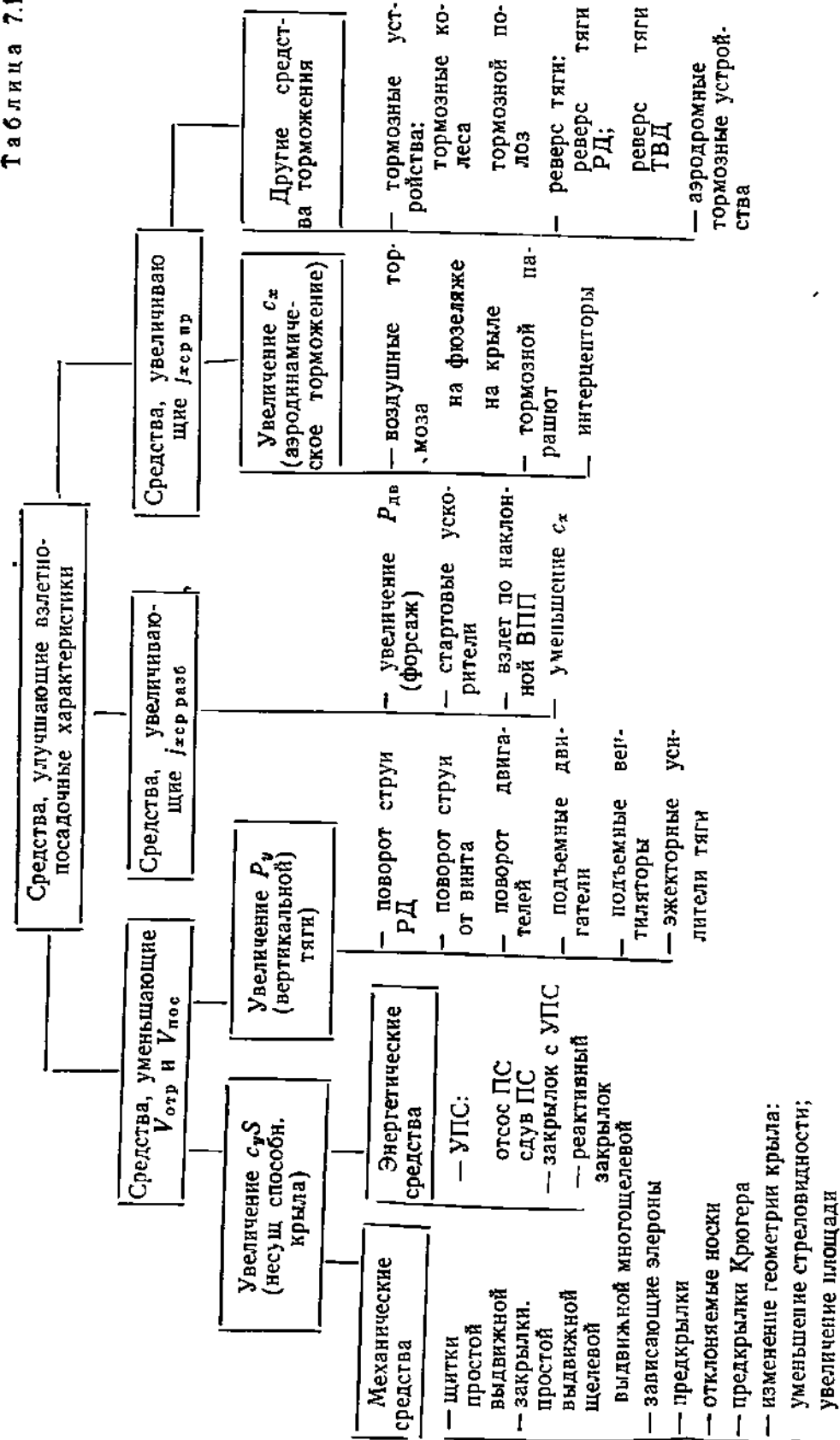


Рис. 7.1. Виды механизации крыла, повышающие c_y

Таблица 7.1



Щитки выполняются в виде отклоняемой вниз части нижней поверхности крыла, расположенной вдоль его задней кромки (см. рис. 7.1, а). При отклонении щитка увеличивается кривизна профиля и, кроме того, происходит отсос пограничного слоя с верхней поверхности крыла в зону разрежения между крылом и щитком. В результате повышается $C_{y_{max}}$ и несколько уменьшается $\alpha_{крит}$. Более эффективными, но конструктивно более сложными являются выдвжные щитки (см. рис. 7.1, б), которые при отклонении вниз одновременно смещаются к задней кромке крыла, увеличивая его площадь.

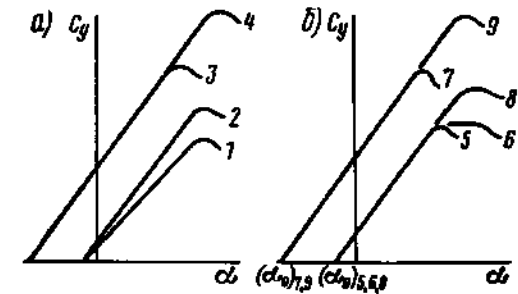


Рис. 7.2. Зависимость $C_y=f(\alpha)$ крыла: а — влияние различных факторов (суммарное); б — влияние различных видов механизации; 1 — исходное крыло, 2 — увеличена площадь крыла; 3 — увеличена кривизна; 4 — введено затягивание срыва потока, 5 — крыло без механизации; 6 — концевой предкрылок, 7 — крыло с отклоненным щитком или закрылком, 8 — предкрылок по всему размаху, 9 — совместное применение предкрылка и закрылка

Отклоненные щитки существенно увеличивают сопротивление самолета, поэтому при использовании щитков на взлете приходится значительно уменьшать угол их отклонения, снижая тем самым и прирост C_y .

Закрылки представляют собой хвостовую часть крыла, отклоняемую вниз. Применяются закрылки различных типов.

У крыла с простыми закрылками (см. рис. 7.1, в) прирост $C_{y_{max}}$ происходит только за счет изменения кривизны исходного профиля, и поэтому их эффективность сравнительно невелика.

При отклонении щелевых закрылков между ними и крылом образуется профилированная щель — сопло (см. рис. 7.1, г). Ускоренный поток воздуха, выходящий из этой щели, задерживает срыв потока с закрылка и способствует увеличению разрежения на верхней поверхности крыла. У выдвжного щелевого закрылка добавляется эффект увеличения площади крыла (см. рис. 7.1, д).

Важным достоинством выдвжных закрылков является то, что при небольших углах их отклонения значительное увеличение C_y сопровождается малым ростом C_x .

Это позволяет эффективно использовать закрылки не только при посадке, но и на взлете.

Эффективность закрылков возрастает при увеличении угла отклонения. Однако при больших углах отклонения однощелевых закрылков (более $35-40^\circ$) возникает срыв потока, приводящий к падению C_y и вызывающий тряску закрылков. В связи с этим на большинстве современных самолетов применяются высокоэффективные двухщелевые и трехщелевые выдвжные закрылки, работающие без срыва потока до углов отклонения $50-60^\circ$ (см. рис. 7.1, е).

Использование щитков и закрылков всех типов приводит к некоторому снижению критического угла атаки и возрастанию (по абсолютной величине) угла α_0 .

Предкрылки. Предкрылок располагается вдоль передней кромки крыла, образуя профилированную щель (см. рис. 7.1, ж).

Различают предкрылки с фиксированной щелью, автоматические предкрылки и управляемые предкрылки.

Фиксированный предкрылок имеет постоянную щель между крылом и предкрылком и применяется на нескоростных самолетах (Як-12). Автоматический предкрылок открывается лишь на больших углах атаки, причем его открытие происходит под действием аэродинамических сил. Управляемый предкрылок приводится в действие пилотом.

Действие предкрылка проявляется следующим образом.

На больших углах атаки воздушный поток, протекая через щель между предкрылком и крылом, увеличивает скорость пограничного слоя над крылом. Происходит сдувание пограничного слоя.

Вследствие сравнительно большой величины собственной подъемной силы предкрылка за ним образуется заметный скос потока. Скос потока и увеличение скорости пограничного слоя препятствуют отрыву пограничного слоя и ведут к увеличению $\alpha_{\text{крит}}$ и $C_{y_{\text{max}}}$ крыла.

На рис. 7.2 представлены кривые $c_y = f(\alpha)$ для случая прижатого к крылу предкрылка (5), для открытого положения предкрылка (8), расположенного по всему размаху крыла и для установленного только против элерона, так называемого концевой предкрылка (6).

Концевые предкрылки увеличивают $\alpha_{\text{крит}}$ и, предотвращая срыв потока с концевой части крыла, обеспечивают эффективность элеронов на больших углах атаки. Применение концевых предкрылков практически не повышает несущую способность крыла. Объясняется это тем, что предкрылки, увеличивая $C_{y_{\text{max}}}$ концевых участков крыла, перед которыми они находятся, компенсируют потерю подъемной силы на средней части крыла, где начинается срыв потока.

Для крыла с положительной стреловидностью, у которого тенденция к концевому срыву потока особенно значительна, предкрылки целесообразно устанавливать на большей части размаха крыла.

На некоторых пассажирских самолетах установлены простые по конструкции предкрылки Крюгера, называемые иногда передними щитками (см. рис. 7.1, з). Предкрылки Крюгера увеличивают эффективную кривизну носовой части профиля и повышают его $\alpha_{\text{крит}}$. Аналогичный эффект дают отклоняемые вниз носки крыла (см. рис. 7.1, и).

Обычно предкрылки применяются совместно со щитками или закрылками.

Как показывают экспериментальные исследования, в этом случае приращение $\Delta C_{y_{\text{max}}}$ у крыла меньше суммы отдельно взятых приращений $\Delta C_{y_{\text{max}}}$, полученных при отклонении одного щитка или закрылка и одного предкрылка. Это объясняется тем, что при од-

новременно открытых щитке и предкрылке срыв может наступить раньше, чем при открытом предкрылке и закрытом щитке.

Правильно выбранная схема механизации крыла и совместное отклонение закрылков и предкрылков могут обеспечить значения $c_{y\max}$ стреловидного крыла (при $\chi \approx 35^\circ$) в пределах от 2,5 до 2,8.

Зависающие элероны. Элероны обычного типа, занимая часть размаха крыла, понижают эффективность закрылков. Для устранения этого явления на некоторых самолетах (например, на Ан-2) применяются зависающие элероны или элероны-закрылки, которые могут дополнительно отклоняться вниз на угол $\delta_z < \delta_{\text{крит}}$, где $\delta_{\text{крит}}$ — критический угол отклонения элерона, приводящий к срыву потока. Разность $\delta_{\text{крит}} - \delta_z$ используется для отклонения элеронов-закрылков в качестве элеронов и должна обеспечивать требуемую поперечную управляемость.

Крылья изменяемой геометрии. Геометрия крыла может меняться в результате изменения площади крыла и угла стреловидности.

Изменение площади крыла. Уменьшая площадь крыла самолета при полете на большой скорости, можно достичь значительного уменьшения $c_x S$ и тем самым увеличения V_{\max} . Увеличивая площадь крыла при посадке, уменьшают $G_{\text{пос}}/S$ и тем самым снижают значение посадочной скорости.

Изменение площади крыла в полете может быть выполнено путем изменения размаха или хорды крыла. Такое крыло с переменной площадью было применено советским конструктором Г. И. Бакшаевым в 1937 г. на самолете РК, построенном в Ленинградском институте инженеров Гражданского воздушного флота. Однако вследствие чрезвычайной сложности конструкции раздвижные крылья не получили распространения и на современных серийных самолетах используется только изменение площади крыла при помощи выдвигаемых закрылков.

Изменение угла стреловидности крыла. Придание крылу стреловидности целесообразно только для полета на больших околозвуковых и сверхзвуковых скоростях полета, а при малых скоростях полета стреловидность уменьшает $\alpha_{\text{крит}}$ и $c_{y\max}$. В связи с этим разработаны механизмы, позволяющие при полете на малых скоростях уменьшить угол стреловидности крыла. Эта операция благотворно сказывается и на эффективности обычных средств механизации, установленных на крыле. Однако большой вес и сложность конструкции затрудняют применение подобных устройств на самолетах гражданской авиации.

В табл. 7.2* дано сравнение различных видов механизации при ее размещении по всему размаху нестреловидного крыла, имеющего удлинение $\lambda=6$, относительную толщину $\bar{c}=0,17$, $\alpha_{\text{крит}}=17^\circ$, $c_{y\max}=1,4$, $c_x=0,14$ (при $c_{y\max}$). Относительная хорда закрылков и щитков составляет $\bar{b}=0,3$, предкрылков — $\bar{b}=0,05$.

* В таблице использованы материалы, взятые из книги Ф. П. Курочкина «Основы проектирования самолетов с вертикальным взлетом и посадкой». М., «Машиностроение», 1970.

Таблица 72

Вид механизации	$\delta_{\text{опт}}^{\circ}$	$\alpha_{\text{крит}}^{\circ}$	$\Delta c_{y \text{ max}}$	$\Delta c_{x \text{ при } c_{y \text{ max}}}$
Щиток:				
простой	50	14	0,87	0,05
выдвижной	60	13	1,10	0,06
Закрылки:				
простой	45	12	0,66	0,02
щелевой	45	18	0,70	0,01
выдвижной однощелевой	40	13	1,54	0,01
» двухщелевой	60	12	1,70	0,005
Предкрылок	—	28	0,4	0,02
Выдвижной двухщелевой закрылок и предкрылок	50	24	1,95	0,045

Примечание. $\delta_{\text{опт}}^{\circ}$ — оптимальный угол отклонения щитка или закрылка. Значения $\alpha_{\text{кр}}$, $\Delta c_{y \text{ max}}$ и Δc_x даны при $\delta_{\text{опт}}$.

Энергетические средства механизации крыла. Уменьшение относительной толщины крыльев современных скоростных самолетов и увеличение стреловидности снижают эффективность действия обычных видов механизации крыла. Поэтому большой интерес представляют энергетические средства механизации, использующие энергию силовой установки самолета и позволяющие значительно повысить несущую способность крыла даже при наличии большого угла стреловидности. К ним относятся различные системы управления пограничным слоем крыла и реактивные закрылки. В основе их действия, так же как у обычных средств механизации, лежит увеличение циркуляции потока по контуру профиля крыла.

Управление пограничным слоем (УПС) может осуществляться искусственным (за счет затраты мощности двигателя) отсасыванием или сдуванием пограничного слоя с верхней поверхности крыла, предкрылков или закрылков на больших углах атаки (см. рис. 7.1, к, л).

Воздействие систем отсоса и сдува пограничного слоя примерно одинаково и определяется расходом воздуха через щель. Увеличивая расход воздуха (увеличивая мощность системы УПС), можно получить значения $c_{y \text{ max}}$ до 5. Следует отметить, что более простыми по конструкции, не требующими применения специальных насосов, получают системы со сдувом пограничного слоя сжатым воздухом, отбираемым от компрессоров ТРД или из второго контура ДТРД.

Струйные (реактивные) закрылки. Струйный закрылок представляет собой профилированную щель, расположенную вдоль задней кромки крыла, через которую под некоторым углом δ выходит струя воздуха, отобранного от компрессора реактивного двигателя, или струя выхлопных газов двигателя (см. рис. 7.1, м). Выходящая струя увлекает за собой воздух, обтекающий крыло, и увеличивает скорость его движения. В итоге увеличивается циркуляция потока вокруг профиля и возрастает подъемная сила.

Дополнительную подъемную силу дает вертикальная составляющая реактивной тяги $P \sin \delta$. Соответственно коэффициент подъемной силы крыла с реактивным закрылком $c_{yрз}$ равен сумме коэффициентов c_{y1} от действия аэродинамических сил и c_{y2} от действия тяги. Величина $c_{y\max рз}$ может достигать 10—12, значительно улучшая взлетно-посадочные характеристики самолета. Однако применению струйного закрылка препятствуют конструктивные трудности, связанные с размещением в крыле каналов для подвода большого количества воздуха или газа, и аэродинамические, связанные с нарушением продольной балансировки (появлением значительного пикирующего момента).

Общими недостатками энергетических средств механизации крыла являются значительное увеличение веса конструкции самолета и зависимость механизации от силовой установки самолета (при отказе двигателей механизация не работает).

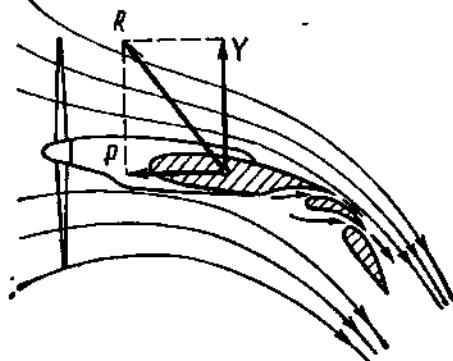


Рис. 7.3. Интенсивная обдувка винтом крыла с мощной механизацией обеспечивает создание подъемной силы

§ 3. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ВЕРТИКАЛЬНОЙ ТЯГИ

Существенное улучшение взлетно-посадочных характеристик самолетов вплоть до перехода к вертикальному взлету и посадке может быть достигнуто путем создания достаточно большой вертикальной тяги, дополняющей при взлете и посадке подъемную силу крыла или полностью заменяющей ее.

Увеличение вертикальной составляющей тяги силовой установки эквивалентно уменьшению нагрузки на крыло $\left(p = \frac{G - P_v}{S} \right)$

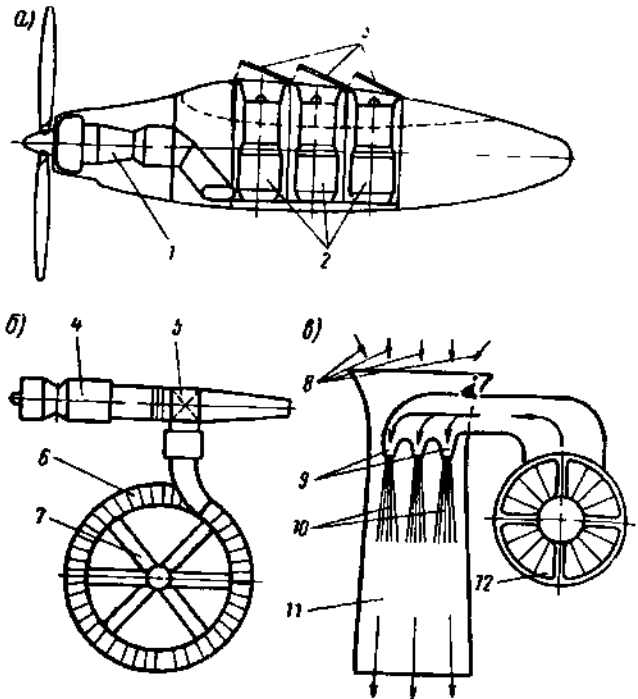
и приводит, согласно формулам (1—4), к уменьшению $V_{отр}$ и $V_{пос}$ и к сокращению $L_{разб}$ и $L_{пр}$. При использовании реактивных двигателей вертикальная составляющая тяги может быть получена либо отклонением вниз газового потока при помощи поворотных выхлопных сопел, либо поворотом самих двигателей.

На самолетах с ТВД для этой цели применяются многощелевые закрылки (с хордой, составляющей до 40—50% хорды крыла), отклоняющие вниз воздушный поток от винтов (рис. 7.3), или системы, обеспечивающие наклон винтовых валов (иногда вместе с двигателями).

Угол поворота вектора суммарной тяги двигателей должен выбираться таким образом, чтобы не произошло значительного уменьшения его горизонтальной составляющей, обеспечивающей разгон самолета при разбеге.

Рис. 7.4. Создание вертикальной тяги:
 а — применение отдельных подъемных двигателей и поворота тяги основного двигателя; б — турбовентиляторный агрегат; в — схема эжекторного усилителя тяги;

1 — основной двигатель, 2 — подъемные двигатели; 3 — ковшообразные убираемые воздухозаборники; 4 — ТРД; 5 — клапан переключения газа, 6 — турбина вентилятора; 7 — вентилятор; 8 — подсосываемый воздух; 9 — эжекторные сопла, 10 — газовые струи; 11 — камера смешения; 12 — ТРД



Тяговооруженность $\mu = \frac{\Sigma P}{G_0}$ самолетов укороченного и верти-

кального взлета и посадки (СВВП) значительно превышает тяговооруженность, потребную для крейсерских режимов полета. Это приводит по сравнению с обычными самолетами к увеличению тяги и веса двигателей и к значительному дросселированию в полете, повышающему расход топлива. Для улучшения экономичности возможно отключение части двигателей после взлета, однако для СВВП более целесообразным может оказаться применение раздельных силовых установок для создания вертикальной и горизонтальной тяги (рис. 7.4, а). Использование специальных подъемных двигателей, рассчитанных на кратковременную работу и имеющих малый удельный вес, обеспечивает создание вертикальной тяги при сравнительно небольшом увеличении взлетного веса (при заданной коммерческой нагрузке).

Основным недостатком применения реактивных двигателей с вертикальной составляющей силы тяги является вредное воздействие газовой струи на поверхность аэродрома, особенно грунтового. Уменьшение этого воздействия может быть обеспечено применением силовых установок с агрегатами вертикальной тяги в виде подъемных турбовентиляторов и эжекторов (рис. 7.4, б, в).

При использовании подъемных турбовентиляторов основные двигатели самолета на взлете и посадке служат в качестве газогенераторов, приводящих во вращение вентиляторы, установленные в крыле или фюзеляже. Тяга вентиляторов может превышать силу тяги основных двигателей более чем в 3 раза, что ограничивает потребные размеры и вес двигателей.

Аналогичные результаты могут быть получены и с многоцелевыми эжекторными усилителями тяги, обеспечивающими за счет подсосывания газовой струей дополнительной массы воздуха, проходящей через подъемное устройство, увеличение тяги основного двигателя в 2—2,4 раза.

§ 4. УВЕЛИЧЕНИЕ УСКОРЕНИЯ ПРИ РАЗБЕГЕ

Увеличение $j_{\text{хср.разб}}$ — среднего значения ускорения самолета при разбеге, как следует из выражений (7.1) и (7.3), не влияет на скорость отрыва, но приводит к уменьшению времени и длины разбега. Наиболее распространенным средством увеличения ускорения является повышение тяговооруженности самолета $\Sigma P/G_0$ при разбеге. С этой целью используется взлетный режим работы двигателей, применяются форсажные камеры с дополнительным впрыском топлива за турбиной двигателя. Могут применяться также стартовые ракетные ускорители, крепящиеся к фюзеляжу или крылу и сбрасываемые после взлета самолета. Время действия стартовых ускорителей, работающих на твердом топливе, не превышает 15—20 сек. С их помощью получают короткие дистанции взлета.

Увеличение ускорения при взлете может быть достигнуто и с помощью аэродромных стартовых ускорителей — различного вида катапультных устройств, но вследствие громоздкости и сложности, особенно для самолетов большого веса, такие устройства не находят применения в гражданской авиации.

Уменьшение лобового сопротивления самолета также благоприятно влияет на длину разбега, что учитывается при использовании механизации крыла (угол отклонения щитков и закрылков на взлете меньше, чем при посадке). С этой же целью на большинстве современных самолетов отсеки шасси закрываются створками как при убранном, так и при выпущенном шасси.

Для облегчения взлета тяжело нагруженных самолетов с малой тяговооруженностью находил применение разбег по наклонной стартовой дорожке, в частности при рекордных перелетах экипажей Чкалова и Громова на самолетах АНТ-25 в 1936—1937 гг.

§ 5. ТОРМОЖЕНИЕ САМОЛЕТА

Для торможения самолета применяются следующие средства.

Аэродинамические тормоза. Угол планирования определяется величиной аэродинамического качества самолета $\text{tg } \theta_{\text{пл}} = \frac{1}{K}$.

Возможность изменения угла $\theta_{\text{пл}}$ в широком диапазоне при относительно мало изменяющейся скорости полета повышает безопасность полета (позволяет легко исправлять ошибки в расчетах на посадку) и обеспечивает возможность посадки на аэродромах с плохими подходами. Для уменьшения качества используются аэродинамические тормоза, выполняемые в виде щитков, расположенных

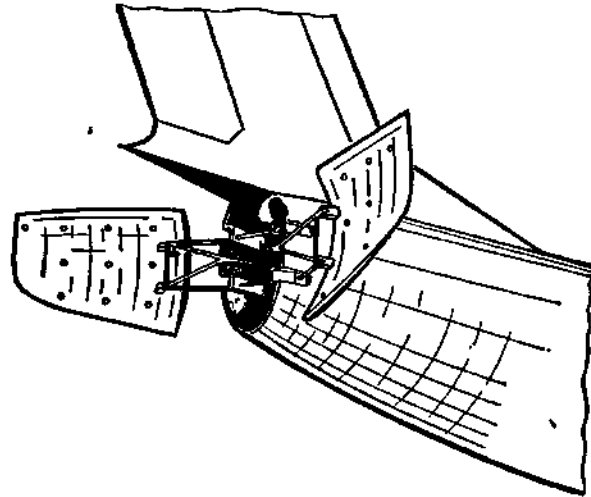


Рис. 7.5. Установка тормозных щитков на хвостовой части фюзеляжа

под крылом или на фюзеляже. Одним из требований, предъявляемых к аэродинамическим тормозам, является возможно меньшее изменение c_y и m_z при их использовании, чтобы упростить пилотирование самолета вблизи земли перед приземлением.

Этому требованию полностью отвечают тормозные щитки на хвостовой части фюзеляжа (рис. 7.5). Тормозные щитки используются также для торможения самолета при пробеге.

Тормозные парашюты устанавливаются в хвостовой части фюзеляжа и выпускаются после приземления. Их использование особенно целесообразно при посадке на увлажненную или обледеневшую ВПП, когда эффективность торможения колес падает.

На тяжелых самолетах из-за усложнения эксплуатации парашюта большого размера и веса применяются тормозные парашютные системы, состоящие из двух, трех и более куполов.

Наиболее распространены тормозные парашюты с ленточными куполами, имеющие коэффициент сопротивления, отнесенный к площади купола, $c_{сп} = 0,5 \div 0,6$.

Интерцепторы, или спойлеры, предназначенные для использования при посадке, выполняются в виде щитков на верхней поверхности крыла (рис. 7.6). При открытии интерцепторов возникает срыв потока с крыла, приводящий к резкому падению подъемной силы и некоторому росту сопротивления. Основная цель применения интерцепторов — сразу же после приземления самолета обеспе-

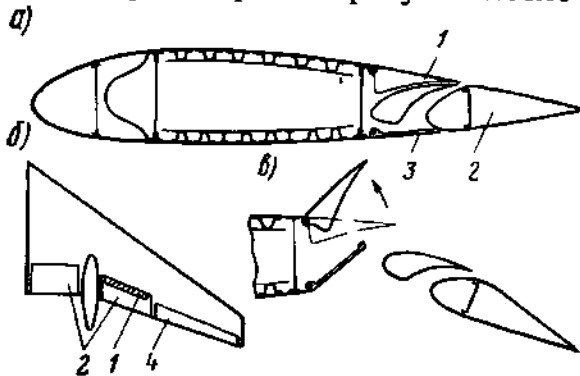


Рис. 7.6. Интерцептор:
а — положение в полете; б — размещение на крыле; в — интерцептор открывается после приземления;
1 — интерцептор; 2 — закрылки; 3 — подвижная створка; 4 — элерон

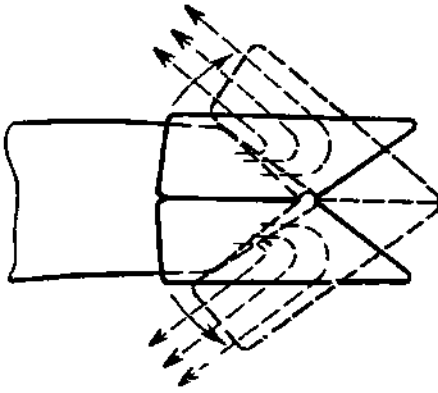


Рис. 7.7. Реверс тяги

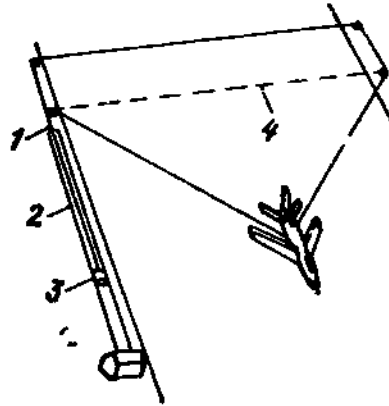


Рис. 7.8. Аэродромное тормозное устройство:

1 — трос; 2 — труба с водой; 3 — поршень; 4 — положение троса до начала торможения

чить увеличение нагрузок на колеса шасси и эффективное использование торможения колес на всей дистанции пробега.

Торможение колес шасси является основным средством гашения поступательной скорости самолета при пробеге и движении по рулежным дорожкам аэродрома. Однако при посадке на увлажненную полосу эффективность такого торможения резко снижается. Конструкция и работа тормозов колес шасси рассмотрены в § 6 гл. 10.

Реверс тяги — устройство, позволяющее изменить на 180° направление тяги двигателей самолета. Сравнительно просто переводом лопастей на отрицательные углы атаки обеспечивается реверсирование тяги турбовинтовых двигателей. Реверс тяги турбореактивных двигателей осуществляется поворотом на угол больше 90° газовой струи. Пример схемы реверса тяги показан на рис. 7.7. Практически удается получить величину обратной тяги не более 35—40% от величины прямой тяги двигателя. В результате использования обратной тяги двигателя происходит эффективное торможение самолета независимо от состояния. ВПП.

Аэродромные тормозные устройства, применяемые для палубных самолетов, останавливают самолет на участке в несколько десятков метров. Самолет, имеющий специальный крюк на хвостовой части фюзеляжа, цепляется им после приземления за один из тросов, протянутых на небольшой высоте поперек палубы и, вытягивая трос, перемещает поршень в гидравлическом тормозном цилиндре. Подобные устройства могут применяться и для торможения самолетов на малых сухопутных аэродромах (рис. 7.8).

§ 6. КОНСТРУКЦИЯ И РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ ЗАКРЫЛКОВ И ЩИТКОВ

Силовая схема и конструкция закрылков не имеют принципиальных отличий от силовой схемы и конструкции элерона (см. рис. 5.4).

В качестве примера расчета на прочность рассмотрим расчет выдвигного щитка.

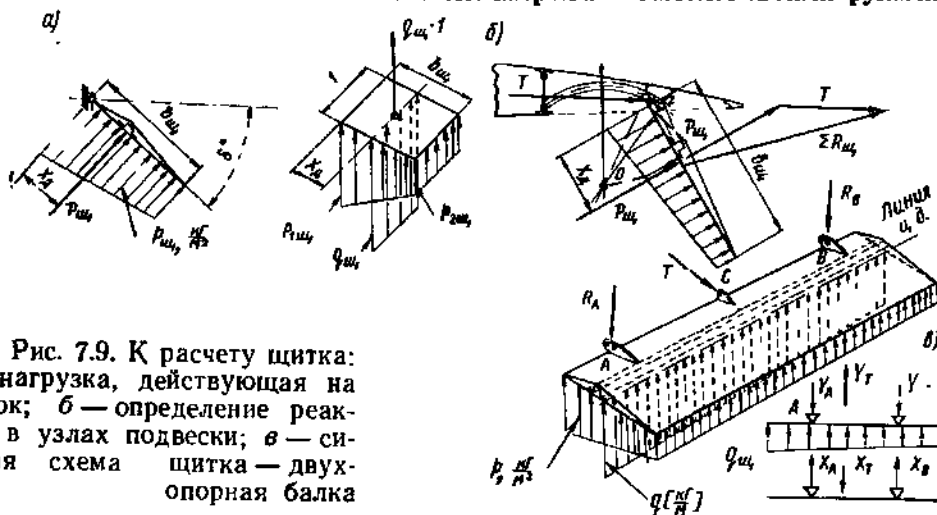


Рис. 7.9. К расчету щитка:
 а — нагрузка, действующая на щиток; б — определение реакций в узлах подвески; в — силовая схема щитка — двухопорная балка

Расчетные нагрузки. На устройство механизации могут действовать нагрузки как при закрытом положении — это воздушные нагрузки, приходящиеся на поверхность закрытого щитка (отсос щитка), так и при открытом положении.

Рассмотрим на примере простого щитка, как по нормам прочности определяются нагрузки, действующие на щиток в открытом положении (рис. 7.9).

Задается коэффициент c_n и коэффициент безопасности $f=2$. Тогда

$$P_{щ}^p = fc_n S_{щ} q^p. \quad (7.5)$$

Для средств механизации, предназначенных для уменьшения $V_{отр}$ и $V_{пос}$, скоростной напор q^p определяется по наибольшей разрешенной скорости полета при открытии и закрытии механизации.

Для средств механизации распределение воздушных нагрузок определяется данными продувок.

При отклонении щитка на $\delta_{щ}=60^\circ$ можно принять, что $c_n = 1,1 \div 1,2$, а коэффициент центра давления $\bar{x}_d = \frac{x_d}{b_{щ}} = 0,4 \div 0,5$.

Распределение воздушной нагрузки по размаху щитка принимают пропорциональным хордам. Тогда расчетная погонная нагрузка

$$q_{щ}^p = \frac{P_{щ}^p}{S_{щ}} b_{щ} \frac{\kappa \Gamma}{m}. \quad (7.6)$$

По хорде воздушная нагрузка распределяется по форме трапеции, центр площади которой расположен над центром давления.

Последовательность расчета. Рассмотрим последовательность расчета в подвижного щитка на прочность. Расчет ведется на расчетные разрушающие нагрузки (индекс «р» далее не пишем).

Щиток состоит из лонжерона, набора нервюр и нижней обшивки.

К щитку крепятся две каретки A и B и кронштейн C , служащий для соединения тяги управления (рис. 7.9, б). При выдвижении щитка каретки скользят по направляющим. При этом щиток отклоняется вниз и выдвигается назад.

По силовой схеме щиток представляет собой балку, работающую на изгиб и кручение.

Определение и распределение воздушной нагрузки выполняется в такой последовательности.

1. Определение полной нагрузки на щиток по нормам прочности — см. формулу (7.5).

2. Определение погонной нагрузки по формуле (7.6).

3. Определение значений удельной нагрузки — $p_{1щ}$ и $p_{2щ}$ (кг/м^2). Для этого выделяют участок пространственной диаграммы воздушной нагрузки, имеющей длину, равную единице (рис. 7.9, а).

Для определения $p_{1щ}$ и $p_{2щ}$ используют следующие два условия:

$$q_{щ1} = \frac{p_{1щ} + p_{2щ}}{2} b_{щ1}; \quad (7.7)$$

$$x_A = \frac{b_{щ}}{3} \cdot \frac{p_{1щ} + 2p_{2щ}}{p_{1щ} + p_{2щ}}. \quad (7.8)$$

Условие (7.7) соответствует положению, при котором объем диаграммы для единицы длины щитка равен $q_{щ1}$.

Условие (7.8) выражает, что центр тяжести диаграммы должен находиться против линии центров давления.

В уравнениях (7.7) и (7.8) известны соотношения $q_{щ}/b_{щ}$ (вычислено) и $x_A/b_{щ}$ (берется по указаниям норм прочности), постоянные для всех сечений щитка.

Решая совместно уравнения (7.7) и (7.8), определяют $p_{1щ}$ и $p_{2щ}$, также постоянные для всех сечений.

Найденная из расчета погонная нагрузка $q_{щ}$ нужна для расчета балки щитка (определение реакций опор, $M_{изг}$, Q), удельные же нагрузки p_1 и p_2 используются для расчета обшивки и нервюр.

Определение реакции крепления щитка включает следующее.

1. Определение суммарной реакции $\Sigma R_{щ}$ узлов A и B и усилия T в тяге управления. На рис. 7.9, б показано графическое определение сил T и $\Sigma R_{щ}$ по вычисленной ранее силе $P_{щ}$, приложенной в центре давления щитка перпендикулярно к хорде щитка.

Суммарная реакция должна проходить через точку O — проекцию центров кривизны рельсовых направляющих.

2. Определение проекций силы T и реакций R узлов A и B на направления, параллельное и перпендикулярное $P_{щ}$. На рис. 7.9, в представлена схема нагружения щитка как двухопорной балки в направлении осей y и x . Зная $q_{щ}$ и Y_T , определяют Y_A и Y_B — проекции реакций узлов A и B на направление, параллельное $q_{щ}$.

Аналогично определяют реакции X_A и X_B — проекции реакций узлов A и B на направление, перпендикулярное $q_{щ}$.

3. Определение реакций узлов R_A и R_B и их составляющих (реакций роликов) R_{A1} ; R_{A2} ; R_{B1} ; R_{B2} .

Зная Y_A , X_A или Y_B и X_B , графическими построениями определяют сначала реакции R_A и R_B , а потом их составляющие R_{A1} , R_{A2} и R_{B1} , R_{B2} , направления которых параллельны радиусам $O-1$ и $O-2$.

Проверка прочности щитка производится аналогично проверке прочности элерона. Щиток в целом рассчитывается как балка, работающая на изгиб и кручение. Производится также проверка местной прочности отдельных элементов и узлов.

РАЗМЕЩЕНИЕ И КРЕПЛЕНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТАХ

§ 1. ОСНОВНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ К РАЗМЕЩЕНИЮ И КРЕПЛЕНИЮ ДВИГАТЕЛЕЙ И СВЯЗАННЫХ С НИМИ АГРЕГАТОВ

Аэродинамические требования сводятся к тому, чтобы установка двигателей на летательном аппарате:

- 1) не вызывала большого прироста вредного лобового сопротивления. В этих целях стремятся, например, к уменьшению значений $c_{xг}S_{мг}$ гондол двигателей ($c_{xг}$ — коэффициент лобового сопротивления гондолы, $S_{мг}$ — площадь миделевого сечения гондолы) и к получению высокого значения $M_{кр}$ гондол в сопряжении с крылом;
- 2) обеспечивала наилучшее использование скоростного напора для двигателей;
- 3) не ухудшала характеристик устойчивости и управляемости самолета.

Компоновочные требования:

- 1) размещение двигателей и топлива должно удовлетворять требованиям центровки; желательно их расположить ближе к центру тяжести для уменьшения массовых моментов инерции, влияющих на маневренные свойства летательного аппарата;
- 2) размещение двигателей не должно вызывать нарушения силовой схемы прилегающих частей;
- 3) при компоновке двигателей необходимо предусматривать меры, направленные на предотвращение нагрева деталей и агрегатов, расположенных вблизи двигателей и их выхлопных устройств;
- 4) расположение двигателей и конструкции всасывающих и выхлопных устройств должны обеспечивать наименьшие потери тяги мощности двигателей.

Прочностные требования:

- 1) обеспечение прочности элементов крепления двигателей, гондол и др.;
- 2) обеспечение достаточной выносливости всех элементов при вибрационных нагрузках и демпфирование вибраций двигательной установки с тем, чтобы они не передавались на конструкцию летательного аппарата;
- 3) крепления двигателей и выхлопных устройств должны не допускать возникновения в них температурных напряжений.

Эксплуатационные требования:

- 1) хороший доступ для осмотра, регулировки и ремонта двигателей и их агрегатов; возможность быстрого монтажа и демонтажа;
- 2) пожарная безопасность;

- 3) из двигателя газы должны выходить на определенном расстоянии от поверхности аэродрома;
 4) с поверхности аэродрома во всасывающие устройства не должны попадать песок, камни и другие посторонние предметы.

§ 2. РАЗМЕЩЕНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА САМОЛЕТЕ

При размещении трубореактивных двигателей на самолете стремятся обеспечить минимальное внешнее сопротивление силовой установки, а также возможно меньшие потери напора в воздухозаборниках, подводящих каналах и выхлопных трубах.

Место установки ТРД зависит от общей компоновки летательного аппарата. В настоящее время в основном применяются три способа (схемы) размещения ТРД: в корневой части крыла, на консолях крыла, на хвостовой части фюзеляжа.

При размещении двигателей в корневой части крыла ТРД могут располагаться за силовой частью крыла (рис. 8.1, з) или внутри нее (рис. 8.1, д).

Размещение двигателей за силовой частью крыла дает возможность устанавливать не только ТРД, но и ДТРД и ТВРД, имеющие значительно больший диаметр, при этом нет необходимости удлинять выхлопную трубу двигателей, не нарушается непрерывность силовой схемы крыла люками.

Установка двигателей в силовой части крыла позволяет сделать мидель гондол малым, воздушные каналы небольшой длины.

Схема расположения двигателей в корневой части крыла имеет следующие преимущества:

аэродинамическое сопротивление силовых установок значительно ниже, чем у расположенных под крылом или на хвостовой части фюзеляжа;

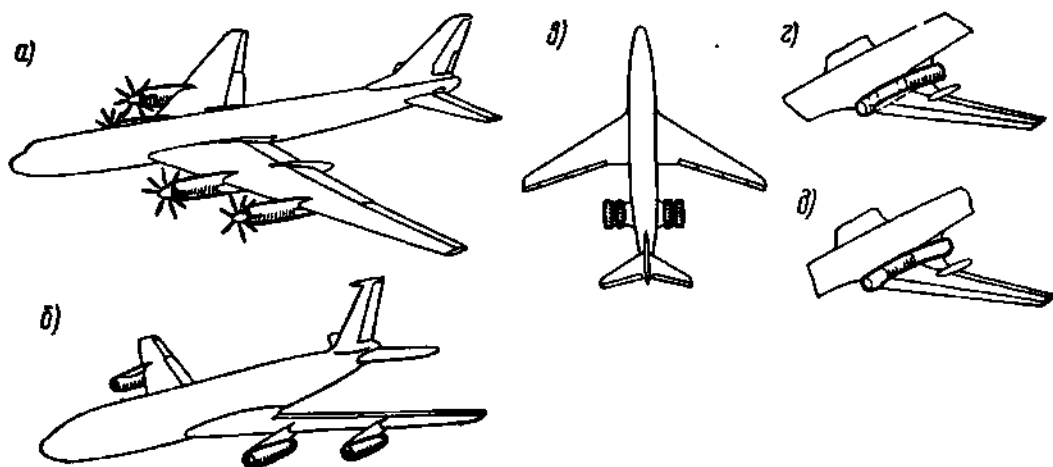


Рис. 8.1. Расположение двигателей на самолетах:
 а — ТВД на крыле; б — ТРД на пилонах; в — на хвостовой части фюзеляжа;
 г — ТРД на крыле за силовой частью; д — на крыле в силовой части

уменьшение интерференции между фюзеляжем и крылом. При работе двигателя образуется «активный» зализ, в котором вместо торможения воздушного потока происходит увеличение его скорости и снижение давления в направлении потока. В результате общий коэффициент лобового сопротивления уменьшается;

отказ двигателей с одной стороны крыла не вызывает резких разворачивающих или кренящих моментов;

расположение двигателей не влияет на выбор угла поперечного V крыла, он выбирается только из условий устойчивости и управляемости;

заборники воздуха располагаются достаточно высоко над поверхностью земли, что предотвращает попадание воды, пыли и мелких предметов при работе двигателей;

при аварийной посадке самолета с убраным шасси двигатели защищены от удара о землю крылом и фюзеляжем.

К недостаткам этой схемы расположения двигателей относятся: высокий уровень шумов в пассажирской кабине;

опасность воздействия на обшивку фюзеляжа и горизонтального оперения мощной реактивной струи газов;

возможность поражения герметической кабины и топливных баков в случае разрушения лопаток турбины или компрессора;

увеличение относительной толщины корневой части профиля крыла для размещения двигателей ухудшает аэродинамические характеристики крыла;

создание устройств для реверсирования тяги двигателей усложнено тем, что выпуск повернутой реактивной струи возможен только вперед — вверх и вперед — вниз. Часть струи, направленная вперед — вниз, отражаясь от поверхности аэродрома, может попадать в воздухозаборник и нарушать нормальную работу двигателя;

возможно попадание в воздухозаборники камней и других мелких предметов из-под колес передней ноги шасси.

Имеет распространение размещение двигателей на консолях крыла, в большинстве случаев — на пилонах под крылом (рис. 8.1, б). Такая схема расположения двигателей имеет следующие преимущества:

вес двигателей разгружает крыло в полете (уменьшает усилия при изгибе);

увеличивается критическая скорость флаттера вследствие размещения центра тяжести двигателей впереди оси жесткости крыла;

улучшаются условия технического обслуживания;

повышается пожарная безопасность;

уменьшается шум от двигателей в пассажирской кабине;

возможна установка на двигатели приспособлений для реверсирования тяги и приспособлений для шумоглушения.

Недостатки этой схемы расположения двигателей следующие: подвесные силовые установки на пилонах значительно увеличивают сопротивление самолета, в том числе за счет отрицательной интерференции крыла с пилонами;

необходимо создавать большое поперечное V крыла у низкоплана, что сказывается на характеристиках устойчивости и управляемости;

в случае отказа одного из двигателей создается большой разворачивающий момент в горизонтальной плоскости;

возможно попадание в воздухозаборники воды, пыли и мелких предметов при работе двигателей на земле;

повышенная пожароопасность при посадке с убранном шасси.

В последнее время широкое распространение получило размещение двигателей на хвостовой части фюзеляжа (рис. 8.1, в).

Преимущества этой схемы следующие:

возможность создания аэродинамически «чистого» крыла с максимально возможным использованием размаха для размещения средств механизации;

создаются хорошие условия для работы воздухозаборников (при удалении двигателей от фюзеляжа, достаточном для обеспечения слива пограничного слоя);

улучшаются характеристики продольной, путевой и поперечной устойчивости за счет: работы гондол двигателей и их пилонов как дополнительного стабилизатора; выноса горизонтального оперения в верхнюю часть киля из зоны схода потока за крылом; увеличения эффективности вертикального оперения при его Т-образном расположении; малого разворачивающего момента двигателей при остановке одного из них;

улучшается комфорт вследствие уменьшения шума в кабине;

повышается пожарная безопасность;

обеспечивается возможность замены всей гондолы вместе с двигателем и создаются хорошие условия подхода к двигателям;

уменьшается влияние реактивной струи двигателей на фюзеляж; двигатели предохраняются от попадания в них воды, пыли и камней при работе на земле и от попадания камней из-под шасси за счет прикрытия заборников крылом и закрылками (рис. 8.2).

К недостаткам этой схемы расположения двигателей относятся: увеличение веса фюзеляжа (в связи с повышением нагрузок его хвостовой части), вертикального оперения (несущего на себе горизонтальное оперение), крыла (неразгруженного массовыми силами двигателей);

значительное аэродинамическое сопротивление гондол двигателей;

необходимость прокладки топливопроводов от баков к двигателям через пассажирскую кабину;

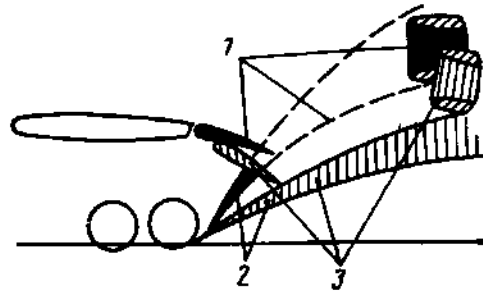


Рис. 8.2. Схема защиты двигателей от попадания камней:

1 — зона защиты закрылками в верхнем положении; 2 — зона защиты опущенными закрылками; 3 — незащищенная зона

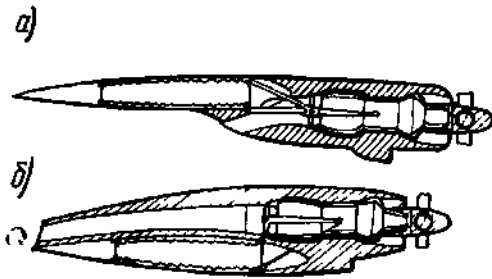


Рис. 8.3. Схемы установки ТВД на крыле

самолетах поршневые и турбовинтовые двигатели обычно располагаются на крыле (рис. 8.1, а) и реже в носовой или хвостовой части фюзеляжа.

Положение гондол двигателей вдоль размаха крыла определяется в основном диаметром винтов. Расстояние между внутренними двигателями и фюзеляжем может диктоваться также допустимым уровнем шума в пассажирской кабине, или размерами колеи шасси, так как в гондолы внутренних двигателей убираются главные ноги шасси.

Размеры гондол двигателей и их положение относительно крыла оказывают существенное влияние на эффективность винта и аэродинамику крыла и самолета в целом. Наилучшим в этом отношении является размещение гондолы внутри крыла. Однако при этом возникают значительные конструктивные затруднения. Поэтому чаще всего, особенно на самолетах-высокопланах, двигатели устанавливаются впереди силовой части крыла (кессона) в уровень с его верхним обводом (рис. 8.3, а). Такое размещение ТВД незначительно увеличивает лобовую площадь самолета, позволяет полностью механизировать заднюю часть крыла, а также осуществить вывод реактивной струи вниз под крыло с минимальными потерями в тяге. В схеме низкоплана подобная установка ТВД может оказаться неприемлемой из-за малого расстояния винта до земли. В этом случае двигатель размещается над крылом и реактивная струя выводится над крылом за его заднюю кромку (рис. 8.3, б).

Плоскости вращения соседних винтов не должны совпадать между собой и проходить через кабину экипажа.

Силовые установки с тянущими винтами повышают сопротивление крыла вследствие обдувки и турбулизации потока и исключают этим самым применение ламинарных профилей на крыле. Толкающие винты, наоборот, снижают его сопротивление, так как они отсасывают воздух из пограничного слоя и подводят энергию в вихревой след. Однако осуществление ТВД с толкающими винтами связано с большими конструктивными трудностями.

Прочие достоинства и недостатки рассматриваемого расположения поршневых и турбовинтовых двигателей, связанные с компоновкой их на консолях крыла, те же, которые отмечались при анализе размещения турбореактивных двигателей на пилонах под крылом.

затруднения в обслуживании высокорасположенных двигателей.

Существенного улучшения аэродинамических характеристик этой схемы можно достичь путем установки двигателей не на пилонах, а в обводах фюзеляжа.

Размещение поршневых и турбовинтовых двигателей. На

Вспомогательные силовые установки (ВСУ) обычно размещаются в хвостовой части фюзеляжа. Такое расположение является наиболее рациональным по следующим причинам:

- ВСУ устанавливается в негерметичной части и не занимает объема герметического отсека;
- имеется возможность полной противопожарной изоляции от ВСУ пассажирской кабины;
- удобство технического обслуживания;
- удобство подключения к системе кондиционирования герметичной кабины.

Вспомогательные силовые установки на магистральных самолетах большой и средней дальности, базирующихся и совершающих посадки на аэродромы I-го класса, служат в основном для кондиционирования воздуха в пассажирских кабинах после посадки пассажиров и в ожидании взлета.

Вспомогательные силовые установки на самолетах местных воздушных линий, эксплуатирующихся на грунтовых аэродромах, не оборудованных для технического обслуживания летательных аппаратов, используются для:

- заправки топливной системы самолета;
- запуска двигателей;
- обогрева крыла и оперения;
- кондиционирования воздуха в пассажирской кабине.

§ 3. ГОНДОЛЫ И КАПОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ

Для уменьшения лобового сопротивления двигателя и присоединенные к ним агрегаты заключаются в обтекаемые гондолы, которые плавно сопрягаются с фюзеляжем или крылом. Гондолы предохраняют двигатель и его агрегаты от коррозии и загрязнения. Одновременно с этим гондолы обеспечивают подвод к двигателю воздуха с равномерным полем скоростей для нормальной работы и охлаждения двигателя. Гондолы должны обеспечивать минимальное сопротивление двигателя и удобный доступ к двигателю и агрегатам, расположенным на нем, для осмотра и замены.

Гондола двигателя включает в себя капот, который состоит из системы легкоъемных или откидных крышек.

Гондолы двигателей представляют собой тонкостенные конструкции, аналогичные конструкции фюзеляжа.

Силовые схемы капотов и гондол могут быть каркасными и панельными.

Каркасная конструкция гондолы состоит из мощного каркаса, легких крышек, которые крепятся к каркасу, и обшивки, подкрепленной продольным и поперечным набором. Гондола такой конструкции воспринимает нагрузки от двигателя и передает их на крыло.

Панельная конструкция гондолы состоит из жестких панелей, связанных между собой быстродействующими стягивающими замками и образующих замкнутую силовую оболочку. Такая конструкция

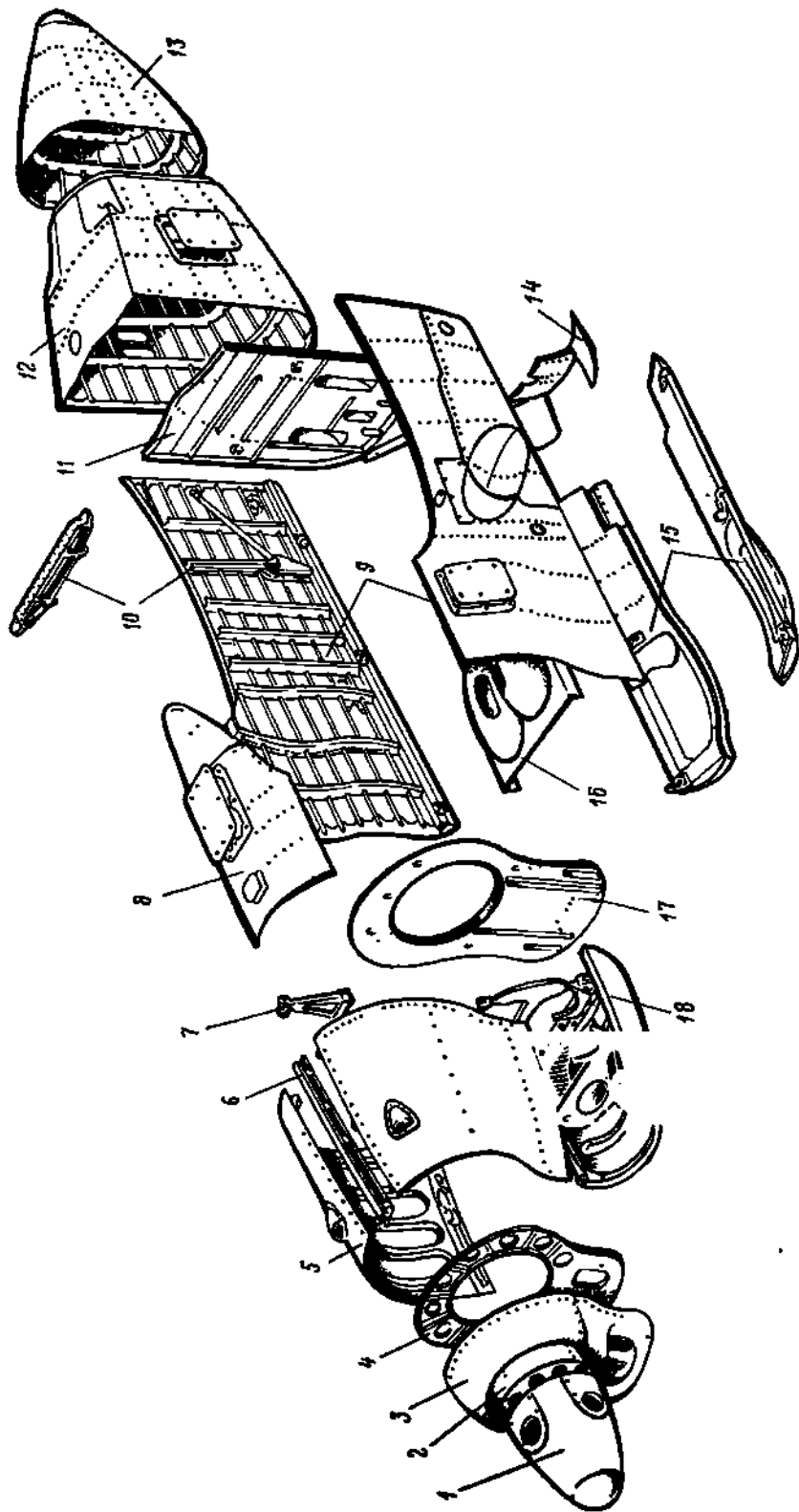


Рис. 8.4. Конструкция гондолы ТВД:
 1 — обтекатель винта, 2 — обтекатель редуктора, 3 — воздухозаборник двигателя, 4 — шпангоут двигателя, 5 — боковая крышка капота, 6 — верхняя балка, 7 — кронштейн крепления капота, 8 — верхняя панель, 9 — боковые панели, 10 — горизонтальная и вертикальная балки среднего силового шпангоута, 11 — задний шпангоут, 12 — передний отсек хвостовой части гондолы, 13 — обтекатель, 14 — шток со створкой, 15 — створка шасси, 16 — экран колес шасси, 17 — передний силовой шпангоут, 18 — нижняя крышка капота

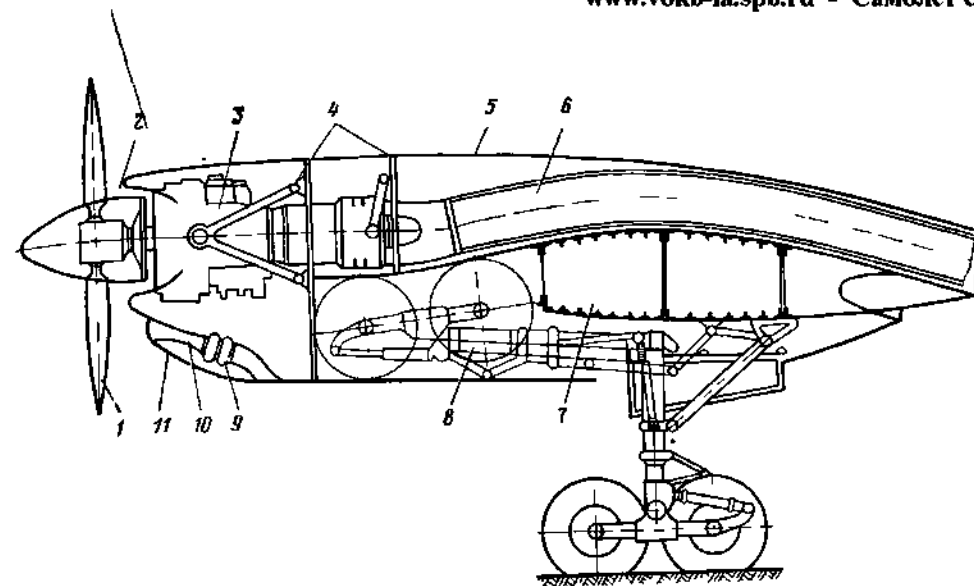


Рис. 8.5. Компонка гондолы ТВД:

1 — винт; 2 — воздухозаборник двигателя, 3 — двигатель; 4 — шпангоуты гондолы и противопожарные перегородки; 5 — задний капот, 6 — выхлопная труба, 7 — крыло, 8 — шасси, 9 — маслорадиатор, 10 — воздухозаборник маслорадиатора, 11 — передний капот

ция воспринимает воздушные нагрузки. Нагрузки от двигателя в этом случае передаются специальными креплениями непосредственно на крыло или фюзеляж.

Конструкция гондолы турбовинтового двигателя, показанная на рис. 8.4, состоит из обтекателей втулки винта и редуктора, воздухозаборника, капотов, хвостовой части гондолы, стекла для отвода выхлопных газов, силовых балок и шпангоутов.

Обтекатель втулки винта служит для уменьшения лобового сопротивления двигателя, профилирования входного канала воздухозаборника и защиты втулки винта от загрязнения.

Передний шпангоут вместе с носком обшивки образует кольцевую камеру противообледенительного устройства воздухозаборника, в которую подается теплый воздух. На рис. 8.5 показана компоновка другого образца гондолы ТВД.

Гондолы ТВД на пилонах (рис. 8.6) по конструкции аналогичны рассмотренным выше.

Турбореактивные двигатели, расположенные на крыле, полностью или частично размещаются внутри крыла (см. рис. 8.1, 2, д). В этих случаях лонжероны крыла в отсеке, где размещен двигатель, имеют кольцеобразную форму и одновременно являются усиленными шпангоутами гондолы.

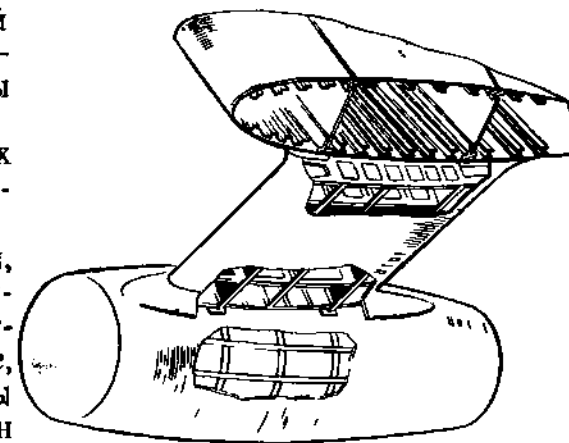


Рис. 8.5. Гондолой ТРД, расположенной на пилоне

§ 4. КОНСТРУКЦИЯ КРЕПЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ К ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТАМ

Рассмотрим некоторые типичные конструкции установок креплений двигателей.

Крепление звездообразного поршневого двигателя (рис. 87) состоит из трубчатого кольца, к которому крепится картер двигателя, и приваренных к нему стержней, соединяющихся с каркасом самолета. Такая конструкция представляет собой пространственную систему. Для неизменяемости крепления двигателя, соединенного с кольцом, к планеру число стержней должно быть не менее шести. Кольцо и стержни выполнены из высокопрочной стали и соединены в узлах при помощи приваренных косынок (см. сечение *Б—Б*).

Узлы крепления моторных рам к фюзеляжу или крылу представляют собой вваренные в стержни проушины или фитинги. В ушковых соединениях болты работают на срез. В фитинговых соединениях — главным образом на разрыв.

Картер двигателя крепится шпильками к втулкам 3, которые приварены к кольцу (сечение *Б—Б*). Во втулки вставляются резиновые амортизаторы. Задние концы стержней попарно соединены и сварены со стаканом узла крепления рамы к крылу. В стаканах устанавливаются амортизаторы.

Турбовинтовые двигатели крепятся к крылу пространственной стержневой системой, соединенной с узлами двигателя. Крепление

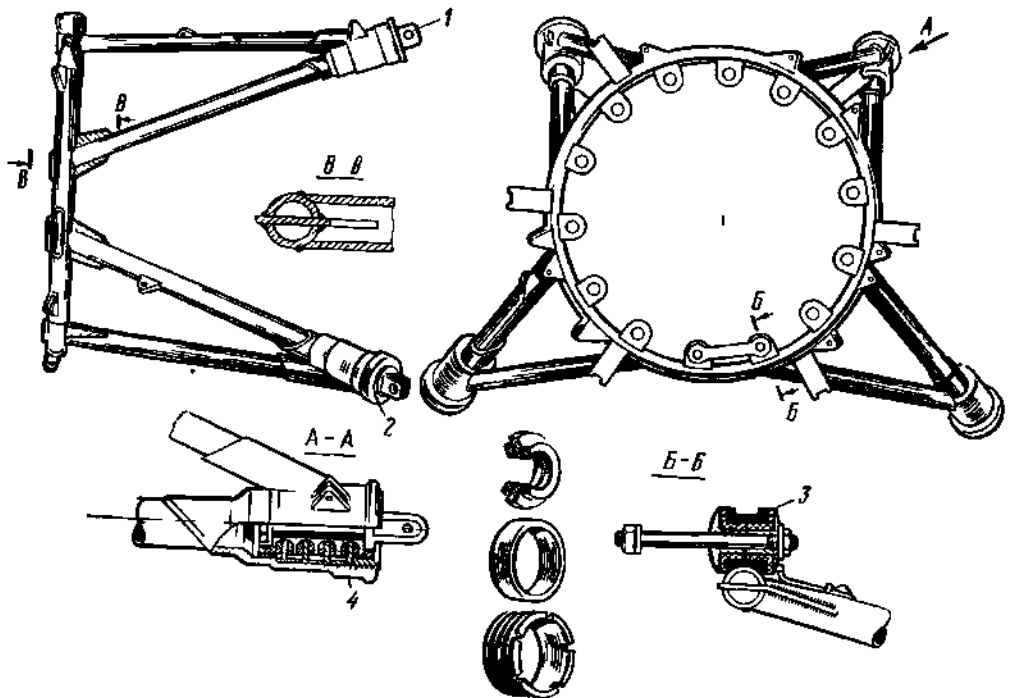


Рис 87. Конструкция моторной рамы звездообразного двигателя
1 — верхние узлы с амортизаторами, 2 — нижние узлы с амортизаторами, 3 — втулка крепления двигателя к моторной раме, 4 — амортизатор подмоторной рамы

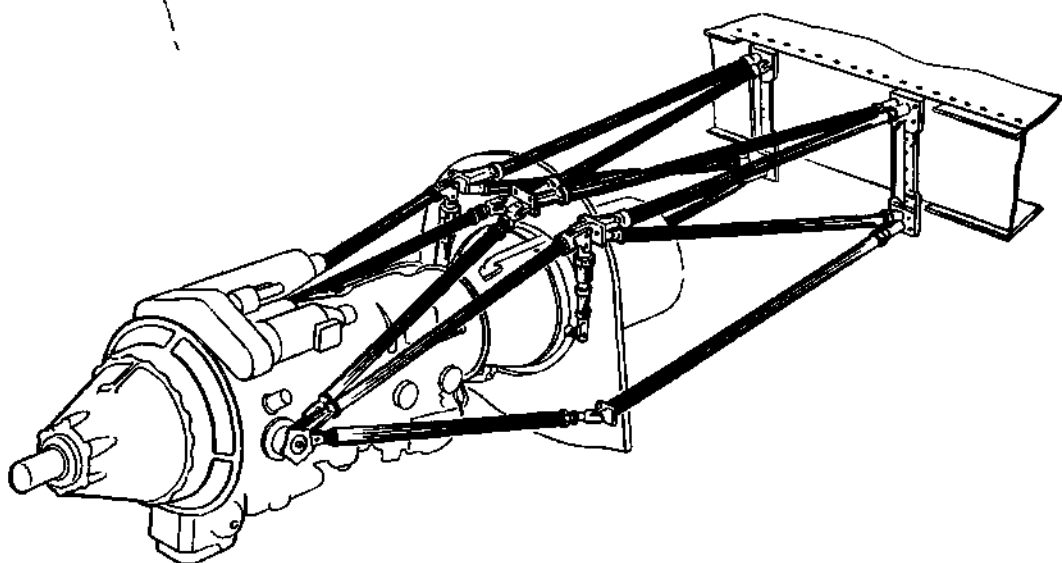


Рис. 8.8 Ферменное крепление турбовинтового двигателя к крылу

может быть ферменным, со стержнями, работающими на растяжение и сжатие, и ферменно-балочным, в котором некоторые элементы в виде балок работают на изгиб.

На рис. 8.8 показана установка крепления турбовинтового двигателя к крылу самолета. Установка соединяет двигатель с центропланом крыла.

Установка состоит из передней фермы, соединяющей двигатель с промежуточным силовым шпангоутом, и задней фермы, связывающей шпангоут с крылом.

Стержни передней фермы образуют статически определенное неподвижное крепление к шпангоуту двух узлов с передними (плоскими) резиновыми демпферами; каждый узел крепится тремя стержнями.

Двигатель опирается на два передних и два задних (стержневых) демпфера, при помощи двух передних и двух задних цапф. Нагрузки от тяги винта и часть нагрузки от массовых сил двигателя воспринимают передние демпферы. Задние демпферы воспринимают только часть массовых сил двигателя. Верхние и нижние подкосы передней фермы имеют на концах вилки с резьбовыми наконечниками для регулировки положения двигателя.

Задняя ферма из восьми стержней соединяет шпангоут с присоединенным к нему двигателем к центроплану. Силовой шпангоут поставлен с целью обеспечения более рационального расположения стержней и уменьшения их длин, что важно при работе на продольный изгиб.

На рис. 8.9 представлена конструкция крепления ферменно-балочного типа (рис. 8,9, а), состоящая из двух балок и шести подкосов. Балка 5, опертая в двух узлах — на шпангоуте гондолы и внутреннем подкосе 6, — работает на изгиб. Остальные элементы работают лишь на осевые нагрузки.

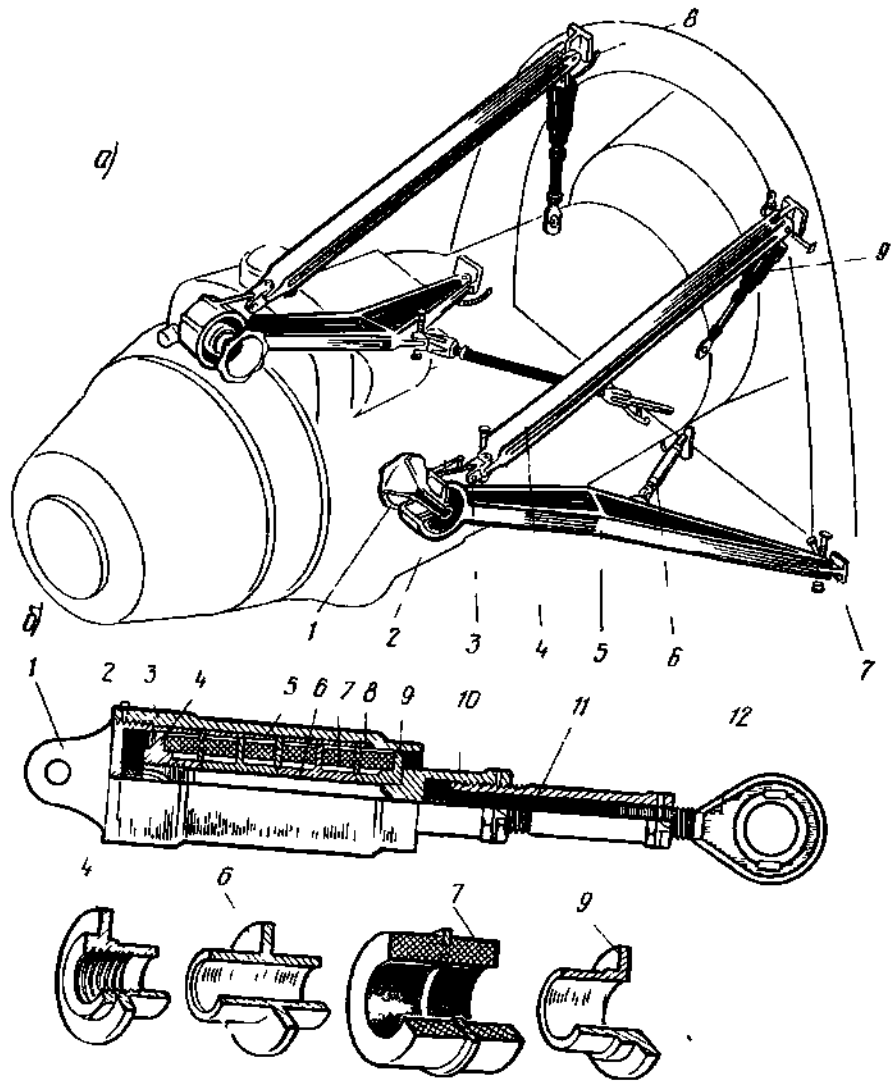


Рис. 8.9. Ферменно-балочное крепление ТВД к гондole:
а — общий вид:

1 — передняя цапфа; 2 — передний демпфер; 3 — серьга; 4 — верхний подкос; 5 — балка; 6 — внутренний подкос; 7 — кронштейн; 8 — перемычка металлизации; 9 — задний подкос — стержневой демпфер,

б — задний подкос — демпфер:
1 — вилка, 2 — стопорный винт, 3 — корпус; 4 — гайка; 5, 6 и 9 — втулки; 7 — дисковый демпфер, 8 — кольцо; 10 — центральный стержень, 11 — переходная втулка; 12 — ухо

Двигатель крепится на четырех цапфах. Передние цапфы 1 вставлены в передние демпферы 2 балок 5. С помощью этих балок и верхних подкосов 4 цапфы 1 передают нагрузки на узлы, расположенные на силовом шпангоуте гондолы двигателя. Нагрузка от задних цапф передается на узлы силового шпангоута через подкосы — стержневые демпферы 9, детали которых показаны на рис. 8.9, б. Положение двигателя может изменяться путем регулирования длины внутренних подкосов 6 и задних амортизаторов.

Крепление турбореактивного двигателя на летательном аппарате осуществляется в виде пространственной системы стержней и узлов.

Особенностью крепления ТРД является наличие на самом двигателе силовых поясов, или приливов для крепления цапф или вильчатых (ушковых) узлов.

Наличие нескольких возможных точек крепления позволяет применять различные варианты крепления двигателя в зависимости от особенностей компоновки самолета, на котором устанавливается двигатель.

Корпус ТРД подвержен значительному нагреву, поэтому крепления двигателя должны обеспечивать свободное перемещение узлов корпуса, вызываемое изменением температуры.

На рис. 8.10 показано крепление ТРД к силовым шпангоутам фюзеляжа. Особенностью этой схемы является ее асимметрия. Внутри стержневой системы, состоящей из шести основных стержней 2—3, 4—5, 6—10, 11—12, 9—13, 1—8 и одного дополнительного стержня 7—9, имеется плоский узел, укрепленный на поясе двигателя стержнями 2—2', 2—2''.

Правильное положение двигателя на самолете достигается регулировкой длины шести основных стержней.

Во всех случаях нагружения как в воздухе, так и на земле стержневая система подвески двигателя воспринимает все приходящиеся на нее силы путем работы стержней на чистое растяжение и сжатие.

Крепление ТРД на пилоне под крылом или в хвостовой части фюзеляжа осуществляется при помощи вильчатых узлов, расположенных сверху на корпусе двигателя.

Демпферы в конструкции креплений ТРД иногда не устанавливают, если вибрации, вызываемые его работой, незначительны.

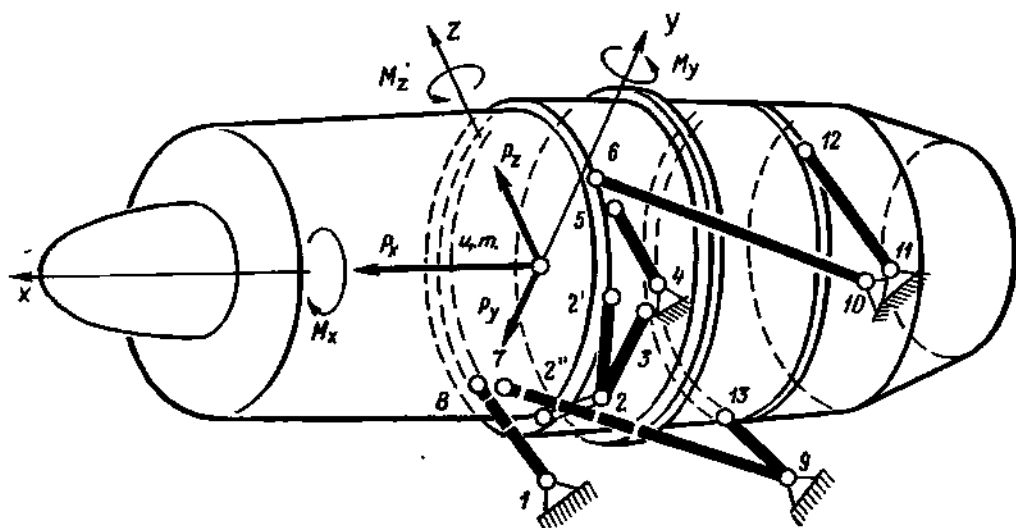


Рис. 8.10. Крепление ТРД к силовым шпангоутам фюзеляжа и виды нагрузок на него: силы P_x , P_y , P_z и моменты M_x , M_y , M_z

§ 5. НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА УСТАНОВКИ КРЕПЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ, И ОСНОВЫ РАСЧЕТА НА ПРОЧНОСТЬ

1. Нагрузки, действующие на установки крепления двигателей

Случаи нагружения, регламентированные нормами прочности для установок крепления двигателей, составлены с учетом всех вариантов нагрузок, возможных в эксплуатации.

Двигатель и установка крепления — часть летательного аппарата, находящегося в состоянии рассматриваемого случая нагружения.

Наиболее важными по величине и направлению действующих сил и значению скоростного напора являются случаи A' (n°_{\max} и $q_{\max \max}$), D' (n°_{\min} и $q_{\max \max}$, см. гл. 1, § 7), H (действие боковой перегрузки и скольжения с $q_{\max \max}$), а также случаи посадки и взлета — E и др. (см. гл. 10, § 3).

Основными являются массовые нагрузки.

На рис. 8.11, а показаны направления массовых нагрузок в случаях A' , D' , H , E .

Эксплуатационные значения массовых сил определяются как $P = n^{\circ} G_{д\ y}$, где $G_{д\ y}$ — вес двигателя, агрегатов, установки крепления и gondoly. Коэффициент безопасности f берется для рассматриваемого случая.

К этим массовым силам, определяемым весом и инерционными силами криволинейного поступательного движения летательного аппарата, необходимо добавить дополнительные инерционные силы, возникающие при вращении самолета относительно своего центра тяжести с угловой скоростью ω и ускорением ϵ , в случае расположения двигателей вне центра тяжести самолета. Если двигатель находится на расстоянии r от центра тяжести и вращение происходит относительно z , то центробежная сила $P_{цб} =$

$$= \frac{G_{д\ y}}{g} r \omega^2, \text{ тангенциальная}$$

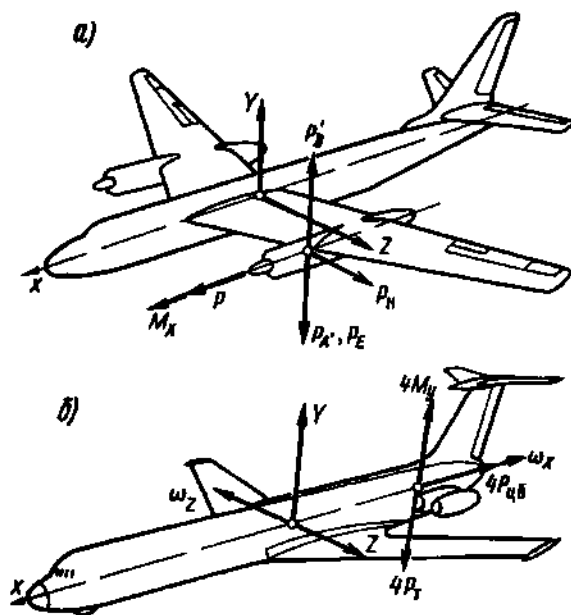


Рис 8.11. Нагрузки на установки крепления двигателей
а — основные массовые и поверхностные нагрузки; б — дополнительные массовые силы и гироскопический момент при вращении самолета с ω_z , ϵ_z (передаваемые от пилона крепления четырех двигателей на самолет)

сила $P_T = \frac{G_{д.у}}{g} r \epsilon_z$ (рис. 8.11, б). Необходимо также учитывать гироскопические моменты.

Здесь гироскопом являются части двигателя и винт, вращающиеся относительно оси x , для турбореактивного двигателя — его ротор. Гироскопический момент возникает при вращении самолета относительно осей z или y .

При вращении самолета, например, относительно оси z , с угловой скоростью ω_z возникает момент M_y , стремящийся повернуть ось гироскопа кратчайшим путем так, чтобы вектор ω_x совпал по своему направлению с вектором ω_z (см. рис. 8.11, б)

$$M_y = I_x \omega_x \omega_z \text{ кг м,}$$

где I_x — момент инерции вращающейся части двигателя относительно оси вращения, $\text{кг сек}^2\text{м}$; ω_x — угловая скорость вращающейся части двигателя, $1/\text{сек}$; ω_z — угловая скорость вращения самолета, $1/\text{сек}$.

Величины момента инерции I_x и угловой скорости ω_x зависят от конструкции двигателя и режима его работы. Угловые скорости самолета ω_z могут быть определены в соответствии со случаем нагружения.

К поверхностным силам относятся тяга двигателя P и реактивный момент (направленный в сторону, противоположную вращению винта)

$$M_x = 716,2 \frac{N}{n} \text{ кг м,}$$

где N — мощность двигателя на валу винта, л. с.; n — число оборотов винта в минуту.

Эти нагрузки также изображены на рис. 8.11, а.

У вертолетов, скорость вращения несущих винтов которых примерно в 10 раз меньше, чем самолетных винтов, величина реактивного момента может быть весьма большой. Для устранения реактивного момента на вертолетах с одним несущим винтом применяют специальные рулевые винты, на двухвинтовых вертолетах — обратное вращение винтов.

Для самолетов с реактивными двигателями, у которых практически нет закручивания газовой струи после выхода из сопла, момент $M_x = 0$.

Воздушные силы, действующие на гондолу, капоты и пилоны, меньше по величине. Наиболее значительны нагрузки на пилоны подвески двигателей под крылом, возникающие при скольжении.

2. Основы расчета установки крепления двигателей

Крепление двигателей необходимо рассчитывать на все случаи, предусмотренные нормами прочности, для чего необходимо определить нагрузки, соответствующие случаям нагружения.

Силовая схема установки крепления двигателя обычно является статически неопределимой. Порядок статической неопределимости при этом определяется числом лишних, сверх необходимых для обеспечения неизменяемости конструкции связей (стержней).

Порядок выполнения расчета следующий.

1. Определение веса и положения центра тяжести двигателя, фермы и укрепленных на них агрегатов.

2. Определение расчетных разрушающих нагрузок по нормам прочности.

3. Установление расчетной схемы. Определение размеров стержней и направляющих косинусов стержней:

$$\cos(l_i, x) = \frac{x_i}{l_i}; \quad \cos(l_i, y) = \frac{y_i}{l_i}; \quad \cos(l_i, z) = \frac{z_i}{l_i},$$

где x_i, y_i, z_i — проекции стержня; $l_i = \sqrt{x_i^2 + y_i^2 + z_i^2}$ — длина стержня.

4. Выявление степени статической неопределимости и выбор основной системы.

Основная система образуется разрезом лишних связей (стержней).

5. Определение усилий.

Виды нагрузки на установку и пример ее расчетной схемы показаны на рис. 8.10.

В симметричной конструкции усилия в симметричных элементах при симметричной нагрузке равны по величине и по знаку, при асимметричной же нагрузке равны по величине, но противоположны по знаку.

Симметрия системы дает возможность при расчете на каждый вид нагрузки принять за «лишние» симметричные элементы, усилия в которых одинаковы.

Рассмотрим для примера ферменную конструкцию установки крепления двигателя.

Усилия в стержнях можно представить в виде

$$S = S_0 + \sum S_i X_i,$$

где S — полное усилие в стержне, $\kappaГ$; S_0 — усилие в стержне статически определимой системы от внешней нагрузки; S_i — усилия в стержнях статически определимой системы от единичных сил, действующих в разрезах «лишних» стержней; X_i — усилия в «лишних» стержнях при действии внешней нагрузки.

Величины усилий X определяются из канонических уравнений деформации вида

$$X_1 \delta_{11} + X_2 \delta_{12} + \dots + \Delta_{10} = 0,$$

где Δ_{10} — взаимное смещение сторон разреза от внешних нагрузок; $X_1 \delta_{11}$; $X_2 \delta_{12}$, — взаимные смещения сторон разреза от действия усилий X_i в «лишних» стержнях.

Перемещения δ_{12} и Δ_{10} вычисляются, как для любых ферм, по формулам:

$$\delta_{12} = \sum S_1 S_2 \frac{l}{EF};$$

$$\Delta_{10} = \sum S_1 S_0 \frac{l}{EF},$$

где l — длина стержня; E — модуль упругости; F — площадь поперечного сечения.

Суммы Σ берутся по всем стержням, включая разрезанные.

6. Проверка прочности.

В результате расчетов получают расчетные разрушающие усилия в стержнях при различных случаях нагружения. Наибольшие растягивающие и сжимающие усилия сводят в таблицу расчетных усилий.

Сжатые стержни проверяются на продольный изгиб (по графикам). Условие прочности: $S \leq P_k$.

Для стержней с шарнирно закрепленными концами $\mu = 1$.

Для стержней со сварными или прикрепленными узлами принимают $\mu = \frac{\sqrt{2}}{2} = 0,707$.

Растянутые стержни проверяются на растяжение по условию прочности: $\sigma = \frac{S_{\text{раст}}}{F} \leq k\sigma_B$; $k = 0,9 \div 0,95$.

Коэффициент k учитывает ослабление прочности стержня сваркой или отверстиями под заклепки.

В ряде случаев для раскрытия статической неопределенности не требуется составления и решения канонических уравнений деформаций. Если число лишних неизвестных не превышает двух, и конструкция симметрична, то для определения их достаточно использовать правила определения усилий от симметричной и антисимметричной нагрузок, основанные на анализе деформаций.

§ 6. ОСОБЕННОСТИ РАЗМЕЩЕНИЯ И КРЕПЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ВЕРТОЛЕТАХ

Основные технические требования, предъявляемые к размещению и креплению двигателей на вертолетах, аналогичны требованиям к размещению и креплению двигателей на самолете.

Размещение двигателей на вертолетах зависит от типа двигателей.

Силовые установки вертолетов в зависимости от размещения делятся на две группы: внутренние, расположенные внутри фюзеляжа, и внешние, расположенные в отдельных гондолах или сверху фюзеляжа.

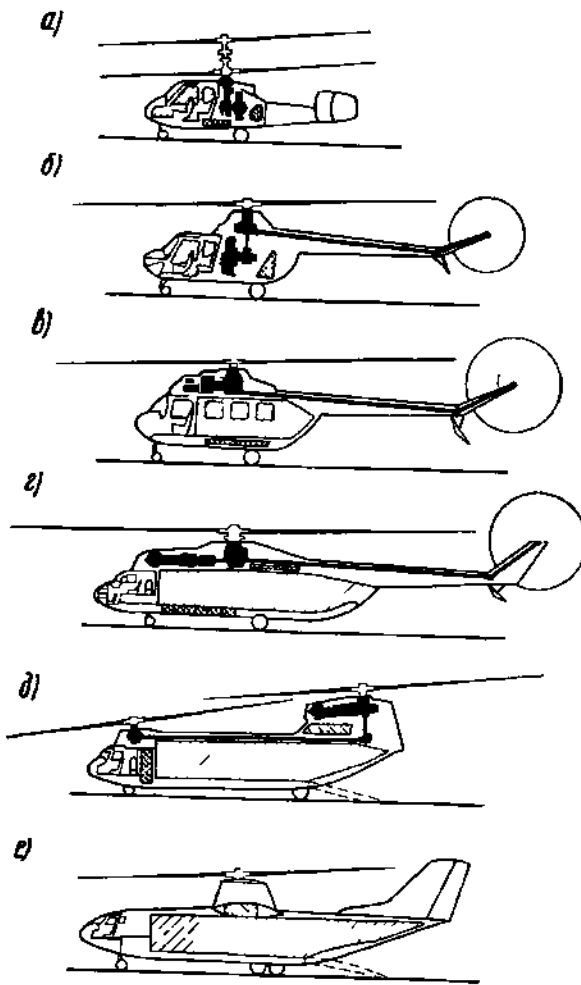


Рис. 8.12. Расположение двигателей на вертолетах

Конструкции установок крепления двигателей на вертолетах аналогичны конструкциям установок крепления двигателей на самолетах.

При этом должна быть обеспечена возможность регулирования креплений двигателя для соединения вала двигателя с редуктором.

§ 7. ВЫНУЖДЕННЫЕ КОЛЕБАНИЯ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК И ИХ ДЕМПФИРОВАНИЕ

Главными причинами вынужденных колебаний силовых установок являются неуравновешенность винтов, вращающихся и поступательно движущихся частей двигателя, а также периодически меняющиеся аэродинамические силы, действующие на лопасти винта при прохождении их перед другими частями конструкции.

Особенно значительны вибрации при работе турбовинтового и поршневого двигателей.

Поршневые двигатели располагаются в основном внутри фюзеляжа (рис. 8.12, а, б). При таком расположении значительно сокращается объем фюзеляжа для размещения грузов и возникает необходимость устройства системы охлаждения двигателя. Поршневые двигатели могут также располагаться на пилонках, укрепленных к балке поперечной схемы вертолета (рис. 8.12, е).

Газотурбинные двигатели располагаются на фюзеляже сверху как впереди, так и сзади несущего винта (рис. 8.12, в, г). Такое расположение двигателей позволяет высвободить в фюзеляже дополнительные объемы для размещения грузов.

На двухвинтовых вертолетах продольной схемы газотурбинные двигатели могут располагаться как внутри фюзеляжа (рис. 8.13), так и вне его (рис. 8.12, д).

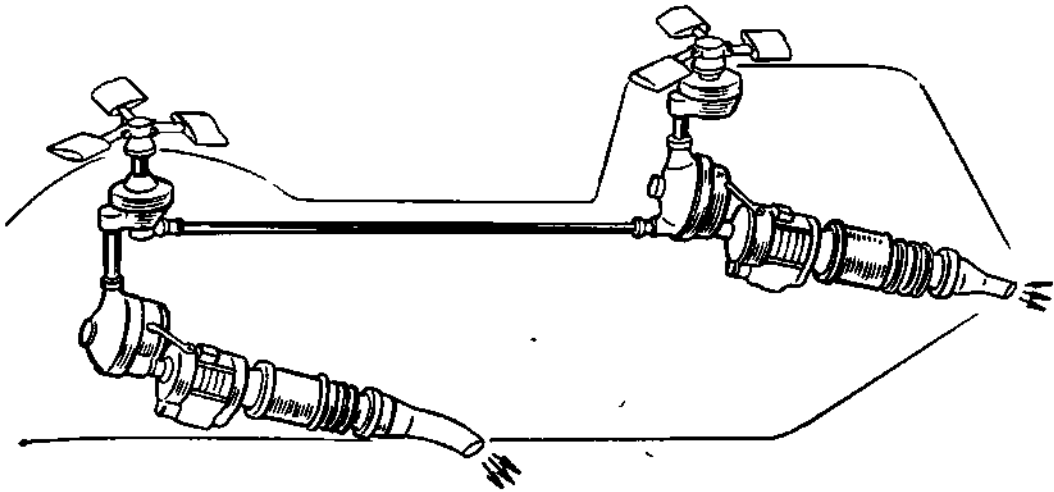


Рис. 8.13. Расположение двигателей внутри фюзеляжа вертолета

Для турбореактивных двигателей вибрации объясняются неуравновешенностью ротора. Так как неуравновешенность невелика, а число оборотов значительно, то вибрации ощущаются в форме дрожания с малыми амплитудами.

Вредными последствиями вибраций являются: люфты в узлах крепления, возникающие вследствие действия на узлы динамических нагрузок, разрушение отдельных элементов от знакопеременных нагрузок (например, трещины усталости в сварных узлах), нарушение исправной работы приборов, неприятные ощущения экипажа и пассажиров.

Для уменьшения вибраций принимаются следующие меры:

- 1) уменьшение величин возмущающих сил путем улучшения балансировки двигателя и винта;
- 2) применение специальных устройств — гасителей колебаний (демпферов), рассеивающих значительную часть энергии колебаний;
- 3) изменение жесткости колеблющейся системы и ее элементов с целью удаления от резонанса.

Последнее мероприятие является особенно важным. Жесткости должны быть подобраны так, чтобы собственная частота колебаний относительно остальной конструкции планера системы, состоящей из двигателя, винта, агрегатов и конструкции крепления двигателя, а также собственные частоты колебаний отдельных элементов фермы (например, изгибных колебаний стержней относительно их опор) были достаточно далеки от частот наиболее значительных по амплитуде, длительно действующих в эксплуатации возбуждающих сил, отличаясь от них на $\pm 300\text{—}400$ кол/мин. Такими частотами возбуждающих сил являются: для винтов с i лопастями: $n_{эв}$, $in_{эв}$; для поршневых двигателей: $n_{эд}$, $2n_{эд}$; для турбореактивных двигателей: $n_{эд}$, где $n_{э}$ — эксплуатационные (наиболее часто применяемые) числа оборотов двигателя или винта.

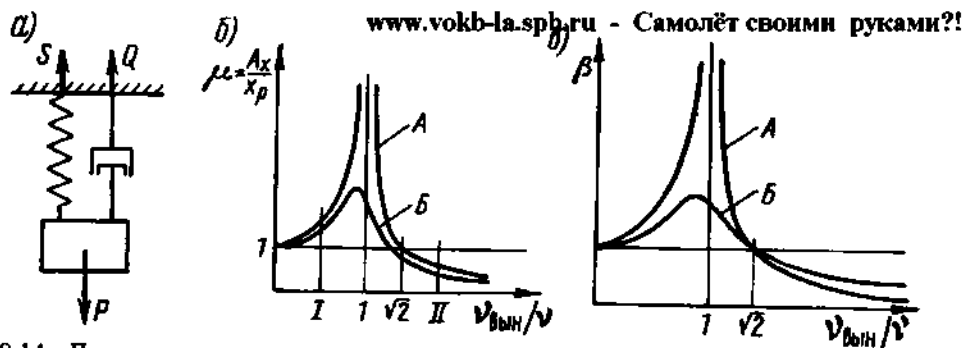


Рис. 8.14. Динамическая схема подвески двигателя (а), ее частотные характеристики (б) и коэффициенты передачи (в): А — колебания упругой системы (без затухания); В — колебания системы с неупругим сопротивлением (с затуханием)

Возможны два способа реализации этих требований:

1) подбор жесткости колеблющейся системы проводится так, чтобы частоты собственных колебаний были выше опасных вынужденных частот;

2) подбор жесткости осуществляется так, чтобы частоты собственных колебаний были ниже опасных вынужденных частот.

Из теории колебаний известна диаграмма зависимости динамического коэффициента $\mu = \frac{A_x}{x_p}$ от соотношения частот $\frac{v_{\text{вын}}}{v}$

(рис. 8.14, б), где A_x — амплитуда колебаний; x_p — статическая деформация под действием статически приложенного амплитудного значения возбуждающей силы A_p ; v — собственная частота колебаний; $v_{\text{вын}}$ — частота вынужденных колебаний.

Частота вынужденных колебаний $v_{\text{вын}}$ является заданной.

Из диаграммы следует, что удаление от резонанса путем понижения собственной частоты v (второй способ) выгодно тем, что μ становится меньше единицы.

При проектировании самолета очень важно знать, с какой силой двигательная установка, прикрепленная к конструкции самолета, воздействует при колебаниях на ее точки опоры. Реальные связи, которыми соединяется двигательная установка с конструкцией самолета, создают как упругое (сила S), так и неупругое (сила Q) сопротивление (рис. 8.14, а). Сила S пропорциональна перемещению, а сила Q — скорости перемещения, поэтому передающаяся на опору сила

$$N = Q + S = k\dot{x} + cx,$$

где k — коэффициент затухания колеблющейся системы; c — жесткость упругой связи.

По принципу Даламбера для тела, на которое действует возбуждающая сила P , можно записать

$$P = N + I,$$

где $I = m\ddot{x}$ — сила инерции.

Если возбуждающая сила P периодическая

$$P = A_p \sin v_{\text{вын}} t,$$

то периодическими будут и силы Q , S и N .

Отношение амплитудного значения передаваемой на опору силы N к амплитуде приложенной силы P_{max} называется коэффициентом передачи сил

$$\beta = \frac{A_N}{A_p} = \frac{(S + Q)_{\text{max}}}{P_{\text{max}}}.$$

Таким образом, переданная от системы на опору сила N в β раз больше приложенной силы P_{max} .

Так как динамический коэффициент

$$\mu = \frac{A_x}{x_p} = \frac{S_{\text{max}}}{P_{\text{max}}},$$

то при отсутствии вязкого сопротивления в связях коэффициент β равен μ .

На рис. 8.14, в показан график зависимости β от $v_{\text{вын}}/v$. Из него видно, что при применении второго способа удаления от резонанса слишком значительное неупругое сопротивление невыгодно.

Для стержней фермы подвески двигателя применяют первый способ удаления от резонанса. Для крепления двигателя к ферме и всей установки к конструкции самолета обычно применяют второй способ. Объясняется это следующими соображениями.

Собственная частота изгибных колебаний стержней получается неизбежно довольно высокой. Она вычисляется по формуле

$$v = \frac{30\pi}{l^2} \sqrt{\frac{EI}{m}} \text{ кол/мин},$$

где m — масса единицы длины стержня, $\text{кг} \cdot \text{сек}^2/\text{см}$; l — длина стержня, см .

Стержни для ферм крепления двигателя подбираются главным образом из условия их работы на продольный изгиб при сжатии. Для длинных стержней критическая сила

$$P_k = \frac{\pi^2 EI}{(\mu l)^2},$$

где I — момент инерции сечения стержня, см^4 ; E — модуль упругости, $\text{кг}/\text{см}^2$.

Поэтому снижение их изгибной жесткости EI для уменьшения v невозможно, так как это уменьшит P_k . Для удаления от резонанса стержни фермы необходимо подбирать по первому способу так, чтобы частота их собственных колебаний была выше частоты опасных вынужденных колебаний. С этой целью стержни выполняются более жесткими.

Крепления же двигателя к ферме и фермы к планеру самолета сделать с целью удаления от резонанса достаточно жесткими нельзя, это привело бы к значительному утяжелению конструкции. Поэтому их выполняют более податливыми, так, чтобы частоты собственных колебаний прикрепленной системы были ниже опасных вынужденных колебаний (второй способ удаления от резонанса). Для этого в узлы крепления включаются резиновые гасители колебаний (демпферы).

Резина обладает малым модулем упругости, особенно при сдвиге, и достаточным неупругим сопротивлением, характеризуемым петлей гистерезиса (рис. 8.15, в), что обеспечивает хорошее поглощение энергии колебаний. Воспринимаемая резиной энергия переходит в тепловую. Для ее отвода металлические части конструкции демпферов должны обеспечивать хорошую теплоотдачу.

При подборе жесткостей демпферов учитывается, что наибольшие возбуждающие импульсы действуют в плоскости yz .

Поэтому в данной плоскости и вокруг оси x требуется наиболее эффективное демпфирование. В других же направлениях жесткость системы демпферов должна быть большей, иначе для винтовых двигательных установок при поворотах вращающегося винта относительно осей y и z возникают нежелательные прецессионные колебания, вызываемые гироскопическим эффектом винта.

Разные жесткости демпферов в различных направлениях достигаются следующими двумя способами.

1. Применение амортизационной втулки с разной толщиной резины в различных направлениях. Изображенный на рис. 8.15, а демпфер применяется для крепления звездообразных поршневых двигателей к моторамам и обеспечивает: большие угловые переме-

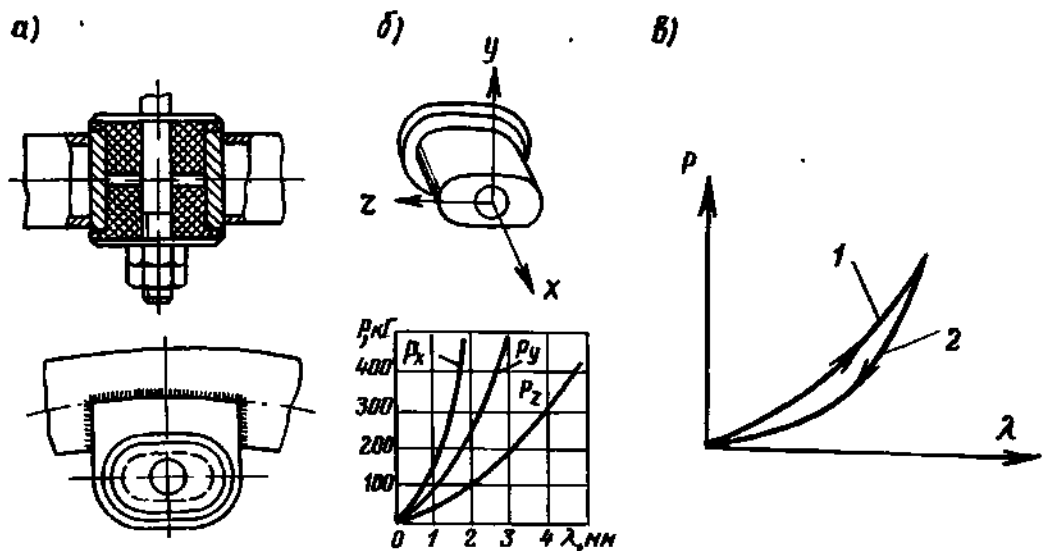


Рис. 8.15. Резиновый демпфер крепления поршневого двигателя: а — конструкция; б — механические характеристики; в — гистерезис при циклическом нагружении; 1 — нагружение; 2 — разгрузка

щения двигателя относительно оси x , смягчая импульсы реактивного момента, достаточные перемещения в радиальном направлении (в плоскости yz); малые перемещения вдоль оси x и при вращении двигателя вокруг осей y и z .

2. Использование свойств резины, имеющей значительную разницу в модулях упругости на сдвиг и на сжатие (модуль упругости резины при сдвиге в 6—10 раз меньше, чем при сжатии). Деформации λ демпфера при действии силы P в различных направлениях показаны на рис. 8.15, б.

Демпферы снабжаются упорами для предотвращения больших деформаций резины и разрушения ее при больших нагрузках (в случае A и др.).

9 глава

ФЮЗЕЛЯЖ

§ 1. НАЗНАЧЕНИЕ ФЮЗЕЛЯЖА И ВАЖНЕЙШИЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К НЕМУ. ВНЕШНИЕ ФОРМЫ ФЮЗЕЛЯЖА

Фюзеляж предназначен для размещения экипажа, пассажиров, грузов, оборудования, иногда силовой установки и топлива, а также для связи основных частей самолета: крыла, оперения, шасси между собой.

Важнейшие технические требования, предъявляемые к фюзеляжу, можно объединить в следующие четыре основные группы.

Компоновочные требования предусматривают:

получение наибольших свободных объемов при заданных габаритах для размещения грузов и создания комфорта пассажирам;

малое изменение положения центра тяжести летательного аппарата при различных вариантах загрузки, выгорании топлива и других изменениях веса грузов, расположенных в фюзеляже, чтобы не нарушалась продольная устойчивость;

компактное размещение грузов — ближе к центру тяжести для уменьшения массовых моментов инерции летательного аппарата I_z и I_y ;

согласование силовых схем фюзеляжа и примыкающих к нему частей на участке их сопряжения.

Аэродинамические требования:

получение как можно меньшего коэффициента c_x фюзеляжа и небольшого дестабилизирующего момента (например, момент, создаваемый длинной носовой частью фюзеляжа).

Прочностные требования:

достаточная прочность, долговечность и жесткость при наименьшем весе (выполнение требований норм прочности);

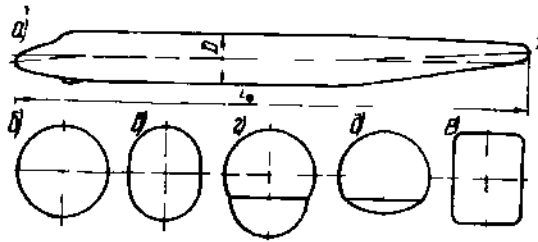


Рис 9.1. Форма фюзеляжа (вид сбоку) современного пассажирского самолета и формы поперечных сечений фюзеляжа

обеспечение живучести конструкции при частичных разрушениях.

Эксплуатационные требования:

обеспечение необходимых жизненных условий и комфорта для пассажиров и членов экипажа;

удобство и быстрота загрузки и разгрузки и возможность экстренного выхода из летательного аппарата при авариях, экипажа и пассажирских са-

обеспечение обзора из кабины лонгов.

Перечисленные требования определяют в основном конструкцию и внешние формы фюзеляжа.

Внешние формы фюзеляжа скоростного самолета должны быть хорошо обтекаемыми, а площадь наибольшего поперечного (миделевого) сечения фюзеляжа возможно малой. С точки зрения аэродинамики наилучшей формой фюзеляжа является тело вращения с очертаниями, близкими к очертаниям симметричного профиля.

Выступающие фонари кабин, установка радиолокационных устройств определяют необходимость отклонения форм фюзеляжа от тела вращения (рис. 9.1, а). Кроме того, иногда ось носовой части фюзеляжа бывает отклонена вниз для улучшения обзора из кабины экипажа, а ось хвостовой части отклонена вверх для увеличения угла опрокидывания (см. гл. 10, § 1).

Носовая часть фюзеляжа сверхзвукового самолета выполняется удлиненной и заостренной для образования косых скачков уплотнения в целях снижения волнового сопротивления. Иногда такая носовая часть (например, на самолете Ту-144) снабжается механизмом для отклонения ее вниз с целью улучшения обзора из кабины экипажа при взлете и посадке.

Форма поперечного сечения фюзеляжа определяется назначением самолета, скоростью полета, количеством пассажиров, габаритами перевозимых грузов и т. д.

С точки зрения аэродинамики наиболее выгодной формой поперечного сечения является круглая (рис. 9.1, б). Однако по причине компоновочных и эксплуатационных требований могут оказаться более целесообразными другие формы сечения. Так, овальная форма (рис. 9.1, в) позволяет лучше использовать внутренние объемы фюзеляжа. Но овальный фюзеляж неудобен в производстве и его панели подвергаются изгибу при наличии избыточного давления в герметическом отсеке. Поэтому для пассажирских самолетов более выгодным является сечение, образованное двумя пересекающимися окружностями (рис. 9.1, г, д). На уровне смыкания образующих сечение окружностей целесообразно размещать пол кабины или салона.

У специальных грузовых и десантно-транспортных самолетов и вертолетов, для которых эксплуатационные и компоновочные требования являются первоочередными, форма фюзеляжа должна быть удобной для погрузки, размещения и разгрузки громоздких и тяжелых грузов. В этом случае наиболее целесообразной формой поперечного сечения может оказаться прямоугольная со скругленными углами (рис. 9.1, е).

Важнейшим параметром фюзеляжа является его удлинение

$$\lambda_{\phi} = \frac{L_{\phi}}{D},$$

где L_{ϕ} — длина фюзеляжа; D — диаметр его миделевого сечения.

При некруглом сечении за D принимают диаметр круга с площадью, равной площади миделевого сечения.

Иногда удлинение фюзеляжа определяется по формуле

$$\lambda_{\phi} = \frac{2L_{\phi}}{B + H},$$

где B и H — наибольшие ширина и высота фюзеляжа.

У современных дозвуковых самолетов $\lambda_{\phi} = 7 \div 11$, а у сверхзвуковых $\lambda_{\phi} = 12 \div 15$.

Важным параметром самолета является расстояние от центра тяжести самолета до центра давления горизонтального оперения, определяемое длиной хвостовой части фюзеляжа: $L_{го} = kb_A$. Для самолетов обычных схем $k = 2,6 \div 4,8$.

Поперечные размеры фюзеляжа выбираются в зависимости от назначения летательного аппарата. Так, диаметр фюзеляжа пассажирского самолета определяется минимальной высотой пассажирского салона по проходу (не менее 1,8—2,0 м) и числом кресел в ряду:

$D = 3,0$ м при четырех креслах в ряду;

$D = 3,4$ м при пяти креслах в ряду;

$D = 3,8$ м при шести креслах в ряду.

У грузовых самолетов поперечные размеры фюзеляжа определяются видом и количеством грузов, предназначенных для перевозки на рассматриваемом самолете.

Например, у самолета Ан-22, предназначенного для перевозки крупногабаритных грузов, $B = H = 4,4$ м.

§ 2. УСЛОВИЯ НАГРУЖЕНИЯ ФЮЗЕЛЯЖА

На фюзеляж в различных условиях эксплуатации могут действовать следующие нагрузки:

силы, передающиеся на фюзеляж от прикрепленных к нему частей летательного аппарата (крыла, оперения, двигательных установок, шасси);

массовые силы грузов и агрегатов, расположенных внутри фюзеляжа, а также массовые силы собственной конструкции;

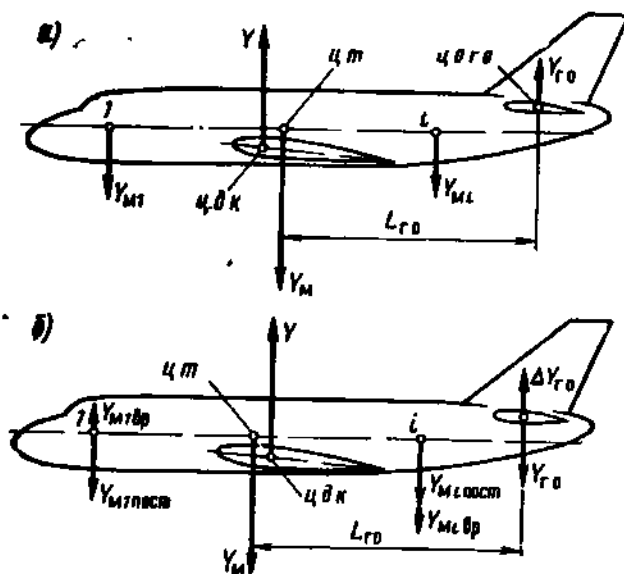


Рис. 9.2. Силы, действующие на самолет;
 а — в случае нагружения А; б — в случае нагружения В

реакции земли или воды в аварийной ситуации, приложенные непосредственно к фюзеляжу;

аэродинамические силы (разрежение или давление), распределенные по поверхности фюзеляжа;

давление (или разрежение) в герметических отсеках.

В конструкции фюзеляжей сверхзвуковых летательных аппаратов могут возникать также значительные внутренние усилия (температурные напряжения) от кинетического нагрева.

В отличие от крыла, приложенные к поверхности фюзеляжа аэродина-

мические силы распределены так, что не оказывают существенного влияния на работу конструкции фюзеляжа как балки. Но эти силы могут оказаться решающими при расчете отдельных частей (например, фонаря кабины) на местную прочность.

Случаи нагружения фюзеляжа самолета, предусмотренные нормами прочности, можно разбить на три группы.

1-я группа. Случаи нагружения частей самолета, примыкающих к фюзеляжу. Самолет рассматривается как тело, находящееся в равновесии под действием поверхностных и массовых нагрузок фюзеляжа и частей, примыкающих к фюзеляжу.

Коэффициенты безопасности f для фюзеляжа принимаются такими же, как и для примыкающих к нему частей. Исключение составляет случай *Е*. В этом случае для шасси $f=1,5$, а для фюзеляжа $f=1,65$.

1-я подгруппа. Случаи, в которых отсутствует ускоренное вращение самолета относительно центра тяжести. Рассмотрим, например, случай *А*, когда на самолет действуют следующие поверхностные силы, параллельные оси y (рис. 9.2, а):

а) подъемная сила крыла $Y=n_A G$, определяемая по нормам прочности для случая *А* крыла;

б) уравнивающая нагрузка на горизонтальное оперение $Y_{Г.о.}$, определяемая из условия равновесия моментов относительно центра тяжести самолета.

Перегрузка в центре тяжести самолета n_y отличается по величине от перегрузки n_A , задаваемой нормами прочности крыла:

$$n_y = \frac{Y + Y_{г.о}}{G} = n_A + \frac{Y_{г.о}}{G}. \quad (9.1)$$

Вследствие отсутствия ускоренного вращения самолета величина n_y для всех грузов одинакова. Поэтому массовая сила груза или агрегата, имеющего вес G_i , равна

$$Y_{mi} = n_y G_i. \quad (9.2)$$

2-я подгруппа. Случаи, связанные с ускоренным вращением самолета относительно его центра тяжести. В качестве примера рассмотрим действие маневренной нагрузки на горизонтальное оперение в случае В. На самолет действуют поверхностные силы, параллельные оси y (рис. 9.2, б):

- а) подъемная сила крыла $Y = n_B G$;
- б) уравнивающая нагрузка на горизонтальное оперение $Y_{г.о}$;
- в) маневренная нагрузка на горизонтальное оперение $\Delta Y_{г.о}$.

В расчет вводим абсолютные значения $Y_{г.о}$, $\Delta Y_{г.о}$ и x_i .

Под действием неуравновешенной силы $\Delta Y_{г.о}$ самолет совершает вращение относительно центра тяжести с угловым ускорением

$$\varepsilon_z = \frac{\Delta Y_{г.о} L_{г.о}}{I_z}, \quad (9.3)$$

где I_z — массовый момент инерции самолета относительно оси z ;

$$I_z \approx \frac{1}{g} \sum G_i x_i^2. \quad (9.4)$$

Перегрузка в центре тяжести самолета

$$\begin{aligned} n_{y \text{ пост}} = n_{y_0} &= \frac{Y_{\Pi}}{G} = \frac{Y - Y_{г.о} + \Delta Y_{г.о}}{G} = \\ &= n_B - \frac{Y_{г.о} - \Delta Y_{г.о}}{G}. \end{aligned} \quad (9.5)$$

Перегрузка в точке, не лежащей в центре тяжести,

$$n_{yi} = n_{y_0} + n_{y \text{ вр } i} = n_{y_0} \pm \frac{\varepsilon_z x_i}{g}. \quad (9.6)$$

Здесь знаки плюс или минус берутся в зависимости от направлений массовых сил $Y_{mi \text{ пост}}$ и $Y_{mi \text{ вр}}$ в рассматриваемой точке (рис. 9.2, б).

Массовая сила произвольного груза i

$$Y_{mi} = n_{yi} G_i. \quad (9.7)$$

2-я группа. Случаи непосредственного нагружения фюзеляжа. Основными случаями этой группы являются K_{ϕ} , P_{ϕ} , Π_{ϕ} , M_{ϕ} , N_{ϕ} .

Случай K_{Φ} — неполный капот (рис. 9.3, а). Этот случай рассматривается только для самолетов с хвостовым колесом.

Случай P_{Φ} — полный капот (рис. 9.3, б). Этот случай рассматривается только для самолетов с $G_0 \leq 10\,000$ кг.

Случай Π_{Φ} — вынужденная посадка с убраннным шасси (рис. 9.3, в).

Нагрузка от земли передается на фюзеляж в секторе, обозначенном на рис. 9.3, в углами 60° и 30° .

Случай M_{Φ} — вынужденная посадка на воду. Рассматривается действие гидродинамической нагрузки при ударе о воду.

В конструкции фюзеляжа должны быть предусмотрены специальные силовые элементы, обладающие достаточной прочностью для восприятия нагрузок и защиты экипажа и пассажиров в перечисленных случаях нагружения, а в случае M_{Φ} и для обеспечения плавучести.

Случай H_{Φ} — боковая нагрузка передней части фюзеляжа (например, вираж со скольжением). За «переднюю» часть принимают часть фюзеляжа от носка до переднего лонжерона крыла.

Рассматривается нагружение носовой части фюзеляжа только массовыми силами в направлении оси z .

3-я группа. Нагружение распределенными аэродинамическими силами и силами давления и разрежения в герметических отсеках.

Расчет воздушных нагрузок на поверхность фюзеляжа может быть произведен по результатам продувок или по рекомендациям норм прочности. В качестве примера на рис. 9.4 представлены диаграммы распределения коэффициента избыточного давления

$$\bar{p} = \frac{p_{изб}}{q} \quad (\text{где } q \text{ — скоростной напор при полете}) \text{ по поверхности}$$

фюзеляжей различных очертаний при $M \ll M_{крит}$. На носовую часть

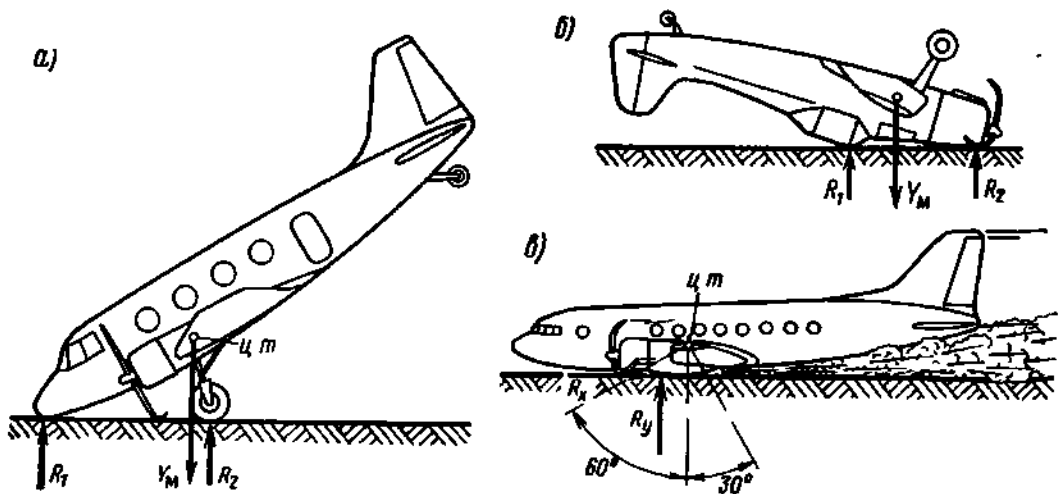


Рис. 9.3. Случаи непосредственного нагружения фюзеляжа: а — неполный капот; б — полный капот; в — вынужденная посадка с убраннным шасси

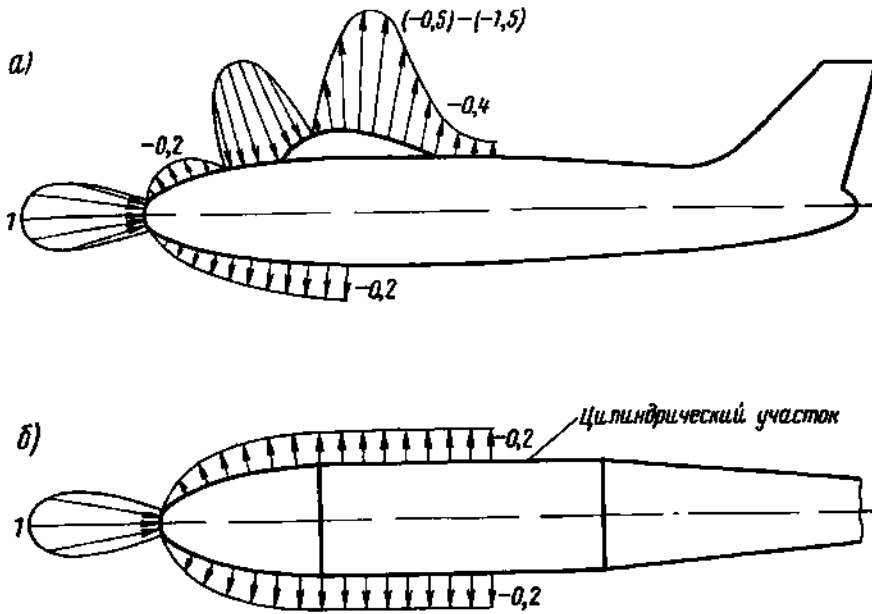


Рис. 9.4. Диаграммы распределения давления по поверхности фюзеляжа (пример):
 а — фюзеляж с выступающим фонарем; б — фюзеляж, выполненный по форме
 тела вращения с цилиндрической вставкой

фюзеляжа действуют также значительные боковые нагрузки при скольжении самолета.

Знание избыточного давления на поверхности фюзеляжа нужно для расчета крышек люков, окон и фонарей, для правильного размещения выводов дренажных трубок. Воздушные нагрузки учитываются также при расчете конструкции воздухозаборников и воздушных каналов.

При расчете на прочность герметических отсеков фюзеляжа должны рассматриваться два варианта нагрузок от давления и разрежения в отсеках.

1. Действие максимального избыточного давления и максимального избыточного разрежения (при экстренном снижении самолета, когда внутреннее давление может оказаться меньше наружного — атмосферного).

2. Совместное действие нагрузок от давления и разрежения и нагрузок, действующих на герметический отсек в основных полетных случаях нагружения как на часть фюзеляжа.

При рассмотрении совместного действия аэродинамических нагрузок и давления или разрежения в герметических отсеках нужно иметь в виду, что действительные условия нагружения обшивки соответствуют указанным на рис. 9.5.

Силы полного (абсолютного) давления наружного $p_{нар}$ и внутреннего $p_{вн}$ действуют навстречу. Деформации же обшивки и нагрузка на ее крепления определяются избыточным давлением $p_{изб}$.

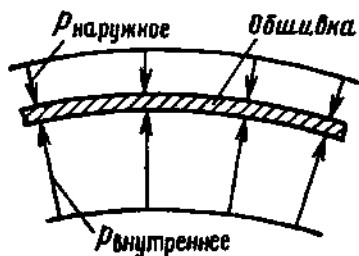


Рис. 95. Нагружение обшивки фюзеляжа

аэродинамическое разрежение $\bar{p} < 0$ и давление в кабине $p_{\text{каб}} > 0$.

www.vokb-la.spb.ru - Самолёт своими руками?!
 которое находится как разность абсолютных давлений: $p_{\text{изб}} = p_{\text{нар}} - p_{\text{вн}}$, или манометрических (избыточных по сравнению с атмосферным $p_{\text{ат}}$) аэродинамического $\bar{p}q$ и давления в кабине $p_{\text{каб}}$, т. е. $p_{\text{изб}} = \bar{p}q - p_{\text{каб}}$.

Отсюда следует, что особенно неблагоприятные условия нагружения обшивки (и стекол) будут, если:

аэродинамическое избыточное давление $\bar{p} > 0$ и разрежение в кабине $p_{\text{каб}} < 0$;

§ 3. КОНСТРУКЦИЯ И РАСЧЕТ ФЮЗЕЛЯЖА НА ПРОЧНОСТЬ

1. Силовые схемы фюзеляжей

Фюзеляж обычной схемы (монофюзеляж) представляет собой балку, опертую на крыло и работающую на изгиб и кручение (рис. 9.6, а).

Если самолет выполнен по двухбалочной схеме с гондолой, то гондола также опирается на крыло и работает как балка, а хвостовые балки вместе с горизонтальным оперением образуют жесткую раму, заделанную в крыло (рис. 9.6, б).

Конструкции каркаса фюзеляжа делятся по силовой схеме на ферменные и балочные.

Ферменная конструкция. Основными силовыми элементами ферменной конструкции являются стержни, образующие пространственную ферму (рис. 9.7, а). Обшивка придает фюзеляжу обтекаемую форму, воспринимает воздушные нагрузки и передает их на ферму. Увеличение скорости полета самолетов привело к тому, что надстройки для крепления обшивки к ферме и сама обшивка стали получаться настолько тяжелыми, что ферменные фюзеляжи оказались невыгодными в весовом отношении. В настоящее время они применяются лишь на некоторых легких нескоростных самолетах и вертолетах.

Балочная конструкция. По этой силовой схеме выполняются фюзеляжи современных самолетов и большинства вертолетов. Поэтому в дальнейшем рассматриваются только балочные фюзеляжи.

В балочном фюзеляже основными силовыми элементами являются (рис. 9.7, б): работающая обшивка; силовые элементы продольного набора — нормальные и усиленные стрингеры; силовые элементы поперечного набора — нормальные и усиленные шпангоуты.

В зависимости от того, какие силовые элементы включены в конструкцию, различают два ее типа.

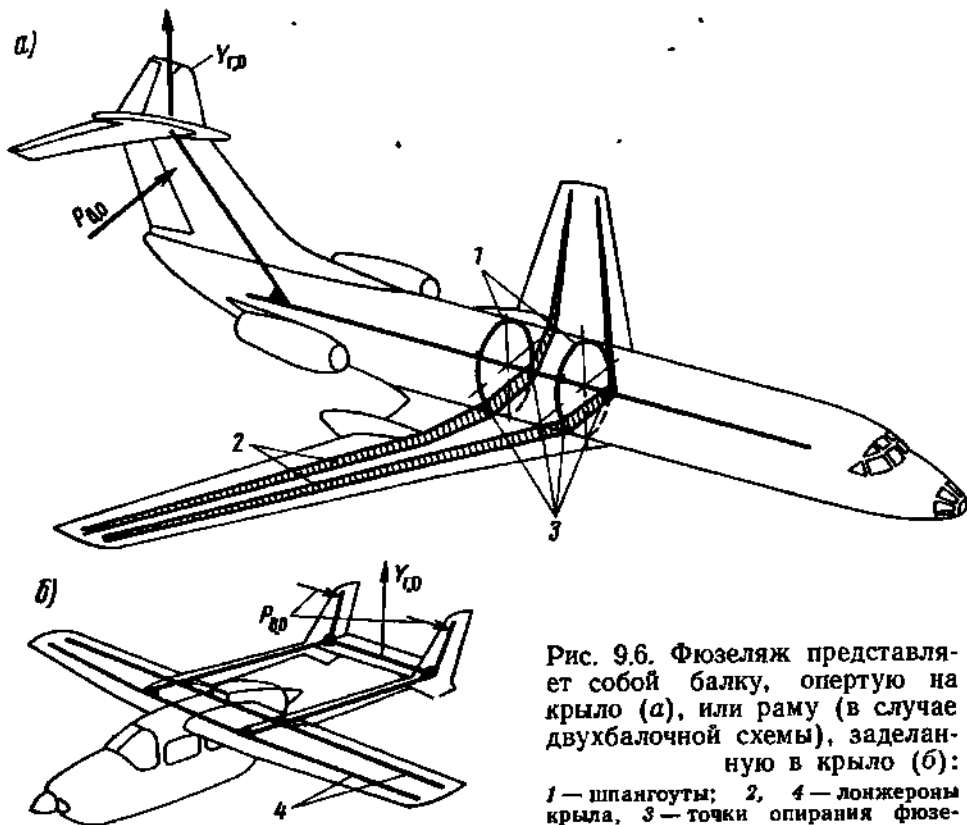
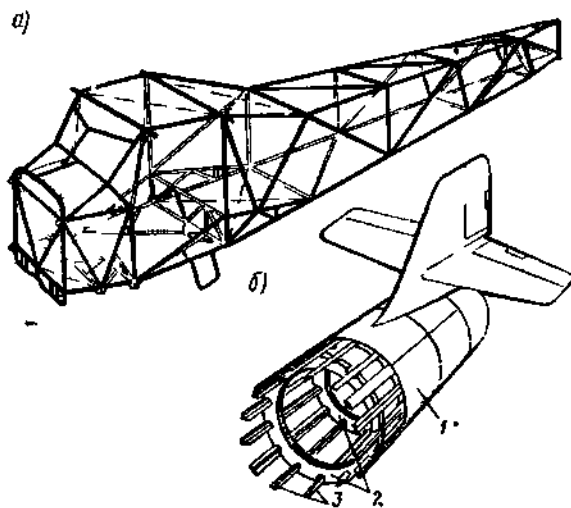


Рис. 9.6. Фюзеляж представляет собой балку, опертую на крыло (а), или раму (в случае двухбалочной схемы), заделанную в крыло (б): 1 — шпангоуты; 2, 4 — лонжероны крыла, 3 — точки опирания фюзеляжа

Рис. 9.7. Силовые схемы фюзеляжей: а — ферменный фюзеляж самолета Як-12; б — балочный фюзеляж и его основные силовые элементы; 1 — обшивка; 2 — шпангоуты; 3 — стрингеры



1. Полумонокок, или балочно-стрингерный фюзеляж. Работающая обшивка такой конструкции подкреплена нормальными стрингерами и шпангоутами (рис. 9.8, а) или нормальными и усиленными стрингерами (усиленные иногда называют лонжеронами) и шпангоутами (рамами) (рис. 9.8, б).

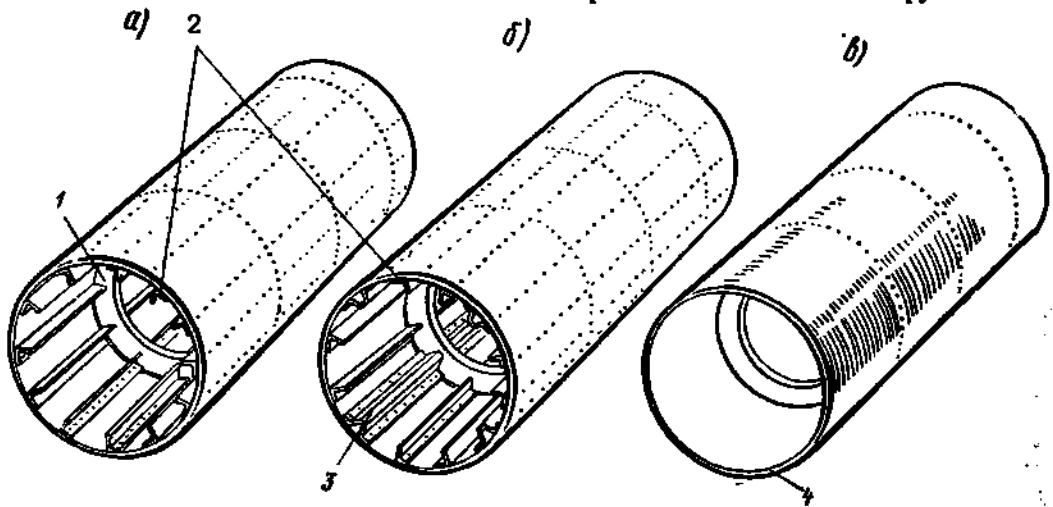


Рис. 9.8. Типы балочных фюзеляжей: *а* — полумонокок с нормальными стрингерами; *б* — полумонокок с усиленными стрингерами; *в* — монокок; 1 — шпангоут; 2 — нормальные стрингеры; 3 — усиленный стрингер; 4 — толстая обшивка

2. Монокок, или балочно-скорлупный фюзеляж. Толстая работающая обшивка такого типа подкреплена только шпангоутами (рис. 9.8, *в*).

По схеме монокок выполняются отдельные отсеки фюзеляжей самолетов и вертолетов, не имеющие вырезов в обшивке. Фюзеляжи, полностью выполненные по схеме монокок, встречаются редко. Это объясняется тем, что для компенсации выреза в бесстрингерной обшивке требуется установка усиления, значительно увеличивающих вес конструкции.

2. Усилия в сечениях фюзеляжа

В общем случае в поперечном сечении фюзеляжа действуют вертикальные или горизонтальные поперечные силы, изгибающие и крутящий моменты (рис. 9.9).

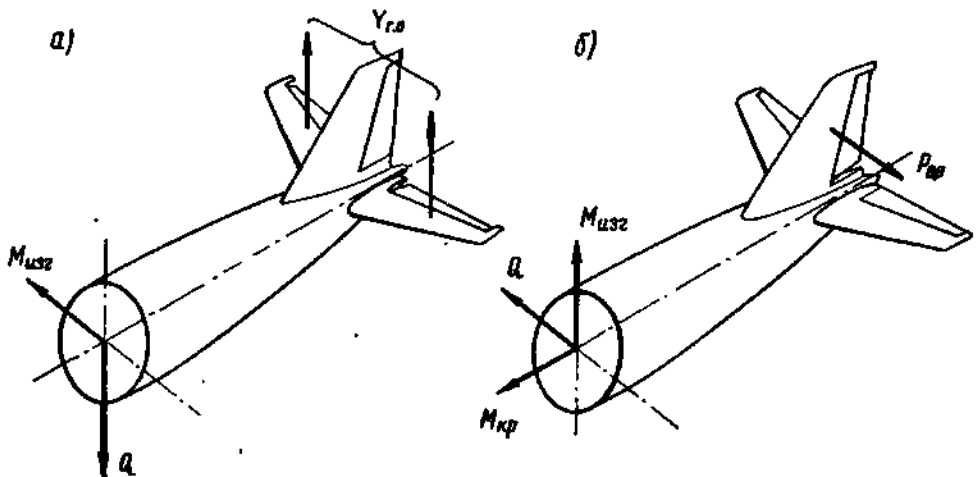


Рис. 9.9. Усилия в сечении фюзеляжа: *а* — при вертикальном изгибе; *б* — при горизонтальном изгибе и кручении

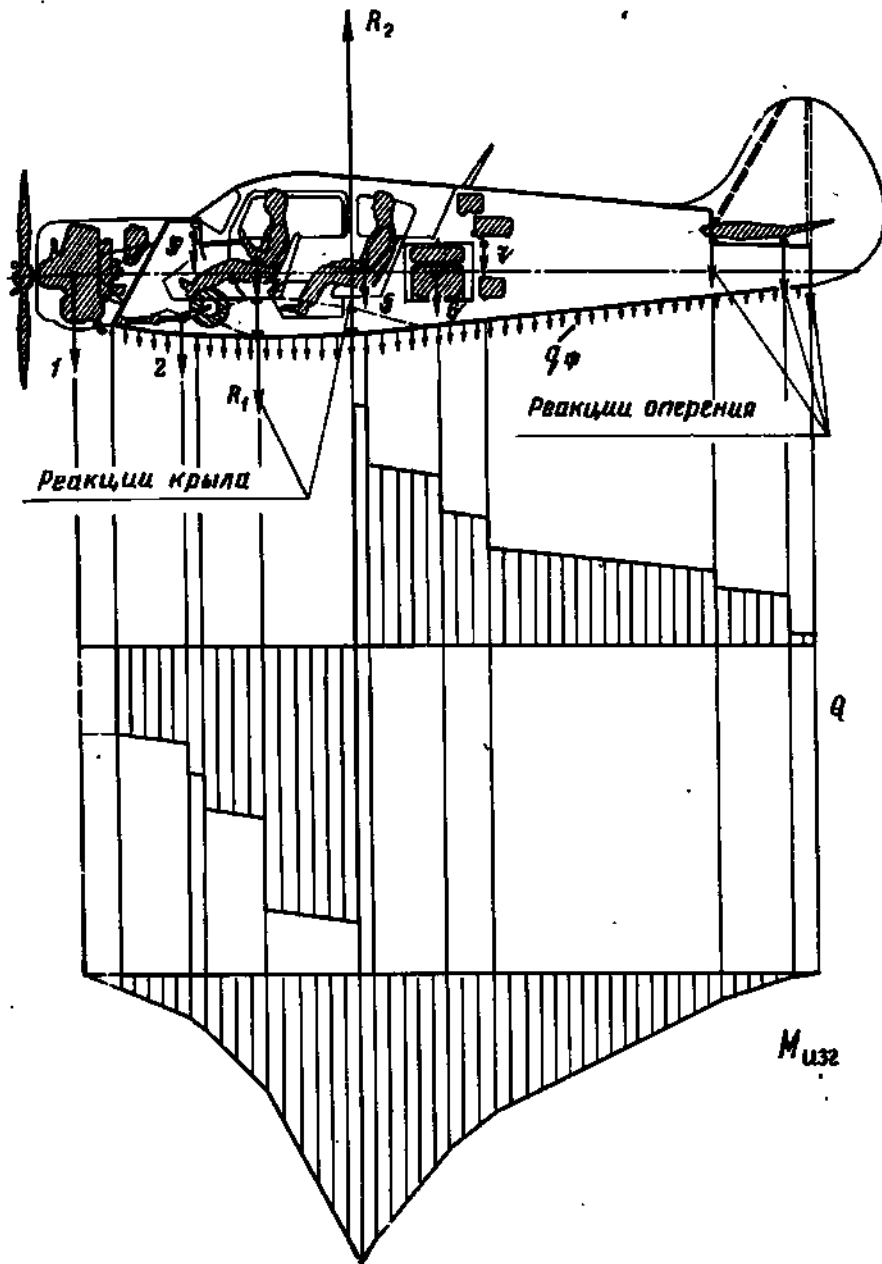


Рис. 9.10. Эпюры поперечных сил и изгибающих моментов фюзеляжа при его изгибе в вертикальной плоскости

Поперечные силы, изгибающие и крутящие моменты определяются обычными приемами. Для этого в рассматриваемом случае нагрузки определяются поверхностные силы крыла и оперения; по формуле (9.1) или (9.6) вычисляются перегрузки; по формуле (9.2) или (9.7) определяются массовые силы грузов и агрегатов и погонные массовые силы конструкции q_ϕ . В приближенных расчетах фюзеляж разбивается на ряд отсеков, количество которых зависит от требуемой точности. Массовые нагрузки от конструк-

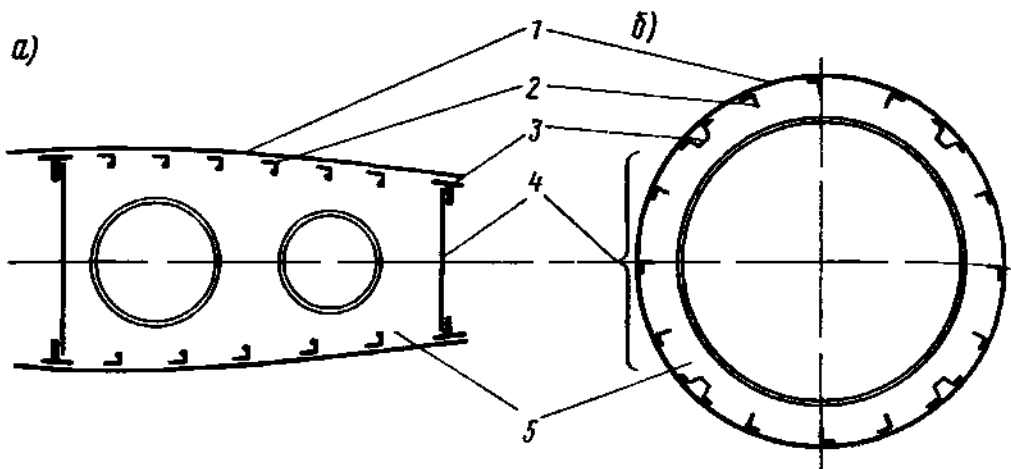


Рис. 9.11. Аналогия в назначении и работе элементов:
а — крыла, б — балочного фюзеляжа

ции и грузов каждого отсека представляются в виде сосредоточенной силы, приложенной в центре тяжести отсека.

Фюзеляж рассматривается как балка, находящаяся в равновесии под действием массовых и поверхностных сил. Поверхностные силы от крыла и оперения прилагаются по узлам их крепления и могут рассматриваться как реакции.

В качестве примера на рис. 9.10 представлены эпюры поперечных сил и изгибающих моментов фюзеляжа при его изгибе в вертикальной плоскости.

Вследствие сходства силовых схем крыла и фюзеляжа имеется аналогия в назначении и работе элементов балочного фюзеляжа и крыла. Табл. 9.1 и рис. 9.11 поясняют эту аналогию.

Аналогия в работе балочного фюзеляжа и крыла позволяет при расчете фюзеляжа на прочность применять такие же методы расчета, как для крыла.

Рассмотрим приближенный расчет фюзеляжа на прочность.

Таблица 9.1

№ поз. на рис. 9.11	Балка крыла	Балка фюзеляжа
1	Работающая обшивка крыла	Работающая обшивка фюзеляжа
2	Нормальные стрингеры крыла	Нормальные стрингеры фюзеляжа
3	Пояса лонжеронов	Усиленные стрингеры
4	Стенки	Боковые панели обшивки
5	Нормальные нервюры	Нормальные шпангоуты

3. Определение напряжений в сечениях фюзеляжа и проверка прочности продольного набора и обшивки

Расчет на вертикальный изгиб. Расчет на изгиб в вертикальной плоскости является основным для подбора сечений продольного набора.

Наиболее существенными нагрузками, вызывающими изгиб фюзеляжа в вертикальной плоскости, являются нагрузки в полетных случаях A , A' и B и в посадочном случае E .

Сечение фюзеляжа схематизируется как сечение двухпоясной балки (рис. 9.12). Своды сечения рассматриваются как пояса балки, боковины — как стенки.

За рабочую высоту H двухпоясной балки принимается:

1) при конструкции с усиленными стрингерами — расстояние между ними (рис. 9.12, а);

2) при стрингерной конструкции для круглых и эллиптических сечений $H \approx 0,7 H_{\text{габ}}$ (рис. 9.12, б); высота свода для них принимается равной $H_{\text{св}} \approx 0,3 H$ (на рис. 9.12 своды выделены штриховыми линиями).

Фиктивное нормальное напряжение в своде

$$\sigma_{\text{ф}} = \frac{M_{\text{изг}}}{HF_{\text{ред}}}, \quad (9.8)$$

где $F_{\text{ред}}$ — редуцированная площадь сечения свода.

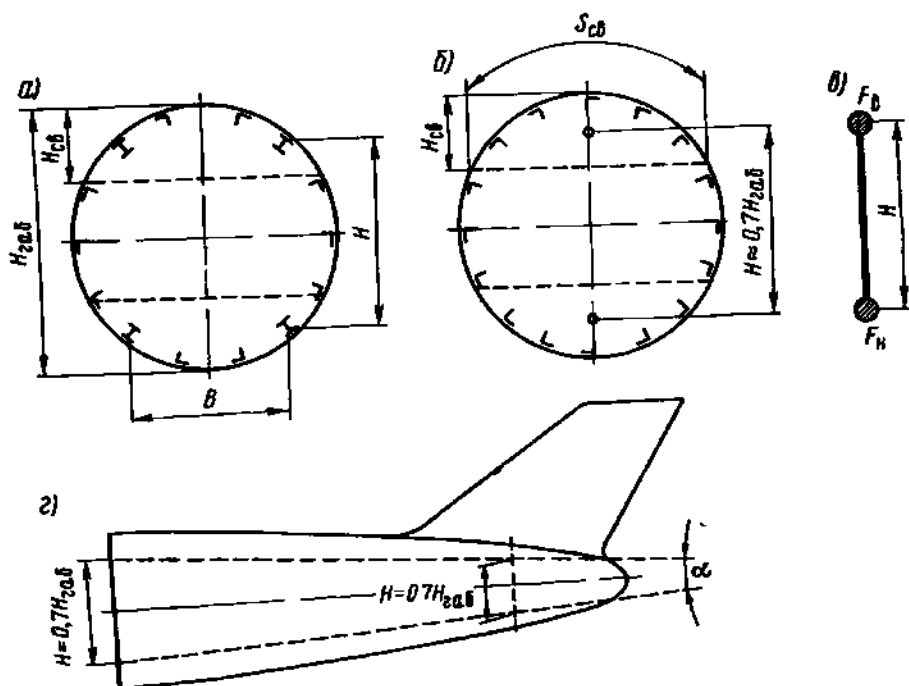


Рис. 9.12. Расчет фюзеляжа на вертикальный изгиб:
а, б, в — схематизация сечения; г — угол конусности, учитываемый при расчете на сдвиг в вертикальной плоскости

Редуцированная площадь сечения свода (верхнего или нижнего) определяется так же, как это делалось при расчете панелей крыла. Так, например, для фюзеляжа с усиленными стрингерами

$$F_{\text{ред}} = 2f + \sum f_{\text{стр}} \varphi_{\text{стр}} + f_{\text{обш}} \varphi_{\text{обш}}, \quad (9.9)$$

где f — площадь сечения усиленного стрингера (для рассматриваемого свода); $f_{\text{стр}}$ — площадь сечения нормального стрингера; $f_{\text{обш}} = S_{\text{св}} \delta_{\text{обш}}$ — площадь сечения обшивки ($S_{\text{св}}$ — длина дуги рассматриваемого свода).

Действительные значения нормальных напряжений в элементах свода могут быть получены из выражения

$$\sigma_i = \sigma_{\text{ф}} \varphi_i. \quad (9.10)$$

Величина редуцирующего коэффициента φ_i выбирается таким же образом, как и при приближенном расчете крыла. Если напряжения близки к разрушающим, то

$$\varphi_i = \frac{\sigma_{\text{разр } i}}{\sigma_{\text{разр ус стр}}}.$$

Если напряжения невелики (для сжатой зоны меньше $\sigma_{\text{к}}$, а для растянутой меньше $\sigma_{\text{т}}$), то

$$\varphi_i = \frac{E_i}{E_{\text{ус стр}}}.$$

Примечания: 1. При расчете сечений фюзеляжа, расположенных в пределах герметических отсеков, должно быть учтено нагружение этих отсеков внутренним давлением. От этого давления в элементах фюзеляжа развиваются дополнительные нормальные напряжения. Для цилиндрической круговой оболочки дополнительное осевое напряжение

$$\Delta \tau = \frac{\Delta p R}{2 \delta_{\text{пр}}},$$

где Δp — расчетное избыточное давление, R — радиус цилиндра; $\delta_{\text{пр}}$ — приведенная толщина обшивки.
Так как

$$\delta_{\text{пр}} = \frac{F_{\text{ред}}}{S_{\text{св}}},$$

то формула (9.8) с учетом внутреннего избыточного давления в герметическом отсеке фюзеляжа примет вид

$$\sigma_{\text{ф}} = \frac{1}{F_{\text{ред}}} \left(\frac{M_{\text{изг}}}{H} \pm \frac{\Delta p R S_{\text{св}}}{2} \right), \quad (9.8')$$

где знак «+» берется для растянутого свода, а «-» — для сжатого свода.
2. При определении нормальных напряжений в элементах свода по формуле $\sigma_i = \varphi_i \sigma_{\text{ф}}$ не учитывается различное расположение силовых элементов по высоте, различное расстояние их от нейтральной оси. Ошибка будет незначительной, если все элементы работают в зоне пластических деформаций (рис. 9.13, б). При малых напряжениях (рис. 9.13, а) расчет неточен. Поправку можно внести для

наиболее удаленных от нейтральной оси элементов, пользуясь формулой, аналогичной применяемой в приближенном расчете крыла

$$\sigma_i = \varphi_i \sigma_{\Phi} \frac{H_i}{H},$$

где H , — расстояние элемента от нейтральной оси.

Касательные напряжения в боковинах обшивки фюзеляжа при вертикальном изгибе определяются по формулам

$$\tau = \frac{Q}{F_{ст}} = \frac{q}{\delta_{общ} b}; \quad (9.11)$$

$$q = \frac{Q}{2H},$$

где $\delta_{общ} b$ — толщина боковой обшивки.

При определении τ не учитывается кривизна боковин.

Приведенное значение силы Q в расчетном сечении находится с учетом конусности фюзеляжа при виде сбоку по формуле

$$Q = Q_{зп} - \frac{M_{изг}}{H} \alpha, \quad (9.12)$$

где $Q_{зп}$ — значение поперечной силы, полученное при расчете эпюры Q , без учета конусности; α — угол конусности; определяется как угол между осями усиленных стрингеров или линиями, соединяющими точки, соответствующие $H = 0,7 H_{габ}$ (рис. 9.12, г).

Под действием напряжений, найденных из расчета на вертикальный изгиб, элементы фюзеляжа проверяются на прочность так же, как аналогичные элементы крыла: обшивка и нормальные стрингеры верхнего и нижнего сводов — как обшивка и стрингеры крыла при работе на нормальные напряжения, обшивка боковин — на сдвиг как стенки лонжеронов, усиленные стрингеры — как пояса лонжеронов.

Расчет на горизонтальный изгиб и кручение. Нагрузками, вызывающими горизонтальный изгиб и кручение фюзеляжа, являются боковые поверхностные и массовые силы. Наиболее существенные из них для носовой части — это нагрузки при скольжении, для хвостовой части — случаи нагружения вертикального оперения при маневре, в болтанку, а для самолетов с несколькими двигателями также случаи остановки двигателей с одной стороны от плоскости симметрии.

При расчете на горизонтальный изгиб балочный фюзеляж, как и при рассмотрении вертикального изгиба, схематизируется в виде двухпоясной балки (рис. 9.14, а). Боковины сечения рассматриваются как пояса балки, своды — как стенки. При определении рабо-

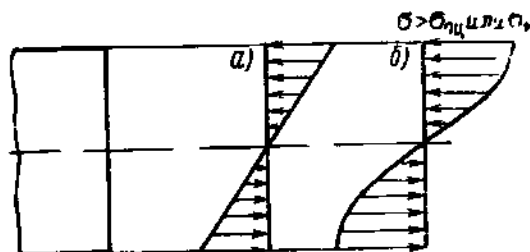


Рис 9.13. Распределение нормальных напряжений по высоте сечения фюзеляжа при работе элементов в зоне упругих (а) и в зоне пластических (б) деформаций

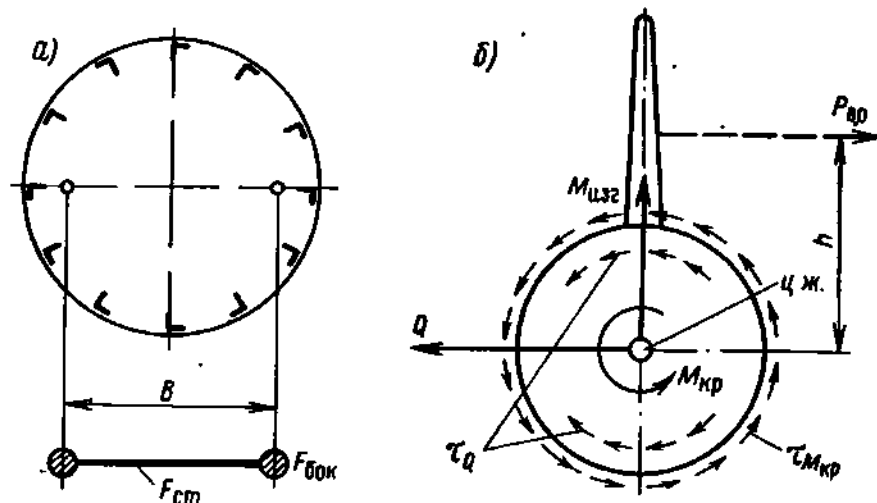


Рис. 9.14. Расчет фюзеляжа на горизонтальный изгиб и кручение:
 а — схематизация сечения; б — усилия в сечении и касательные напряжения в обшивке

чей высоты двухпоясной балки B применяются те же правила, как для H в случае вертикального изгиба фюзеляжа.

Нормальные напряжения в элементах боковых сводов определяют, как и при расчете на вертикальный изгиб, по формулам (9.8) и (9.10). При этом редуцированная площадь бокового свода находится по выражению, аналогичному выражению (9.9), в которое входят размеры элементов бокового свода

$$F_{ред.б} = 2f + \Sigma f_{стр.б} \Phi_{стр.б} + f_{обш.б} \Phi_{обш.б}. \quad (9.13)$$

При горизонтальном изгибе и кручении фюзеляжа получаются большие касательные напряжения в обшивке, вызываемые поперечной силой и крутящим моментом.

Так как боковины фюзеляжа симметричны, то центр жесткости сечения находится на его вертикальной оси. Положение центра жесткости по высоте приближенно определяется соотношением площадей сечения обшивки как положение центра тяжести площадей верхнего и нижнего сводов.

При вычислении крутящего момента принимается, что ось жесткости сечения перпендикулярна плоскости шпангоута.

Величина крутящего момента вычисляется как сумма моментов всех сил (поверхностных и массовых), действующих на отсеченную часть фюзеляжа, относительно оси жесткости рассматриваемого сечения. Так, при действии на отсеченную хвостовую часть только силы $P_{в.о}$ (рис. 9.14, б)

$$M_{кр} = P_{в.о} h.$$

Погонные касательные усилия от поперечной силы, приложенной в центре жесткости, находятся аналогично тому, как при вертикальном изгибе

$$q_q = \frac{Q}{2B}. \quad (9.14)$$

Приведенное значение силы Q с учетом конусности фюзеляжа определяется по формуле

$$Q = Q_{\text{оп}} - \frac{M_{\text{изг}}}{B} \beta, \quad (9.15)$$

где β — угол конусности при виде сверху, определяемый аналогично углу конусности α при виде сбоку (рис. 9.12, з).

Касательные усилия в замкнутом контуре сечения от крутящего момента находятся по формуле

$$q_{M_{\text{кр}}} = \frac{M_{\text{кр}}}{2F_{\text{к}}}, \quad (9.16)$$

где $F_{\text{к}}$ — площадь контура сечения.

Суммарные касательные усилия и напряжения подсчитываются по формулам:

$$q = q_Q \pm q_{M_{\text{кр}}}; \quad \tau = \frac{q_Q \pm q_{M_{\text{кр}}}}{\delta}, \quad (9.17)$$

при этом в расчет вводятся толщины верхней и нижней обшивки — $\delta_{\text{обш.в}}$ и $\delta_{\text{обш.н}}$.

Так как вертикальное оперение расположено над фюзеляжем, то вызванные нагрузкой на это оперение усилия q_Q и $q_{M_{\text{кр}}}$ в обшивке верхнего свода всегда складываются (см. рис. 9.14, б).

При горизонтальном изгибе и кручении обшивка боковин фюзеляжа работает на нормальные и на касательные напряжения. Поэтому проверку ее прочности следует вести так же, как для обшивки крыла при совместном действии σ и τ .

§ 4. ЭЛЕМЕНТЫ КОНСТРУКЦИИ ФЮЗЕЛЯЖА. ОСОБЕННОСТИ РАБОТЫ ФЮЗЕЛЯЖА В ЗОНЕ ВЫРЕЗОВ

1. Конструкция и работа основных элементов балочного фюзеляжа

На рис. 9.15 показаны отсеки фюзеляжа современного пассажирского самолета.

Рассмотрим конструкцию и работу основных элементов балочного фюзеляжа — обшивки, стрингеров и шпангоутов.

Обшивка балочного фюзеляжа работает на нормальные напряжения от $M_{\text{изг}}$ и на касательные напряжения от Q и $M_{\text{кр}}$. Местные воздушные нагрузки и радиальные силы, сплющивающие фюзеляж при изгибе, вызывают, кроме того, поперечный изгиб обшивки. Однако здесь воздушные нагрузки и напряжения поперечного изгиба от них невелики (значительно меньше, чем в обшивке крыла).

Обшивка фюзеляжей современных самолетов состоит из дюралюминиевых листов, отштампованных по форме поверхности фюзеляжа.

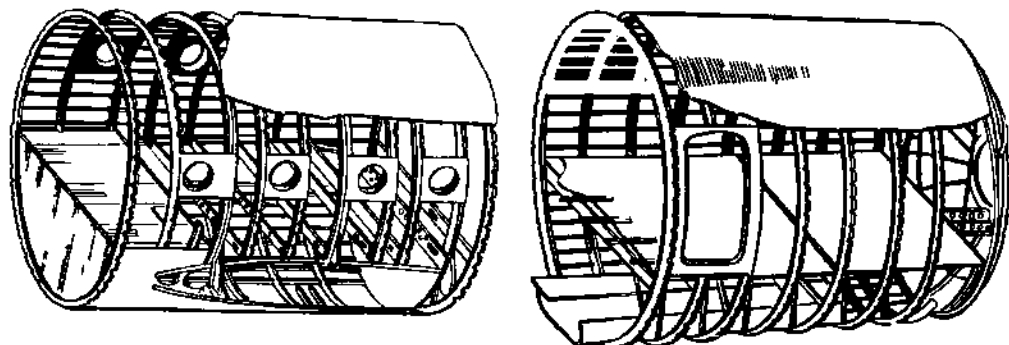


Рис. 9.15. Балочно-стрингерный фюзеляж современного пассажирского самолета

ляжа. Листы соединяются между собой и с элементами каркаса заклепочными, клеевыми или сварными швами.

Участки обшивки, подверженные действию горячих газов двигателя или сильному кинетическому нагреву, выполняются из нержавеющей стали или титанового сплава.

В конструкции фюзеляжа, как и в конструкции крыла, вместо обычных листов обшивки могут применяться монолитные панели и панели с наполнителем (слоистые панели).

Стрингеры (нормальные и усиленные) совместно с обшивкой работают на нормальные напряжения от $M_{изг}$. Вместе с тем они подкрепляют обшивку при поперечном изгибе и увеличивают ее критические напряжения σ_k и τ_k . После потери устойчивости обшивки от сдвига на стрингеры начинают действовать поперечные силы, вызывающие поперечный изгиб стрингеров, опирающихся при этом на шпангоуты.

По своей конструкции стрингеры фюзеляжа подобны стрингерам крыла. Обычно они представляют собой металлические профили: гнутые (рис. 9.16. а, б, в, г, д), прессованные (рис. 9.16, е, ж, з, и)

или составные (рис. 9.16, к). Для продольной стыковки панелей применяются профили, показанные на рис. 9.16, л, м. Стрингеры проходят по всей длине фюзеляжа или значительной его части; их стремятся делать неразрезными.

Расстояние между стрингерами (шаг стрингеров) бывает в пределах от 150 до 200 мм. На верхнем и нижнем сводах фюзеляжа стрингеры располагаются более часто.

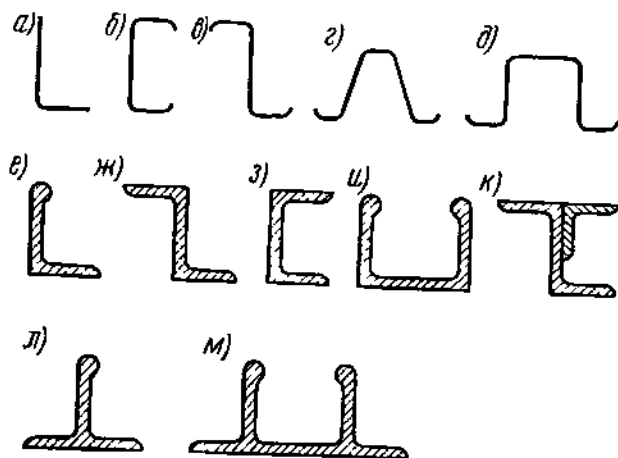


Рис. 9.16. Поперечные сечения стрингеров фюзеляжа (примеры)

Шпангоуты фюзеляжа разделяют на нормальные и усиленные. Нормальные шпангоуты так же, как нервюры крыла, сохраняют форму фюзеляжа и, являясь опорами стрингеров и обшивки, повышают их критические напряжения.

Шпангоуты нагружаются следующими видами нагрузок, действующих в их плоскости:

1) радиальными силами при изгибе фюзеляжа; искривленные при изгибе продольные элементы растянутой и сжатой зон, стремясь сблизиться, сжимают шпангоуты в направлении, нормальном к нейтральной плоскости балки;

2) нагрузками от натяжения обшивки после потери ею устойчивости при сдвиге;

3) местными воздушными нагрузками.

Все эти нагрузки передаются на шпангоуты обшивкой и стрингерами.

В качестве примера рассмотрим условия нагружения шпангоута при вертикальном изгибе фюзеляжа. На шпангоут действуют следующие силы со стороны примыкающих к нему элементов (рис. 9.17, а):

R' — радиальные силы, стремящиеся при вертикальном изгибе приблизить обшивку и стрингеры верхнего и нижнего сводов к нейтральной оси сечения фюзеляжа;

R'' — силы от натяжения обшивки после потери ею устойчивости (на боковых панелях).

Под действием каждой группы этих нагрузок шпангоут находится в равновесии.

Воздушные нагрузки играют в нагружении шпангоутов малую роль.

Нормальные шпангоуты выполняются в виде тонкостенных рам обычно швеллерного или Z-образного сечения. Иногда применяются клепаные рамы, состоящие из двух или нескольких профилей.

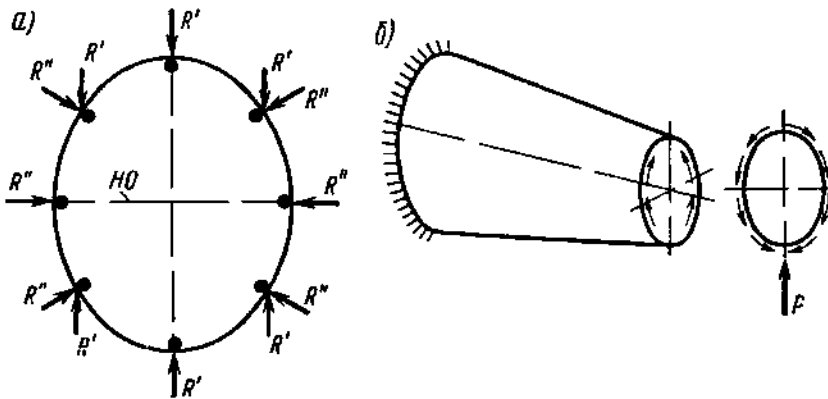


Рис. 9.17. Примеры нагружения шпангоутов: а — силы, действующие на шпангоут при вертикальном изгибе фюзеляжа; б — схема уравнивания усиленного шпангоута, нагруженного вертикальной силой

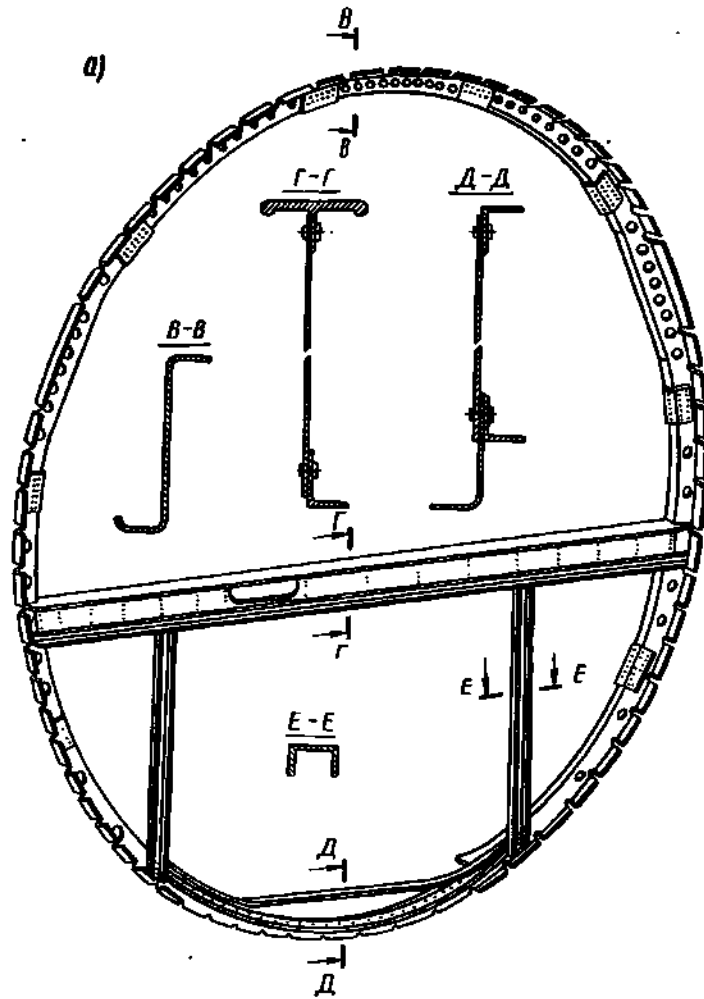


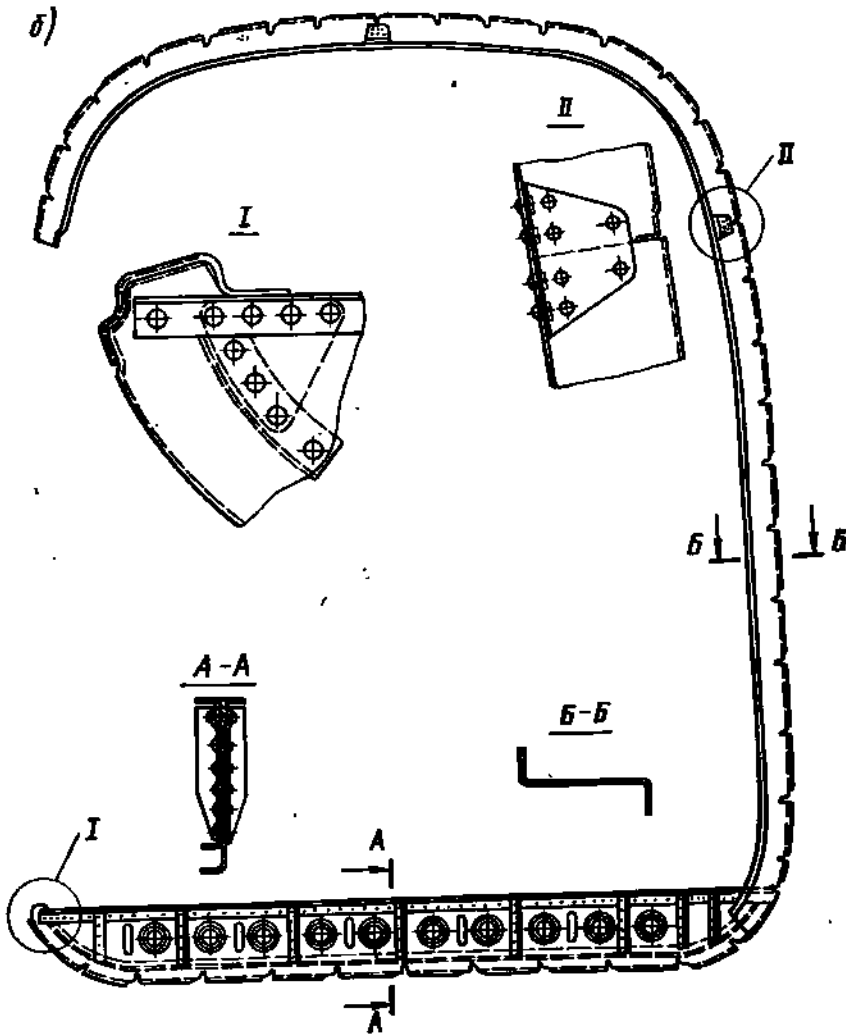
Рис. 9.18. Конструкции

На рис. 9.18 представлены примеры конструкции нормальных шпангоутов.

Усиленные шпангоуты наряду с выполнением функций нормальных шпангоутов служат для передачи на конструкцию фюзеляжа сосредоточенных сил, действующих от агрегатов и грузов, а также для перераспределения усилий у границ больших вырезов в обшивке и в местах изменения углов конусности (например, у стыка цилиндрического и конического отсеков). Усиленные шпангоуты, стоящие на концах герметических отсеков, нагружаются силами внутреннего давления.

Уравновешивание усиленного шпангоута для его расчета производится аналогично уравновешиванию усиленной нервюры крыла.

На рис. 9.17, б показан пример схемы уравновешивания усиленного шпангоута, нагруженного сосредоточенной вертикальной силой (например, от передней ноги шасси). Сила P передается на обшивку через заклепки и уравновешивается реакциями со стороны об-



нормальных шпангоутов (примеры)

шивки. Реакции представляют касательные силы, передающиеся от обшивки через заклепки на контур шпангоута. Принимается, что усилия в заклепочном шве распределены так, как касательные силы в сечении фюзеляжа от поперечной силы Q , равной равнодействующей нагрузке на шпангоут.

Усиленные шпангоуты выполняются в виде кольцевой рамы или в виде рамы, частично или полностью зашитой листом.

Рама обычно изготавливается штамповкой или литьем под давлением и в поперечном сечении представляет мощный профиль — швеллер, тавр или двутавр. Иногда рама изготавливается как клепаная конструкция, состоящая из поясов и стенки с подкрепляющими ее стойками.

Как нормальный, так и усиленный шпангоут кольцевого типа является в общем случае трижды статически неопределимой системой. В поперечном сечении шпангоута при его нагружении возникают изгибающий момент M , поперечная сила Q и осевая сила N .

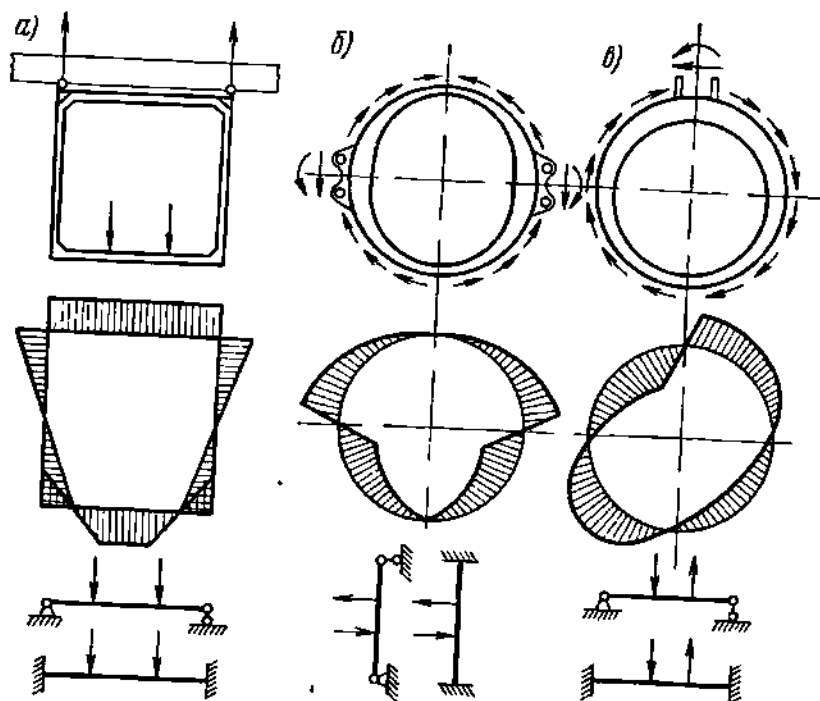


Рис. 9.19. Расчетные схемы и эпюры изгибающих моментов усиленных шпангоутов (примеры)

крытие статической неопределенности и построение эпюр M , Q и N осуществляется известными методами строительной механики.

Расчеты показывают, что прочность сечений шпангоутов, как правило, определяется изгибом.

На рис. 9.19 представлены расчетные схемы и эпюры изгибающих моментов прямоугольного шпангоута грузового самолета (а), кольцевого шпангоута крепления двигателей к хвостовой части фюзеляжа (б) и кольцевого шпангоута крепления вертикального оперения (в). Там же даны приближенные расчетные схемы участков шпангоутов, облегчающие понимание характера эпюр изгибающих моментов

Действительные опорные условия для этих участков промежуточные — упругое защемление.

Расстояние между шпангоутами (шаг шпангоутов) у фюзеляжей современных пассажирских самолетов устанавливается в пределах от 400 до 500 мм.

Сопряжение шпангоутов со стрингерами. Стрингеры стремятся делать неразрезными. Однако при сопряжении с наиболее нагруженными усиленными шпангоутами (например, шпангоутами для крепления шасси, крыла, оперения) стрингеры, как правило, разрезаются.

Это объясняется тем, что вырезы для прохода неразрезных стрингеров значительно ослабляли бы усиленный шпангоут.

Могут применяться два вида взаимного сопряжения нормальных шпангоутов, неразрезных стрингеров и обшивки.

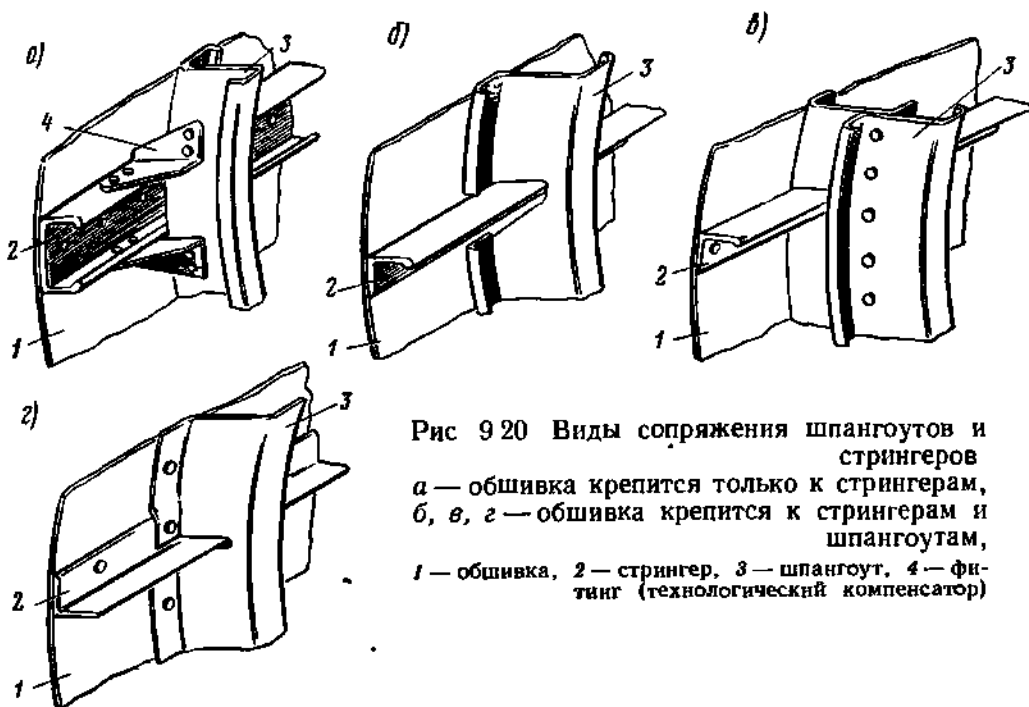


Рис 9.20 Виды сопряжения шпангоутов и стрингеров
 а — обшивка крепится только к стрингерам,
 б, в, з — обшивка крепится к стрингерам и шпангоутам,
 1 — обшивка, 2 — стрингер, 3 — шпангоут, 4 — фитинг (технологический компенсатор)

1. Шпангоуты соединяются с обшивкой не непосредственно, а через стрингеры (рис. 9.20, а). Стрингеры крепятся к шпангоутам с помощью компенсаторов. Такое сопряжение позволяет упростить технологию сборки фюзеляжа.

2. Шпангоуты непосредственно соединяются с обшивкой (рис. 9. 20, б, в, з). Для прохода стрингеров в шпангоуте делаются вырезы.

Такие шпангоуты более полно подкрепляют обшивку (повышают ее критические напряжения).

Кроме того, в этом случае шпангоуты способны ограничивать распространение усталостных трещин, повышая, таким образом, живучесть конструкции. Поэтому на современных пассажирских самолетах, несмотря на некоторое увеличение веса, чаще всего применяется именно этот вид сопряжения.

2. Стыковка частей фюзеляжа

По эксплуатационным и технологическим соображениям фюзеляж обычно расчленяется на части, которые стыкуются с помощью разъемных соединений. Разъемное соединение частей должно обеспечивать по возможности непосредственную передачу усилий, действующих в стыкуемых элементах, без изменения характера их работы. Поэтому стыковка частей балочного фюзеляжа осуществляется по контуру посредством стыковых уголков и болтов, устанавливаемых с малым шагом (рис. 9.21). При этом стрингеры соединяются между собой специальными фитингами, передающими усилия стыкуемых частей стрингера и примыкающей к ним обшивки.

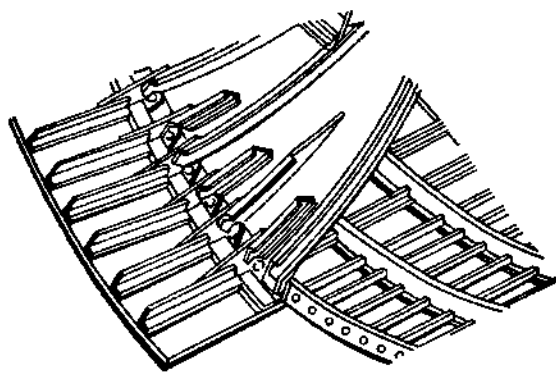


Рис 9.21 Конструкция разъемного соединения частей балочного фюзеляжа (пример)

3. Соединение фюзеляжа с крылом

Фюзеляж как балка опирается на крыло. В местах опирания устанавливаются усиленные шпангоуты. Элементы крыла, работающие на изгиб, продолжаются и на участке, занятом фюзеляжем. Изгибающие моменты двух половин крыла уравниваются на центральной (фюзеляжной) части крыла и, следовательно, на элементы фюзеляжа не передаются. На усиленные шпангоуты фюзеляжа передаются лишь вертикальные реакции со стенок лонжеронов. Поэтому в местах соединения усиленных шпангоутов и лонжеронов устанавливаются стыковые узлы, связанные с поясами стенками лонжеронов.

На рис. 9.22 представлены примеры конструкции стыков фюзеляжа и крыла.

Для передачи на фюзеляж крутящего момента от крыла моноблочной схемы устанавливаются стыковые уголки, соединяющие обшивку центроплана крыла с обшивкой и стрингерами фюзеляжа. Эти же уголки передают на обшивку фюзеляжа горизонтальные реакции крыла.

4. Особенности работы фюзеляжа в зоне вырезов

Вырезы в обшивке фюзеляжа делаются для дверей, окон, фонарей кабин, грузовых, смотровых и монтажных люков и др.

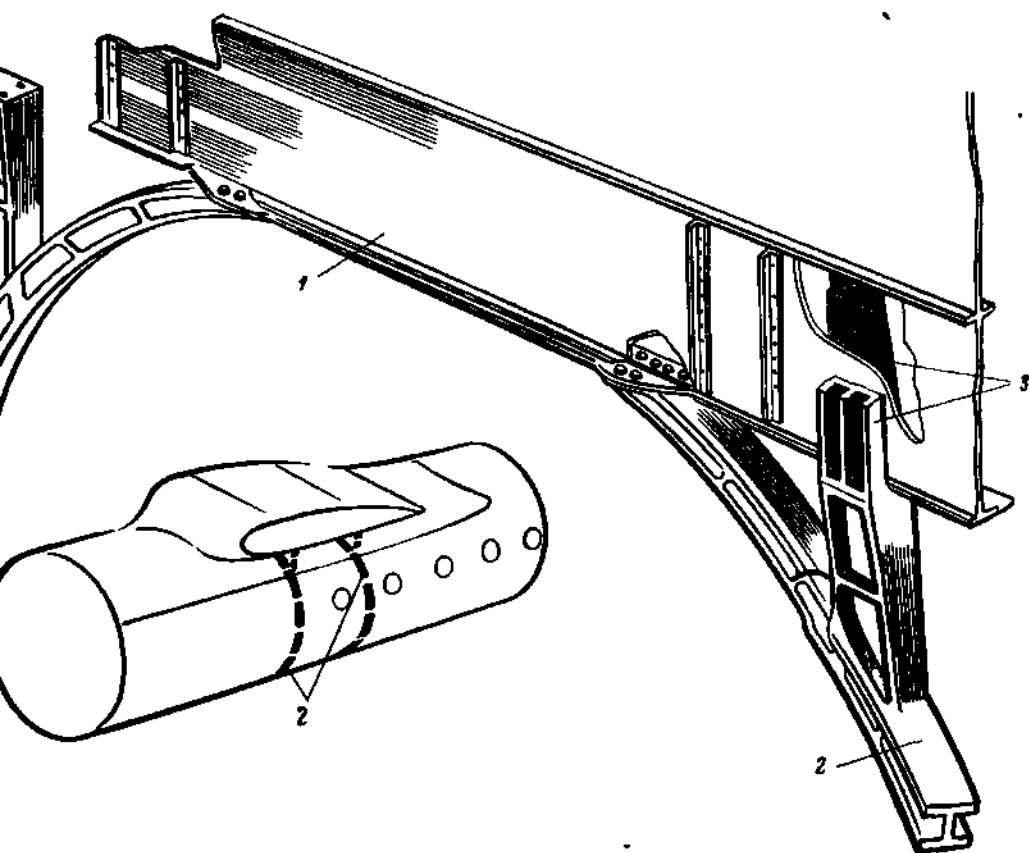
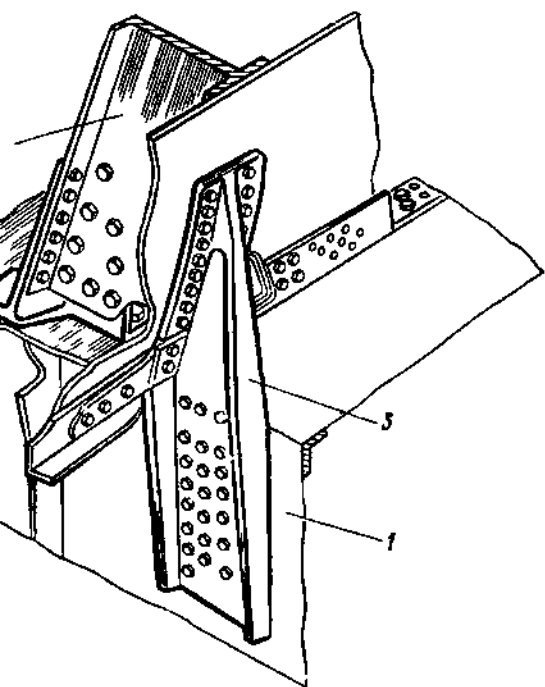
Малые вырезы (например, вырезы для окон и смотровых люков) не влияют на работу общей силовой схемы фюзеляжа. Как и в конструкции крыла, такие вырезы компенсируются либо посредством окантовки их рамами, либо путем включения крышек люков в работу силовой схемы фюзеляжа.

При наличии больших вырезов (например, вырезов для фонаря, грузового люка, ног шасси) для экономии веса выгоднее в районе выреза создавать иную силовую схему.

Рассмотрим особенности работы фюзеляжа в районе большого выреза на примере, представленном на рис. 9.23 (вырез снизу для ноги шасси или грузового люка).

При вертикальном изгибе фюзеляжа элементы верхнего и нижнего сводов работают на нормальные напряжения. В рассматрива-

Рис. 922. Соединение фюзеляжа с крылом (примеры):
а — при схеме низкоплан;
б — при схеме высокоплан;
1 — лонжерон крыла (центроплана), 2 — усиленный шпангоут фюзеляжа, 3 — стыковой узел



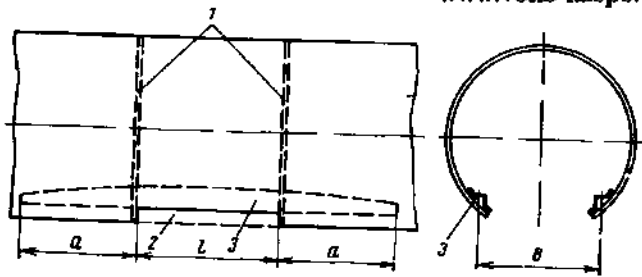


Рис 9.23 Силовая схема балочного фюзеляжа в районе большого выреза
1 — усиленные шпангоуты,
2 — вырез, 3 — усиленные стрингеры

емом примере на участке длиной l нижний свод вырезан. Для восприятия в районе выреза осевых сил от прерванных обшивки и стрингеров по продольным краям выреза устанавливаются мощные усиленные стрингеры.

На участках, примыкающих к вырезу, нижний свод включается в работу на нормальные напряжения не на границе выреза, а на некотором удалении, на расстоянии a , примерно равном ширине выреза B . Поэтому усиленные стрингеры не заканчиваются у границы выреза, а продолжают на длину a , компенсируя неполноценную работу сводов на нормальные напряжения вблизи выреза.

Так как боковые панели непрерывны, то поперечная сила вертикального изгиба передается через зону выреза в виде касательных напряжений τ_Q , таких же, как и вне выреза.

При горизонтальном изгибе и кручении изгибающий момент в зоне выреза воспринимается боковыми панелями так же, как вне выреза.

Горизонтальная поперечная сила на участке выреза воспринимается только верхней панелью. В передаче крутящего момента участвуют только боковые панели, так как лишь они способны воспринять его в виде пары сил (подобно лонжеронам двухлонжеронного крыла).

При этом боковые панели догружаются изгибающим моментом — фюзеляж, как и крыло, в зоне некомпенсированного выреза работает на изгибное кручение.

Таким образом, при горизонтальном изгибе и кручении фюзеляжа распределение касательных усилий в зоне выреза значительно отличается от распределения их в сечениях с замкнутым контуром. Для перераспределения усилий в обшивке на границах вырезов устанавливаются усиленные шпангоуты. В рассматриваемом примере усиленный шпангоут на границе выреза снимает с нижней панели ее долю поперечной силы и передает на верхнюю панель, а также снимает с горизонтальных панелей воспринимаемую ими часть крутящего момента и передает ее на боковые панели. Схема нагружения шпангоута показана на рис. 9.24.

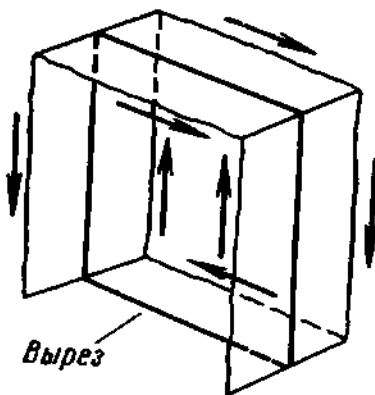


Рис. 9.24 Схема нагружения усиленного шпангоута, расположенного у края выреза

§ 5. КАБИНЫ ЭКИПАЖА, ПАССАЖИРСКИЕ САЛОНЫ И ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ ПОМЕЩЕНИЯ

Кабины экипажа предназначены для размещения членов экипажа (пилотов, штурманов, бортинженеров, радистов и др.), а также приборов, агрегатов и устройств, обеспечивающих управление самолетом и постоянный контроль за полетом.

Размеры и компоновка кабины экипажа зависят от состава экипажа, а состав определяется типом самолета и видом силовой установки. Так, отечественные дальние и средние магистральные самолеты вначале имели экипаж из пяти человек: двух пилотов, штурмана, радиста и бортинженера. В настоящее время имеется тенденция к уменьшению числа членов экипажа на самолетах этих типов до трех человек — двух пилотов и бортинженера. Такая возможность обеспечивается совершенствованием как бортового оборудования самолетов, так и наземного оснащения авиалиний. На ближних магистральных самолетах экипаж состоит из двух пилотов, иногда в состав экипажа вводится бортмеханик или штурман-радист. На самолетах местных воздушных линий экипаж состоит из одного-двух пилотов.

Каждый из членов экипажа имеет свое рабочее место, снабженное соответствующим оборудованием. Размеры рабочих мест бортинженера, штурмана и радиста определяются габаритами их пультов и средними размерами тела человека. Кресла этих членов экипажа часто делают вращающимися относительно вертикальной оси для удобства работы и обеспечения визуальной связи между членами экипажа.

К рабочим местам пилотов предъявляются более строгие требования. Положение пилота в кабине должно обеспечить минимальную утомляемость, возможность приложить максимальные усилия к командным рычагам управления, удобство наблюдения за приборами и возможность быстрого воздействия на все элементы управления. Обычно размеры рабочего места пилота при проектировании самолета оговариваются в технических требованиях заказчика. Кресла пилотов делаются регулируемыми с возможностью изменения положения как по высоте, так и по длине кабины.

Особое внимание уделяется обеспечению хорошего обзора пилотам из кабины. Пилот должен иметь следующие минимальные углы обзора при положении самолета в линии полета:

вперед — вниз $15-20^\circ$;

вперед — вверх 30° ;

в стороны $\pm 90^\circ$.

Обзор из кабины обеспечивается наличием фонаря. На легких одноместных самолетах фонарь приходится делать в виде надстройки на фюзеляже, значительно увеличивающей лобовое сопротивление. На рис. 9.25 представлен внешний вид фонаря кабины современного пассажирского самолета.

Каркас фонаря выполняется в виде литых рам из магниевого сплава или сварных рам из штампованных хроманселевых листов.

Остекление фонаря обычно состоит из одиночных или двойных органических стекол. Смотровые стекла пилотов часто выполняются из силикатного стекла с внутренним электрообогревом. При двойном остеклении межстекольное пространство сообщается с кабиной через осушительную систему (патроны с влагопоглощающим составом), чем предотвращается запотевание и обмерзание стекол.

Пассажирские салоны предназначены для размещения пассажиров. Одним из основных требований, предъявляемых к пассажирским салонам, является требование комфорта. Комфорт пассажирского салона включает следующие элементы:

- 1) достаточный объем пассажирского помещения;
- 2) удобные кресла достаточных размеров;
- 3) эффективная система кондиционирования воздуха;
- 4) удобное размещение и надлежащее оборудование кухонь-буфетов, гардеробов и туалетных помещений;
- 5) звукоизоляция, снижающая шум до допустимых пределов;
- 6) достаточное естественное и искусственное освещение;
- 7) приятная на вид внутренняя отделка салона.

Потребный объем пассажирского помещения определяется числом пассажиров и величиной удельного объема. Удельным объемом пассажирского помещения называется объем, приходящийся на одного пассажира. Величина удельного объема зависит от класса пассажирского оборудования. В настоящее время встречается четыре класса пассажирского оборудования: класс «люкс», 1-й класс, туристский, или 2-й класс, и экономический, или 3-й класс. Удельный объем для указанных классов колеблется в следующих пределах: класс «люкс» $1,8-2,0 \text{ м}^3/\text{чел}$; 1-й класс $1,5-1,6 \text{ м}^3/\text{чел}$; туристский класс $1,2-1,3 \text{ м}^3/\text{чел}$; экономический класс $0,9-1,0 \text{ м}^3/\text{чел}$.

Линейные размеры пассажирского помещения зависят от числа пассажиров, удельного объема и класса пассажирского оборудования.

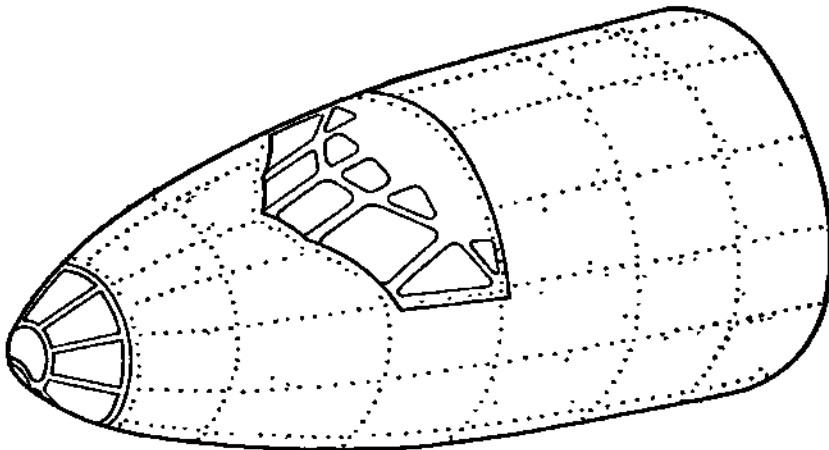


Рис. 9.25. Фонарь кабины экипажа современного пассажирского самолета

Важнейшим элементом пассажирского оборудования являются кресла пассажиров. Размеры, конструкция и удобство кресла в первую очередь определяют комфорт. Поэтому именно эти показатели кладутся в основу деления пассажирского оборудования на классы. В табл. 9.2 приведены основные размеры пассажирского кресла всех четырех классов. Там же указано расстояние между рядами кресел (шаг кресел) и ширина центрального прохода.

Кресла класса «люкс» обычно делаются отдельными или объединяются в двойные блоки. Кресла остальных классов объединяются в двойные или тройные блоки.

Для обеспечения безопасности пассажиров конструкция кресел, привязных ремней и элементов креплений кресел к полу рассчитывается наряду с другими случаями нагружения на перегрузки при вынужденной посадке: $n_x^p=9$, $n_y^p=4$, $n_z^p=1,5$.

Крепление блоков кресел к полу должно обеспечивать возможность быстрого переоборудования пассажирского салона из одного класса в другой. Поэтому крепление блоков кресел стандартизировано: каждый блок крепится к полу с помощью двух стандартных рельсов, отстоящих друг от друга на расстоянии $805 \pm 0,5$ мм (международный стандарт).

Входные двери в пассажирские салоны и в кабины экипажа располагаются на левой боковой поверхности фюзеляжа, а в некоторых случаях — снизу (Як-40). Ширина двери обычно не превышает 800 мм, а высота — 1 500 мм. На пассажирских самолетах с герметическими отсеками двери открываются, как правило, внутрь; в этом случае проще обеспечивается герметичность двери в закрытом положении. По конструкции дверь представляет собой, как правило, отштампованную из листового дюралюминия чашу, подкрепленную каркасом. Вырезы в обшивке фюзеляжа под двери компенсируются клепаными или литыми рамами, окантовывающими вырезы. В тех случаях, когда размеры выреза велики по сравнению с размерами поперечного сечения фюзеляжа, может оказаться более целесообразной постановка по краям выреза усиленных шпангоутов и усиленных стрингеров.

Окна пассажирских салонов имеют разнообразную форму. Чаще всего применяются круглые окна и прямоугольные с закругления-

Таблица 9.2

Класс	Расстояние между подлокотниками, мм	Длина спинки от подушки кресла, мм	Угол отклонения спинки от вертикали, град	Полная высота кресла, мм	Расстояние между рядами кресел (шаг кресел), мм	Ширина центрального прохода (не менее), мм
«Люкс»	400—500	730—770	55—65	1 012—1 094	1 200—1 500	500
1-й	450—480	710—730	40—50	993—1 055	930—1 110	500
2-й	420—440	650—700	30—40	954—1 056	870—960	450
3-й	400—420	640—650	18—30	965—1 007	712—870	350

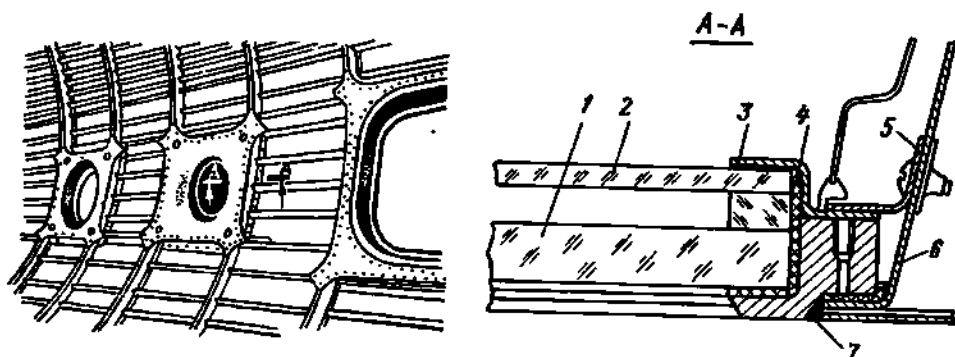


Рис. 9.26. Конструкция окна пассажирского салона (пример).
 1 — наружное стекло; 2 — внутреннее стекло; 3 — кольцевой прижим; 4 — резиновый профиль;
 5 — полукольцевые прижимы; 6 — штампованная чаша; 7 — уплотнительная замазка

ми. Размеры и шаг окон изменяются в широких пределах. Остекленные окон обычно двойное, причем межстекольное пространство сообщается с помещением через патрон с влагопоглотителем. Вырезы в обшивке фюзеляжа под окна компенсируются окантовывающими рамами.

На рис. 9.26 представлен пример конструкции окна.

К **вспомогательным помещениям** относятся буфеты-кухни, гардеробы, багажные помещения и туалеты.

Буфет-кухню целесообразно размещать спереди, у переднего входа, между кабиной экипажа и пассажирским салоном. Нельзя размещать буфет-кухню вблизи туалетных помещений и не рекомендуется размещать вместе с гардеробами. Размеры отсеков под буфеты-кухни и их оборудование зависят от типа самолета.

Гардеробы следует располагать вблизи дверей, предназначенных для входа и выхода пассажиров. Как показывает опыт пассажирского самолетостроения, размеры помещения под гардероб определяются из расчета, что на каждое пальто приходится 0,045—0,05 м² площади пола гардероба.

Багажные помещения должны быть изолированы от пассажирских помещений и иметь отдельные двери для загрузки.

Расположение багажных помещений зависит от размеров самолета. На самолетах с фюзеляжем большого диаметра багажные помещения располагаются под полом пассажирского салона, а на самолетах с фюзеляжем малого диаметра — в отсеках фюзеляжа. Желательно багажники располагать в передней и хвостовой частях фюзеляжа, чтобы иметь возможность получать нужную центровку самолета (при неполном числе пассажиров) путем соответствующего распределения багажа и грузов. Багажные помещения должны быть оборудованы устройствами для крепления багажа и грузов и механизмами для облегчения погрузочно-разгрузочных работ и сокращения времени на эти операции. Перспективным в этом отношении является применение багажных контейнеров.

Потребный объем багажных помещений можно приближенно оценить по следующей зависимости:

$$V_{\text{баг}} \approx 0,25n \text{ м}^3,$$

где n — число пассажиров.

Туалетные помещения обычно располагаются позади пассажирского салона. Площадь пола одного туалетного помещения равна $1,5—1,6 \text{ м}^2$ при ширине не менее 1 м . Количество туалетных помещений в пассажирском самолете зависит от числа пассажиров и продолжительности беспосадочного полета. Так, при продолжительности полета более 4 ч следует делать один туалет на 30 пассажиров; $2—4 \text{ ч}$ — один туалет на 40 пассажиров; при продолжительности полета менее 2 ч — один туалет на 50 пассажиров.

Шум на самолете является причиной быстрой утомляемости членов экипажа и пассажиров и снижения работоспособности членов экипажа.

Источниками шума внутри кабин и салонов являются двигатели, винты, вибрирующие части конструкции и пограничный слой воздуха, обтекающего фюзеляж. Если не принимать специальных мер, то уровень шума в кабинах и салонах современных самолетов будет значительно превышать предельно допустимый уровень. В настоящее время предельно допустимый уровень шума¹ равен примерно 100 дб .

Для уменьшения уровня шума в кабинах и салонах современных самолетов применяется звукоизоляция, являющаяся одновременно теплоизоляцией. Она состоит из нескольких слоев звукоизолирующего материала и воздушного промежутка между ними и наружной декоративной отделкой кабины или салона. В качестве звукоизолирующего материала используется пенообразный материал из тончайшего стекловолокна с малым удельным весом. Кроме того, уменьшению уровня шума способствует наличие демпферов в креплениях двигателей, эластичное крепление панелей пола и перегородок, применение двойного и тройного остекления окон, применение глушителей шума в системах кондиционирования воздуха и др.

§ 6. ГЕРМЕТИЧЕСКИЕ ОТСЕКИ

Современные самолеты совершают полеты на больших высотах. Целесообразность полетов на больших высотах определяется следующими причинами:

повышением экономической эффективности воздушного транспорта вследствие уменьшения километрового расхода топлива и увеличения скорости полета;

повышением безопасности полетов вследствие большей равномерности метеорологических условий в верхних слоях тропосферы и в стратосфере, чем на малых высотах.

¹ Разговор шепотом создает шум с уровнем 30 дб , нормальный разговор — 65 дб , громкий разговор — $70—80 \text{ дб}$.

Кроме того, сверхзвуковые самолеты должны летать на больших высотах из условия допустимой интенсивности звукового удара на земной поверхности ($7-8 \text{ кг/м}^2$).

Существует ряд трудностей, связанных с обеспечением полетов на больших высотах. Применительно к транспортным самолетам основные трудности следующие.

1. Высота полета влияет на жизнедеятельность человеческого организма. На больших высотах в организме человека происходят функциональные расстройства, связанные с кислородным голоданием.

Кислородное голодание обусловлено падением парциального давления кислорода в альвеолах легких с увеличением высоты. Физиологическими исследованиями установлено, что минимальным значением парциального давления кислорода в альвеолах легких, при котором кровь еще насыщается на $80-85\%$ кислородом, является давление в $47-50 \text{ мм рт. ст.}$ Этому давлению соответствует высота $4,5 \text{ км}$, которая, следовательно, является физиологическим пределом высоты полета в открытой кабине.

Проявления кислородного голодания могут быть самыми различными: головная боль, сонливость, уменьшение скорости реакции, ухудшение зрения и слуха, ухудшение обмена веществ, тоскливое настроение, а иногда, наоборот, беспричинная веселость, обморок и даже смерть при длительном кислородном голодании или при резком понижении давления — декомпрессии.

Увеличить парциальное давление кислорода в альвеолах легких можно повышением процентного содержания кислорода во вдыхаемом воздухе или повышением давления окружающего воздуха. Первый способ сопряжен с применением индивидуальных кислородных приборов и может быть использован лишь до высоты $13,5 \text{ км}$.

Основным способом обеспечения жизненных условий на пассажирских самолетах является второй способ — повышение давления в кабинах экипажа и пассажирских салонах по сравнению с атмосферным давлением на высоте.

Для этого кабины экипажа и пассажирские салоны должны быть размещены в герметических отсеках фюзеляжа. Должны быть приняты меры для уменьшения опасности декомпрессии при нарушении герметичности.

2. С подъемом на высоту из-за понижения давления и температуры ухудшается работа ряда агрегатов самолета, двигателя и оборудования. Возможно возникновение кавитации от пониженного давления на всасывании в топливной, масляной и гидравлической системах, ухудшение работы уплотнений, понижение ударной вязкости металлов при низких температурах и пр. Некоторые из этих трудностей удается преодолеть при разработке конструкции самолета и его агрегатов. Однако надежная работа многих агрегатов спецоборудования может быть обеспечена только созданием вокруг них необходимых давления и температуры воздуха. Это можно сделать путем размещения их в герметических отсеках.

3. Багаж и грузы на больших высотах могут оказаться испорченными. Во избежание этого багажные помещения должны обязательно размещаться в герметических отсеках.

4. При полете сверхзвуковых самолетов на высотах 20 км и более становится существенной интенсивность облучения людей космическими лучами.

Герметические отсеки фюзеляжа, в которых размещаются кабины экипажа и пассажирские салоны, обычно называются герметическими кабинами. Рассмотрим их более подробно, имея в виду, что по характеру нагружения и по конструкции другие герметические отсеки аналогичны герметическим кабинам.

1. Основные физиолого-гигиенические требования к герметическим кабинам

1. Давление в кабине должно быть не меньше 0,75—0,70 от нормального давления на $H=0$, что соответствует «кабинной высоте» 2 400—2 800 м («кабинная высота» — высота, на которой давление атмосферы соответствует давлению в кабине).

2. Скорость изменения давления в кабине dp_k/dt должна быть не более 0,18 мм рт. ст./сек. При большей скорости возникают боли в ушах, лобных пазухах, суставах и в легких. Возможно кратковременное увеличение скорости изменения давления до 2,0 мм рт. ст./сек при экстренном снижении самолета.

Так как

$$\frac{dp_k}{dt} = \frac{dp_k}{dH} \cdot \frac{dH}{dt} = \frac{dp_k}{dH} V_v,$$

это требование налагает ограничения на вертикальную скорость самолета V_v в зависимости от закона изменения давления в кабине с высотой.

3. Температура воздуха в кабине должна находиться в пределах от 18 до 22° С.

4. Скорость движения воздуха в кабине не должна превышать 0,5 м/сек во избежание ощущения сквозняка.

5. Воздух в кабине должен быть свежим и чистым, для чего необходимо осуществлять 20—30-кратный обмен воздуха в час.

6. Относительная влажность воздуха в кабине должна находиться в пределах от 25 до 60%.

2. Законы регулирования давления воздуха в герметических кабинах

Для выполнения первого из перечисленных выше требований в герметической кабине должно быть создано избыточное давление тем большее, чем больше высота полета. С точки зрения второго требования очень важным является закон, по которому будет изменяться давление в кабине при наборе самолетом высоты и при его снижении.

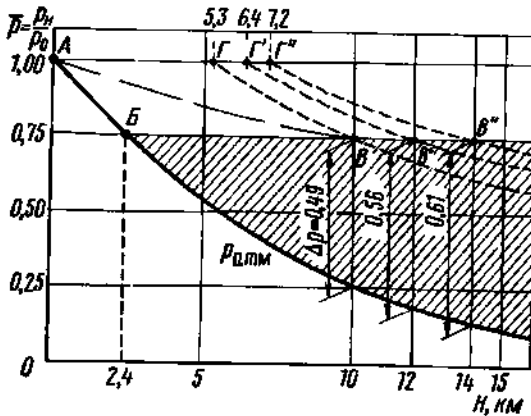


Рис. 9.27. Законы регулирования давления воздуха в герметических кабинах

Возможны три закона регулирования давления воздуха в кабине (рис. 9.27).

1) Давление в кабине до высоты 2 400—2 800 м изменяется так же, как атмосферное, а затем поддерживается постоянным (закон А—Б—В). Этот закон ограничивает скорость набора высоты величиной $V_v = 2 \div 2,5$ м/сек на участке А—Б. Между тем здесь желательно иметь возможно большую вертикальную скорость для уменьшения времени действия шума от двигателей в

районе аэродрома. Поэтому закон А—Б—В на пассажирских самолетах не применяется.

2) Давление в кабине до некоторой высоты, соответствующей расчетному перепаду давлений, остается постоянным, а затем уменьшается так, что остается постоянным перепад давлений между кабиной и атмосферой (закон А—Г—В). Этот закон позволяет набирать значительную высоту (точки Г, Г' и Г'') без ограничения вертикальной скорости. Дальнейший набор высоты должен осуществляться с вертикальной скоростью от 3,5 м/сек на высоте 5 500 м до 5,9 м/сек на высоте 10 000 м.

Расчетный перепад давлений между кабиной и атмосферой определяется как разность между атмосферным давлением на расчетной высоте полета (максимальной эксплуатационной высоте) и давлением на высоте 2,4—2,8 км. На рис. 9.27 приведены значения расчетного перепада для высот 10, 12 и 14 км.

Закон А—Г—В обеспечивается сравнительно простыми регулировочными устройствами и находит широкое применение на пассажирских самолетах.

3) Давление в кабине с подъемом на высоту непрерывно уменьшается вплоть до расчетной высоты (закон А—В). Этот закон позволяет набирать высоту с большой вертикальной скоростью во всем диапазоне высот (например, при $H_{расч} = 10\,000$ м, $V_v = 9,5$ м/сек). Закон А—В является перспективным. Однако его реализация требует более сложных регулировочных устройств.

3. Основные типы герметических кабин

Различают три основных типа герметических кабин: вентиляционные, регенерационные и кислородно-вентиляционные.

Рассмотрим принципиальные схемы этих типов кабин.

Вентиляционные кабины. В кабине создается непрерывный поток воздуха. Воздух поступает из атмосферы в нагнетатель, из

нагнетателя, где его давление повышается, в кабину, из кабины через клапан-регулятор давления в атмосферу.

На рис. 9.28, а представлена упрощенная схема вентиляционной кабины. В качестве нагнетателя 1 на современных самолетах с ГТД используются компрессоры двигателей. Так как в компрессорах двигателей воздух нагревается, то в этом случае система кондиционирования воздуха является комплексной, обеспечивающей наддув, вентиляцию и отопление кабины. Из компрессора воздух подается в кабину по трубопроводам, проходя при этом через запорный клапан 2, распределитель 3 терморегулятора, ограничители абсолютного давления 4, теплообменник 5, турбохолодильную установку 6, глушитель шума 7 и обратный клапан 8. Распределитель терморегулятора 3 вместе с датчиком 9 терморегулятора предназначен для автоматического поддержания температуры воздуха в заданных пределах. При повышении температуры распределитель увеличивает подачу воздуха через теплообменник 5 и турбохолодильник 6, являющийся второй ступенью охлаждения; при понижении температуры подача воздуха через эти агрегаты уменьшается и в кабину подается больше горячего воздуха. Воздух выходит из кабины через автоматический регулятор давления (АРД) 10, который обеспечивает заданный закон изменения давления с высотой. На случай отказа в работе АРД установлен предохранительный клапан 11, который обычно выполняет следующие функции:

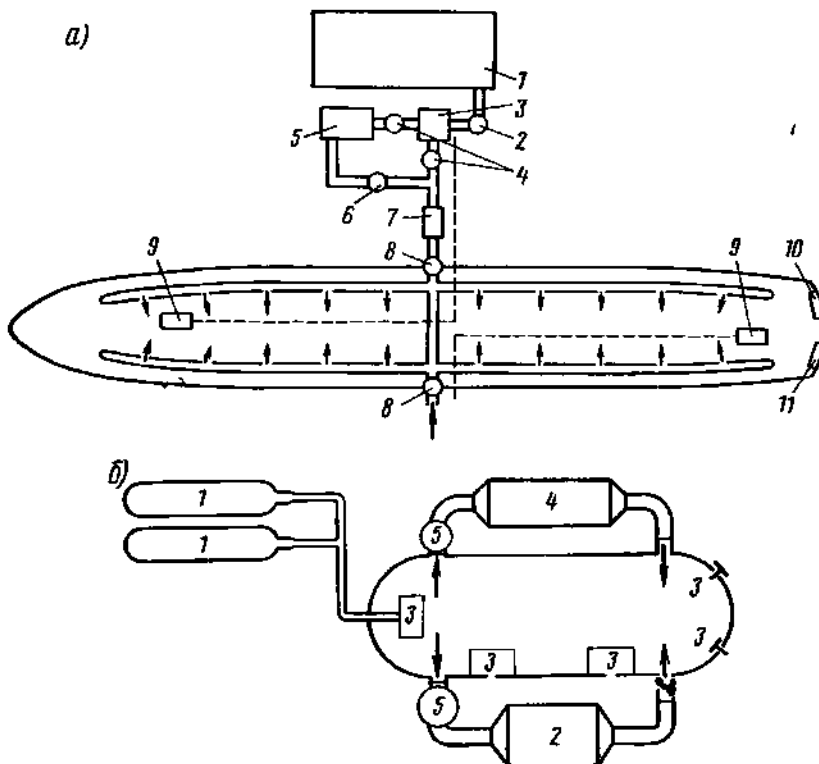


Рис. 9.28. Упрощенные схемы кабин вентиляционного (а) и регенерационного (б) типов

предохраняет кабину от вакуума (отрицательного перепада давлений);

предохраняет кабину от чрезмерного избыточного давления; обеспечивает выравнивание давления по воле экипажа (ручной сброс давления).

Регенерационные кабины. Питание производится сжатым кислородом, поступающим из баллонов в кабину; возможно применение и жидкого кислорода. Продукты дыхания удаляются путем пропускания воздуха через регенеративную (восстановительную) установку, которая поглощает углекислый газ и водяные пары.

Необходимое парциальное давление кислорода в альвеолах обеспечивается повышением давления воздуха в кабине и повышение объемного содержания кислорода.

Регенерационные кабины, по сравнению с другими типами герметических кабин, имеют следующие недостатки:

- 1) они требуют наличия на борту летательного аппарата большого запаса кислорода или значительного ограничения продолжительности полета летательного аппарата;
- 2) требуют специальных приборов для подогрева или охлаждения кабинного воздуха;
- 3) имеют большой вес (баллоны, регенеративная установка);
- 4) увеличивают опасность пожара из-за наличия большого количества кислорода.

Основным достоинством регенерационных кабин является возможность применения на больших высотах и в космическом пространстве.

На рис. 9.28, б приведена схема регенерационной кабины. Ее основными агрегатами являются: баллоны со сжатым кислородом 1, регенеративная установка 2, система клапанов регулирования давления и предохранительных клапанов 3, нагреватель или охладитель кабинного воздуха 4, вентиляторы 5. В состав регенеративной установки входят поглотитель углекислоты и поглотитель влаги.

Кислородно-вентиляционные кабины. Этот тип кабин является смешанным и имеет как нагнетатель, использующий атмосферный воздух, так и подачу кислорода из баллонов в кабину. При непрерывной вентиляции расход кислорода слишком велик. При раздельном использовании кабины как вентиляционной на малых высотах и как регенерационной на больших высотах этот тип кабин имеет перспективы применения.

На современных пассажирских самолетах применяются вентиляционные герметические кабины.

4. Особенности конструкции и расчета на прочность герметических кабин

На современных самолетах герметические кабины выполняются как герметические отсеки фюзеляжа.

Конструкция герметических отсеков должна обеспечить прочность под действием избыточного давления и отсутствие значитель-

ных утечек воздуха через стенки отсеков в атмосферу.

Для уменьшения напряжений от избыточного давления герметические отсеки целесообразно выполнять как сочетание цилиндрических, сферических и конических участков с усиленными шпангоутами в местах сопряжения.

В процессе создания герметического отсека необходимо обеспечить герметичность заклепочных швов, остекления, подвижных частей (дверей, крышек люков и др.) и выводов проводки управления самолетом и его агрегатами.

Герметичность заклепочных швов обеспечивается уплотнительными тиоколовыми лентами, которые подкладываются под заклепочные швы. Головки заклепок покрываются тиоколовой замазкой или другими герметиками.

Окна, двери и люки герметизируются при помощи резиновых прокладок или резиновых трубок. Пример герметизации остекления пассажирского салона приведен на рис. 9.26.

Выводы проводки управления (тяг и тросов) герметизируются с помощью специальных узлов. Для вывода жесткой проводки применяются узлы с поступательным движением тяг или узлы с вращательным движением валов. В обоих случаях уплотнение подвижных элементов осуществляется сальниками, состоящими из войлочных и резиновых колец. Вывод тросов осуществляется через резиновые сердечники. Условия нагружения герметических отсеков были рассмотрены в § 2 настоящей главы.

Для проверки прочности каркаса кабины в первую очередь определяются напряжения от разности давлений. При проверке прочности на первый вариант нагрузок (см. § 2) эти напряжения рассматриваются сами по себе, при расчете на второй вариант нагрузок — в сумме с напряжениями от нагрузок, действующих на фюзеляж в полетных случаях нагружения. При определении напряжений от разности давлений обшивка отсека рассматривается как безмоментная оболочка. Расчетная схема отсека — тонкостенный сосуд со стенками, нежесткими на изгиб.

Для безмоментной оболочки, представляющей тело вращения (рис. 9.29), нормальные напряжения вычисляются по формуле

$$\frac{\sigma_1}{\rho_1} + \frac{\sigma_2}{\rho_2} = \frac{\Delta p}{\delta},$$

где ρ_2 и ρ_1 — радиусы кривизны в меридиональном и в кольцевом сечениях; σ_2 и σ_1 — соответствующие нормальные напряжения;

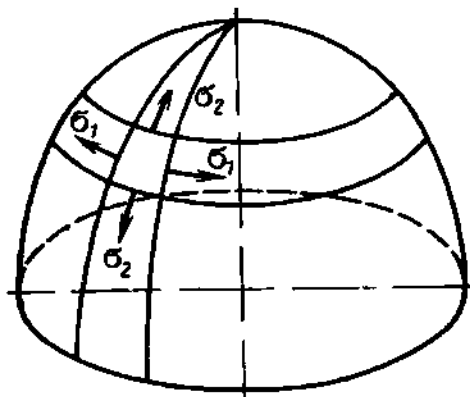


Рис. 9.29 К определению напряжений от избыточного давления в безмоментной оболочке

Δp — расчетное избыточное давление, определяемое по норм прочности; δ — толщина обшивки.

В частном случае для сферического участка кабины (например, сферического днища) $\rho_1 = \rho_2 = \rho$ и $\sigma_1 = \sigma_2 = \sigma$, поэтому

$$\sigma = \frac{\Delta p \rho}{2\delta}.$$

Для участка конструкции, представляющего круговой цилиндр, $\rho_2 = \infty$, поэтому

$$\sigma_1 = \frac{\Delta p \rho_1}{\delta}.$$

Величина σ_2 находится из условия равновесия отсеченной части кабины

$$\sigma_2 = \frac{\Delta p \pi \rho_1^2}{2\pi \rho_1 \delta} = \frac{\Delta p \rho_1}{2\delta}.$$

Если конструкция отсека обеспечивает включение в работу на нормальные напряжения стрингеров, то

$$\sigma_2 = \frac{\Delta p \rho_1}{2\delta_{пр}},$$

где $\delta_{пр} = \frac{F_{ред}}{2\pi \rho_1}$ — приведенная толщина обшивки.

Следует иметь в виду, что в местах сопряжения поверхностей разной кривизны должны стоять усиленные шпангоуты или рамы, иначе в обшивке возникают значительные дополнительные напряжения изгиба.

§ 7. ОБЕСПЕЧЕНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ ЭКИПАЖА И ПАССАЖИРОВ ПРИ АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ

Применение герметических кабин связано с возможностью декомпрессии при внезапной разгерметизации кабин вследствие аварии.

Внезапная («взрывная») декомпрессия может иметь следующие последствия (в зависимости от высоты полета, на которой она произошла):

1) повреждение внутренних органов людей в результате быстрого изменения давления, вплоть до кровоизлияний в легких, под мозговой оболочкой и в ушах;

2) потеря сознания и даже смерть в результате наступления острого кислородного голодания;

3) обморожение людей вследствие снижения температуры воздуха в кабине до температуры окружающего воздуха на высоте.

Кроме того, при внезапной декомпрессии возможно образование тумана в кабине за счет выпадения влаги и возникновение сильных

потоков воздуха, которые, увлекая за собой отдельные незакрепленные предметы, могут явиться причиной ушибов и ранений пассажиров.

Из сказанного ясно, насколько важной является проблема обеспечения безопасности экипажа и пассажиров при полетах на современных самолетах с герметическими кабинами.

Для устранения возможности декомпрессии или уменьшения ее опасных последствий, если она все же произошла, применяются следующие меры.

1. Обеспечивается высокая статическая и усталостная прочность конструкции герметической кабины при ее работе от сил внутреннего давления и от внешних аэродинамических сил. При этом особое внимание уделяется таким элементам, как окна, двери, люки. Остекление фонаря летчиков, кроме того, должно выдерживать удар птицы весом до 2 кг.

2. Двигатели целесообразно размещать так, чтобы при аварии турбины ГТД осколки турбины не повредили герметическую кабину.

3. Площади окон, дверей и люков должны выбираться так, чтобы при разрушении этих элементов скорость декомпрессии не могла достигнуть величины, опасной для внутренних органов человека.

4. Если все же декомпрессия произошла, то для спасения людей должно быть применено экстренное снижение самолета на безопасные высоты (3 000—4 500 м).

Дело в том, что потеря сознания в результате наступления острого кислородного голодания происходит не мгновенно, а через определенное время, называемое резервным временем. Резервное время зависит от высоты полета, на которой произойдет декомпрессия. Чем больше высота, тем меньше резервное время. Так на высоте 10 км резервное время составляет около 50 сек.

Выше отмечалось, что кратковременно можно допустить скорость изменения давления в кабине до 2 мм рт. ст./сек. Это позволяет обеспечить экстренное снижение с высоты 11 км до высоты 4,5 км за 2,5—3 мин. При такой скорости снижения резервное время ни на одной из высот не превышает.

Для того чтобы экстренное снижение начать немедленно после начала декомпрессии, на самолетах предусматривается световая и звуковая сигнализация падения давления в кабине, автоматически срабатывающая в начале падения давления. Кроме того, для членов экипажа предусматривается кислородное оборудование. Один из пилотов должен всегда находиться в кислородной маске с подключенным питанием.

Безопасность экипажа и пассажиров в случаях аварийных вынужденных посадок обеспечивается следующими средствами.

1. Для быстрого покидания самолета после вынужденной посадки с убраннным шасси на обоих бортах фюзеляжа предусматриваются аварийные выходы. Количество аварийных выходов (включая основные двери) определяется из расчета покидания самолета пассажирами за 30 сек (при благоприятных обстоятельствах на выход одного пассажира затрачивается время около 1 сек). Не менее двух

аварийных выходов делается вверху для покидания самолета при вынужденной посадке на воду.

2. Для выхода из самолета при аварийной посадке с выпущенным шасси на самолетах с высоким расположением дверей предусматриваются бортовые аварийные трапы. Бортовой аварийный трап представляет собой брезентовую дорожку или надувной резиновый трап, которые одним концом закрепляются у двери, а другим — на земле.

3. На самолетах, совершающих полеты над морем, предусматриваются меры для спасения пассажиров и экипажа после аварийной посадки на воду. Во-первых, самолеты должны обладать плавучестью, достаточной для поддержания самолета до выхода людей из кабин (до нескольких десятков минут). Во-вторых, пассажиры и экипаж снабжаются индивидуальными надувными жилетами или предусматриваются групповые спасательные средства в виде надувных спасательных плотов.

10 глава ШАССИ

§ 1. НАЗНАЧЕНИЕ И ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ

Шасси — система опор, служащих для поддержания летательного аппарата на земле и для осуществления взлета и посадки. Вес шасси составляет значительную часть веса самолета. Так, для современных пассажирских самолетов

$$G_{ш} = (0,035 \div 0,06) G_0 = (0,17 \div 0,22) G_{кн},$$

где G_0 и $G_{кн}$ — взлетный вес и вес конструкции самолета.

К шасси предъявляются следующие основные технические требования:

1. Конструкция и расположение шасси на летательном аппарате должны обеспечивать устойчивость и управляемость самолета при движении по земле и на стоянке и возможность убираания в полете. Для нескоростных самолетов возможно применение неубирающегося шасси.

Конструкция и схема расположения шасси должны обеспечивать необходимую проходимость — возможность движения по поверхности аэродрома, соответствующего условиям применения летательного аппарата.

2. В конструкцию шасси должна входить амортизация для смягчения ударов при посадке и при движении по неровностям аэродрома.

3. Конструкция шасси должна соответствовать требованиям норм прочности при наименьшем весе и иметь заданный ресурс.

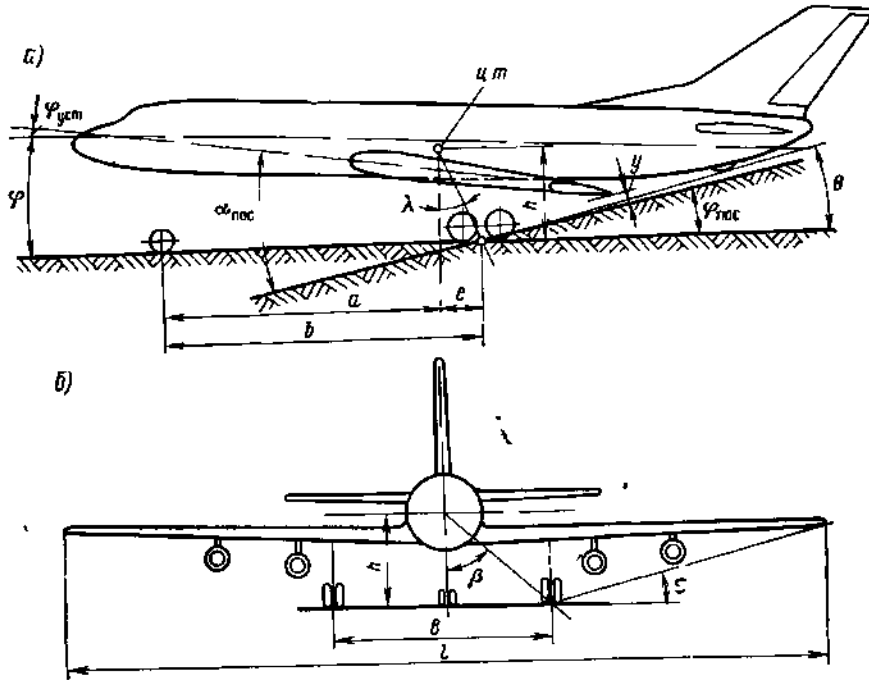


Рис. 10.1. Параметры шасси с передним колесом (носовой опорой):
 а — вид сбоку; б — вид спереди

Вопросы конструирования и расчета шасси разработаны отечественными конструкторами и учеными. Первые исследования работы амортизации были выполнены В. П. Ветчинкиным.

§ 2. ОСНОВНЫЕ СХЕМЫ РАСПОЛОЖЕНИЯ ШАССИ НА САМОЛЕТЕ

Схема расположения шасси, характеризуемая количеством ног (опор) и их размещением относительно центра тяжести самолета, в значительной степени предопределяет взлетно-посадочные свойства самолета. Поэтому выбор всех параметров, характеризующих расположение шасси, должен быть обоснован с учетом условий эксплуатации самолета.

Рассмотрим основные параметры шасси и принципы их выбора для наиболее распространенных в настоящее время схем расположения шасси, а затем остановимся на сравнении этих схем.

1. Шасси с передним колесом (носовой опорой)

Шасси с передним колесом включает две главные ноги, переднюю (носовую) и предохранительную хвостовую опору.

На рис. 10.1 показаны основные параметры, характеризующие расположение шасси с передним колесом. За ось самолета условно принимают ось фюзеляжа, которую берут как основу для нивелировки самолета.

Разбег самолета происходит сначала в трехточечном положении, а затем — с приподнятой передней ногой.

При нормальной посадке самолет подводится к земле на угле атаки $\alpha_{\text{пос}}$ с опущенным хвостом, касается земли колесами главных ног и во время пробега переваливается на переднюю ногу.

Из рассмотрения разбега и посадки самолета вытекают следующие условия, связывающие угловые параметры расположения шасси.

1. Для того чтобы самолет опустился на переднюю ногу шасси под действием силы веса даже из положения с опущенной до земли хвостовой опорой, необходимо, чтобы угол выноса λ был больше угла опрокидывания θ , т. е.

$$\lambda > \theta.$$

2. Для того чтобы в первый момент посадки самолет мог иметь угол атаки крыла $\alpha = \alpha_{\text{пос}}$, не касаясь земли хвостовой опорой, необходимо, чтобы

$$\varphi_{\text{уст}} + \varphi + \theta \geq \alpha_{\text{пос}}.$$

3. Надо, чтобы угол атаки крыла при трехточечном положении самолета не превышал наименьшего значения угла при разбеге:

$$\varphi_{\text{уст}} + \varphi \leq \alpha_{\text{разб}}.$$

При этом условии пилот может управлять углом разбега, отрывая нос самолета.

При компоновке самолета берут для крыла с нормальным удлинением

$$\alpha_{\text{пос}} = \alpha_{\text{крит}} - \Delta\alpha,$$

где $\alpha_{\text{крит}}$ — критический угол атаки крыла с механизацией, отклоненной в посадочное положение: $\Delta\alpha = 2 \div 3^\circ$.

Так как у крыла малого удлинения величина $\alpha_{\text{крит}}$ велика, значение $\alpha_{\text{пос}}$ может ограничиваться конструктивно допустимыми значениями высоты передней опоры и угла φ .

Угол установки крыла $\varphi_{\text{уст}}$, как указывалось в гл. 2, стремятся брать равным углу атаки на основном режиме полета самолета. По статистике $\varphi = 0 \div 6^\circ$. Большие значения φ приводят к увеличению высоты передней ноги и попаданию струи газореактивных двигателей на покрытие аэродрома.

Для получения минимума суммы лобового сопротивления и трения колес угол атаки при разбеге $\alpha_{\text{разб}}$ должен удовлетворять условию

$$\frac{dc_y}{dc_x} = \frac{1}{\mu_T},$$

где μ_T — коэффициент трения колес.

При компоновке самолета придерживаются обычно такой последовательности определения угловых параметров:

- а) зная $\varphi_{уст}$, выбирают $\alpha_{пос}$ и $\alpha_{разб}$;
- б) при посредстве рассмотренных выше зависимостей устанавливают φ , θ и λ с учетом компоновки шасси.

Размер y характеризует наименьшие расстояния от поверхности части самолета (или от винта) до земли. Расстояние y должно быть не меньше 200 мм при средней высоте неровностей аэродрома, принимаемой равной 120 мм.

Условия, ограничивающие параметры расположения шасси, должны проверяться при всех неблагоприятных сочетаниях обжатия амортизации.

Величина базы шасси (размер b на рис. 10.1, а) оценивается отношением b/L_{ϕ} , где L_{ϕ} — длина фюзеляжа. Обычно $b/L_{\phi} = 0,25 \div 0,4$.

Если база мала, самолет при движении по неровностям имеет значительное продольное раскачивание. Большое значение базы конструктивно трудно осуществить, так как это требует удлинения носовой части фюзеляжа и смещения главных ног шасси назад.

Вынос главных опор назад $e = h \operatorname{tg} \lambda$.

Отношение e/b определяет часть веса, приходящуюся на переднюю ногу при стояночном положении самолета. Обычно для пассажирских самолетов

$$\frac{e}{b} = 0,05 \div 0,1.$$

При больших значениях e/b затрудняется отрыв передней ноги от земли и управление изменением угла атаки при разбеге. При малом e/b из-за уменьшения нагрузки на колеса передней ноги становится малоэффективным управление движением самолета посредством поворота этих колес; кроме того, при малом e уменьшается λ и возникает опасность опрокидывания самолета на хвостовую опору.

Перейдем к рассмотрению параметров, характеризующих расположение шасси на виде самолета спереди (рис. 10.1, б).

На современных самолетах величина колеи шасси B в основном зависит от места крепления и способа убираания шасси.

Величина B влияет на поперечную устойчивость самолета при движении его по земле. Уменьшение колеи при постоянных прочих размерах увеличивает склонность самолета к опрокидыванию на крыло при боковом скольжении или крутом повороте и приводит к поперечному раскачиванию самолета при движении по неровностям и несимметричному обжатию амортизации. С другой стороны, нежелательна и чрезмерно большая колея, так как при несимметричных передних ударах возникают значительные разворачивающие моменты.

Угол β также характеризует склонность самолета к опрокидыванию на крыло и определяет предельный наклон аэродрома, при котором возможна посадка самолета без опрокидывания. Он должен быть не меньше 15° .

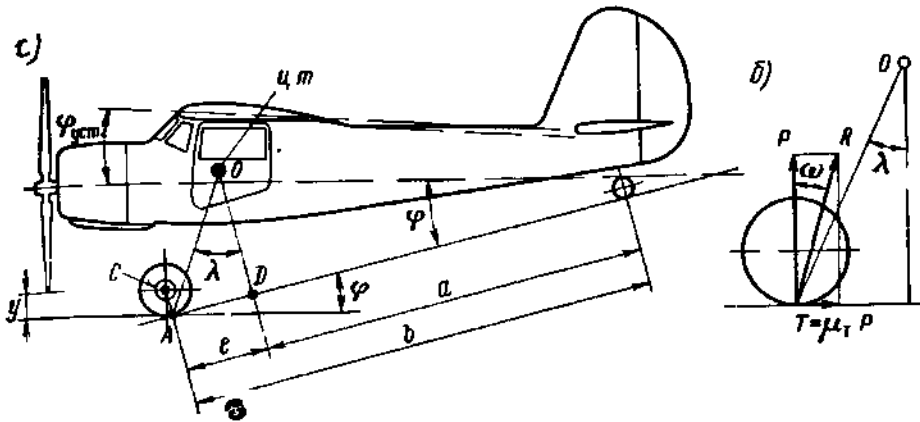


Рис. 10.3 Шасси с задним колесом (хвостовой опорой):
 а — схема расположения; б — нагружение главных опор, не приводящее к капоту

При нормальной посадке самолет, имеющий шасси этой схемы, должен коснуться земли колесами всех опор одновременно (посадка на три точки). Для этого необходимо, чтобы

$$\varphi_{уст} + \varphi = \alpha_{пос.}$$

Из этого условия определяется стояночный угол оси самолета φ .

Угол выноса λ характеризует безопасность против опрокидывания самолета на нос — «капота» при движении в трехточечном положении.

Чтобы при посадке не произошел капот, реакция главных опор шасси должна проходить впереди центра тяжести самолета (рис. 10.3, б). Для этого необходимо выполнение условия:

$$\lambda > \omega, \quad \operatorname{tg} \lambda > \operatorname{tg} \omega = \frac{T}{P} = \mu_1.$$

У современных самолетов $\lambda = 27 \div 31^\circ$. Чрезмерное увеличение угла выноса нежелательно, так как приводит к увеличению размера e , а при больших значениях e самолет имеет склонность к развороту при боковых ударах в главные колеса. Кроме того, при увеличении e возрастает нагрузка на хвостовое колесо, что ухудшает условия взлета — затрудняется отрыв хвоста, вследствие чего увеличиваются длина и время разбега. В отношении остальных параметров, характеризующих расположение шасси этой схемы на самолете (B , e , β), справедливы те же соображения, которые были приведены при рассмотрении шасси с носовой опорой.

3. Велосипедное шасси

Самолет с велосипедным шасси имеет две главные опоры, расположенные одна за другой в плоскости симметрии самолета по разные стороны от его центра тяжести, и две вспомогательные подкрыльные опоры.

Обычно расположение передней и задней опоры вдоль оси самолета относительно его центра тяжести подчиняется тем же правилам, что у шасси с носовой опорой $e/b = 0,05 \div 0,10$.

Имелись конструкции, где устанавливалось велосипедное шасси с удаленной от центра тяжести самолета главной опорой $c/b \approx 0,5$.

Подкрыльные опоры, расположенные на концах стреловидного крыла, могут при посадке первыми касаться земли. Это требует наличия у них мягкой амортизации с большим ходом.

4. Сравнение схем расположения шасси на самолете

Долгое время в авиации чаще всего применялось шасси с костыльной установкой, или хвостовым колесом. Эта схема расположения шасси удобна для одномоторных винтовых самолетов.

Шасси с хвостовой опорой применяется и в настоящее время на некоторых нескоростных самолетах.

Основным недостатком схемы шасси с хвостовой опорой является усложнение посадки: для правильной посадки на три точки требуется высокая точность пилотирования самолета (приземление только на главные опоры может привести к взмыванию самолета — «козлению»); интенсивность торможения приходится ограничивать из-за опасности капота самолета; значительный наклон оси фюзеляжа при пробеге и рулежке ухудшает обзор из кабины экипажа.

Кроме того, самолет с хвостовой опорой имеет путевую неустойчивость при движении по земле (рис. 10.4, а). При движении со сносом силы трения колес главных опор шасси образуют разворачивающий момент, стремящийся увеличить угол сноса и развернуть самолет поперек движения. Склонность к развороту уменьшается при стопорении ориентирующей хвостовой опоры, так как возникающий при этом момент боковой силы трения хвостового колеса препятствует развороту.

Рост скоростей взлета и посадки и внедрение реактивных двигателей привели к большему распространению шасси с носовой опорой. Его применение позволяет сократить длину пробега за счет возможности интенсивного торможения колес без опасения капота и обеспечивает путевую устойчивость движения. При ориентирующемся носовом колесе в случае посадки со сносом силы трения колес главных опор создают восстанавливающий момент, уменьшающий угол сноса (рис. 10.4, б).

Схема с носовой опорой удобна тем, что при трехточечном положении самолета газовая струя реактивных двигателей выходит почти параллельно поверхности аэродрома.

К недостаткам этой схемы шасси относятся:

1) большие нагрузки, действующие на носовую опору при переваливании самолета на нос после приземления, при торможении и при увеличении тяги двигателей, при движении по неровному или вязкому грунту. Вследствие этого, а также из-за большей высоты конструкции носовая опора получается более тяжелой, чем хвостовая;

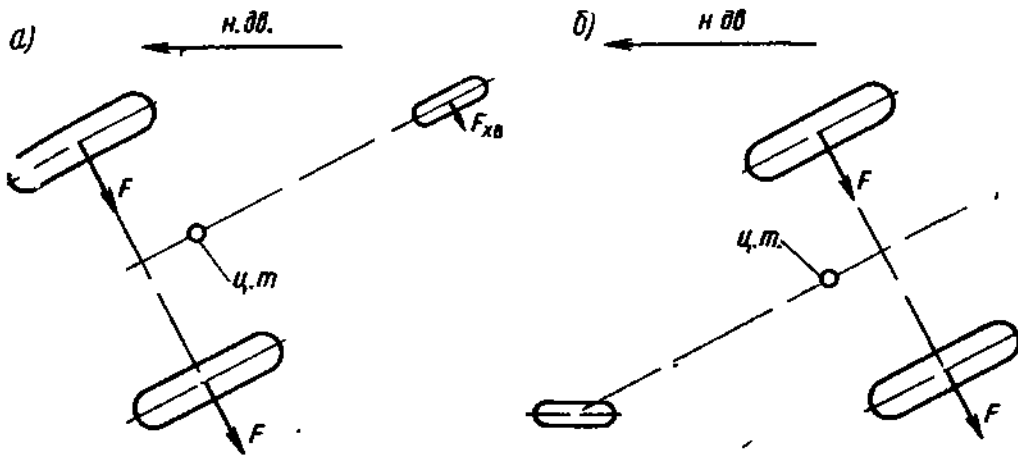


Рис. 10.4. Движение по земле со сносом самолета:
 а — шасси с хвостовой опорой; б — шасси с носовой опорой

2) плохая проходимость по мягкому грунту из-за увязания в нем колес носовой опоры. Поломка носовой опоры приводит к тяжелой аварии самолета;

3) возможность появления на большой скорости движения самолета по земле самовозбуждающихся колебаний колес носовой опоры относительно оси ориентировки (оси вращения стойки). Для их предотвращения устанавливают гидравлические гасители колебаний (демпферы).

Практика эксплуатации самолетов, имеющих шасси с носовой опорой, показала, что недостатки, свойственные этой схеме шасси, по сравнению с ее достоинствами не столь существенны. Поэтому данная схема шасси применяется на большинстве современных самолетов.

Велосипедное шасси может применяться на скоростных самолетах с тонким крылом, не обеспечивающим уборку в него главных опор. Самолеты с велосипедным шасси снабжаются подкрыльными опорами для достижения поперечной устойчивости движения по земле.

Недостатками велосипедного шасси являются:

1) уменьшение полезного объема фюзеляжа из-за уборки в фюзеляж главных опор;

2) снижение долговечности конструкции герметической части фюзеляжа, на который непосредственно передаются значительные переменные нагрузки от прикрепленных к нему опор.

Для самолетов, имеющих велосипедное шасси с удаленной от центра тяжести главной опорой, добавляются следующие недостатки:

1) усложнение конструкции (управление изменением высоты одной из главных опор, или управление углом установки крыла) и соответствующее увеличение веса;

2) усложнение техники пилотирования при посадке, связанное с требованием одновременного касания земли колесами передней и задней опор. Указанные недостатки велосипедного шасси препятствуют его широкому применению.

Для улучшения проходимости тяжелых самолетов может применяться многоопорное шасси (имеющее более двух главных опор).

§ 3. ТРЕБОВАНИЯ К ПРОЧНОСТИ ШАССИ, И ОСНОВНЫЕ СЛУЧАИ НАГРУЖЕНИЯ САМОЛЕТА НА ЗЕМЛЕ

Для обеспечения прочности, жесткости и долговечности как агрегатов шасси, так и других частей самолета нормы прочности рассматривают ряд случаев нагружения, в которых отражены основные варианты нагрузок, действующих на самолет на земле.

Прежде чем перейти к рассмотрению основных случаев нагружения, отметим следующие общие положения.

1. Во всех случаях нагружения, кроме $M_{ш}$, геометрические соотношения самолета рассматриваются при амортизации, обжатой на величину, соответствующую эксплуатационной перегрузке рассматриваемого случая. В случае $M_{ш}$ принимается стояночное обжатие амортизации.

2. При спаренных колесах во всех случаях рассматривается неравномерная нагрузка на колеса.

3. Для опор шасси, имеющих четырехколесную тележку, вертикальные нагрузки на опору распределяются между передней и задней парами колес обратно пропорционально расстоянию от них до оси вращения тележки.

4. Во всех случаях нагружения самолета гражданской авиации на земле коэффициент безопасности для шасси $f=1,5$, для всех других частей самолета $f=1,65$.

5. Нагрузки на шасси задаются как поверхностные силы, действующие на колеса от земли.

Расчетное разрушающее значение вертикальной нагрузки на опору определяется по формуле

$$P^p = n^p \Delta G = f n^s \Delta G,$$

где n^p , n^s — расчетная и эксплуатационная перегрузки¹ в рассматриваемом случае нагружения; ΔG — приходящаяся на опору часть посадочного или взлетного веса.

Продольная сила T и боковая сила F обычно выражаются через P .

¹ n^p и n^s называются «перегрузкой» условно, так как из поверхностных сил связывают с весом только реакцию земли, не учитывая приходящейся на опору подъемной силы ΔY . Если $\Delta Y^s = \Delta G$, то действительная перегрузка, показываемая акселерометром, будет

$$n_y = \frac{P^s + \Delta Y^s}{\Delta G} = \frac{n^s \Delta G + \Delta G}{\Delta G} = n^s + 1.$$

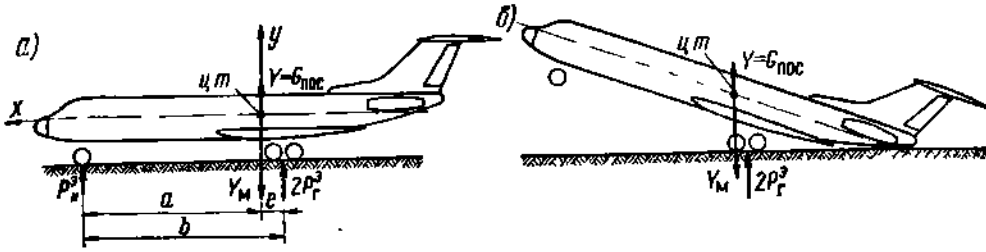


Рис. 10.5. Случай посадки:
 а — случай $E_{ш}$ — посадка на три точки; б — случай $E'_{ш}$ — посадка на главные опоры

Ниже рассматриваются основные случаи нагружения применительно к главным опорам шасси. По применению этих случаев для передних и хвостовых опор в нормах прочности даны дополнительные указания.

Случай $E_{ш}$ — посадка на три точки и разбег. Подъемная сила принимается равной весу самолета.

Посадка на три точки (с посадочным весом). Здесь рассматриваются лишь вертикальные реакции земли (рис. 10.5, а).

Для главной опоры ΔG берется как стояночная нагрузка, а перегрузка n^p — из расчета амортизации на этот случай.

Разбег. Самолет с взлетным весом рассматривается в положении стоянки. На каждую опору одновременно действуют силы P и T от неровностей аэродрома. Нагрузки и перегрузки при движении по неровностям зависят от состояния грунта и размеров пневматика. Они тем меньше, чем тверже грунт и больше возможная величина полного обжатия пневматика.

Случай $E'_{ш}$ — посадка на главные опоры. Этот случай рассматривается для шасси с передней опорой. Здесь принимается, что хвостовая предохранительная опора не касается земли, но находится в непосредственной близости от нее (рис. 10.5, б). Нагрузки вертикальны.

Случай $E_{ш}$ и $E'_{ш}$ отражают наиболее часто встречающиеся условия разбега и посадки.

Случай $G_{ш}$ — передний удар в колеса обеих главных опор. Положение самолета соответствует стоянке на земле.

На каждую опору шасси действует сила P_G , приложенная к центру колеса спереди и снизу под углом α (рис. 10.6, а).

Случай $R_{1ш}$ — посадка с боковым ударом в колеса главных опор (рис. 10.6, б). Самолет рассматривается в положении, соответствующем случаю $E_{ш}'$. На каждую опору действуют вертикальная и боковая нагрузки.

Случай $T_{ш}$ — посадка с торможением. Самолет находится в положении стоянки на трех точках. Опора нагружается вертикальной реакцией земли P и силой трения T (рис. 10.6, в).

Случай $R_{2ш}$ — разворот при рулении. Рассматривается резкий поворот, при котором одна главная опора шасси нагружается боковой силой, силой трения и вертикальной реакцией (рис. 10.6, г); вторая

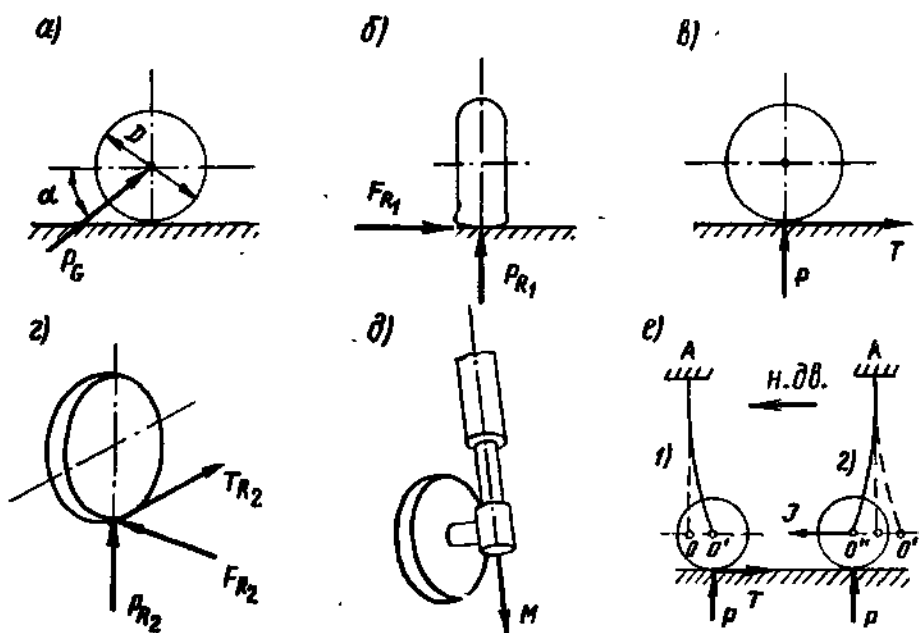


Рис. 10.6. Нагрузки на шасси: а — случай $G_{ш}$; б — случай $R_{1ш}$; в — случай $T_{ш}$; г — случай $R_{2ш}$; д — случай $M_{ш}$; е — нагрузки на шасси при раскрутке колес

главная опора и передняя или хвостовая опора считаются не касающимися земли.

Случай $M_{ш}$ — кручение шасси. Этот случай введен для обеспечения прочности шасси на кручение, если колеса попадают в рытвину или в мягкий грунт. Самолет находится в положении на трех точках. Главная опора шасси нагружается крутящим моментом M и вертикальной реакцией P (рис. 10.6, д).

Случай $E_{ш'} + G_{ш'}$ — посадка с нераскрученными колесами. Шасси нагружается вертикальной реакцией и горизонтальными силами, возникающими в процессе раскрутки колес (рис. 10.6, е): 1) большая сила трения T , действующая в начале раскрутки колеса, вызывает нагружение стойки в направлении против движения и ее упругую деформацию $O-O'$; 2) когда окружная скорость колеса становится равной скорости движения самолета относительно земли, сила трения T резко падает и стойка начинает совершать колебания, при которых в положении AO'' инерционная сила J нагружает ее в направлении движения самолета.

§ 4. НАЗНАЧЕНИЕ АМОРТИЗАЦИИ И ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К НЕЙ

1. Назначение и условия работы амортизации

Амортизация предназначена для уменьшения нагрузок на шасси и для восприятия и рассеивания энергии от ударов, возникающих при посадке самолета и при его движении по неровностям аэродрома.

На современных самолетах и вертолетах амортизация обычно состоит из пневматиков авиаколес и амортизаторов.

Пневматик воспринимает энергию при любом направлении удара, но его энергоемкость ограничена. При этом энергия воспринимается в обратимой форме и поэтому почти полностью возвращается самолету.

Если бы амортизация состояла лишь из пневматиков, то самолет после удара при посадке долго совершал бы колебания или подпрыгивал. Для того чтобы колебания быстрее затухали, амортизация должна рассеивать часть воспринятой ею энергии.

Амортизатор шасси служит для восприятия основной доли энергии удара и для того, чтобы часть ее перевести в необратимую форму и рассеять. Амортизатор воспринимает энергию при действии силы вдоль его оси.

При исследовании работы амортизации сложное движение самолета на трех опорах при посадке приближенно рассматривают как вертикальное движение трех отдельных редуцированных масс. Под редуцированной массой $m_{ред}$ понимают массу самолета, приходящуюся на рассматриваемую опору; $m_{ред}$ задается нормами прочности.

В момент касания земли при посадке самолета редуцированные массы обладают вертикальной скоростью и, следовательно, кинетической энергией вертикального движения.

При обжатии (прямом ходе) амортизации постепенно уменьшается вертикальная скорость; это должно происходить с небольшой величиной отрицательного ускорения a , иначе инерционная сила $m_{ред} a$ и перегрузка будут велики.

Кинетическая энергия переходит в энергию амортизации. При этом, чтобы амортизация могла распрямиться и принять следующий удар, часть энергии должна быть воспринята в потенциальной форме.

2. Технические требования к амортизации

Рассмотрим требования к амортизации, основанные на нормах прочности и на опыте конструирования и эксплуатации.

1. Амортизация каждой из основных опор шасси должна быть способной воспринимать на посадке нормированную эксплуатационную энергию

$$A^э = 0,5 m_{ред} V_y^2,$$

где V_y — приведенная вертикальная скорость; $V_y = f(G, V_{пос}) \leq 2,8$ м/сек; $m_{ред}$ — редуцированная масса, приходящаяся на опору.

Для каждой из главных опор шасси

$$m_{ред} = 0,5 \frac{G_{пос}}{g}.$$

Для носовой опоры редуцированная масса определяется по наибольшей динамической нагрузке на эту опору $P_{\text{оп.дин}}$ при разбеге и посадке (см. далее § 13)

$$m_{\text{ред}} = \frac{P_{\text{оп.дин}}}{g}$$

При восприятии амортизацией энергии A^3 эксплуатационная перегрузка n^3 не должна быть больше коэффициента грузоподъемности колеса $n_{\text{гр}}$.

Для главных опор

$$n_{\text{гр}} = \frac{P_{\text{м.д}}}{P_{\text{к.ст.пос}}}$$

где $P_{\text{к.ст.пос}}$ — стояночная нагрузка, действующая на колесо при посадочном весе; $P_{\text{м.д}}$ — максимально допустимая нагрузка на колесо, являющаяся характеристикой его прочности.

Для носовых опор

$$n_{\text{гр}} = \frac{P_{\text{м.д}}}{P_{\text{к.дин}}}$$

где $P_{\text{к.дин}}$ — динамическая нагрузка на колесо носовой опоры¹.

Коэффициент безопасности f при восприятии амортизацией эксплуатационной энергии A^3 для шасси равен 1,5, для всех остальных частей самолета — 1,65.

2. Амортизация каждой из основных опор должна быть способной при грубой посадке воспринять при полном обжати максимальной энергию

$$A^{\text{max}} = \frac{G_0}{G_{\text{пос}}} A^3 \leq 1,5 A^3,$$

где G_0 — взлетный вес самолета.

При восприятии A^{max} не должно быть разрушений конструкции шасси и других частей. Для этого необходимо, чтобы

$$n^{\text{max}} f_{n^{\text{max}}} \leq n^3, \quad n^{\text{max}} \leq \frac{n^3}{f_{n^{\text{max}}}}$$

где $f_{n^{\text{max}}}$ — коэффициент безопасности по отношению к перегрузке n^{max} . Нужно, чтобы $f_{n^{\text{max}}} \leq 1,3$.

3. Амортизация должна обладать гистерезисом, т. е. значительная часть энергии удара должна восприниматься амортизацией в необратимой форме, главным образом на обратном ходе амортизатора. При этом, однако, полное время прямого и обратного ходов

¹ Для предельного использования энергоемкости пневматиков нужно, чтобы $n^3 = n_{\text{гр}}$. Однако такие перегрузки велики и для пассажирских тяжелых самолетов могут превышать n^3 в полетных случаях. Поэтому обычно принимают $n^3 < n_{\text{гр}}$.

Для шасси пассажирских самолетов $n^3 = 2 \div 2,5$; меньшие значения n^3 берутся для тяжелых самолетов.

не должно превышать 0,8 сек, чтобы амортизация успела распрямиться до следующего удара.

4. Жесткость амортизации должна быть такой, чтобы собственная частота колебаний самолета на упругом шасси была удалена от частот ударов при движении самолета по неровностям.

5. Расчет амортизации необходимо производить как с учетом, так и без учета лобовых сил от раскрутки колес.

6. Способность амортизации поглощать A^a и A^{max} требуется проверять путем испытаний на сброс на копре.

Амортизацию рассчитывают и испытывают на случай $E_{ш}$ — «посадка на три точки», однако надо обеспечить также возможность ее работы при других условиях нагружения (передние и боковые удары и пр.).

7. Свойства амортизации должны возможно меньше зависеть от внешних условий (температуры, атмосферных условий, длительности эксплуатации, нагружения амортизатора изгибом).

§ 5. АВИАКОЛЕСА

Конструкции авиаколес отечественных самолетов подчиняются стандартам, которые с течением времени подвергаются пересмотру. Все данные содержатся в каталогах авиаколес.

Вес авиаколес составляет 35—55% от веса шасси.

Авиационное колесо состоит из авиацины — пневматика, барабана и тормоза. Колеса, устанавливаемые на носовые, хвостовые, подкрыльные и задние предохранительные опоры, обычно не имеют тормозов. Прочность колес, их надежность и долговечность должны проверяться заводскими испытаниями, воспроизводящими эксплуатационные условия нагружения.

1. Пневматики и их характеристики

Пневматик (рис. 10.7, а) состоит из покрышки 1 и камеры 2. Находят применение и бескамерные пневматики. Для увеличения прочности, жесткости и износоустойчивости покрышка 3 выполняется многослойной. Наружный слой (протектор) 4 выполнен из вулканизированной резины; по внешней поверхности он имеет профилированный рисунок (углубления) для создания сопротивления боковому скольжению. Внутренняя часть покрышки (корд) 5 состоит из многих слоев прорезиненных нитей без утка. Корд изготавливается из хлопчатобумажных или синтетических высокопрочных нитей.

Для увеличения прочности покрышка имеет сердечник 6 — кольца из металлических проволок или троса. Нормальная нагрузка от земли на пневматик уравнивается в основном действием избыточного давления воздуха внутри пневматика на контактную площадь, образующуюся в результате сплющивания пневматика. Элементы покрышки, ближайшие к земле, изгибаются и сжимаются, остальные ее участки работают в основном на растяжение. Габариты колес характеризуются отношением B/D (рис. 10.8, а).

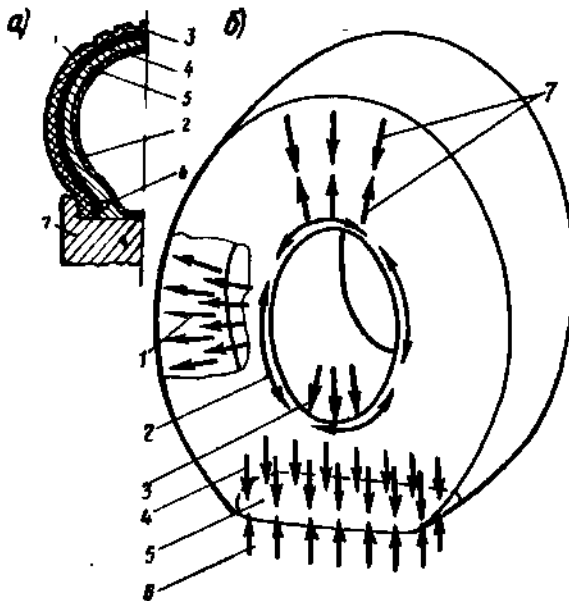


Рис. 10.7. Пневматик:
 а — сечение пневматика; б — схема нагружения элементов покрышки:
 1, 4 — избыточное внутреннее давление; 2 — натяжение сердечника; 3 — реакции барабана; 5 — контактная площадь; 6 — реакция земли; 7 — натяжение стенки покрышки

ная часть) и упругой деформации покрышки (меньшая часть).

Арочные пневматики обладают несколько большей жесткостью изгиба, так как сечение покрышки имеет форму арки.

Авиационные колеса по типу применяемых пневматиков делятся на полубаллонные, арочные, высокого и сверхвысокого давления.

В табл. 10.1 приведены ориентировочные предельные значения внутреннего давления p_{0max} и скорости взлета $V_{отр}$, а также указаны свойства и условия применения разных типов колес.

Увеличение скоростей взлета и посадки и рост нагрузок на колесо вызвали необходимость повышения p_{0max} и увеличения числа слоев и прочности корда пневматика.

Энергия, затрачиваемая на обжатие колеса, переходит в потенциальную энергию сжатия воздуха (основная часть) и упругой деформации покрышки (меньшая часть).

Таблица 10.1

Тип колес	Предельные p_{0max} , атм	Предельные $V_{отр}$, км/ч	Свойства и условия применения
Полубаллонные	5	200	Увеличенное $\frac{B}{D}$, хорошая проходимость по грунту
Арочные	7	300	Покрышка повышенной жесткости. Применимы на твердых грунтовых ВПП
Высокого давления	15	400	Для ВПП с искусственным покрытием
Сверхвысокого давления	17 и выше	450	Для аэродромов с большой толщиной покрытия. Для сильно нагруженных шасси скоростных самолетов. Покрышки с большим числом слоев корда повышенной прочности

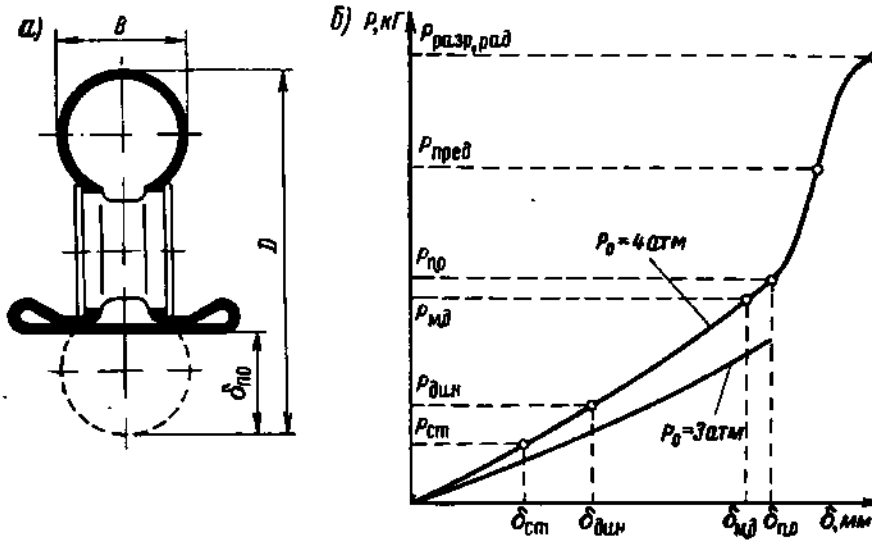


Рис. 10.8. Авиаколеса:
 а — габаритные размеры колес; б — диаграмма обжатия пневматика

При подборе колес, используемых на грунтовых аэродромах, необходимо учитывать требование проходимости самолета по грунту — способности трогания с места на тяге своих двигателей и движения по аэродрому без образования глубокой колеи. Для обеспечения проходимости давление в пневматиках не должно превышать 3—3,5 атм для мягкого и мокрого грунта; 5—6 атм для сухого грунта.

Прочность резины снижается с течением времени и под действием высоких и низких температур.

Центробежные силы при вращении вызывают радиальное растяжение пневматика, он становится более жестким при сжатии.

Силы внутреннего давления и центробежные силы с течением времени увеличивают наружные размеры пневматика (пневматик «разнашивается»), что может мешать уборке и выпуску шасси.

2. Характеристики прочности и энергоемкости колес

На рис. 10.8, б представлена диаграмма радиального статического обжатия колеса — кривая $P=f(\delta)$, где P — радиальная нагрузка на колесо, а δ — обжатие пневматика.

В каталоге авиаколес для каждого колеса даются диаграммы при разных давлениях p_0 зарядки пневматика.

Рассмотрим характерные точки этих диаграмм:

$P_{\text{разр,рад}}$ — разрушающая радиальная нагрузка — соответствует разрушению конструкции колеса;

$P_{\text{пред}}=0,75 P_{\text{разр,рад}}$ — предельная нагрузка — нагрузка, еще не представляющая опасность для разрушения колеса и допустимая при восприятии амортизацией энергии A^{max} ; $P_{\text{разр,рад}}$ и $P_{\text{пред}}$ практически не зависят от начального давления p_0 в пневматике.

Остальные силовые характеристики P определяются величиной соответствующего им обжатия δ и значением давления зарядки p_0 $\delta_{п.о}$ и $P_{п.о}$ — деформация и нагрузка при полном обжатии пневматика (сплющивание до обода); $\delta_{м.д} = (0,95 \div 1) \delta_{п.о}$ и $P_{м.д}$ — максимально допустимое обжатие и максимально допустимая нагрузка; $\delta_{дин} = 0,5 \delta_{п.о}$ и $P_{дин}$ — динамическое обжатие и радиальная динамическая нагрузка, допустимые для пневматика передней опоры при действии на самолет посадочного веса и сил торможения; $\delta_{ст.взл}$, $\delta_{ст.пос}$ и $P_{ст.взл}$ и $P_{ст.пос}$ — допустимые значения стояночного обжатия и стояночной нагрузки при взлетном и посадочном весах.

Большую часть срока службы пневматик находится в условиях стояночного обжатия. Для обеспечения долговечности пневматика принимается $\delta_{ст}$ значительно меньше $\delta_{п.о}$. Обычно $\delta_{ст.пос} = (0,2 \div 0,4) \delta_{п.о}$.

Нагрузки на колесо P , соответствующие определенному обжатию δ , пропорциональны начальному давлению p_0 в пневматике.

Нагрузки, соответствующие $p_{0\max}$, обозначаются индексом «max», например $P_{м.д\max}$.

Формулы для пересчета характеристик пневматика с одного давления на другое имеют вид

$$P_{м.д} = P_{м.д\max} \frac{p_0}{p_{0\max}}$$

Энергия, воспринятая пневматиком при его обжатии, находится как площадь диаграммы $P = f(\delta)$, т. е.

$$A_k = \int_0^{\delta} p d\delta.$$

Энергия A_k также пропорциональна p_0 . Пересчет воспринятой энергии A_k на другое давление производится по формуле

$$A_{м.д} = A_{м.д\max} \frac{p_0}{p_{0\max}},$$

где $A_{м.д}$ — энергия, воспринятая пневматиком при обжатии на величину $\delta = \delta_{м.д}$.

В приближенных расчетах начальный участок диаграммы обжатия пневматика (при $\delta < \delta_{дин}$) принимают за прямую. Тогда можно написать

$$A_k \approx \frac{1}{2} P \delta.$$

В случае $\delta > \delta_{дин}$ значение A_k лучше приближенно определять по формуле

$$A_k \approx 0,91 \frac{P \delta}{2}.$$

3. Конструкция барабана колеса

Барабан выполняется литым из легкого магниевых, алюминиевого или титанового сплава. Это упрощает производство и дает возможность выполнения барабана достаточно прочным и жестким при небольшом весе. Хороший отвод тепла от тормозов обеспечивается высокой теплоемкостью материала барабана и ребристой формой поверхности его частей.

На рис. 10.9 показана типичная конструкция барабана современного колеса с дисковыми тормозами. Реборды барабана препятствуют боковому срыву пневматика. Для удобства смены пневматика одна реборда выполнена съемной. Для уменьшения трения вращения при радиальных и боковых нагрузках на колесо барабан устанавливается на радиально-упорных конических роликовых подшипниках. Внутренняя часть барабана используется для размещения тормоза.

§ 6. ТОРМОЗА АВИАКОЛЕС

Тормоза авиаколес, воспринимая и рассеивая кинетическую энергию движения самолета по аэродрому, позволяют значительно уменьшить длину послепосадочного пробега. Они также используются при опробовании двигателей и при маневрировании самолета на земле.

Кинетическая энергия самолета, которую он имеет при посадке, определяется по формуле

$$A_{\text{кин}} = \frac{G_{\text{пос}} V_{\text{пос}}^2}{2g}.$$

К концу пробега $A_{\text{кин}}$ расходуется на преодоление сил аэродинамического сопротивления, реверсивной тяги двигателей и сил торможения колес.

Тормозные колеса воспринимают значительную долю кинетической энергии.

Проскальзывание колеса при торможении (юз) снижает эффективность торможения и может привести к разрушению пневматика вследствие местного нагрева и износа.

Для предотвращения проскальзывания в систему управления тормозами колес устанавливают автоматы торможения (антиюзная автоматика).

Автоматы вызывают растормаживание при резком замедлении вращения колес, характеризуемом определенной величиной отрицательного углового ускорения. В результате торможение происходит при переменных значениях тормозного момента, но близких к предельным, допускаемым при условии отсутствия юза. Этим обеспечивается эффективность торможения и сохранность пневматиков.

На мокром или обледеневшем аэродроме эффективность торможения колес резко снижается.

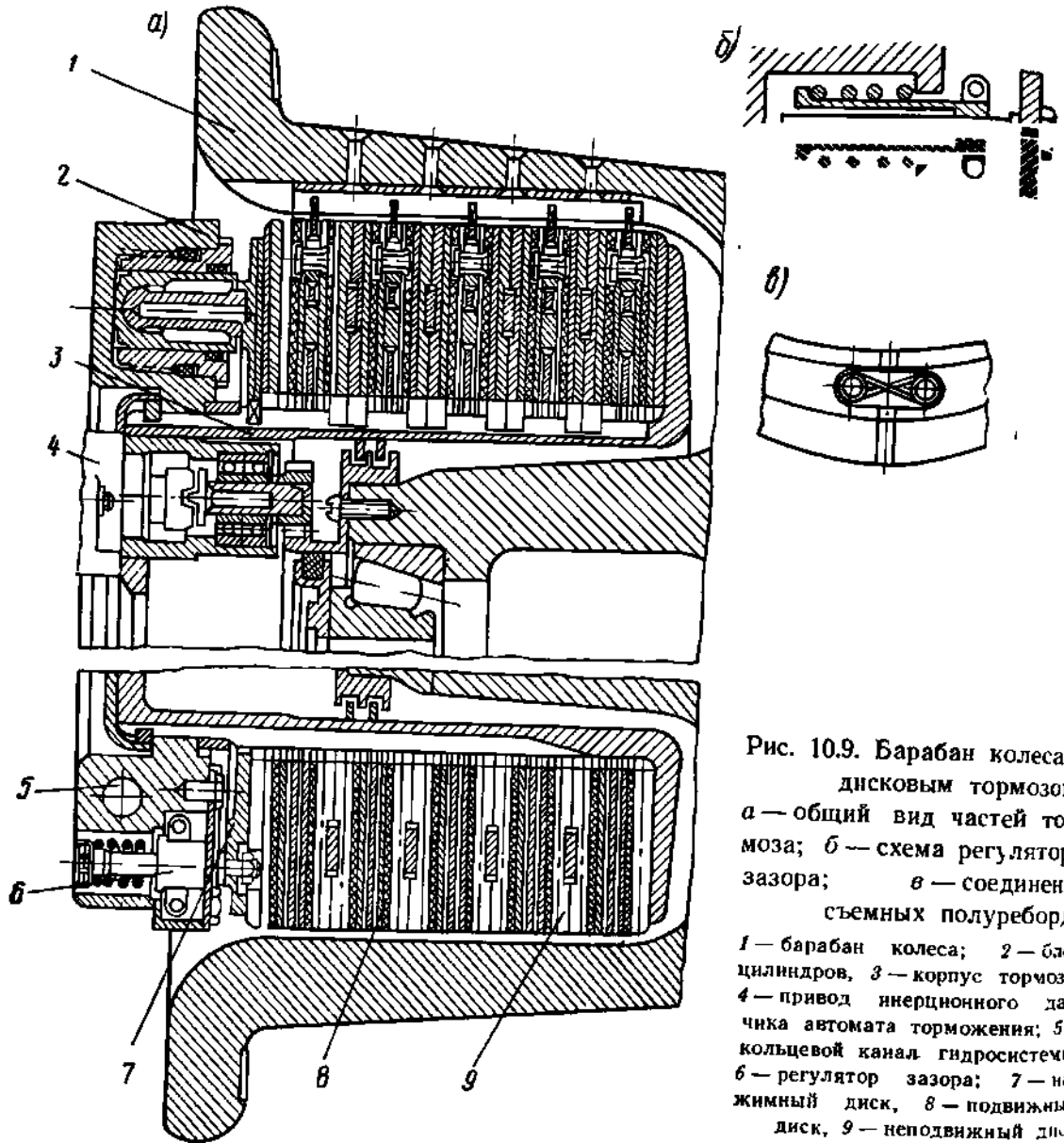


Рис. 10.9. Барабан колеса с дисковым тормозом:
 а — общий вид частей тормоза; б — схема регулятора зазора; в — соединение съемных полурембрд;

1 — барабан колеса; 2 — блок цилиндров; 3 — корпус тормоза; 4 — привод инерционного датчика автомата торможения; 5 — кольцевой канал гидросистемы; 6 — регулятор зазора; 7 — нажимный диск, 8 — подвижный диск, 9 — неподвижный диск

При значительных скоростях движения самолета по покрытой снегом или водой поверхности аэродрома может возникнуть глиссирование колес. Причина глиссирования состоит в том, что непосредственно перед колесом нарастает слой воды. Сила гидродинамического давления воды создает момент, останавливающий вращение даже незаторможенного колеса (рис. 10.10, а) и приподнимает его (рис. 10.10, б). Колесо начинает скользить по водному слою. Коэффициент сцепления становится большим, чем при качении, но остается меньшим, чем при торможении на сухой поверхности. Это приводит к удлинению разбега и пробега, а вследствие различия и неустойчивости условий сцепления разных колес — к рысканию самолета. Нагрев от скольжения приводит к образованию пара и раз-

мягчению резины протектора пневматика, что отмечается появлением белых полос на поверхности аэродрома.

Слой воды имеет возможности выхода из-под колеса через продольные канавки протектора, поэтому износ протектора, сглаживающий канавки, может способствовать появлению глиссирования на меньшей скорости.

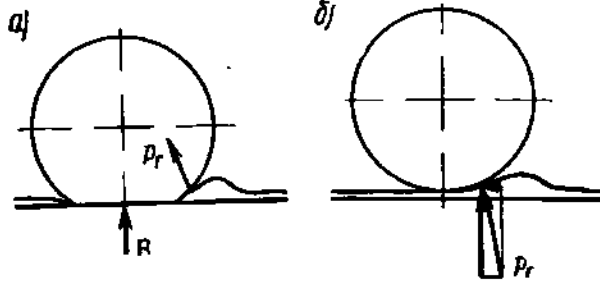


Рис. 10.10. Действие сил гидродинамического давления воды при движении колеса по поверхности аэродрома, покрытой водой или снегом: а — до глиссирования; б — при глиссировании; R — реакции земли; P_r — сила гидродинамического давления

Конструкция тормозов авиаколес

Тормозное колесо должно обладать большой энергоемкостью. Конструкция тормоза в течение короткого времени после посадочного пробега (15—25 сек) превращает в тепло и рассеивает значительную энергию. При этом элементы тормоза, работающие при высоких температурах и значительных нагрузках, должны сохранять свои фрикционные свойства и прочность в течение требуемого срока службы.

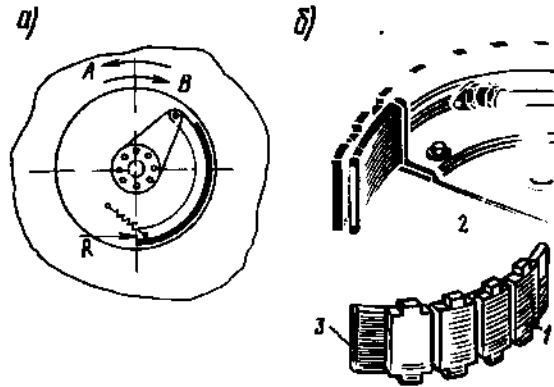


Рис. 10.11. Схемы тормозов: а — колодочный тормоз; б — камерный тормоз

Применяются три типа тормозов авиаколес: колодочные (рис. 10.11, а), камерные (рис. 10.11, б) и дисковые (см. рис. 10.9).

Колодочные тормоза состоят из металлических колодок, покрытых фрикционным пластиком — теплостойким материалом с высоким коэффициентом трения, содержащим асбест. Для торможения колодки прижимаются к поверхности тормозной рубашки барабана колеса (см. рис. 10.11, а). Усилие распора R , прижимающее колодку к барабану, создается при помощи гидро- или пневмопривода. Величина требуемого усилия зависит от направления вращения колеса.

Колодочные тормоза с положительным серводействием, у которых силы трения помогают прижатию колодок, требуют меньшего усилия распора, но могут при неправильной регулировке вызвать самопроизвольное затормаживание колеса. Для отвода колодок после снятия силы R установлены пружины.

Колодочные тормоза имеют следующие недостатки:

работа тормозов нарушается от погрешностей монтажа;
из-за неравномерного износа колодок необходима частая регулировка зазоров;

интенсивный нагрев вызывает деформации и трещины тормозной рубашки.

Камерный тормоз (см. рис. 10.11, б) имеет корпус 2 с большим количеством тормозных колодок 1, облицованных фрикционным пластиком. Колодки прижимаются к поверхности тормозной рубашки давлением кольцевой резиновой камеры 3, заполняемой при торможении жидкостью или воздухом, и удерживаются с проворачивания шлицевыми выступами на бортах корпуса.

При уменьшении давления пластинчатые пружины возвращают колодки в исходное положение.

По сравнению с колодочными камерные тормоза имеют следующие преимущества.

равномерное прилегание колодок к барабану и вследствие этого равномерный их износ;

нет необходимости в частой проверке и регулировке зазоров;

большая эффективность, так как тормозные колодки располагаются по всей периферии тормоза;

меньший вес.

Недостатки камерных тормозов:

пониженная приемистость, поскольку для заполнения большого объема камеры жидкостью или воздухом требуется определенное время (1—1,5 сек). Приемистость ухудшается по мере износа тормозных колодок;

возможность разрушения резины камеры при перегреве тормоза. Этот недостаток приводит к необходимости ограничения теплового режима и поэтому к уменьшению энергоемкости тормозов;

при интенсивном нагреве возможны деформации и растрескивание тормозной рубашки.

Дисковый тормоз (см. рис. 10.9) состоит из неподвижных дисков 9, установленных на шлицах корпуса 3 тормоза, подвижных дисков 8, соединенных с барабаном 1 колеса, нажимного диска 7, блока 2 цилиндров и возвратных пружин. Шлицевое соединение неподвижных дисков с корпусом и подвижных дисков с барабаном обеспечивает возможность осевого перемещения дисков. При подаче давления жидкости в блок цилиндров поршни, преодолевая сопротивление возвратных пружин, перемещают нажимной диск, который прижимает неподвижные диски к вращающимся. Колесо затормаживается.

Для повышения коэффициента трения и уменьшения износа трущиеся поверхности вращающихся стальных дисков покрываются специальным чугуном, а неподвижные диски выполняются металлокерамическими или с накладками из фрикционного пластика. Для уменьшения коробления при нагреве и лучшего прилегания трущихся поверхностей вращающиеся диски выполняются в виде отдельных сегментов, соединенных шарнирами.

Радиальные зазоры между фрикционными накладками-сегментами неподвижных дисков обеспечивают вентиляцию и охлаждение трущихся поверхностей и удаление пыли, образующейся при работе тормоза.

В конструкции тормоза предусмотрены регуляторы 6 зазоров, компенсирующие увеличение осевого зазора между дисками при износе фрикционных накладок.

Преимуществами дисковых тормозов по сравнению с колодочными и камерными являются:

меньшие габариты тормоза при одинаковой энергоемкости и эффективности, что упрощает размещение тормоза в колесе;

лучшее охлаждение трущихся поверхностей;

малая контактная теплопередача от тормозных дисков к барабану колеса уменьшает опасность разрушения пневматика при перегреве тормоза.

К недостаткам дисковых тормозов относятся сложность конструкции и наличие постоянного трения между соприкасающимися дисками в расторможенном состоянии.

§ 7. ВИДЫ АМОРТИЗАТОРОВ

В настоящее время на большинстве самолетов применяются жидкостно-газовые амортизаторы. Простейшая схема амортизатора такого типа показана на рис. 10.12, а.

Основными рабочими элементами жидкостно-газового амортизатора являются газ — азот¹ или воздух и жидкость — гидросмесь.

При сокращении амортизатора (прямой ход) часть энергии удара затрачивается на сжатие азота. Азот является упругим элементом, и амортизатор за счет его сжатия подобно пневматике воспринимает энергию в обратимой форме. На обратном ходе энергия сжатого газа распрямляет амортизатор, подготавливая его к восприятию следующего удара.

В то же время необходимо, чтобы часть воспринимаемой энергии удара переводилась в необратимую форму и рассеивалась. В жидкостно-газовом амортизаторе это обеспечивает второй рабочий элемент — жидкость.

На прямом и обратном ходе жидкость в амортизаторе проталкивается через небольшие отверстия, вследствие чего часть энергии удара за счет действия сил гидравлического сопротивления жидкости переводится в тепловую энергию и рассеивается. Часть энергии удара на прямом и обратном ходе переходит в тепло и рассеивается также за счет расходования энергии на преодоление сил трения частей амортизатора (штока и цилиндра) при их относительном движении.

Рассмотрим некоторые другие иногда применяемые типы жидкостно-газовых амортизаторов.

Жидкостно-газовый амортизатор с изолированными камерами для газа и для жидкости позволяет устранить смешивание жидкости с газом — образование эмульсии и обеспечивает смачивание уплотнений жидкостью при любом положении амортизатора. На рис. 10.12, б показана схема такого амортизатора с камерами: I — для воздуха, II — для жидкости; 1 — плавающий поршень, 2 — уплотнения.

Жидкостно-газовый амортизатор с двумя газовыми камерами (рис. 10.12, в) уменьшает жесткость амортизатора при небольших нагрузках: обжатие амортизатора происходит за счет сжатия газа в камере низкого давления II. При возникновении больших нагрузок сжимается газ и в камере высокого давления I.

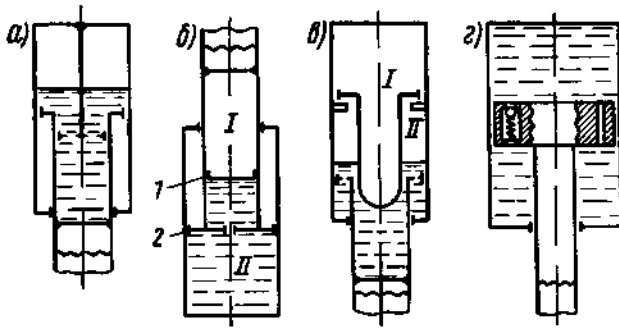


Рис. 10.12. Схемы амортизаторов: а — жидкостно-газовый обычной схемы; б — жидкостно-газовый амортизатор с изолированными камерами для газа и для жидкости; в — жидкостно-газовый амортизатор с двумя газовыми камерами; г — жидкостный амортизатор

¹ Азот применяется потому, что эмульсия гидросмеси с воздухом взрывоопасна при больших давлениях. Азот не должен содержать примеси кислорода.

Гидравлический (чисто жидкостный) амортизатор (рис. 10.12, з). В жидкостных амортизаторах упругим элементом, аккумулирующим энергию на прямом ходе, является жидкость. За счет этой энергии совершается обратный ход. Для того чтобы величина хода была достаточной, в качестве рабочих жидкостей выбирают такие, которые обладают малым модулем объемного сжатия, и применяют высокие давления. Так же как и в жидкостно-газовых амортизаторах, часть энергии в гидравлическом амортизаторе переводится в необратимую форму за счет действия гидравлического сопротивления при протекании жидкости через малые отверстия и сил трения частей амортизатора при их взаимном скольжении.

Достоинствами жидкостных амортизаторов являются малые габариты и вес. Основной недостаток, препятствующий их широкому внедрению, — трудность создания уплотнений, надежно работающих при очень высоких давлениях.

Существуют и другие разновидности амортизаторов, например резиновые, пружинно-фрикционные. Однако, как показала практика эксплуатации, наиболее удачными являются жидкостно-газовые амортизаторы.

§ 8. РАСПОЛОЖЕНИЕ АМОРТИЗАТОРА В КОНСТРУКЦИИ ШАССИ. КОЭФФИЦИЕНТ ПЕРЕДАЧИ ψ

Условия работы амортизатора в значительной степени зависят от расположения его в конструкции шасси. В зависимости от взаимного расположения колес и амортизатора различают два вида конструкции опор:

- 1) с непосредственным креплением колес или тележки к амортизатору (так называемая телескопическая опора);
- 2) с рычажной подвеской колес.

Рассмотрим условия работы амортизатора телескопической опоры (рис. 10.13, а).

Нагрузка $P_{оп} = iP_K$, действующая на колеса опоры, вызывает как сжатие амортизатора, так и изгиб его. Изгиб амортизатора и связанные с этим силы трения тем больше, чем больше угол θ — угол наклона оси стойки шасси. Во избежание значительного изгиба и большого трения этот угол принимают при проектировании не больше 20° . Однако при малом θ амортизатор будет плохо воспринимать передний удар.

Определим коэффициент передачи для амортизатора телескопической опоры. Под коэффициентом передачи ψ понимают отношения усилия, действующего на амортизатор P_a , к соответствующей нагрузке на колеса опоры $P_{оп} = iP_K$.

Как видно из рис. 10.13, а, это отношение имеет вид

$$\psi = \frac{P_a}{P_{оп}} = \frac{P_{оп} \cos \theta}{P_{оп}} = \cos \theta.$$

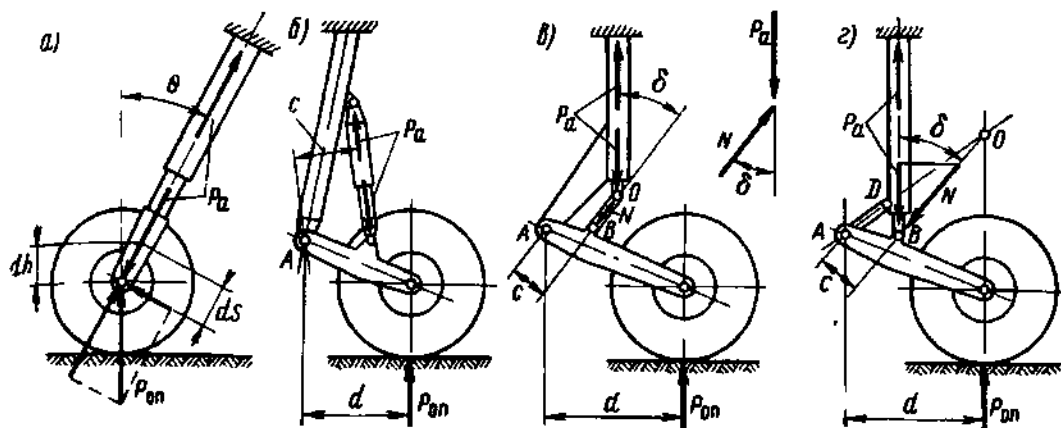


Рис. 10.13. Расположение амортизаторов в конструкции шасси: а — телескопическая опора; б, в, г — опоры с рычажной подвеской колес

Можно пренебречь изменением угла θ при обжати амортизации и принять коэффициент передачи постоянным

$$\psi = \cos \theta = \text{const.}$$

Применяя начало возможных перемещений, можно для коэффициента передачи ψ получить другое выражение — через отношение dh/ds приращения вертикального перемещения колес к приращению хода штока по оси амортизатора. Согласно началу возможных перемещений сумма работ всех сил, под действием которых тело находится в равновесии, на возможных перемещениях, равна нулю

$$P_{\text{оп}}dh = P_a ds = 0,$$

отсюда

$$\psi = \frac{P_a}{P_{\text{оп}}} = \frac{dh}{ds}.$$

Это выражение справедливо для всех схем расположения амортизатора.

Для телескопической опоры, так как $\psi = \text{const}$, получается

$$\psi = \frac{h}{s}.$$

В схемах опор с рычажной подвеской $\psi > 1$ и меняется при обжати амортизации (рис. 10.13, б, в, г). Для расчета h — вертикального перемещения оси колес (или тележки) используется выражение

$$h = \psi_{\text{ср}} s,$$

где $\psi_{\text{ср}}$ — среднее значение ψ на участке хода амортизатора от 0 до s .

Опоры с рычажной подвеской колес обычно выполняют по одной из схем, показанных на рис. 10.13.

Коэффициент передачи ψ для опоры, имеющей внешний амортизатор (см. рис. 10.13, б), можно определить при каждом значении хода амортизатора s из условия равенства нулю суммы моментов относительно оси шарнира A :

$$\Sigma M_A = 0;$$

$$\psi = \frac{P_a}{P_{оп}}$$

Подобным образом находится ψ для опор шасси с рычажной подвеской колес и внутренним амортизатором (см. рис. 10.13, в, г).

Для опоры шасси, показанной на рис. 10.13, г, величину угла δ можно определить графически, применив для этого теорему о пересечении трех сил, находящихся в равновесии, в одной точке. В данной схеме это точка O пересечения осевой линии подвижного звена AD с линией действия силы $P_{оп}$. Прямая OB является линией действия полной силы N , приложенной к штоку в точке B , а угол δ характеризует наклон этой силы. Для схем (см. рис. 10.13, в и г) из уравнения $\Sigma M_A = 0$ получим $N = P_{оп} \frac{d}{c}$. Поскольку $P_a = N \cos \delta$,

то

$$\psi = \frac{P_a}{P_{оп}} = \frac{d}{c} \cos \delta.$$

Шасси с рычажной подвеской колес обладают следующими существенными преимуществами перед телескопическими опорами:

1) амортизатор такой опоры хорошо амортизирует также нагрузки от лобовых сил;

2) при внешнем расположении амортизатора (см. рис. 10.13, б) он полностью разгружен от изгиба; в шасси с внутренним амортизатором (см. рис. 10.13, в) значительно разгружен от изгиба шток амортизатора;

3) при больших значениях ψ амортизатор получается более компактным, так как передаваемая ему энергия воспринимается большими силами $P_a = \psi P_{оп}$ на малом ходе. В то же время при больших ψ малый ход s обеспечивает достаточно большое вертикальное перемещение колеса $h = \psi_{ср} s$, нужное при движении по неровностям.

Однако шасси с рычажной подвеской колес имеет подвижные сильно нагруженные сочленения, которые утяжеляют конструкцию и подвержены износу.

§ 9. РАБОТА ЖИДКОСТНО-ГАЗОВОГО АМОРТИЗАТОРА

Рассмотрим работу изображенного на рис. 10.14, а типичного жидкостно-газового амортизатора.

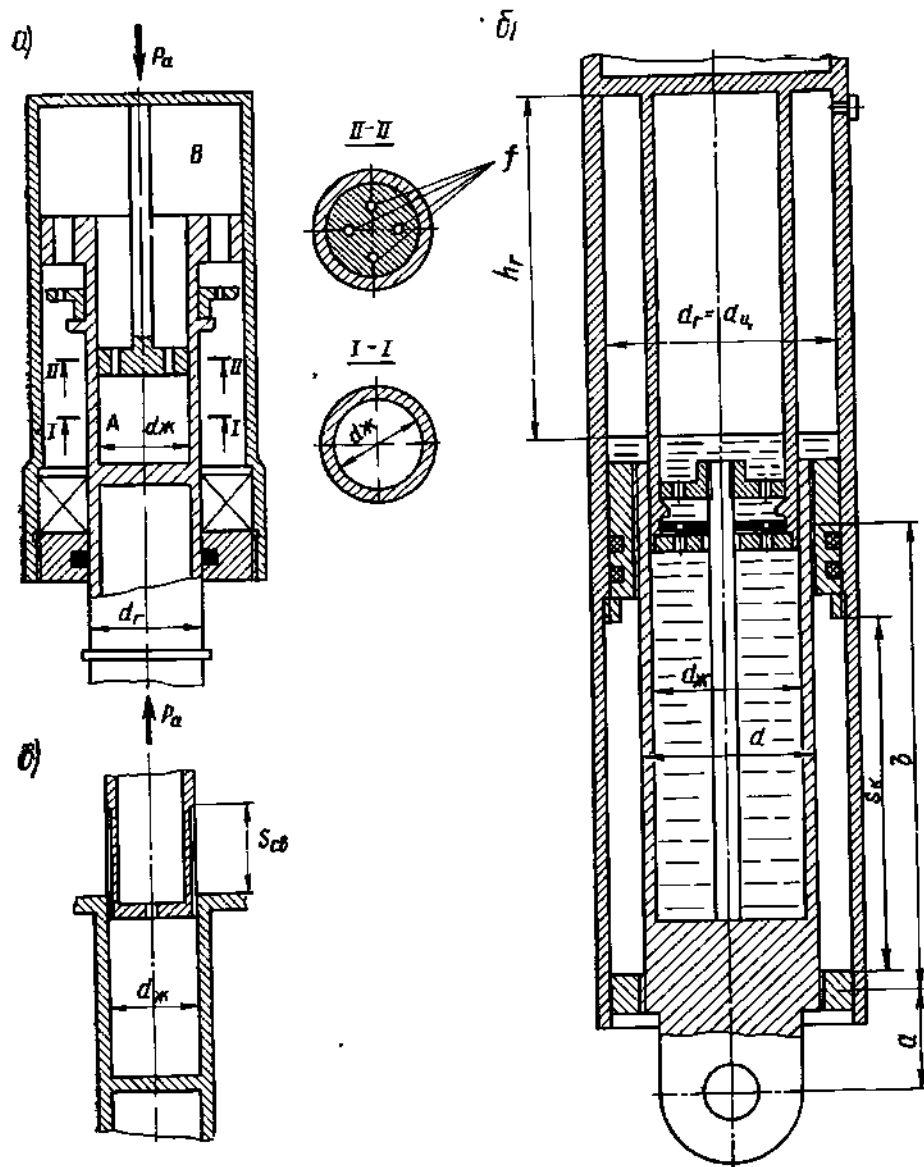


Рис. 10.14. Схемы типичных жидкостно-газовых амортизаторов: а — с уплотнениями, закрепленными неподвижно на цилиндре; б — с уплотнениями, закрепленными на верхней буксе штока; в — со свободным ходом по жидкости

1. Диаграмма работы амортизатора

На рис. 10.15, а показана диаграмма жидкостно-газового амортизатора. По оси абсцисс отложен ход штока амортизатора s , а по оси ординат сила P_a , действующая на амортизатор при данном значении s .

Сила P_a уравнивается силами: сопротивления газа — P_g , жидкости — $P_{ж}$ и трения — P_t . На прямом ходе сила P_a , которую необходимо приложить для обжатия амортизатора, равна сумме сил сопротивления:

$$P_a = P_g + P_{ж} + P_t.$$

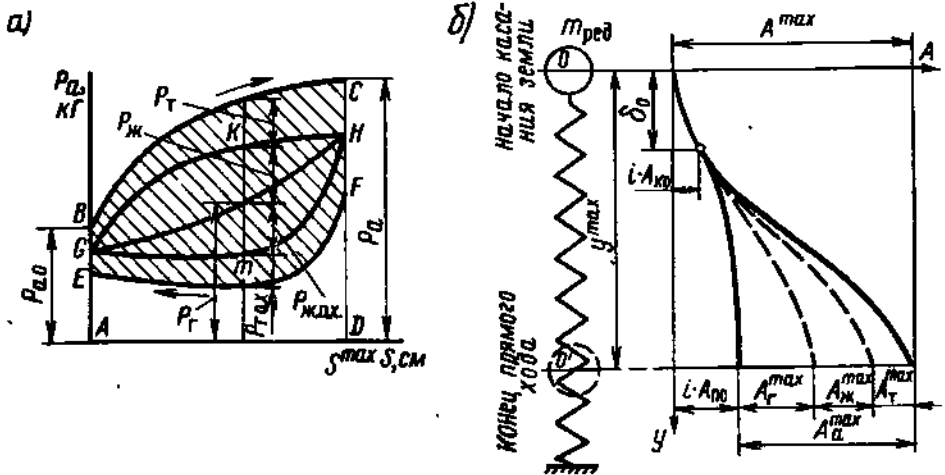


Рис. 10.15. Работа амортизации опоры шасси: а — диаграмма амортизатора; б — диаграмма баланса энергии

На диаграмме прямого хода (кривая BC) отмечена величина усилия предварительной затяжки амортизатора $P_{а.о}$, равного нагрузке, которую нужно приложить к амортизатору, чтобы он начал обжиматься, и максимального усилия амортизатора $P_{а}^{max}$, действующего в амортизаторе при восприятии им максимальной энергии $A_{а}^{max}$.

Площадь диаграммы $ABCD$ представляет собой в масштабе энергию $A_{а}^{max}$, воспринятую амортизатором на прямом ходе. Отношение этой площади к площади прямоугольника со сторонами $P_{а}^{max}$ и s^{max} называется коэффициентом полноты диаграммы η

$$\eta = \frac{A_{а}^{max}}{P_{а}^{max} s^{max}}$$

Чем больше η , тем большую величину энергии воспринимает амортизатор на прямом ходе при данных значениях $P_{а}^{max}$ (а значит, и перегрузки) и хода s^{max} .

Обратный ход (кривая FE на диаграмме амортизатора) осуществляется за счет энергии, аккумулированной в сжатом газе.

При распрямлении амортизатора сила сжатого газа $P_{г}$ заставляет амортизатор распрямиться, чтобы подготовиться к восприятию следующего удара.

Силы сопротивления жидкости $P_{ж.о.х}$ и трения $P_{т.о.х}$ препятствуют распрямлению амортизатора, поэтому на обратном ходе сила $P_{а.о.х}$, удерживающая амортизатор от распрямления, равна разности между силой газа и силами сопротивления жидкости и трения

$$P_{а.о.х} = P_{г} - P_{ж.о.х} - P_{т.о.х}$$

На диаграмме нанесена кривая GH сопротивления газа P_T ; при рассмотрении работы амортизатора можно считать, что такие кривые при сжатии и распрямлении практически совпадают.

В соответствии с выражениями P_a для прямого и обратного хода отложены ординаты кривых $P_{ж}-s$ (от кривой P_T-s) и P_T-s (от кривых $P_{ж}-s$ для прямого и обратного хода).

Площадь петли гистерезиса диаграммы $BCFE$ представляет энергию, которая рассеивается за один цикл. Площадь диаграммы $AEFD$ выражает энергию, возвращенную самолету и расходуемую на его подпрыгивание.

Рассмотрим закономерности, которыми определяются зависимости сил сопротивления P_T , $P_{ж}$ и P_T от s .

2. Сила сопротивления газа

Сила сопротивления сжатого газа пропорциональна его давлению¹

$$P_T = p_T F_T = p_T \frac{\pi d_T^2}{4},$$

где F_T и d_T — площадь и диаметр газового поршня.

В общем случае за диаметр газового поршня следует принимать диаметр поверхности, по которой скользят уплотнения, препятствующие просачиванию жидкости и газа из амортизатора.

На рис. 10.14 показаны диаметры газовых поршней двух разновидностей жидкостно-газовых амортизаторов.

При быстром обжатии амортизатора давление газа p_T изменяется по политропе

$$p_T v^\kappa = \text{const},$$

где v — объем газовой камеры; κ — показатель политропы.

Для жидкостно-газовых амортизаторов, у которых в процессе обжатия происходит теплообмен между газом и распыленной жидкостью (газовая полость от жидкости не изолирована), $\kappa = 1, 0 \div 1, 1$ для амортизаторов с малым распылением или с газовыми камерами, изолированными от жидкости, $\kappa = 1, 2 \div 1, 3$, т. е. политропа близка к адиабате.

Следующие далее зависимости выводятся из уравнения политропы $p_T v^\kappa = \text{const}$.

При обжатии амортизатора на ход s начальный объем v_0 газовой камеры, в которой было давление p_{T0} , изменится на величину $F_T s$. Текущее значение силы сопротивления газа при ходе s

$$P_T = \frac{P_{T0}}{\left(1 - \frac{F_T s}{v_0}\right)^\kappa},$$

где $P_{T0} = p_{T0} F_T$ — усилие газа при предварительной затяжке.

¹ Так как давление газа в амортизаторе значительно больше атмосферного, пренебрежем различием между величинами абсолютного и избыточного давлений.

Энергия, воспринятая газом (потенциальная энергия) при ходе s до s^{\max}

$$A_r^{\max} = \int_{p_r^{\max}}^{p_{r0}} p_r d\vartheta = \frac{p_{r0} \vartheta_0}{\kappa - 1} \left[\frac{1}{\left(1 - \frac{F_r s^{\max}}{\vartheta_0}\right)^{\kappa-1}} - 1 \right],$$

где p_r^{\max} — давление газа при ходе s^{\max} .

Принятое положение о том, что кривые P_r-s при прямом и обратном ходе совпадают, равноценно допущению, что газ работает по адиабате — без теплообмена между газом и другими частями амортизатора. Поэтому при рассмотрении работы жидкостно-газового амортизатора обычно принимают, что энергия A_r^{\max} воспринимается газом в обратимой форме.

3. Сила сопротивления жидкости

Сила гидравлического сопротивления жидкости $P_{ж}$ зависит от скорости обжатия амортизатора и от размеров и количества малых отверстий, через которые жидкость вытесняется.

На прямом ходе жидкость проходит через эти отверстия при движении из полости A в полость B (см. рис. 10.14). При этом в полости A развивается дополнительное динамическое давление жидкости $p_{ж}$. Сила сопротивления жидкости

$$P_{ж} = p_{ж} F_{ж}, \quad (10.1)$$

где $F_{ж}$ — площадь жидкостного поршня, равная площади сечения столба жидкости, в котором действует давление $p_{ж}$; в амортиза-

торе, показанном на рис. 10.14, $F_{ж} = \frac{\pi d_{ж}^2}{4}$.

Дополнительное давление связано со скоростью $V_{ж}$ истечения жидкости через малые отверстия зависимостью

$$p_{ж} = \frac{\gamma V_{ж}^2}{2g}, \quad (10.2)$$

где γ — удельный вес жидкости (для АМГ-10 $\gamma = 0,8 \div 0,85 \text{ г/см}^3$).

Из уравнения постоянства расхода жидкости в сечениях $I-I$ и $II-II$ (см. рис. 10.14, а)

$$F_{ж} W = \mu f V_{ж}$$

можно определить

$$V_{ж} = \frac{F_{ж} W}{\mu f}, \quad (10.3)$$

где μ — коэффициент истечения; обычно принимается $\mu = 0,7 \div 0,8$;

$W = \frac{ds}{dt}$ — скорость обжатия амортизатора; f — площадь малых

отверстий, служащих для создания сил сопротивления жидкости. Из выражений (10.1), (10.2) и (10.3) следует

$$P_{ж} = \frac{\gamma F_{ж}^3 W^2}{2g\mu^2 f^2}.$$

Таким образом, сила сопротивления жидкости зависит от изменяющейся по ходу амортизатора скорости его обжатия W , от площади малых отверстий f и от формы (через μ).

Если площадь отверстий f постоянна, то изменение $P_{ж}$ по ходу s определяется изменением скорости обжатия W .

При $s=0$ и в конце хода при s^0 или s^{\max} $P_{ж}=0$ (рис. 10.15, а).

Закон изменения $W(s)$ может быть найден из рассмотрения динамики вертикального движения редуцированной массы опоры с учетом сопротивления ее амортизации.

Чтобы повлиять на характер зависимости $P_{ж}(s)$, иногда f делают переменной.

В некоторых конструкциях f меняется по ходу s , в других — в зависимости от величины $p_{ж}$ (конструкции с предохранительным клапаном).

Значение $f/F_{ж}$ влияет на $p_{ж}$ непосредственно и через W . При увеличении $f/F_{ж}$ величина W тоже растет, поэтому при больших значениях $f/F_{ж}$ сопротивлением жидкости можно пренебречь.

Параметры амортизатора, в том числе и величина f , определяются в основном условиями восприятия максимальной энергии удара при посадке — A_a^{\max} . Однако надо обеспечить хорошие свойства амортизатора и при движении по аэродрому.

При переезде колес через крутую неровность, если размеры колес невелики, может возникнуть большая скорость движения штока и вызвать резкий рост гидравлического сопротивления амортизатора.

Из схемы на рис. 10.16 видно, что для переезда через неровность h_k необжатого колеса с максимально допустимым обжатием $\delta_{м.д}$ необходимо вертикальное перемещение оси колеса

$$h = h_k - \delta_{м.д}.$$

Чтобы при проходе опоры над неровностью самолет не поднялся, нужно обжатие амортизатора не менее

$$s = \frac{h}{\psi_{ср}}.$$

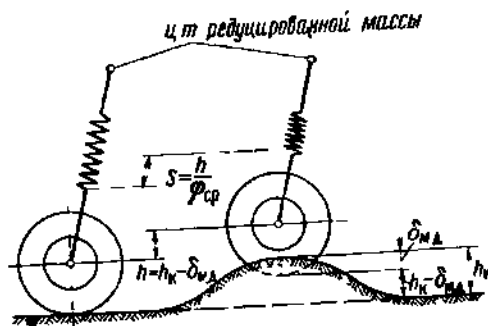


Рис. 10.16. К пояснению необходимости свободного хода

Это обжатие не вызовет сопротивления жидкости, если в амортизаторе обеспечить свободный ход

$$s_{св} = \frac{-1}{\psi_{ср}} (h_k - \delta_{м.д}),$$

в пределах которого жидкость проходит через увеличенные отверстия. При этом

$$P_{ж} \approx 0, \quad \text{а} \quad P_a \approx P_r + P_t.$$

На рис. 10.14, в показан пример конструкции, дающей увеличение $f/F_{ж}$ на ходе $s_{св}$ — продольный вырез.

Энергию, воспринимаемую жидкостью на ходе s^{\max} ,

$$A_{ж}^{\max} = \int_0^{s^{\max}} P_{ж} ds$$

можно выразить так:

$$A_{ж}^{\max} = \eta_{ж} P_{ж \max} s^{\max},$$

где $\eta_{ж}$ — коэффициент полноты диаграммы жидкости ($\eta_{ж} < 1$).

$P_{ж \max}$ — наибольшая сила сопротивления жидкости. При постоянном значении f она соответствует максимальной скорости обжатия амортизатора W_{\max} , имеющей место вблизи середины хода (при $s=0$ и в конце хода $W=0$).

Энергия $A_{ж}$ воспринимается в необратимой форме (энергией сжатия жидкости можно пренебречь в сравнении с энергией сжатия газа); она переходит в тепловую энергию, которая рассеивается¹.

Большое значение коэффициента полноты диаграммы прямого хода амортизатора η свидетельствует о том, что на прямом ходе значительную роль играет сопротивление жидкости. Это может привести к появлению пика нагрузки в момент набегания колеса и препятствие при разбеге или пробеге.

Для того чтобы перегрузки при посадке и при движении по неровностям аэродрома не были велики, отверстия для прохода жидкости при прямом ходе не должны быть слишком малыми. Поэтому для обеспечения достаточного гистерезиса (рассеивание энергии) современные амортизаторы имеют дополнительное торможение движения штока на обратном ходе. Для этого обычно ставится золотник, обеспечивающий уменьшение проходных отверстий и создание большого сопротивления жидкости на обратном ходе (см. рис. 10.14). Размеры отверстий для прохода жидкости находятся путем расчета и уточняются при доводке опытного амортизатора на испытаниях.

¹ В жидкостном амортизаторе энергию упругого сжатия жидкости необходимо учитывать.

4. Сила трения P_T

Сила трения в амортизаторе представляет сумму двух слагаемых: силы трения в уплотнениях $P_{уп}$ и силы трения в буксах $P_б$, т. е.

$$P_T = P_{уп} + P_б.$$

Величина $P_{уп}$ зависит от конструкции и материала уплотнительных колец и от подводимого к ним давления жидкости.

Сила трения в буксах $P_б$ зависит от изгибающих нагрузок, действующих на шток, от величины опорной базы b (рис. 10.17) и от материала и состояния трущихся поверхностей.

В том случае, когда трущиеся части выполнены из разных материалов (сталь и бронза), трение меньше, а при осевом нагружении амортизатора силой трения в буксах можно пренебречь.

При приближенном расчете суммарную силу трения (в уплотнениях и буксах) считают пропорциональной суммарному усилию, действующему на амортизатор, и находят по формуле

$$P_T = \chi P_a,$$

где коэффициент χ для различных условий нагружения амортизатора колеблется в пределах от 0,1 до 0,2.

Энергия, которая расходуется на преодоление сил трения на максимальном ходе s^{\max} , определяется по формуле

$$A_T^{\max} = \int_0^{s^{\max}} P_T ds.$$

Если χ принять постоянным, то

$$A_T^{\max} = \chi A_a^{\max},$$

где A_a^{\max} — суммарная энергия, воспринимаемая амортизатором на прямом ходе s^{\max} .

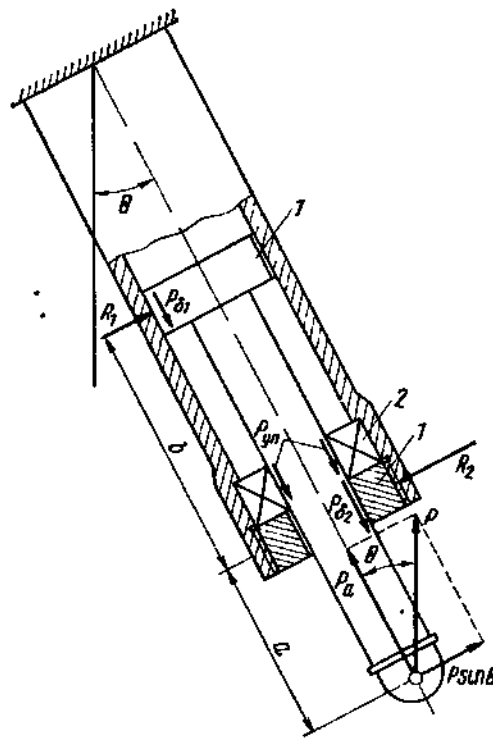


Рис. 10.17. Схема действия сил трения в амортизаторе:
1 — направляющие бусы, 2 — уплотнительный пакет

5. Совместная работа амортизатора и пневматиков колес

При рассмотрении работы амортизации опоры шасси необходимо учитывать совместное участие в восприятии подведенной энергии $A^э$ или A^{\max} как амортизатора, так и пневматиков колес.

При работе амортизации в каждый момент хода усилие в амортизаторе P_a связано с нагрузкой на опору $P_{оп}$ и нагрузками на колеса P_k выражением

$$P_a = \psi P_{оп} = \psi i P_k.$$

Нагрузка на колесо $P_{к0}$, соответствующая началу обжатия амортизатора, выражается через нагрузку при стоянке $P_{к.ст}$ так:

$$P_{к0} = n_0 P_{к.ст},$$

где n_0 — коэффициент предварительной затяжки амортизатора.

Отсюда усилие предварительной затяжки при $s=0$, когда амортизатор начинает обжиматься, равно

$$P_{a0} = n_0 \psi_0 i P_{к.ст},$$

где ψ_0 — значение коэффициента передачи при $s=0$.

Соответственно при ходе s^{\max} максимальное усилие

$$P_a^{\max} = n^{\max} \psi_{s^{\max}} i P_{к.ст},$$

где n^{\max} и $\psi_{s^{\max}}$ — перегрузка и коэффициент передачи при s^{\max} .

Распределение энергии, воспринимаемой амортизацией опоры между ее компонентами, показано на диаграмме баланса энергии (см. рис. 10.15, б). Ординаты диаграммы соответствуют вертикальному ходу амортизации опоры за счет хода амортизации s и обжатия δ пневматика.

Редуцированная масса $m_{ред}$ представляет собой долю массы летательного аппарата, приходящуюся на опору.

Вначале до хода $y = \delta_0$, когда $P_a = P_{a0}$, $P_k = P_{к0}$, обжимаются только пневматики колес. К этому моменту ими воспринимается энергия $iA_{к0}$.

К концу хода $y^{\max} = \delta_{п.0} + \psi_{ср} s^{\max}$ энергия A^{\max} полностью воспринимается амортизацией опоры.

Распределение энергии A_a , воспринятой амортизатором, показано на диаграмме амортизатора рис. 10.15, а

$$A_a^{\max} = A_{г}^{\max} + A_{ж}^{\max} + A_{т}^{\max}.$$

Пневматик к этому моменту имеет полное обжатие $\delta_{п.0}$ и воспринимает энергию $A_{п.0}$.

Как видно из диаграммы баланса энергии (рис. 10.15, б), подведенная энергия A^{\max} к концу хода y^{\max} , соответствующему s^{\max} и $\delta_{п.0}$, полностью поглощается амортизацией опоры. При этом часть

ее воспринимается в форме потенциальной энергии газа и воздуха в пневматиках

$$A_{\text{пот}} = A_{\text{г}}^{\text{max}} + iA_{\text{п.о.}}$$

Остальная часть $A_{\text{необ}} = A_{\text{ж}}^{\text{max}} + A_{\text{т}}^{\text{max}}$ воспринимается в необратимой форме и рассеивается, переходя в тепло.

На диаграмме амортизатора (рис. 10.15, а) виды энергии отображены соответствующими площадями. Например, $A_{\text{необ}}$ соответствует заштрихованная площадь $BCFE$, а $A_{\text{ж}}^{\text{max}}$ — площадь $GKHm$.

В промежуточных положениях от момента касания земли до полного обжатия масса $m_{\text{ред}}$ обладает кинетической энергией

$$A_{\text{кин}} = A^{\text{max}} - A_{\text{а}} - iA_{\text{к}},$$

которая связана со скоростью обжатия опоры \dot{y} зависимостью

$$A_{\text{кин}} = \frac{m_{\text{ред}}(\dot{y})^2}{2}.$$

В свою очередь \dot{y} определяется по формуле

$$\dot{y} = \dot{\delta} + \psi_{\text{ср}} \dot{s},$$

где $\dot{\delta}$ и \dot{s} — скорости обжатия пневматиков и амортизатора.

6. Определение основных параметров и размеров амортизации

Технические требования к амортизации, характеристики авиаколес и закономерности работы жидкостно-газового амортизатора определяют необходимые параметры амортизации.

Для того чтобы показать влияние разных факторов на эти параметры, изложим приближенный проекторочный расчет амортизации главной ноги шасси. Условия нагружения соответствуют случаю $E_{\text{ш}}$ — «посадка на три точки».

При рассмотрении последовательности расчета используются рис. 10.8, 10.13 и 10.14.

Подбор колес. Стояночная нагрузка на одно колесо главной ноги шасси проектируемого самолета при расчетном взлетном весе

$$P_{\text{к.ст.взл}} = \frac{G_{\text{взл}}}{2i} \cdot \frac{a}{b},$$

где a — расстояние передней опоры от центра тяжести самолета; b — база шасси; i — количество колес на каждой из главной опор шасси.

Стояночная нагрузка на одно колесо при расчетном посадочном весе

$$P_{\text{к.ст.пос}} = \frac{G_{\text{пос}}}{2i} \cdot \frac{a}{b}.$$

Подобранное по каталогу колесо для главных опор шасси должно соответствовать следующим условиям:

- 1) $P_{к.ст.взл} < P_{ст.взл.мах}$;
- 2) $P_{к.ст.пос} < P_{ст.пос.мах}$;
- 3) $V_{взл} < V_{взл.мах}$;
- 4) $V_{пос} < V_{пос.мах}$.

где $P_{ст.взл.мах}$ и $P_{ст.пос.мах}$ — статическая (стояночная) нагрузка на колесо, допустимая при $p_{0мах}$ соответственно при весе самолета в начале взлета и при посадке; $p_{0мах}$ — максимальное рабочее давление в пневматике; $V_{взл.мах}$ и $V_{пос.мах}$ — соответственно максимальная взлетная и максимальная посадочная скорости, допускаемые по каталогу для рассматриваемого колеса; $V_{взл}$ и $V_{пос}$ — соответственно взлетная и посадочная скорости проектируемого самолета.

Если для подобранного колеса $P_{к.ст.взл}$ существенно меньше $P_{к.ст.взл.мах}$, то для сохранения стояночного обжатия, указанного в каталоге при расчетном взлетном весе, рекомендуется уменьшить давление в пневматике, пользуясь следующим соотношением:

$$p_0 = p_{0мах} \frac{P_{к.ст.взл}}{P_{к.ст.взл.мах}}$$

Дальше расчет излагается в предположении, что эта рекомендация выполнена.

Для полученного p_0 определяется максимальное допустимое значение ударной нагрузки $P_{м.д}$ и соответственно ей работа пневматика $A_{м.д}$.

Определение энергии, которую должна воспринять амортизация, и перегрузок. Эксплуатационная энергия $A^э$ — работа, которую должна воспринять амортизация (амортизатор и пневматики) каждой из ног шасси при эксплуатационной перегрузке $n^э$ на прямом ходе

$$A^э = \frac{m_{ред} V_y^2}{2},$$

где V_y — приведенная вертикальная скорость редуцированной массы как для главных, так и для передней ног шасси. Может быть определена по формуле

$$V_y = \sqrt{0,5 (0,28V_{пос} + 0,01G_{пос}^{0,5} + 8)}.$$

Здесь $V_{пос}$ — посадочная скорость, м/сек. V_y — берется не менее 2,8 м/сек.

Для каждой из главных ног шасси

$$m_{ред} = \frac{G_{пос}}{2g}.$$

Для обеспечения прочности и длительной надежной эксплуатации авиаколес необходимо, чтобы для главных ног шасси значение эксплуатационной перегрузки $n^э$ не было больше отношения $P_{м.д}/P_{к.ст.пос}$. Для амортизации шасси пассажирских самолетов $n^э = 2 \div 2,5$; меньшие значения $n^э$ берутся для более тяжелых самолетов.

Максимальная энергия определяется по формуле

$$A^{мах} = \frac{G_{взл}}{G_{пос}} A^э,$$

но берется не менее 1,5 $A^э$.

Величину максимальной перегрузки n^{\max} при восприятии амортизацией A^{\max} можно определить из уравнения

$$n^0 = fn^3 = f_{n\max} n^{\max},$$

где n^0 — расчетная перегрузка; f — коэффициент безопасности (для шасси $f=1,5$); $f_{n\max} \approx 1,3$.

Необходимо проверить, чтобы значение n^{\max} было не больше величины

$$\frac{P_{\text{прел}}}{P_{\text{к.ст.пос}}} \text{ или } \frac{P_{\text{пре}\chi}}{P_{\text{к.лин}}},$$

где $P_{\text{прел}} = 0,75 P_{\text{разр.рах}}$.

Максимальная энергия, приходящаяся на амортизатор,

$$A_a^{\max} = A^{\max} - iA_{\text{п.о}}$$

где $A_{\text{п.о}} \approx 1,1A_{\text{к.д}}$ — энергия, воспринимаемая пневматиком при его полном обжатии.

Ход амортизатора s^{\max} при восприятии им энергии A_a^{\max} определяется по формуле

$$s^{\max} = \frac{A_a^{\max}}{P_a^{\max} \eta},$$

где $\eta = 0,65 \div 0,80$ — коэффициент полноты диаграммы обжатия амортизатора; P_a^{\max} — сила сопротивления амортизатора при восприятии им энергии A_a^{\max} .

Для главных ног шасси $P_a^{\max} = iP_{\text{к.ст.пос}} n^{\max} \psi s^{\max}$. Поэтому

$$s^{\max} = \frac{A_a^{\max}}{iP_{\text{к.ст.пос}} n^{\max} \psi s^{\max} \eta},$$

где $\psi_{s^{\max}}$ — коэффициент передачи при s^{\max} .

Определение площади F_r и диаметра d_r газового поршня амортизатора.

Площадь газового поршня амортизатора определяется по формуле

$$F_r = \frac{P_{r0}}{p_{r0}} = \frac{P_{a0}(1 - \chi)}{p_{r0}},$$

где p_{r0} — давление газа в амортизаторе при $s=0$ (давление зарядки амортизатора); P_{r0} — сила сопротивления газа в амортизаторе при $s=0$; χ — коэффициент, учитывающий силы сопротивления трения в уплотнении и в направляющих буксах амортизатора; P_{a0} — усилие предварительной затяжки амортизатора — усилие на штоке амортизатора, соответствующее началу его обжатия.

Для амортизаторов главных ног шасси

$$P_{a0} = n_0 i P_{\text{к.ст.пос}} \psi_0,$$

где n_0 — коэффициент предварительной затяжки амортизатора; ψ_0 — коэффициент передачи при $s=0$.

Диаметр газового поршня амортизатора находится из выражения

$$d_r = 2 \sqrt{\frac{F_r}{\pi}}.$$

За диаметр газового поршня принимается диаметр сечения, по которому осуществляется герметизация полости высокого давления.

От величины коэффициента n_0 зависит жесткость амортизатора и величина объема его газовой камеры.

Обычно для ног шасси с непосредственным креплением колес или тележек к амортизатору $n_0=0,4\div 0,7$; для ног шасси с рычажной подвеской колес $n_0=0,7\div 1,0$.

При политропическом законе изменения параметров газа при обжатии жидкостно-газового амортизатора **потребный начальный объем v_0 газовой камеры** определяется по формуле

$$v_0 = \frac{F_{\Gamma} s^{\max}}{1 - \left(\frac{n_0 v_0}{n^{\max} \psi_{s\max}} \right)^{\frac{1}{\kappa}}}$$

Построение диаграммы обжатия амортизатора. Ординаты политропы сжатия газа $P_{\Gamma}=f(s)$ определяются по выражению

$$P_{\Gamma} = \frac{P_{\Gamma 0}}{\left(1 - \frac{F_{\Gamma} s}{v_0} \right)^{\kappa}}$$

Для построения графика, характеризующего изменение полной силы сопротивления амортизатора на прямом ходе через точки P_{a0} при $s=0$ и P_a^{\max} при s^{\max} проводится плавная кривая так, чтобы площадь диаграммы в масштабе соответствовала A_a^{\max} .

Вычитая силы трения, получим кривую, характеризующую изменение по ходу штока амортизатора суммы сил сопротивления газа и жидкости

$$P_{\Gamma} + P_{\text{ж}} = P_a (1 - \gamma).$$

Через точки $P_{\Gamma 0}$ при $s=0$ и P_{Γ}^{\max} при s^{\max} и точки, полученные расчетом по этой формуле, проводится плавная кривая.

Определение площади сечения отверстий для создания силы сопротивления жидкости на прямом ходе. Сила сопротивления жидкости

$$P_{\text{ж}} = \frac{\gamma F_{\text{ж}}^3 W^2}{2g\mu^2 f^2},$$

где $F_{\text{ж}}$ — площадь жидкостного поршня — площадь поперечного сечения, на которую действует избыточное давление сопротивления жидкости: $F_{\text{ж}} = \frac{\pi d_{\text{ж}}^2}{4}$;

W — скорость обжатия амортизатора; μ — коэффициент истечения жидкости; f — площадь сечения проходных отверстий; γ/g — массовая плотность жидкости.

Отсюда потребное значение

$$f = \sqrt{\frac{\gamma F_{\text{ж}}^3 W^2}{2g\mu^2 P_{\text{ж}}}} = \frac{F_{\text{ж}} W}{\mu} \sqrt{\frac{\gamma F_{\text{ж}}}{2g P_{\text{ж}}}}.$$

Величина f , если площадь отверстий принять постоянной, приблизительно определяется из рассмотрения $P_{\text{ж}}$ и W при $s=0,5s^{\max}$.

Значение $P_{\text{ж}}$ для $s=0,5s^{\max}$ берем из диаграммы.

Определяем величину W по формуле

$$W = \frac{W_{\text{ц.т.}} - W_{\text{пн}}}{\psi},$$

где $W_{\text{ц.т.}}$, $W_{\text{пн}}$ и ψ — скорость вертикального перемещения центра тяжести редуцированной массы, скорость обжатия пневматика и коэффициент передачи, соответствующие $s=0,5s^{\max}$.

При $s=0,5s^{\max}$ скорость обжатия пневматика мала, поэтому

$$W \cong \frac{W_{\text{ц.т.}}}{\psi}$$

Скорость вертикального перемещения центра тяжести редуцированной массы

$$W_{\text{ц.т.}} = \sqrt{\frac{2A}{m_{\text{реч}}}}$$

где A — кинематическая энергия редуцированной массы, оставшаяся непоглощенной амортизацией; величина ее определяется по формуле

$$A = A^{\max} - A_a - iA_k,$$

где A_a и A_k — соответственно энергия, воспринятая амортизатором и пневматиками колес к рассматриваемому моменту:

$$A_a = (1,1 - 1,2) \frac{(P_{a0} + P_a)^{\max}}{4};$$

$$A_k = \left(\frac{P_a}{i \psi P_k^0} \right)^2 A_k^0,$$

где P_a — полная сила сопротивления амортизатора при $0,5s^{\max}$. Берется из диаграммы $P_a = f(s)$; $P_k^0 = n^2 P_k$ см. пос.

7. Влияние неправильной зарядки и условий эксплуатации жидкостно-газового амортизатора на его работу

Все параметры амортизации шасси — размеры и давление пневматиков колес, давление и объем жидкости в амортизаторах и другие величины подбирают при проектировании так, чтобы амортизация могла воспринимать нормированные значения энергии A^0 и s^{\max} с перегрузками, не большими принятых при расчете и при значениях хода s , не превышающих максимальный конструктивный ход s_k .

Поэтому недопустимы отклонения при эксплуатации самолета от установленных правил зарядки амортизатора газом и жидкостью от нормального давления в пневматике. Такие отклонения иногда могут при небольших обжатиях даже улучшить работу амортизации, но, как правило, они приводят к поломке шасси или его узлов крепления в тех случаях, когда к амортизации при грубой посадке подводится энергия удара, близкая по величине к нормированному значению A^{\max} .

Рассмотрим некоторые случаи неправильной зарядки амортизатора. Эти случаи можно разбить в зависимости от характера их воздействия на диаграмму работы газа на две группы.

1. Случай, приводящие к понижению кривой $P_r = f(s)$ (рис. 0.18, а):

а) начальное давление в амортизаторе $p_{r0} < p_{r \text{ норм}}$, а объем жидкости соответствует расчетному, поэтому $v_0 = v_{\text{норм}}$;

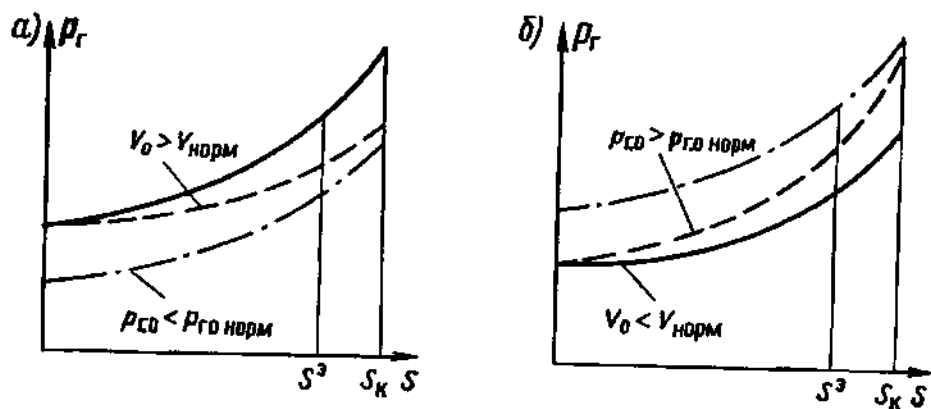


Рис 10.18 Случаи неправильной зарядки амортизатора
 а — приводящей к понижению кривой $p_r=f(S)$; б — приводящей к повышению кривой $p_r=f(S)$

б) $p_{г0}=p_{г0норм}$, но объем жидкости меньше нормального, поэтому начальный объем газа $v_0 > v_{0норм}$.

В этих случаях диаграммы сопротивления газа P_r по ходу проходят ниже нормальной. Эксперименты показывают, что при этом соответственно понижается и диаграмма полного сопротивления амортизатора P_a .

Обжатие амортизатора при заданных нагрузках (в том числе и стояночное, если $n_0 < 1$) увеличивается. Амортизация оказывается более податливой («мягкой»), но для восприятия A^a требуется ход, больший нормального значения s^a , а для восприятия A^{max} ход s_k окажется недостаточным, в результате чего в конце хода может произойти жесткий удар и поломка шасси.

2. Случаи, приводящие к повышению кривой $P_r=f(s)$ (рис. 10.18, б).

а) начальное давление газа в амортизаторе $p_{г0} > p_{г0 норм}$, а объем жидкости соответствует расчетному, поэтому $v_0 = v_{0 норм}$;

б) $p_{г0} = p_{г0 норм}$, но объем жидкости больше нормального, поэтому начальный объем газа $v_0 < v_{0 норм}$.

В этих случаях диаграммы сопротивления газа P_r и, как показывают эксперименты, диаграммы P_a проходят выше соответствующих диаграмм при правильной зарядке амортизатора. Обжатие амортизатора при заданных нагрузках уменьшается. Амортизация становится более «жесткой». Энергии A^a и A^{max} воспринимаются при меньших величинах хода, чем s^a и s^{max} , но с большими значениями перегрузок и усилий, опасными для прочности шасси и других частей самолета.

Состояние амортизатора в эксплуатации меняется. Это также может отражаться на свойствах амортизации. Остановимся на некоторых примерах.

1. При стоянке самолета после посадки температура амортизатора постепенно меняется до величины температуры воздуха. При

этом давление и объем газа в амортизаторе следуют закону $p_r v = RT$. При стоянке нагрузка на амортизатор постоянна: $P_a = P_{a \text{ ст}}$.

Если $P_{a \text{ ст}} > P_{a0}$, то амортизатор при стоянке обжат на $s_{\text{ст}}$. В этом случае $p_r = \text{const}$, а с повышением температуры растет объем газа и, следовательно, обжатие уменьшается.

Если $P_{a \text{ ст}} \leq P_{a0}$, то в амортизаторе растет начальное давление газа и его характеристики меняются как в случае повышения давления при зарядке.

2. Амортизатор с неизолированными газовой и жидкостной камерами несколько меняет свои свойства после первого обжатия. Жидкость, проходя через малые отверстия, вспенивается, и ее сопротивление понижается, амортизатор при малых обжатиях s становится более «мягким». Однако при больших s (при встрече с неровностями), когда вся пена пройдет через отверстия, происходит удар движущегося поршня о жидкость.

3. После большого числа посадок у амортизаторов, сильно нагруженных изгибом, может повышаться сопротивление трения. Это объясняется ухудшением состояния трущихся поверхностей амортизатора — задирами, коррозией.

§ 10. КОНСТРУКЦИЯ И СИЛОВЫЕ СХЕМЫ ШАССИ

Силовая схема шасси определяет способ восприятия и передачи нагрузок, действующих на него. По этому признаку все типы шасси можно разделить на три группы:

- ферменное (пирамидальное);
- балочное;
- подкосно-балочное или ферменно-балочное.

Оси колес ферменного шасси крепятся к стержням фермы и нагружаются изгибом и кручением. Остальные стержни работают на осевые силы; в число стержней обычно входит и амортизатор (рис. 10.19).

Достоинством ферменного шасси является простота конструкции и малый вес. Однако выполнить такое шасси убирающимся в поле трудно, а иногда и невозможно. Поэтому шасси ферменного типа

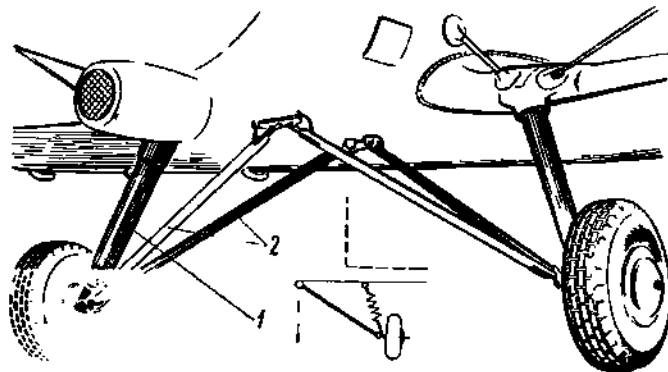


Рис. 10.19 Ферменное шасси самолета Ан-2
1 — амортизатор, 2 — подкосы

в настоящее время находят применение только для легких несок-
ростных самолетов и вертолетов.

Балочное шасси выполняется со стойкой в виде консольной бал-
ки (рис. 10.20). Конструкция балочного шасси проста и компактна,
но имеет повышенный вес вследствие нагружения большими изги-
бающими и крутящими моментами. В случае непосредственного
крепления колес к штоку амортизатора его изгиб приводит к значи-
тельному увеличению трения между штоком и цилиндром. Поэтому
для балочного шасси часто применяется рычажная подвеска колес,
позволяющая (полностью или частично) разгрузить от изгиба амор-
тизатор (см. рис. 10.13, б, в, г).

Конструкция шасси средних и тяжелых самолетов в большинстве
случаев выполняется по подкосно-балочной силовой схеме. В ней
балка-стойка шасси для уменьшения изгибающих моментов опи-
рается на боковые и передний или задний подкосы (рис. 10.21). Схе-
ма с передним подкосом, работающим при торможении и лобовых
ударах на растяжение, более выгодна в весовом отношении. Однако

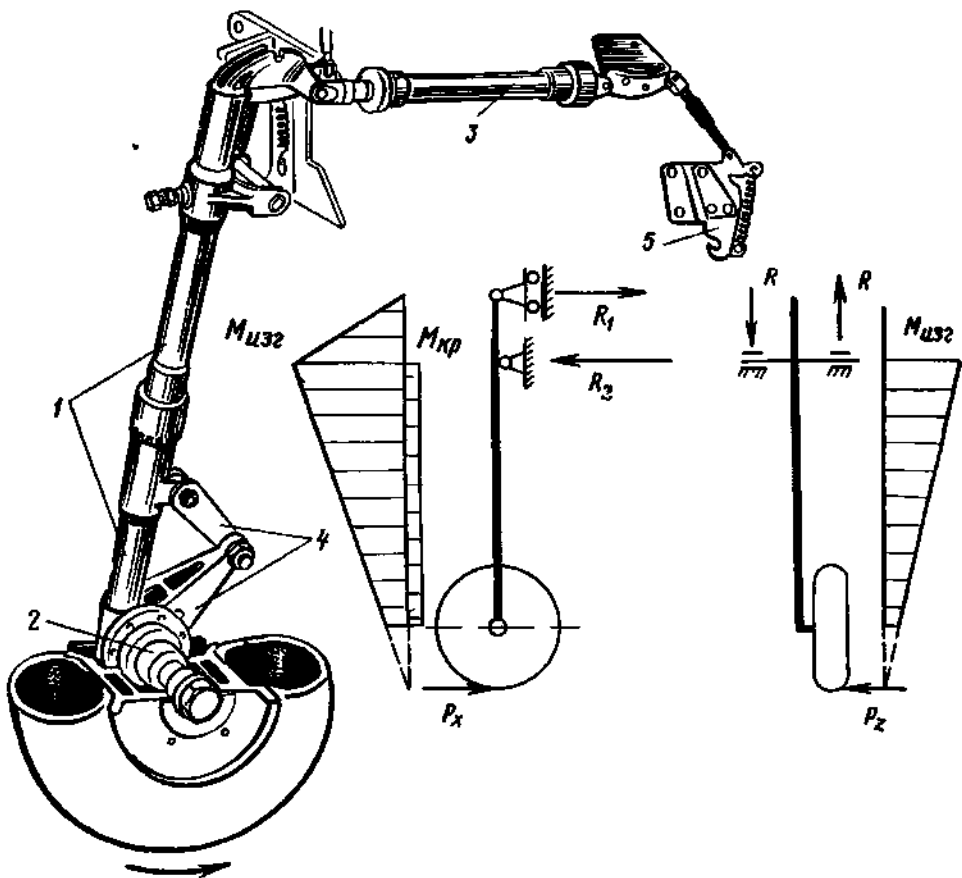


Рис. 10.20. Балочное шасси самолета Як-18
1 — амортизатор, 2 — полуось, 3 — подъемник, 4 — двухзвеник (шлиц шарнир), 5 — замок
убранного положения

условия размещения шасси на самолете и кинематика его уборки часто приводят к необходимости установки заднего подкоса.

Крепление колеса к стойке или рычагу шасси выполняется в следующих вариантах:

консольное крепление колеса (рис. 10.22, а);

крепление колеса с помощью вилки (рис. 10.22, б);

крепление колеса на полувилке (рис. 10.22, в).

Эти варианты встречаются как у шасси с непосредственным креплением колеса к амортизатору, так и у шасси рычажной схемы. Каждый из них имеет свои достоинства и недостатки.

При консольном креплении колеса к штоку амортизатора высота шасси может быть минимальной, так как шток начинается от оси колеса. Вместе с тем силы, действующие в плоскости колеса, вызывают дополнительно изгиб стойки в боковой плоскости, а если они не параллельны оси стойки, то и скручивают ее. Для уменьшения изгибающего момента (уменьшения плеча вертикальной силы) иногда применяется установка колеса с небольшим наклоном к оси стойки — «развал колес» (показано штриховой линией на рис. 10.22, а). С этой же целью выгоднее устанавливать колесо с внешней стороны стойки, так как при посадке с боковым ударом или при резком развороте самолета во время руления (случай нагружения $R_{1ш}$ и $R_{2ш}$) момент от боковой силы F будет противодействовать изгибающему моменту от действия силы P .

Крепление колеса с помощью вилки широко применяется для ориентирующихся носовых и хвостовых опор шасси легких самолетов. Такое крепление колеса не вызывает дополнительного изгиба и кручения от сил, действующих в плоскости колеса. Его недостаток — большая длина стойки, так как амортизатор расположен выше вилки. Для главных ног шасси низкопланов крепление колеса с помощью вилки встречается реже, так как большая длина и увеличенный поперечный размер стойки затрудняют ее компоновку на самолете и уборку в крыло. Однако применение такого крепления являет-

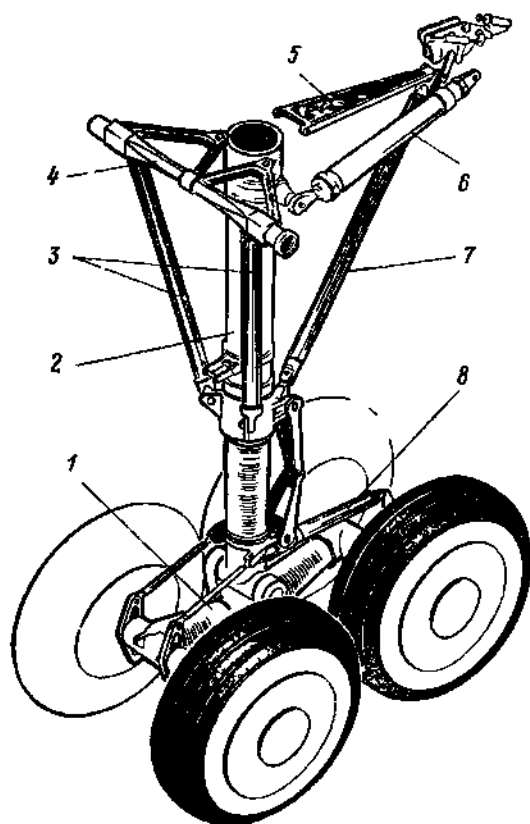


Рис. 10.21. Подкосно-балочное шасси самолета Ил-18:

1 — тележка, 2 — амортизатор, 3 — боковые подкосы, 4 — траверса, 5 — штанга, 6 — подъемник, 7 — задний подкос, 8 — стабилизирующий демпфер тележки

ся вполне обоснованным при уборке главной ноги шасси в гондолу двигателя на крыле высокоплана, например на самолете Бе-30.

Крепление колеса на полувилке, обеспечивая минимальный поперечный размер ноги шасси, облегчает ее уборку, однако более тяжелые условия работы полувилки на изгиб и кручение вследствие консольного закрепления оси колеса приводят к увеличению веса

Для средних и тяжелых самолетов характерно применение многоколесных шасси.

Это объясняется следующими причинами:

увеличение числа колес при той же нагрузке на ногу шасси приводит к уменьшению их размеров и веса, позволяет уменьшить габариты шасси и упрощает его уборку;

многоколесное шасси распределяет приходящуюся на него нагрузку на большую площадь; это позволяет уменьшить толщину искусственного покрытия взлетно-посадочной полосы;

вследствие лучшего охлаждения тормозных устройств меньших колес улучшаются условия теплоотдачи от тормозов, поэтому увеличивается их суммарная энергоемкость, что позволяет уменьшить длину пробега самолета;

разрушение одного из пневматиков многоколесного шасси не приводит к аварии самолета.

Встречаются различные варианты многоколесных опор. Так, для носовых и главных ног шасси самолетов среднего веса широко практикуется спаренная установка колес на общей оси (рис. 10.22, а). В шасси более тяжелых самолетов применяются тележки (см. рис. 10.21) и реже счетверенная установка колес (рис. 10.22, д)

Обычно применяемые двухосные тележки со спаренной установкой колес на каждой оси имеют жесткую раму, шарнирно прикрепленную к амортизационной стойке, для равномерного распределения нагрузок между передними и задними колесами (см. рис. 10.21). В полете тележка фиксируется относительно стойки при помощи стабилизирующего амортизатора. Его предварительная затяжка должна быть достаточной, чтобы удерживать тележку в полете от поворота под действием моментов от аэродинамических и массовых сил. Вместе с тем стабилизирующий амортизатор должен позволять

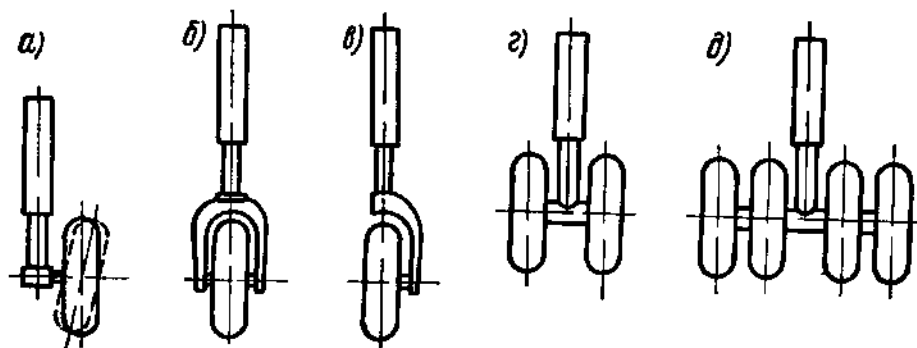


Рис 10.22 Схемы крепления колеса к штоку амортизатора

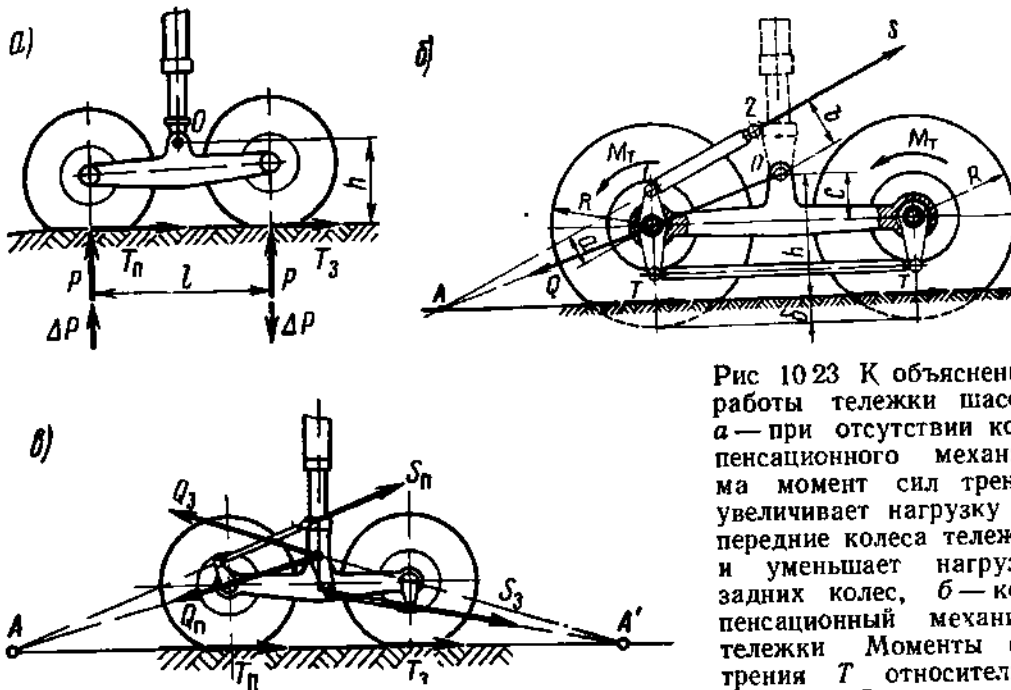


Рис 10.23 К объяснению работы тележки шасси: а — при отсутствии компенсационного механизма момент сил трения увеличивает нагрузку на передние колеса тележки и уменьшает нагрузку задних колес, б — компенсационный механизм тележки. Моменты сил трения T относительно шарнира O уравновешены моментом силы реак-

ции, приложенной к точке 2, в — тележка с отдельными компенсационными механизмами передней и задней пары колес

тележке поворачиваться для сохранения постоянного контакта передней и задней пары колес с неровной поверхностью аэродрома.

Другим характерным элементом конструкции тележек шасси является компенсационный механизм. При его отсутствии момент сил трения T относительно шарнира O , возникающий при торможении колес или при движении по вязкому грунту (рис. 10.23, а), приводит к увеличению на ΔP нагрузки на передние колеса и к разгрузке такой же силой задних колес. В зависимости от интенсивности торможения величина сил $\Delta P = \frac{\Sigma Th}{l}$ может составлять 0,3—

0,8 от стояночной нагрузки на колеса. Такое перераспределение нагрузки увеличивает износ пневматиков, снижает эффективность торможения и ухудшает проходимость самолета по грунтовому аэродрому.

Компенсационный механизм работает следующим образом (рис. 10.23, б). Оси колес вместе с тормозными механизмами свободно устанавливаются в проушинах рамы тележки и удерживаются от поворачивания тягами и рычагами компенсационного механизма. При торможении возникает реакция S верхней тяги 1—2, момент которой противодействует моменту сил трения T .

Приравняв нулю сумму моментов относительно шарнира O и считая, что моменты от вертикальных сил P взаимно уравновешены, получаем уравнение равновесия тележки $\Sigma Th - Sb = 0$.

Если учесть, что

$$h = R - \delta + c; \quad \Sigma T = \frac{\Sigma M_T}{R - \delta} \quad \text{и} \quad S = \frac{\Sigma M_T}{a},$$

где R — радиус необжатого пневматика; δ — величина обжатия пневматика; ΣM_T — суммарный тормозной момент, то из уравнения равновесия следует, что условием равномерного нагружения колес тележки при действии сил T будет

$$\frac{b}{a} = 1 + \frac{c}{R - \delta}.$$

Анализируя это выражение, можно сделать следующие выводы.

1. Работа компенсационного механизма не зависит от величины сил торможения и определяется только геометрическими соотношениями элементов тележки и механизма.

2. Полная равномерность нагружения колес при действии сил T происходит только при определенной величине обжатия пневматика.

Необходимое положение тяги 1—2 можно определить и графически, рассматривая равновесие тележки под действием трех сил — силы трения ΣT , силы S и реакции Q оси вращения тележки O . Для того чтобы рычаг крепления передних тормозов не вращался, равнодействующая сил ΣT и S должна проходить через ось передних колес.

Вместе с тем, чтобы не поворачивалась тележка, эта сила должна пройти и через ось O . Условием равновесия тележки является пересечение линии действия этих трех сил в одной точке A .

Возможны и другие варианты расположения тяг и рычагов компенсационного механизма. Один из них показан на рис. 10.23, с. Здесь передача тормозных моментов на шток амортизатора осуществляется отдельно от передних и задних колес тележки.

§ 11. РАСЧЕТ ПРОЧНОСТИ ШАССИ

Расчет конструкции шасси на прочность производят, как правило, на случай посадки и движения самолета по земле (E , R_1 , G , R_2 , M и др.).

Полетные случаи рассматриваются при расчете механизмов уборки шасси.

Исходными данными для расчета шасси на прочность являются: нагрузки, определенные по нормам прочности; чертежи шасси в выпущенном состоянии.

Расчет шасси на прочность выполняется в такой последовательности.

1. Построение расчетной схемы шасси с показом осей стержней, шарниров и узлов. На рис. 10.24 представлен простейший пример расчетной схемы шасси.

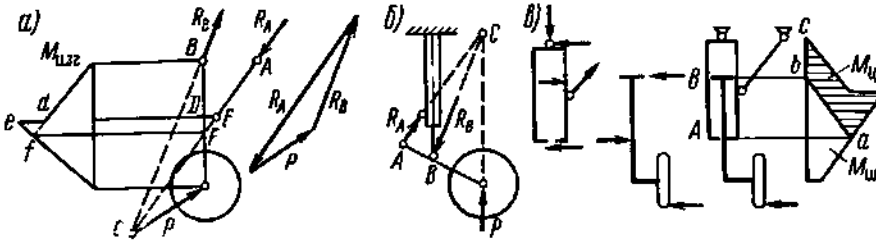


Рис. 10.24. К определению реакций и усилий в конструкции шасси

2. Определение реакций и разбивка реакций и нагрузок по осям, связанным с расчетной схемой.

3. Определение усилий и построение эпюр осевых и поперечных сил N и Q , изгибающих и крутящих моментов $M_{изг}$ и $M_{кр}$ для элементов расчетной схемы. Основными усилиями являются $M_{изг}$ и $M_{кр}$, так как от них возникают наибольшие напряжения.

При определении реакций и усилий и построении эпюр изгибающих и крутящих моментов пользуются известными методами строительной механики и сопротивления материалов.

4. Проверка прочности.

Рассмотрим некоторые особенности определения реакций и усилий для отдельных частей конструкции шасси.

1. На рис. 10.24, а показано графическое определение реакций узлов крепления стойки шасси. Сперва находится точка c — пересечение известных направлений сил P и R_A . Реакция R_B должна пройти также через c , так как три силы, находящиеся в равновесии, должны пересекаться в одной точке. Величины реакций находятся построением треугольника равновесия.

2. Аналогично находятся направления и величины реакций рычага рычажной подвески (рис. 10.24, б).

3. Если шарнир крепления подкоса к стойке лежит на оси стойки в F , то эпюра $M_{изг}$ имеет перелом у этой точки f . Если шарнир размещен с эксцентриситетом в E , то верхняя часть эпюры остается без изменений до уровня DE (до d), а нижняя, так как на участке FD сил не приложено, линейно продолжается до e , где $M_{изг}$ меняется скачком (см. рис. 10.24, а).

4. Изгибающий момент в сечении амортизационной стойки

$$M_{изг} = M_{шт} + M_{ц},$$

где $M_{шт}$ и $M_{ц}$ — изгибающие моменты в сечениях штока и цилиндра.

Соответственно эпюра $M_{изг}$ стойки рис. 10.24, в делится на эпюры штока и цилиндра.

Разделяющая линия ab проводится на основе следующих соображений:

в сечениях A и B , где шток опирается о цилиндр, действуют сосредоточенные силы взаимодействия, поэтому эпюра штока против этих сечений имеет перелом; эпюра $M_{шт}$ на участке AB прямолинейна (ab), так как к штоку не приложено поперечных сил;

ниже сечения A имеем $M_{изг} = M_{ш}$; это определяет положение точки a ;

выше B везде $M_{изг} = M_{ц}$, а $M_{ш} = 0$; это определяет точку b .

Ординаты эпюры $M_{ш}$ отсчитываются от ломаной abc по нормали к bc .

5. Двухзвенник BDE (рис. 10.25) служит для передачи от штока на цилиндр момента M_y , стремящегося повернуть шток.

Силы взаимодействия звеньев (рис. 10.25, a)

$$R_D = \frac{M_y}{a}$$

вызывают изгиб звеньев в их плоскостях и изгиб штока и цилиндра в плоскости yz (относительно x).

На рис. 10.25, b и $г$ показаны схемы нагружения штока, а на рис. 10.25, e — цилиндра. На рис. 10.25 изображены также их эпюры ($d, ж, з, u$).

Эпюра (u) полного $M_{изг}$ стойки размещается на участке BE стойки, где M_y передается через изгиб стойки и звеньев. Выше сечения E момент M_y нагружает цилиндр кручением $M_{кр} = M_y$ (эпюра $з$).

Эпюры изгибающих моментов штока $M_{ш}(d)$ и цилиндра $M_{ц}(ж)$ продолжаются выше E до сечения на уровне H , где заканчивается изгиб, вызванный передачей M_y .

На участке EH

$$M_{изг} = M_{ш} + M_{ц} = 0; \quad M_{ц} = -M_{ш}; \quad M_{кр} = M_y.$$

Рассмотрим особенности проверки прочности конструкции шасси.

В наиболее сложном напряженном состоянии находится амортизатор шасси с непосредственным креплением колеса: он подвергается действию изгиба, кручения и внутреннего давления.

Если вырезать из цилиндра амортизатора элемент стенки, то по его торцам будут действовать нормальные и касательные напряжения, показанные на рис. 10.26:

σ — нормальное напряжение в стенках цилиндра от $M_{изг}$; τ — касательное напряжение от $M_{кр}$; σ_t — тангенциальное нормальное напряжение, возникающее вследствие действия внутреннего давления газа p_r .

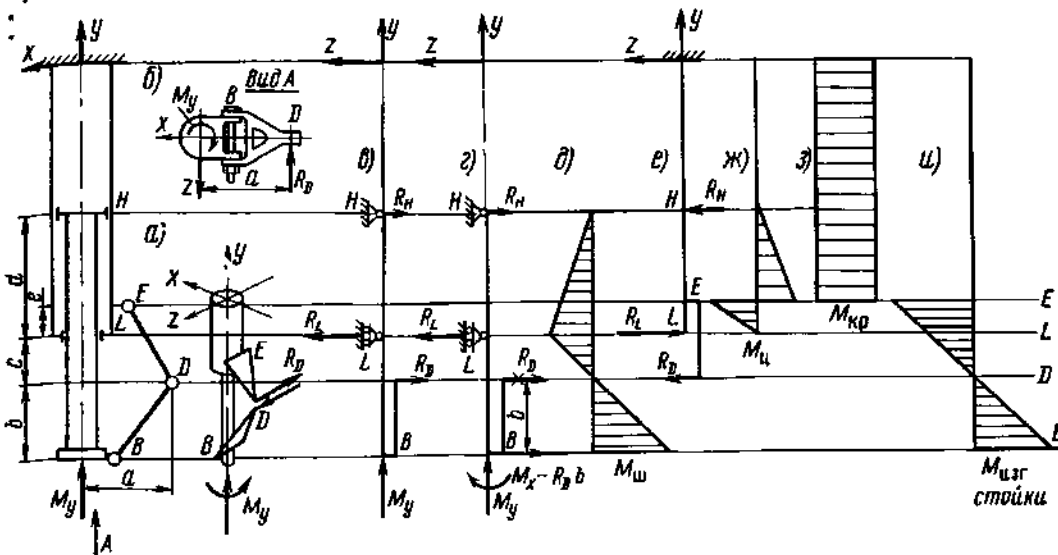
Величина их подсчитывается по формуле

$$\sigma_t = p_r \frac{D}{2\delta},$$

где D — диаметр цилиндра по средней линии; δ — толщина стенки цилиндра.

По найденным напряжениям σ , σ_t и τ можно определить главные напряжения σ_1 и σ_2 (σ_3 принимается равным нулю).

$$\left. \begin{array}{l} \sigma_1 \\ \sigma_2 \end{array} \right\} = \frac{1}{2} [(\sigma_t + \sigma) \pm \sqrt{(\sigma_t - \sigma)^2 + 4\tau^2}].$$

Рис. 10.25 Передача M_y через двухзвенник

Проверку прочности можно производить по третьей теории прочности. При ее использовании условием прочности будет неравенство

$$\tau_{\max} = \frac{\sigma_1 - \sigma_2}{2} \leq \tau_{\text{в.}}$$

При этом σ_1 и σ_2 берутся от расчетных разрушающих нагрузок.

Так как по третьей теории прочности $\tau_{\text{в}} = \frac{\sigma_{\text{в}}}{2}$, то условие прочности может быть представлено в виде

$$\sigma_{\text{прив}} \leq \sigma_{\text{в}},$$

где $\sigma_{\text{прив}} = \sigma_1 - \sigma_2$.

Наибольшее значение $\sigma_{\text{прив}}$ будет в цилиндре, где действуют сжимающие напряжения $\sigma_{\text{изг}} < 0$ (см. рис. 10.26).

§ 12. КИНЕМАТИЧЕСКИЕ СХЕМЫ И ЭЛЕМЕНТЫ МЕХАНИЗМОВ УБОРКИ И ВЫПУСКА ШАССИ

Большинство современных самолетов имеет убирающееся в полете шасси. Кинематические схемы его уборки и выпуска разрабатываются с учетом общей компоновки самолета, допустимого диапазона эксплуатационных центровок, наличия достаточных для размещения шасси свободных объемов в крыле или фюзеляже, расположения основных силовых элементов каркаса и т. п.

Наиболее распространены две схемы уборки главных опор шасси (рис. 10.27):

уборка в поперечной плоскости (уборка вбок);

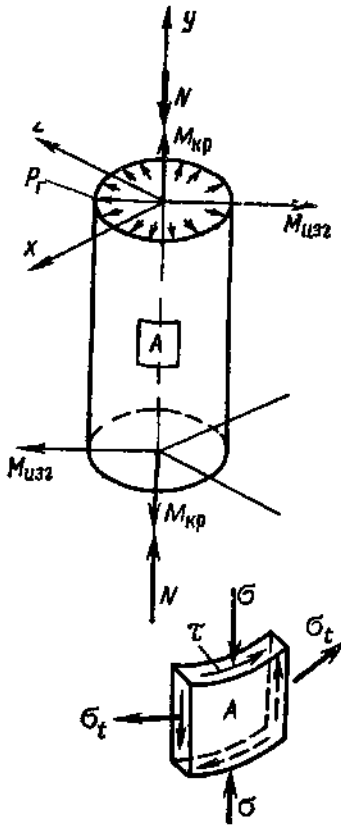


Рис 10.26 Нагружение и напряженное состояние цилиндра амортизатора телескопической опоры

уборка в продольной плоскости, параллельной плоскости симметрии самолета.

При уборке в поперечной плоскости почти не изменяется центровка самолета, но требуется наличие больших свободных отсеков в крыле (рис. 10.27, в) или негерметичных отсеков в фюзеляже, уменьшающих объем грузовых помещений (рис. 10.27, а, д).

Уборка шасси по направлению к концу крыла (см. рис. 10.27, в) требует достаточной высоты профиля крыла и, как правило, применяется только в тех случаях, когда уборка по направлению к фюзеляжу оказывается невозможной (например, при установке двигателей в корневой части крыла).

Уборка шасси вперед (рис. 10.27, г) в направлении носа самолета является более рациональной по следующим причинам:

благоприятно изменяется центровка. Смещение центра тяжести вперед улучшает характеристики продольной устойчивости самолета в крейсерском полете, и вместе с тем более задняя центровка (в пределах допустимой) при выпущенном шасси уменьшает требуемые отклонения рулей высоты при посадке;

упрощается система аварийного выпуска шасси. Встречный поток воздуха способствует выходу шасси и постановке на замок выпущенного положения;

при расположении шасси на крыле после уборки вперед оно играет роль противофлаттерного груза.

Схемы шасси, показанные на рис. 10.27, д, е, применяются на самолетах-высокопланах, когда крепление шасси к силовым элементам каркаса крыла нежелательно из-за увеличения высоты и веса опоры. Однако в этом случае нельзя получить большую колею шасси.

Схема шасси, показанная на рис. 10.27, ж, встречается на легких самолетах с верхним и средним расположением крыла. Направление оси поворота шасси выбирается таким, чтобы при продольном движении происходила уборка колеса в фюзеляж.

Рассмотренные схемы уборки главных опор шасси (см. рис. 10.27) просты, так как поворот опоры происходит только относительно одной оси. Однако условия компоновки, требующие уменьшения габаритов ниш шасси в убранном положении, приводят к необходимости применения и более сложных кинематических схем, в

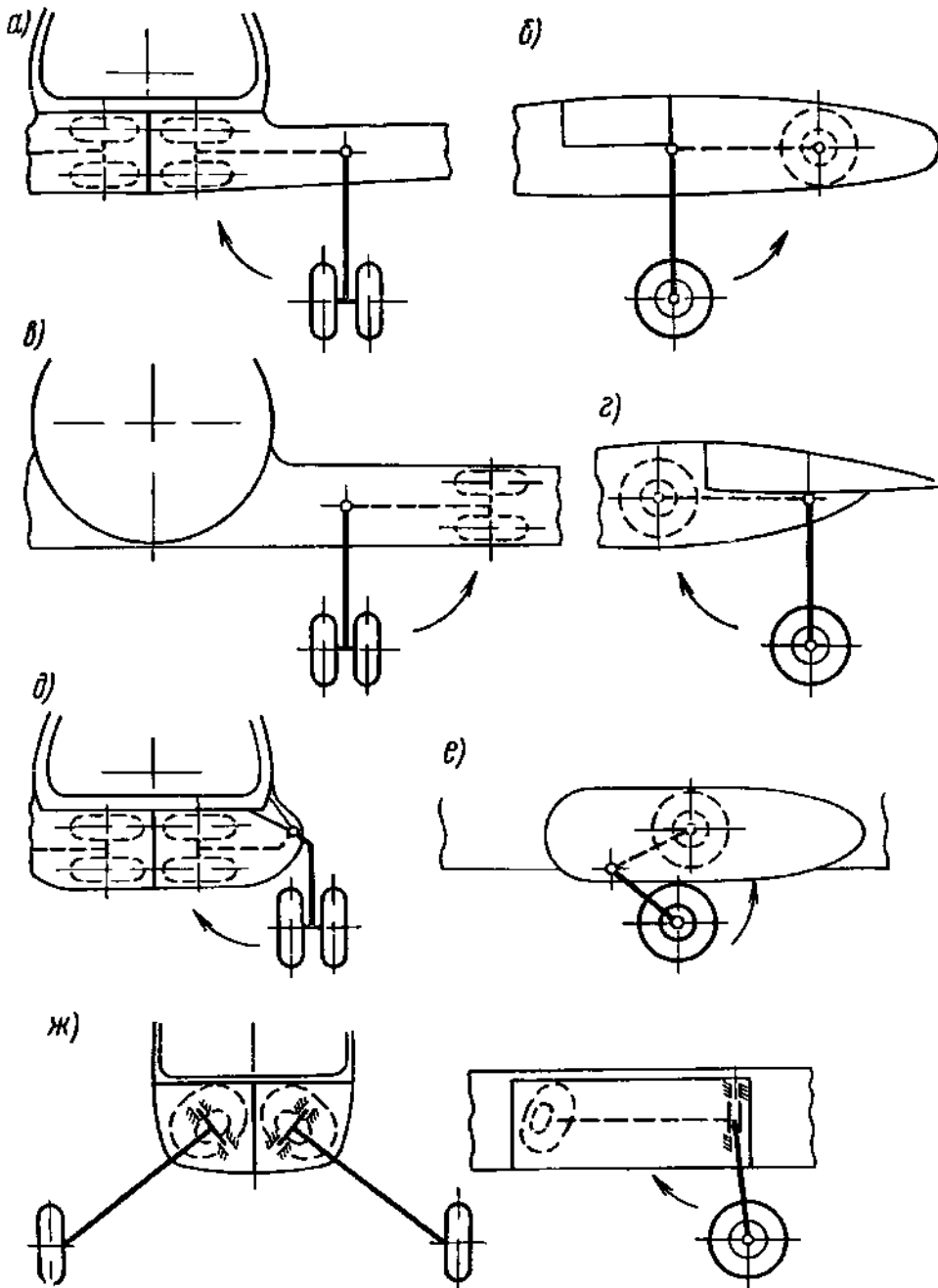


Рис 1027. Схемы уборки главных ног шасси

которых уборка сопровождается поворотом колес или тележки относительно амортизационной стойки. Этот поворот может происходить либо за счет кинематической связи поворачиваемых элементов с другими частями опоры или с конструкцией самолета, либо при помощи отдельных гидравлических силовых цилиндров.

Передние и хвостовые опоры шасси убираются в фюзеляж поворотом в плоскости симметрии самолета. Для передних опор, как и

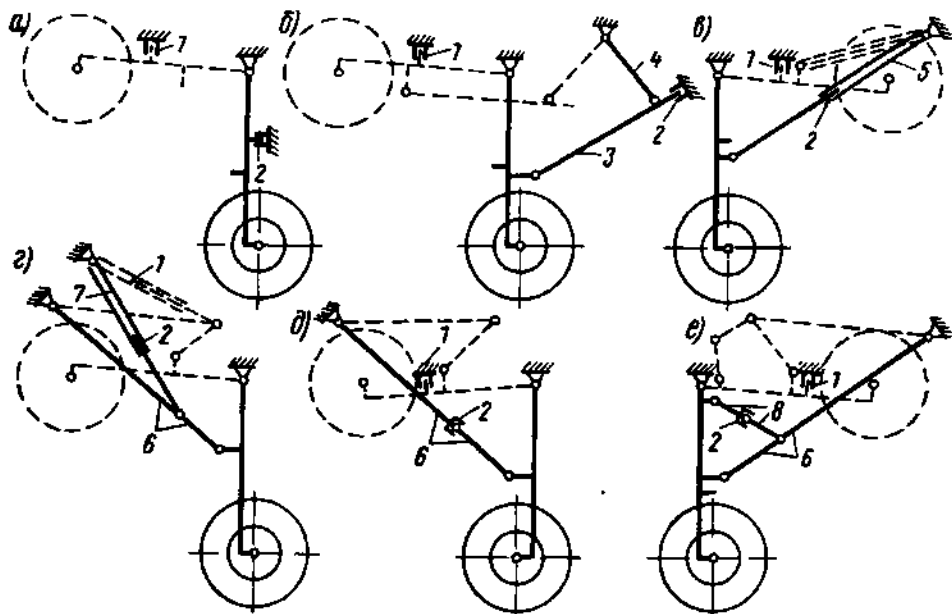


Рис. 10.28. Кинематические схемы уборки шасси и расположение замков: 1 — замок убранного положения; 2 — замок выпущенного положения; 3 — подкос; 4 — направляющая штанга; 5 — подкос-подъемник; 6 — складывающийся подкос; 7 — подъемник, служащий также для распора складывающегося подкоса, 8 — механизм распора складывающегося подкоса (подъемники, не входящие в силовую схему и не играющие роль замков, на схемах не показаны)

для главных, более целесообразной является уборка вперед, хотя это и приводит к некоторому уменьшению базы шасси.

Уборка и выпуск шасси осуществляются при помощи гидравлической, газовой и электрической энергосистем самолета. Мощность системы должна обеспечивать уборку и выпуск шасси в заданное время и при заданной скорости полета в неспокойном воздухе. Чтобы исключить возможность «зависания» шасси, силовой расчет механизмов уборки и выпуска должен охватывать как крайние, так и промежуточные положения опоры.

Подъемник опоры шасси может не входить в ее силовую схему и использоваться только для уборки и выпуска шасси (рис. 10.28). В том случае, когда подъемник выполняет роль силового подкоса (рис. 10.28, в), конструкция опоры несколько упрощается, но размеры и вес подъемника увеличиваются, так как на него будут передаваться большие нагрузки при посадке и движении по аэродрому.

В убранном и выпущенном положениях шасси должно удерживаться механическими замками, установленными на примыкающих к шасси силовых элементах каркаса самолета, или замками, запирающими шток подъемника (рис. 10.28).

Замком выпущенного положения, препятствующим складыванию шасси на земле, может быть силовой замок, удерживающий амортизационную стойку (рис. 10.28, а) или подкос (рис. 10.28, б), замок, запирающий шток подъемника (рис. 10.28, в), замки и устройства, фиксирующие распрямленное положение складывающегося подкоса (рис. 10.28, г, д, е).

Замки убранного положения и элементы конструкции, на которых они установлены, рассчитываются на действие массовых сил от веса шасси в случаях нагружения A и D , а замки выпущенного положения — на нагрузки, действующие при посадке и движении по земле. В полете отсеки крыла, фюзеляжа или специальных обтекателей, в которые убираются ноги шасси, закрываются створками. Для уменьшения сопротивления при взлете и предохранения внутренних объемов этих отсеков от загрязнения створки при выпущенном шасси обычно также закрыты и открываются лишь при уборке или выпуске шасси. Управление движением створок заблокировано с управлением уборкой и выпуском шасси и осуществляется либо силовыми механизмами энергосистемы (силовыми цилиндрами, электродвигателями), либо непосредственно самой ногой шасси, имеющей кинематическую связь со створками.

Нишу шасси может закрывать, кроме створок, боковая поверхность убранного колеса. Кольцевой зазор между колесом и окантовкой выреза в фюзеляже или крыле герметизируется в этом случае профилированными надувными камерами.

§ 13. ПЕРЕДНЯЯ, ХВОСТОВАЯ И ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ НОГИ ШАССИ

Передняя, хвостовая, подкрыльная, предохранительная хвостовая ноги шасси нагружаются меньшими нагрузками, чем главная, но функции, выполняемые ими, те же: они поддерживают летательный аппарат на земле и воспринимают удары при посадке и движении.

В силу этого их конструкция в большинстве случаев содержит те же основные элементы: колеса, амортизационные стойки, механизмы уборки. В то же время условия нагружения и крепления сказываются на их силовых схемах и конструктивных формах.

Отметим основные особенности конструкции этих опор.

В конструкции хвостовых опор, из-за их малой высоты, чаще встречается рычажная подвеска с креплением к ней колеса или лыжи. Опоры ориентирующиеся и имеют стопор.

Конструкции подкрыльных опор самолетов с велосипедным шасси выполняются с мягким амортизатором, что обеспечивается малым коэффициентом предварительной затяжки n_0 (n_0 относится к нагрузке на опору при стоянке с креном). Это особенно важно для опор, стоящих на концах стреловидного крыла, потому что при посадке на большом угле атаки они могут касаться земли вместе с главными опорами.

Более подробно остановимся на условиях нагружения и конструкции передних опор.

Особенности нагружения учитываются при проектировании амортизации и подборе колес передней опоры. Исходной является нагрузка, динамически действующая на опору $P_{оп.дин}$. По нормам

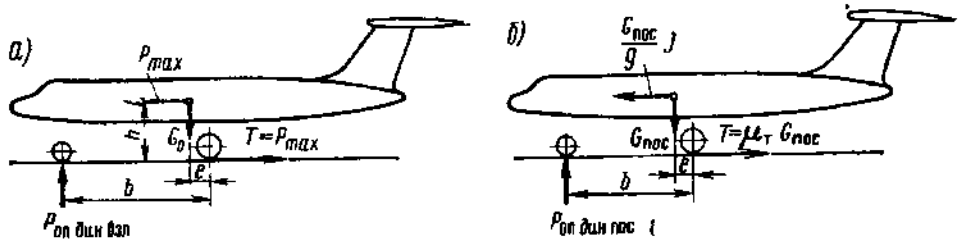


Рис. 10.29. Условия нагружения передней ноги шасси: а — в начале разбега; б — в конце пробега с торможением

прочности эта нагрузка берется больше стояночной и составляет до $0,25 G_{\text{пос}}$. Она определяется из рассмотрения видов нагружения, показанных на рис. 10.29, а также (при большом $\frac{e}{b}$) переваливания на переднюю опору во время посадки.

В начале разбега (рис. 10.29, а)

$$P_{\text{оп.дин.ввл}} = G_0 \frac{e}{b} + \frac{Th}{b},$$

где $T = P_{\text{max}}$; P_{max} — максимальная тяга двигателей при стоянке. В конце пробега с торможением (рис. 10.29, б)

$$P_{\text{оп.дин.пос}} = G_{\text{пос}} \frac{e}{b} + \frac{Th}{b},$$

где $T = \frac{G_{\text{пос}}}{g} j \leq \mu_T G_{\text{пос}}$; μ_T — коэффициент трения; j — ускорение торможения.

Нижняя часть передней опоры с колесами должна быть выполнена ориентирующей. В этом случае реализуется преимущество шасси с передней опорой — устойчивость движения. Управление поворотом передней опоры используется для управления самолетом при рулении.

Передняя нога шасси может быть выполнена как по схеме с непосредственным креплением колес к амортизатору, так и с рычажной подвеской колес.

Схема с непосредственным креплением колеса к амортизатору целесообразна при наличии высокого шасси (у винтовых самолетов). Рычажная подвеска обеспечивает возможность амортизации удара любого направления в плоскости колеса.

Основными параметрами, характеризующими расположение колес передней ноги шасси, являются:

угол наклона оси вращения (оси ориентира) α ;
вынос колес t (рис. 10.30, а).

При непосредственном креплении колес к амортизатору ось амортизационной стойки может быть наклонена вперед на угол α . Одна-

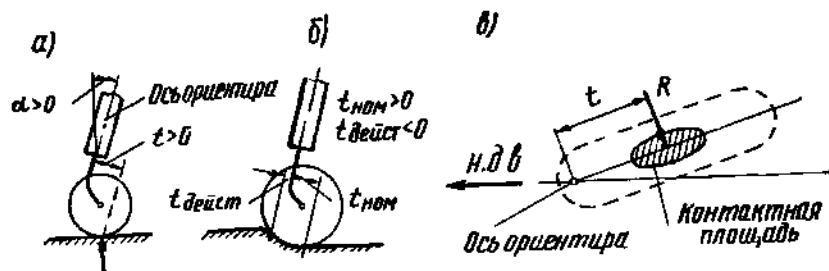


Рис. 10.30. Передняя опора шасси:
 а — схема; б — вынос смещается при движении по мягкому грунту; в — влияние выноса на устойчивость

ко при положительном угле наклона α колесо имеет склонность к подворачиванию на стоянке.

В современных схемах передних опор при всех видах крепления колес ось ориентира располагается вертикально.

Величину t называют выносом колес передней ноги, или плечом устойчивости. Положительный вынос соответствует расположению точки касания колес о землю позади оси ориентира.

Положительный вынос обеспечивает устойчивость при движении колес по земле (рис. 10.30, в). При отклонении плоскости колеса на некоторый угол от направления движения возникает боковая сила R , которая на плече t создает восстанавливающий момент, стремящийся вернуть колесо в прежнее положение, совпадающее с направлением движения. При назначении величины t учитывают, что в случае движения по мягкому и неровному грунту точка касания колеса смещается вперед и при номинальном значении $t_{\text{ном}} > 0$ действительное значение $t_{\text{дейст}}$ может стать даже отрицательным (рис. 10.30, б). При этом возможен разворот колеса поперек движения.

При эксплуатации самолетов на аэродромах с бетонированными дорожками или травянистым покровом для обеспечения устойчивости движения достаточна величина относительного выноса $\bar{t} = \frac{t}{D} = 0,08—0,1$, где D — диаметр колеса.

При движении самолета по аэродрому возможно возникновение самовозбуждающихся колебаний колес относительно оси ориентира.

Этот вид колебаний называют «шимми». Обычно колебания возникают при большой скорости поступательного перемещения самолета по аэродрому.

Характер возникающих колебаний, скорость движения, при которой они появляются, существенно зависят от инерционных сил колеблющихся масс. Шимми колес передней ноги шасси напоминает по своему характеру самовозбуждающиеся колебания крыла и оперения — флаттер и является чрезвычайно опасным видом колебаний, так как может привести к поломкам шасси и вследствие этого к тяжелой аварии самолета.

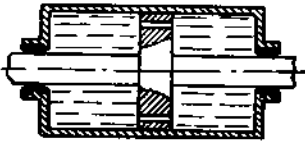


Рис. 10.31. Демпфер шимми

Исследованию колебаний ориентирующихся колес передней ноги шасси посвящен ряд работ советских ученых. Целью этих исследований было установление влияния различных факторов на характер протекающего явления самовозбуждающихся колебаний, определение скорости, при которой они возникают — критической скорости шимми $V_{кр}$ и отыскание наиболее эффективных мер борьбы с этим явлением.

М. В. Келдыш создал теорию самовозбуждающихся колебаний ориентирующихся колес и вывел следующую формулу для определения критической скорости шимми

$$V_{кр} = \sqrt{\frac{2C\bar{t}}{I}},$$

где C — коэффициент, характеризующий влияние жесткости пневматика на кручение; \bar{t} — относительный вынос; I — массовый момент инерции частей передней ноги шасси, вращающихся относительно оси ориентира.

Увеличение жесткости пневматиков на кручение C и выноса колеса \bar{t} способствует увеличению критической скорости шимми. При $\bar{t} \geq 0,5$ колебания практически не возникают.

С целью повышения $V_{кр}$ применяют пневматики с увеличенной жесткостью на кручение или спаренные колеса (жестко сидящие на одной оси, установленной в подшипниках), однако это несколько ухудшает управляемость самолета при его движении по земле.

Самым удобным и эффективным средством борьбы с шимми является постановка демпферов — гасителей колебаний. Наибольшее распространение получили гидравлические гасители колебаний. Важным преимуществом их по сравнению с другими типами демпферов (например, сухого трения) является то, что создаваемый ими момент пропорционален квадрату угловой скорости колебаний $\dot{\theta}$. Поэтому гидравлические демпферы колебаний оказывают небольшое сопротивление при рулении (когда $\dot{\theta}$ мала), но создают значительный момент сопротивления при возникновении колебаний колеса, когда $\dot{\theta}$ растет.

В настоящее время в основном применяются поршневые гидравлические демпферы (рис. 10.31).

Исследования показывают, что критическая скорость шимми уменьшается при возрастании нагрузок на колесо, увеличении коэффициента сцепления, уменьшении жесткости колес и стойки, наличии люфтов и при неправильной зарядке демпфера (недостаточное количество жидкости).

В современных конструкциях передней ноги шасси при включении управления поворотом нижней части опоры устраняется возможность свободного ориентирования колес. При этом демпфер используется как силовой цилиндр управления.

§ 14. ШАССИ ВЕРТОЛЕТОВ

1. Особенности конструкции и силовые схемы

Шасси, применяемые на вертолетах и выполняющие те же функции, что и шасси самолета, имеют различные схемы. Встречаются трехопорное шасси с двумя главными и одной передней или хвостовой опорами, четырехопорное шасси с двумя главными и двумя передними, или шасси, у которого все четыре ноги являются главными.

По силовой схеме шасси вертолета, как и самолета, может быть ферменным (пирамидальным), балочным и балочно-подкосным.

У одновинтовых вертолетов главные опоры шасси часто выполняются пирамидального типа (см. рис. 10.19).

При нагружении такого шасси амортизатор обжимается и все стороны пирамиды меняют свое положение в пространстве, поэтому связь стержней шасси друг с другом и фюзеляжем осуществляется при помощи шарниров.

Передние опоры шасси чаще всего выполняются по балочной схеме с рычажным креплением колеса (рис. 10.13, б, в, г).

Колеса передней опоры делают всегда самоориентирующимися, это обеспечивает свободу маневра при рулении. Предусматривается автоматическая постановка колес по полету после отрыва вертолета от земли.

В зависимости от назначения и веса вертолета на колесах шасси устанавливаются пневматики полубаллонного или арочного типа и реже пневматики высокого давления.

Колеса главных опор шасси вертолетов имеют тормоза для сокращения пробега после неперпендикулярной посадки и для предотвращения скатывания вертолета при посадке на наклонную площадку.

Шасси вертолетов выполняется в основном неубирающимся в полете и для уменьшения вредного сопротивления ограничиваются заключением его частей в обтекатели. Но в связи с ростом максимальной скорости вертолетов на них, как и на самолетах, начинают устанавливать убирающееся шасси.

На легких вертолетах для посадки их на воду, снег или переувлажненный грунт взамен колесного шасси устанавливают шасси с поплавками — баллонами. Находит применение санное, или лыжное шасси.

Бывают случаи применения смешанных взлетно-посадочных устройств (колесного и поплавкового типов), вследствие чего возможности использования вертолета значительно расширяются.

2. Расположение шасси на вертолетах

Основные параметры, характеризующие расположение шасси на вертолете, применительно к двум наиболее распространенным схемам вертолетов с одним и двумя несущими винтами (см. рис. 10.32, а, б) приведены в табл. 10.2.

Таблица 10

Параметры		Одновинтовой вертолет, трехопорное шасси с носовой опорой (рис. 10.32, а)	Двухвинтовой вертолет, продольной схемы четырехопорное шасси (рис. 10.32, б)
Углы выноса шасси, град	λ_H	30—45	0—20
	λ_r	12—25	27—48
Угол опрокидывания θ , град		8—15	10—35
e/b		0,15—0,25	0,4—0,5
Колея шасси B		$(0,2—0,25) D_{H.B}$ $(0,75—0,95) H$	$(0,7—1,3) H_H$
Высота винта над землей H, H_H		$(0,2—0,3) D_{H.B}$	$(0,2—0,3) D_{H.B}$
База шасси b		—	$(0,4—0,75) l_{oc}$
Расстояние между осями винтов l_{oc}		—	$(0,6—0,98) D_{H.B}$

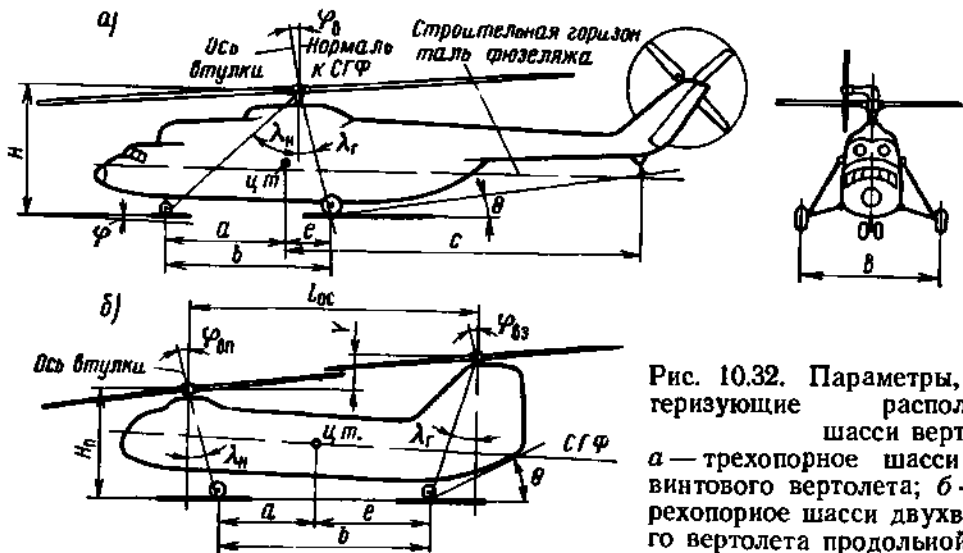


Рис. 10.32. Параметры, характеризующие расположение шасси вертолетов. а — трехопорное шасси одновинтового вертолета; б — четырехопорное шасси двухвинтового вертолета продольной схемы

3. Земной резонанс вертолета

Амортизаторы главных опор шасси, кроме обеспечения основного своего назначения — восприятия энергии ударов вертолета о землю при посадке, рулении, разбеге и пробеге, должны также демпфировать автоколебания вертолета, называемые земным резонансом.

Земным резонансом называют самовозбуждающиеся колебания вертолета, возникающие вследствие взаимодействия двух колеблющихся систем: вертолета на своем упругом шасси и лопастей несущего винта относительно вертикальных шарниров.

Земной резонанс возникает следующим образом. При несимметричном ударе шасси вертолета о землю лопасти получают разные угловые перемещения относительно вертикальных шарниров. Общий центр тяжести несущего винта при этом смещается относительно оси вращения. Возникает большая по величине неуравновешенная центробежная сила винта — возмущающая сила, которая раскачивает вертолет. Если частота возмущающей силы равна собственной частоте (или близка к ней) колебаний вертолета на шасси, то возникает явление земного резонанса. При этом раскачивание вертолета (амплитуда колебаний) возрастает, увеличивается неуравновешенная центробежная сила на винте и создается предпосылка для увеличения колебаний. Колебания с растущей амплитудой при земном резонансе могут привести к разрушению вертолета.

Существуют два основных способа борьбы с земным резонансом:

- 1) демпфирование этих колебаний;
- 2) изменение частот собственных колебаний вертолета на шасси с целью вывода зон неустойчивости, в которых возможно возникновение земного резонанса, за пределы рабочих оборотов несущего винта.

Демпфирование колебаний предусматривает постановку в колебательных системах гасителей колебаний — демпферов. В колебательной системе «шарнирно-подвешенные вращающиеся лопасти несущего винта» гасителями колебаний являются демпферы вертикальных шарниров.

В системе «фюзеляж на упругом шасси» гасителями являются амортизаторы шасси, демпфирующие колебания фюзеляжа при обжатии амортизаторов за счет перетекания жидкости в амортизационных стойках через отверстия и за счет сил трения в уплотнениях.

4. Особенности конструкции амортизаторов шасси вертолетов

При проектировании вертолета расчет амортизаторов обычно ведется на случай посадки с последующей проверкой возможности обеспечения ими демпфирования при колебаниях вертолета.

Расчет амортизации на случай посадки обуславливается нормами прочности вертолета и по содержанию в основном аналогичен расчету амортизации шасси самолета.

Основной трудностью, возникающей при проектировании вертолетного шасси, является создание амортизатора с параметрами, которые обеспечили бы как восприятие нормированной работы на посадке, так и необходимое демпфирование автоколебаний вертолета.

Может оказаться, что размеры отверстий, через которые протекает жидкость при работе амортизатора, рассчитанные на условия посадки, окажутся неподходящими для демпфирования поперечных колебаний вертолета, т е для предотвращения земного резонанса.

В этом случае в систему шасси, амортизатор которого подобран из условия посадки вертолета, вводятся специальные устройства, позволяющие получить дополнительное демпфирование или изменить частоту собственных колебаний вертолета на шасси, отдалив этим самым критические обороты $n_{\text{крит}}$ от рабочего диапазона оборотов несущего винта.

Ниже рассматриваются некоторые рекомендации и конструктивные мероприятия, применяемые в конструкции шасси для устранения земного резонанса.

Применение амортизационных стоек с малым усилием предварительной затяжки. Для вертолетного шасси желательно иметь как можно меньшие усилия предварительной затяжки P_{a0} , так как при большой тяге несущего винта усилия P на шасси уменьшаются и при $P < P_{a0}$ амортизаторы распрямляются и не работают как демпферы. Это может привести к возникновению земного резонанса на пробеге.

Поэтому рекомендуется для вертолетного шасси выбирать параметры стойки так, чтобы усилие предварительной затяжки составляло не более 10% стояночной нагрузки на амортизатор при нулевой тяге несущего винта.

Амортизаторы с такой предварительной затяжкой будут иметь низкое начальное давление в газовой камере и значительный ход штока.

Увеличение демпфирования на обратном ходе амортизатора. Размеры отверстий, через которые протекает жидкость на прямом ходе амортизатора (сжатие), выбираются из условия посадки, а размеры отверстий, через которые она протекает на обратном ходе (распрямление) — из условия земного резонанса.

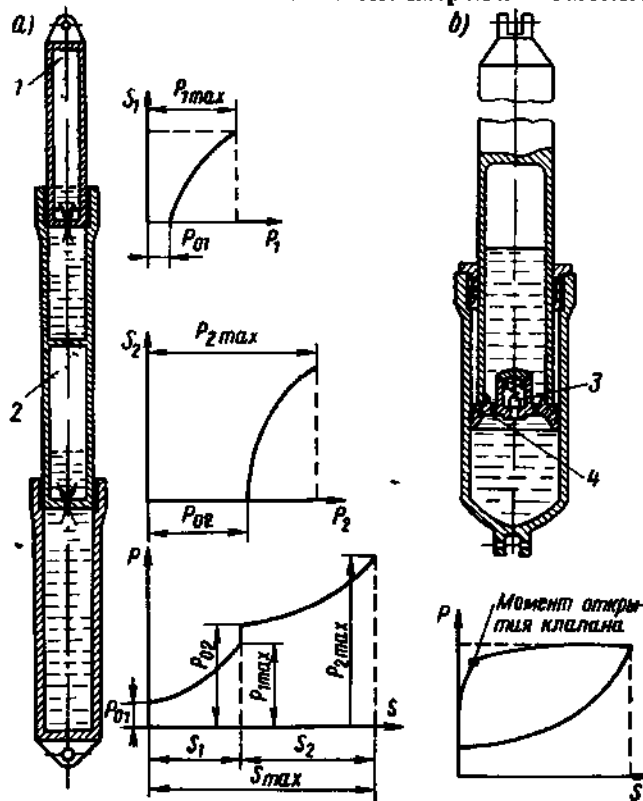
Так как при колебаниях вертолета в каждый момент времени одна из амортизационных стоек (правая или левая) совершает обратный ход, то необходимое демпфирование вертолета может быть обеспечено.

Однако увеличивать демпфирование на обратном ходе можно лишь в известных пределах, иначе распрямление амортизационной стойки из обжатого состояния после удара о землю будет очень медленным и она не успеет подготовиться к последующему удару.

Рис 10.33 Схемы амортизаторов

а — двухкамерного амортизатора; б — установка специальных клапанов в конструкции амортизатора:

1 — камера низкого давления, 2 — камера высокого давления, 3 — клапан, открывающийся только при посадке в момент большой перегрузки, 4 — отверстия для демпфирования земного резонанса



Установка специальных клапанов в конструкции амортизатора (рис. 10.33, б). В амортизаторе устанавливают специальный пружинный клапан, который открывается только тогда, когда усилие сжатия в амортизаторе превосходит (при ударе о землю) некоторое критическое значение $P_{крит}$. При $P_a < P_{крит}$ работают отверстия, размеры которых выбраны из условия земного резонанса, а при $P_a > P_{крит}$ открываются дополнительные отверстия большого диаметра, подобранные из условия ограничения перегрузки при посадке.

Применение двухкамерного амортизатора. В тех случаях, когда создание амортизатора с низким начальным давлением вызывает затруднения, рекомендуют применять так называемые двухкамерные амортизаторы.

На амортизационной стойке главной опоры шасси устанавливается дополнительный амортизатор с низким давлением в газовой камере (рис. 10.33, а).

Камера низкого давления предназначена для обеспечения демпфирующих свойств амортизатора в самом начале хода при малых нагрузках на шасси (в момент отрыва вертолета от земли при взлете или касании земли при посадке и при колебаниях в условиях земного резонанса).

Камера высокого давления предназначена в основном для восприятия энергии удара при посадке; при малых нагрузках на шасси она не работает. На рис. 10.12, в дана другая схема двухкамерного амортизатора.

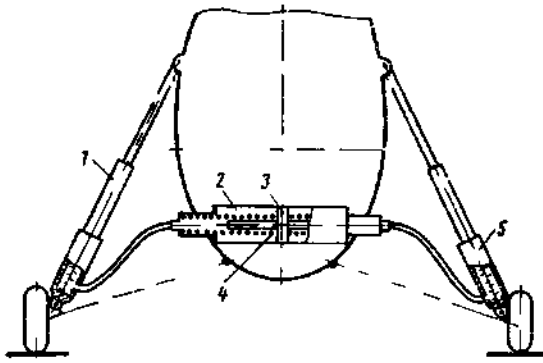


Рис 1034 Схема установки пружинного демпфера

1 — камера низкого давления, 2 — пружинный демпфер, 3 — плавающий поршень, 4 — пружина, 5 — камера высокого давления

Двухкамерный амортизатор как устройство для устранения земного резонанса находит широкое применение на новых отечественных вертолетах.

Установка пружинного демпфера, соединяющего между собой жидкостные камеры высокого давления двухкамерных амортизаторов обеих стоек главных опор шасси (рис. 1034). Между жидкостными камерами высокого давления двухкамерного амортизатора устанавливаются пружинный демпфер. Устройство пружинного демпфера таково, что он не меняет характеристики шасси при посадке на оба основных колеса одновременно (без крена). Если же вертолет начнет колебаться на шасси, то в обжатой стойке давление окажется больше, чем давление в распрямляющейся стойке.

Под действием разности этих давлений плавающий поршень пружинного демпфера переместится. Перетекание жидкости из обжатого амортизатора в сторону необжатого эквивалентно уменьшению жесткости амортизатора, а это снижает частоту собственных колебаний вертолета на шасси, удаляя ее от числа оборотов несущего винта.

Под действием разности этих давлений плавающий поршень пружинного демпфера переместится. Перетекание жидкости из обжатого амортизатора в сторону необжатого эквивалентно уменьшению жесткости амортизатора, а это снижает частоту собственных колебаний вертолета на шасси, удаляя ее от числа оборотов несущего винта.

11 глава

ГИДРАВЛИЧЕСКИЕ И ГАЗОВЫЕ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

Энергетические (силовые) системы служат для изменения положения агрегатов летательного аппарата и для управления их движением.

На современных летательных аппаратах ведущее место занимают гидравлические системы, осуществляемые всегда в сочетании с механическими и электрическими участками.

В настоящей главе подробно рассматриваются гидравлические системы, поскольку газовые системы имеют вспомогательное значение, электросистемам посвящены специальные курсы, а механические системы освещены в гл. 12.

§ 1. ГИДРАВЛИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

Гидравлической системой (гидроприводом) называется комплекс устройств, предназначенных для передачи на расстоя-

ние механической энергии и для управления движением посредством жидкости.

Гидравлическая система включает:

насосы, преобразующие подводимую к ним энергию в энергию потока жидкости, гидродвигатели (силовые цилиндры, гидромоторы), преобразующие энергию потока жидкости в механическую энергию поступательного или вращательного движения для управления агрегатами; рабочую жидкость;

элементы, обеспечивающие связь между насосами и гидродвигателями и их регулирование (трубопроводы, распределительные устройства, дроссели, клапаны и др.);

вспомогательные устройства (резервуары для рабочей жидкости, фильтры, гидравлические аккумуляторы, предохранительные клапаны, охладители рабочей жидкости и др.).

Основными преимуществами гидравлических систем, обусловившими их широкое применение, являются:

плавность осуществляемого движения, хорошая приемистость и малое запаздывание движения управляемых агрегатов;

практическая несжимаемость жидкости, которая обеспечивает весьма малое запаздывание управления и возможность устройства гидравлических замков.

Сжимаемость жидкости может быть оценена величиной

$$\frac{\Delta W}{W} = \beta p,$$

где ΔW — упругое уменьшение объема жидкости, $см^3$; W — объем жидкости при атмосферном давлении, $см^3$; p — действующее давление, $кГ/см^2$; β — коэффициент сжимаемости жидкости, $см^2/кГ$.

При $p = 150 \div 250$ $кГ/см^2$ для жидкостей, применяющихся в самолетных гидросистемах, можно принять $\beta = 50 \cdot 10^{-6}$ $см^2/кГ$. Для сравнения укажем, что сталь имеет $\beta = 0,6 \cdot 10^{-6}$ $см^2/кГ$;

малые веса и объемы основных агрегатов на единицу передаваемой мощности;

высокая надежность действия и большой ресурс.

Основные недостатки гидравлических систем:

пожарная опасность в связи с возможностью воспламенения рабочих жидкостей;

зависимость работы гидросистемы от внешних условий — температуры и давления окружающей среды.

1. Основные технические требования, предъявляемые к гидравлическим системам

К гидравлическим системам предъявляются следующие требования:

время срабатывания должно соответствовать техническим условиям;

надежность работы при всех условиях полета и движения по земле (высота, скорость, эволюции, режимы работы авиадвигателя), свойственных летательному аппарату;

применение резервирования, дублирования и возможно большей автоматизации;

герметичность неподвижных соединений и агрегатов в диапазоне температур окружающей среды и рабочей жидкости от -55°C до наибольшей положительной, встречающейся при эксплуатации летательного аппарата;

исключение возможности попадания в гидросистему твердых посторонних частиц и тщательная очистка рабочей жидкости в процессе эксплуатации.

Рабочая жидкость должна обладать следующими свойствами определенной смазывающей способностью, малым изменением вязкости от температуры и температурой замерзания не менее чем на 15°C ниже наименьшей температуры, встречающейся в условиях эксплуатации летательного аппарата; нейтральностью к материалам уплотнений, антикоррозийностью, нетоксичностью, высокой температурой вспышки; стабильностью указанных выше свойств.

В гидравлических системах самолетов и вертолетов ГА в качестве рабочей жидкости применяется масло АМГ-10 по ГОСТ 6794—53 — продукт перегонки нефти, к которому добавлены загуститель, противоокислитель и краситель.

Основные характеристики АМГ-10: кинематическая вязкость при 50°C — не менее 10 сантистоксов; при -50°C — не более 1250 сантистоксов; температура застывания — не выше -70°C ; температура вспышки — не ниже $+92^{\circ}\text{C}$; плотность при температуре $+20^{\circ}\text{C}$ не более 0,85.

2. Типы гидравлических систем и их работа

Гидравлические системы можно разделить на участки питания (от насоса до распределителя жидкости) и участки потребителей.

Наиболее часто применяемые типы гидравлических систем летательных аппаратов различаются по участкам питания:

а) с нерегулируемыми насосами, приводимыми в движение авиадвигателями;

б) с регулируемыми насосами, приводимыми в движение авиадвигателями;

в) с нерегулируемыми насосами, приводимыми в движение электродвигателями.

На современных пассажирских самолетах, как правило, одновременно применяются по два типа участков питания гидравлических систем. Например, на самолете Ан-24 применяются гидросистемы типа «а» и «в», на Ту-124 — типа «б» и «в», а на Ан-10 — типа «а» и «б».

Гидравлическая система с нерегулируемым насосом, приводимым в движение авиадвигателем, приведена на рис. 11.1. Рассмотрим

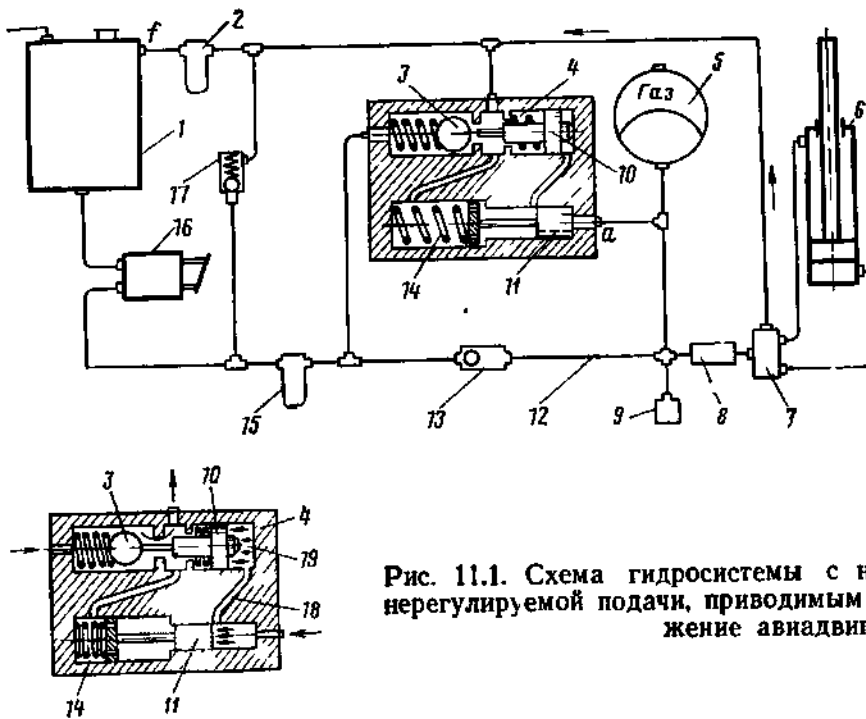


Рис. 11.1. Схема гидросистемы с насосом нерегулируемой подачи, приводимым в движение авиадвигателем

рим назначение и принципы устройства ее основных агрегатов и элементов.

Бак *1* является резервуаром для рабочей жидкости, питающей насос и сливающейся из системы. В нем предусматриваются устройства для отстоя, фильтрации и предотвращения вспенивания жидкости, подачи жидкости из бака в насос при эволюциях, свойственных данному летательному аппарату. Для предотвращения кавитации при работе насосов на больших высотах применяется наддув баков с избыточным давлением $\Delta p = 0,7 \div 1,2 \text{ кг/см}^2$. Для предохранения рабочей жидкости от влаги и пыли, могущей попасть с воздухом в бак, предусматриваются специальные фильтры.

Объем бака выполняется больше объема заливаемой в него жидкости примерно на 50% для приема дополнительного объема жидкости, образующегося при повышении температуры в системе, при разрядке гидроаккумуляторов и за счет разности объемов жидкости, поступающей и выталкиваемой из полостей цилиндров.

Нерегулируемый насос *16* в рассматриваемой системе приводится в движение одним из валиков коробки приводов двигателя. Наиболее часто применяются шестеренные и поршневые насосы, работающие с большим числом оборотов ($n = 2000 \div 4000 \text{ об/мин}$) и при высоких давлениях ($p_n = 150 \div 300 \text{ кг/см}^2$). Такие насосы имеют малые веса и объемы на единицу передаваемой мощности.

Важнейшей характеристикой насоса является зависимость его производительности от давления $Q_n = f(p_n)$ (рис. 11.2). Производительность Q_n зависит от параметров рабочих органов насоса, от совершенства его конструкции и изготовления, скорости вращения вала, вязкости рабочей жидкости, давлений во всасывающей и нагнетающей полостях.

Действительная производительность нерегулируемого насоса при достаточном давлении на его входе может быть приближенно выражена формулой

$$Q_H = c n_c - \frac{A p_H}{\sqrt{\mu}} \text{ см}^3/\text{сек},$$

где $c n_c$ — теоретическая производительность насоса, $\text{см}^3/\text{сек}$; $\frac{A p_H}{\sqrt{\mu}}$ — снижение производительности за счет внутренних утечек в насосе через зазоры и щели между элементами, разделяющими полости высокого и низкого давления; c — представляющая собой теоретическую подачу за один оборот вала насоса, $\text{см}^3/\text{об}$; n_c — число оборотов вала насоса в 1 сек; A — коэффициент, характеризующий внутреннюю негерметичность насоса; p_H — давление на выходе из нагнетающей камеры насоса; μ — динамический коэффициент вязкости жидкости, поступающей во всасывающую камеру насоса.

Силовой цилиндр 6 (см. рис. 11.1) служит для преобразования энергии давления жидкости в механическую энергию движения штока.

В ряде случаев в силовых гидроцилиндрах применяются механические замки для фиксации штока в определенном положении. Для предотвращения ударов при резкой остановке поршня в конце хода в гидроцилиндрах предусматриваются демпферы.

Распределитель жидкости 7 (кран или золотник) рассматриваемой схеме обеспечивает переменное соединение одной из полостей силового цилиндра с потоком жидкости из насоса, другой — со сливной линией, ведущей в бак.

Предохранительный клапан 17 предназначен для ограничения давления в жидкости; он открывается для слива жидкости в бак, остается открытым в случае превышения установленного уровня давления и закрывается при восстановлении последнего. Предохранительный клапан работает лишь эпизодически.

Автомат разгрузки насоса 4 — устройство для автоматического переключения насоса на холостой режим (на рис. 11.1 внизу) — соединения нагнетающей линии насоса с баком, если давление в системе на участке за автоматом достигает верхней предельной величины (например, после того, как жидкость заполнит силовой цилиндр) $p_{\text{авт}}$. Автомат отключает насос от бака и переводит его снова на рабочий режим (на рис. 11.1 вверху), когда давление

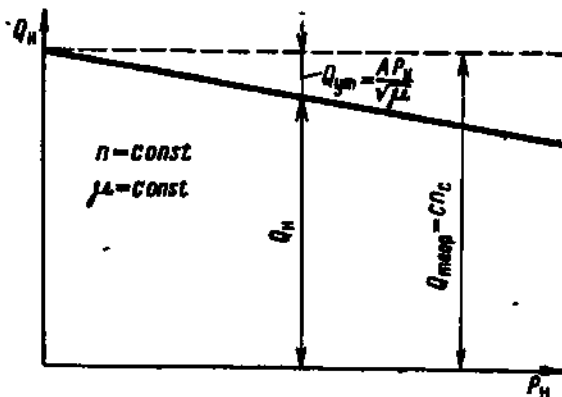


Рис. 11.2. Характеристика насоса нерегулируемой подачи — зависимость производительности от давления нагнетания

системе (например, из-за утечек) снижается до нижней предельной величины $p_{авт_1}$.

Для обеспечения работы автомата разгрузки необходим гидроаккумулятор.

Гидроаккумулятор 5 (обычно жидкостно-газовый) используется для накопления потенциальной энергии сжатого газа (азота) и для возвращения энергии рабочей жидкости; он имеет изолированную газовую полость, предварительно заполненную сжатым азотом, и жидкостную полость, отделенную от газовой диафрагмой или плавающим поршнем и связанную с гидросистемой.

Аккумуляция энергии происходит, когда рабочая жидкость, подаваемая насосом, поступая в гидроаккумулятор, уменьшает объем газа и увеличивает его давление; расходование энергии — когда сжатый азот, расширяясь, выталкивает жидкость из гидроаккумулятора в систему.

В рассматриваемой схеме гидросистемы гидроаккумулятор восполняет утечки рабочей жидкости из линии высокого давления в период пауз между операциями, когда насос работает на холостом режиме. Без этого автомат разгрузки включал бы насос значительно чаще, что нежелательно из-за связанных с этим пульсаций давления и гидравлических ударов, вызывающих усталостное нагружение конструкции гидросистемы.

Закон изменения параметров газа в гидроаккумуляторах политропический. Приближенно можно рассматривать его как изотермический

$$p_{a0}W_{a0} = p_{a1}W_{a1} = \text{const},$$

где p_{a0} , p_{a1} — давление в газовой полости; W_{a0} , W_{a1} — объем газовой полости.

Аккумуляция энергии в конце зарядки

$$A_a = p_{a0}W_{a0} \ln \frac{p_{a1}}{p_{a0}},$$

где W_{a0} и p_{a0} — начальный объем газовой полости и давление предварительной зарядки гидроаккумулятора; p_{a1} — давление газа в конце зарядки.

Вследствие расширения сравнительно большого объема газа снижение давления в гидроаккумуляторе и в системе из-за утечек от $p_{авт_1}$ до $p_{авт_2}$ происходит в течение длительного промежутка времени.

По изотермическому закону

$$p_{авт_2} = p_{авт_1} \frac{W_{авт_1}}{W_{авт_1} + \Delta W},$$

где ΔW — увеличение объема газовой полости из-за утечек жидкости.

Обычно $p_{авт1}$ верхнее предельное давление принимается равным выбранному для рассматриваемой гидравлической системы максимальному рабочему давлению $p_{раб}$, а $p_{авт2} = (0,7 \div 0,8) p_{авт1}$.

В ряде случаев энергия гидроаккумуляторов используется как резерв в моменты наибольшего потребления жидкости или для подачи жидкости при неработающих насосах, например в аварийном управлении тормозами колес шасси.

Наличие гидроаккумуляторов в системе способствует уменьшению пульсации давлений, вызываемых неравномерностью подачи жидкости насосом, и смягчению гидравлических ударов, возникающих при резких изменениях скорости движения жидкости.

Обратный клапан 13 — запорное устройство для пропускания потока жидкости в одном направлении и остановки этого потока в случае его движения в обратном направлении.

Фильтры 2 и 15 необходимы для очистки жидкости от посторонних частиц, попадающих в гидросистему.

Трубопроводы 12 обеспечивают подвод рабочей жидкости к различным агрегатам и устройствам и отвод ее от них.

Толщина стенок и материал трубопроводов выбираются в зависимости от величины и колебаний максимального давления на рассматриваемом участке системы. В гидросистемах летательных аппаратов применяются жесткие бесшовные трубы, изготовленные из стали и дюралюминия и из других сплавов, а также гибкие, выполненные из резины, упрочненные хлопчатобумажной тканью или металлической оплеткой.

Гаситель гидроудара 8 — обеспечивает предотвращение гидроудара при быстром открытии распределителя жидкости.

Датчик давления 9 служит для замера давления в системе.

Рассмотрим работу гидросистемы с нерегулируемым насосом (см. рис. 11.1).

При запуске авиадвигателя начинает работать установленный на нем насос. Жидкость из бака 1 поступает в насос 16, а из него через фильтр 15 и обратный клапан 13 поступает в гидроаккумулятор 5; при этом вследствие увеличения объема жидкостной камеры объем газовой полости уменьшается, что сопровождается увеличением давления газа и жидкости. Когда давление жидкости становится достаточным для преодоления предварительной затяжки пружины 14 автомата разгрузки, начинается перемещение плунжера 11. При достижении верхнего предельного значения давления жидкости $p_{авт}$, плунжер перемещается настолько, что обеспечивается доступ жидкости через канал 18 в полость 19. Под действием избыточного давления перемещается поршень 10, игла которого открывает запорный шариковый клапан 3. При этом насос переключается на холостой режим: давление в напорной линии насоса резко падает, так как жидкость из насоса через автомат разгрузки возвращается в бак, преодолевая лишь небольшое гидравлическое сопротивление. В период работы на холостом режиме невывключающийся нерегулируемый насос разгружается вследствие значительного уменьшения давления p до p_{min} ; под действием разности давлений,

имеющей место по сторонам обратного клапана 13, последний закрывается и изолирует участок высокого давления с гидроаккумулятором от участка с низким давлением. При этом насос работает на минимальной мощности $N_{\text{min}} = p_{\text{min}} Q$.

В период работы насоса на холостом режиме жидкость из гидроаккумулятора поступает для восполнения утечек через зазоры и щели в обратном клапане, автомате разгрузки насоса и в распределителе жидкости. При этом объем газовой полости увеличивается, а давление в обеих полостях гидроаккумулятора уменьшается. С уменьшением давления жидкости плунжер 11 автомата разгрузки насоса под действием пружины 14 постепенно перемещается к своему исходному положению. Когда давление у штуцера a снижается до нижнего предельного значения давления жидкости, плунжер 11 находится в таком положении, что открывается канал 18 и полость 19 сообщается со сливной линией, а поршень 10 под действием пружины возвращается в исходное положение, игла поршня 10 освобождает шарик клапана 3, который садится на седло и перекрывает доступ жидкости от насоса в бак. Период холостого режима работы насоса закончился. Жидкость из насоса через обратный клапан снова поступает в гидроаккумулятор и заряжает его.

Момент включения распределителя жидкости на рабочую операцию может случайно совпасть с любым этапом зарядки или разрядки гидроаккумулятора. Рассмотрим характер изменения давления в гидравлической системе при включении распределителя на подачу в силовой цилиндр в момент, соответствующий разрядке гидроаккумулятора. При включении распределителя нагнетательная полость силового цилиндра сообщается с гидроаккумулятором, начинается движение поршня цилиндра. Следует заметить, что движение поршня возможно лишь при условии, что давление в гидроаккумуляторе

$$p_a > \frac{P}{F} + p_{\text{гидр}},$$

где P — усилие в штоке силового цилиндра от внешней нагрузки;
 $p_{\text{гидр}}$ — гидравлическое сопротивление движению рабочей жидкости на участке от гидроаккумулятора до силового цилиндра.

Давление в гидроаккумуляторе уменьшается, а в нагнетательной и в сливной полостях силового цилиндра увеличивается. В течение отрезка времени τ , до момента, когда давление в гидроаккумуляторе снижается до $p_{\text{авт.}}$, движение поршня совершается под действием гидроаккумулятора.

Для своевременного переключения насоса на рабочий режим необходимо, чтобы параметры гидросистемы обеспечивали выполнение следующего условия:

$$\frac{P}{F} + p_{\text{гидр}} < p_{\text{авт.}}$$

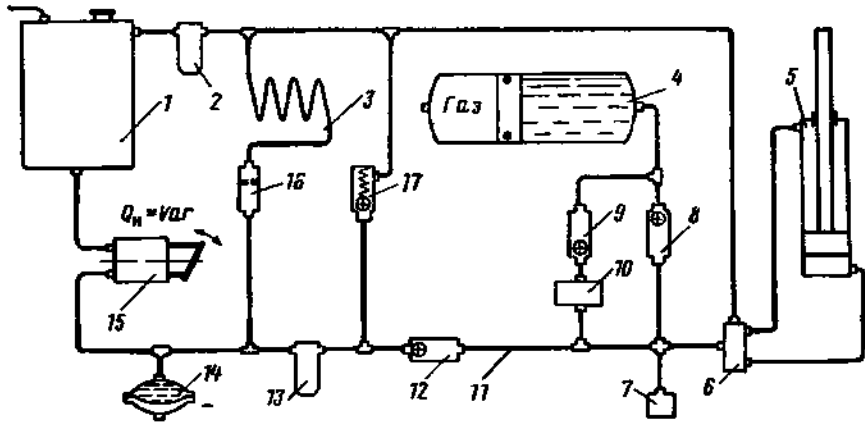


Рис. 11.3. Схема гидравлической системы с насосом регулируемой подачи

В противном случае шток силового цилиндра прекратит свое движение до тех пор, пока за счет утечек давление в гидроаккумуляторе снизится до $p_{авт.}$. В этот момент автомат разгрузки переключает насос на рабочий режим, давление жидкости на выходе из насоса резко повышается и операция в течение отрезка времени τ_2 продолжается главным образом за счет энергии насоса.

Таким образом, общее время на операцию заполнения силового цилиндра и перемещения штока $\tau = \tau_1 + \tau_2$.

Далее наступают этапы зарядки гидроаккумулятора, переключения насоса на холостой режим и медленной разрядки гидроаккумулятора за счет утечек.

Гидравлическая система с нерегулируемым насосом, приводимым в движение авиадвигателем, показана на рис. 11.3.

Бак 1, силовой цилиндр 5, распределители жидкости 6 и 10, фильтры 2 и 13, предохранительный клапан 17, датчик 7 и другие агрегаты имеют в рассматриваемой гидравлической системе такое же назначение и могут иметь такое же устройство, как и в гидравлической системе с нерегулируемым насосом.

Рассмотрим назначение и принцип действия некоторых отличающихся по назначению и конструкции основных агрегатов, характерных для гидросистем с регулируемым насосом.

Насос 15 отличается наличием устройств для автоматического регулирования производительности. На рис. 11.4 дана характеристика $Q_n = f(p)$ насоса с регулируемой производительностью. В диапазоне давлений от $p=0$ до рабочего давления $p_{раб}$ на первом — рабочем режиме производительность насоса при постоянных оборотах несколько уменьшается вследствие внутренних утечек (участок АВ).

Когда давление на выходе из насоса становится выше $p_{раб}$, осуществляется автоматическое постепенное уменьшение рабочего объема насоса и его производительности (участок ВС). При давлении $p = p_{max}$ производительность насоса Q_n уменьшается до минимальной величины Q_{min} , необходимой для компенсации утечек, для смазки и охлаждения насоса.

Разгрузка насоса в период работы на втором режиме, при котором $p = p_{\max}$, а $Q_n = Q_{\min}$, достигается за счет того, что развиваемая насосом мощность становится минимальной из-за значительного уменьшения подачи Q_n :

$$N_{\min} = p_{\max} Q_{\min}.$$

Дроссель 16 (см. рис. 11.3), установленный в линии, соединяющей напорную и сливную магистрали, обеспечивает небольшую постоянную циркуляцию гидросмеси через насос, необходимую для охлаждения насоса в тот период, когда потребители гидросистемы отключены.

Теплообменник 3 предназначен для охлаждения жидкости, циркулирующей через дроссель 16 и насос 15.

Гидроаккумулятор 14 выполняет функции гасителя пульсаций давления жидкости, вызываемых работой поршневого насоса. Он обычно имеет небольшую емкость и устанавливается в непосредственной близости от насоса.

Гидроаккумулятор 4 является дополнительным источником энергии, которая используется при включении распределителя 10. На схеме гидроаккумулятор соединен с системой так, что при включении распределителя 6 обратные клапаны 8 и 9 и распределитель 10 жидкости обеспечивают расходование энергии гидроаккумулятора и препятствуют в этот период его зарядке.

Рассмотрим работу данной гидравлической системы. Жидкость из бака 1 поступает в насос 15. При работе авиадвигателя подаваемая насосом жидкость заряжает гидроаккумулятор 14 — гаситель пульсаций, очищается в фильтре 13 и через обратный клапан 12, распределитель 10 и обратный клапан 9 поступает на зарядку гидроаккумулятора 4. Наряду с этим часть рабочей жидкости (около $0,1 Q_n$) через дроссель 16, теплообменник 3 и фильтр 2 сливной линии поступает обратно в бак.

Вначале насос работает на первом режиме, затем, когда давление в гидроаккумуляторах становится больше $p_{\text{раб}}$, — на втором режиме.

При включении распределителя жидкости 6 на силовой цилиндр 5 давление в системе обычно снижается. Рабочая жидкость поступает в силовой цилиндр 5 как из насоса 15, так и из гидроаккумулятора 4. В конце операции распределитель 6 устанавливается в нейтральное положение, а заблокированный с ним распределитель 10 устанавливается в положение, при котором гидроаккумулятор 4 может дозарядиться до p_{\max} .

Гидравлическая система с нерегулируемым насосом, приводимым в движение электрическим двигателем, показана на рис. 11.5.

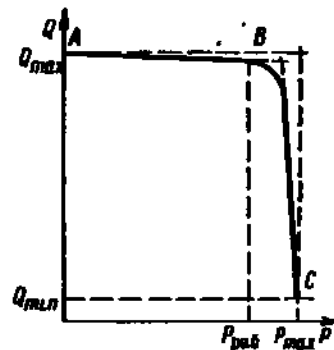


Рис. 11.4. Характеристика насоса регулируемой подачи — зависимость производительности от давления нагнетания

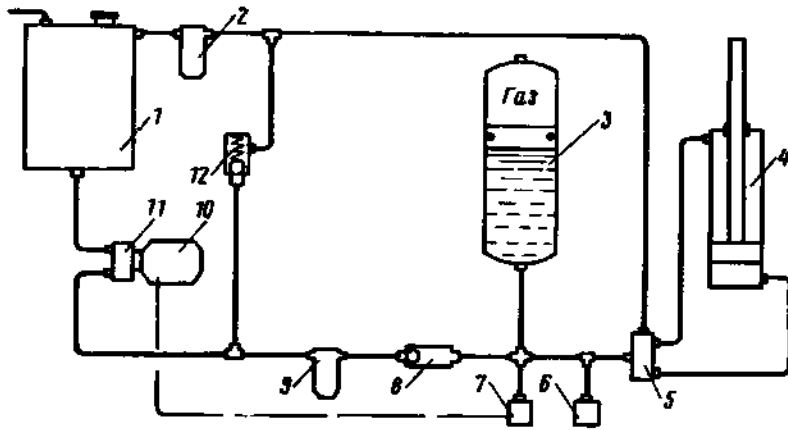


Рис. 115 Схема гидросистемы с нерегулируемым насосом, приводимым в движение электрическим двигателем

Характерной особенностью этой гидросистемы является наличие в ней переключателя давления 7, основное назначение которого заключается в том, чтобы автоматически выключать электрический двигатель 10, приводящий в движение насос 11, когда давление в системе достигает верхнего предельного значения $p_{\text{верх}}$, и включать двигатель 10, когда давление снижается до нижнего предельного значения $p_{\text{нижн}}$.

Все остальные агрегаты в этой гидравлической системе, например бак 1, насос 11, обратный клапан 8, фильтры 2 и 9, датчик давления 6, силовой цилиндр 4 и другие, аналогичны соответствующим агрегатам систем, рассмотренных выше.

Рассмотрим работу этой гидравлической системы. При включении электрического двигателя 10 начинает работать насос 11. Жидкость из бака 1 поступает в насос 11 и через обратный клапан 8 нагнетается в гидроаккумулятор 3. Когда давление в гидроаккумуляторе 3 достигает верхнего предельного значения $p_{\text{верх}}$, срабатывает переключатель давления 7 и выключает цепь питания электрического привода насоса. Насос 11 останавливается. Предохранительный клапан 12 вступает в работу при неисправности переключателя давления 7.

При включении распределителя жидкости 5 на потребителя происходит снижение давления в гидроаккумуляторе 3; когда давление в системе снижается до определенного нижнего предельного значения $p_{\text{нижн}}$, переключатель давления 7 включает цепь питания электропривода насоса.

3. Выбор параметров и основы разработки гидравлических систем

В процессе разработки гидравлических систем и их совершенствования требуется вести выбор параметров и изыскание конструктивных решений с учетом опыта создания таких систем и результатов современных исследований.

Рассмотрим общую последовательность разработки гидросистемы.

1. Разработка общей функциональной схемы энергосистем, предназначенных для управления самолетом, его агрегатами и устройствами с учетом требований обеспечения надежности, путем применения дублирования, резервирования и аварийного управления. На этом этапе проектирования устанавливается количество основных, вспомогательных и аварийных гидросистем и операции, выполняемые ими; выбираются типы насосов (нерегулируемые или регулируемые) и их приводов (от авиадвигателя, от электрического двигателя и др.).

При решении этих вопросов учитываются условия, при которых будет работать гидросистема в целом и отдельные ее участки, например:

высота применения самолета (ее нужно знать, чтобы обеспечить высотность гидросистемы);

обороты авиадвигателя на различных этапах полета (для обеспечения возможности управления некоторыми агрегатами при работе авиадвигателей на малых оборотах или при неработающих авиадвигателях).

оценивается необходимый уровень надежности гидросистемы с целью обоснованного назначения дублирования, аварийного управления и т. д.

2. Разработка принципиальной схемы. Необходимо наметить последовательность движения механизмов, управляемых отдельными участками гидросистемы. Для участка гидросистемы, служащего для уборки и выпуска шасси и их щитков, может быть разработана, например, такая последовательность движения отдельных механизмов: открытие замков щитков шасси и их выпуск; открытие верхних замков ног шасси и выпуск ног; закрытие замков выпущенного положения ног и закрытие части щитков шасси. Выбираются методы и средства обеспечения определенной последовательности движения агрегатов гидросистем (гидравлические согласующие устройства, электромагнитные краны и клапаны и др.); методы и средства разгрузки насосов в период пауз между операциями и синхронизации движения отдельных управляемых устройств. Разрабатываются также способы фиксации управляемых механизмов в промежуточных и крайних положениях. Для участков потребителей, которые могут работать от двух и более гидросистем, намечаются надежные способы переключения с одной системы на другую и т. д.

На основании этих материалов и содержания общей функциональной схемы разрабатывается чертеж принципиальной схемы гидросистемы, на котором схематично показываются все агрегаты, механизмы и трубопроводы.

3. Разработка кинематики управляемых агрегатов и определение нагрузок на штоки силовых гидроцилиндров. Нагрузки на штоки силовых гидроцилиндров определяются для крайних и нескольких промежуточных положений управляемого агрегата. При этом

учитываются нагрузки от массовых сил, воздушных сил, сил трения и нагрузки, потребные для преодоления сопротивления замков крайних положений управляемого агрегата.

4. Определение параметров основных агрегатов и трубопроводов. Производительность насоса должна быть достаточной для обеспечения необходимой скорости управления механизмами, которые включаются одновременно.

Вначале определяются площади поршней силовых цилиндров потребителей

$$F_i = \frac{P_i}{\eta_r p},$$

где η_r — коэффициент полезного действия, учитывающий в первом приближении потери на преодоление гидравлического сопротивления;

P_i — наибольшая нагрузка на шток силового гидроцилиндра;
 p — рабочее давление.

Применение высоких давлений приводит к уменьшению веса гидросистемы и габаритов силовых цилиндров и трубопроводов. Однако максимальное рабочее давление ограничивается значением, при котором надежно работают освоенные промышленностью насосы, агрегаты, гибкие шланги и арматура для соединения трубопроводов.

Определяются объемы силовых цилиндров

$$W_i = F_i S_i,$$

где S_i — ход штока силового цилиндра, взятый из кинематического расчета.

Определяется необходимая средняя производительность насосов

$$Q = \frac{\sum W_i}{\tau},$$

где $\sum W_i$ — сумма объемов силовых цилиндров, включенных параллельно и действующих одновременно (например, два силовых цилиндра главных ног шасси и один силовой цилиндр передней ноги);

τ — время операции, например, полного убирания шасси или другого самолетного механизма, задаваемое техническими требованиями.

Потребная мощность насосов на выходе находится по формуле

$$N = \frac{Qp}{7500}.$$

При подборе источников питания, как правило, берется запас мощности и производительности и для обеспечения дублирования ставится несколько насосов.

Возможен и другой подход к определению потребных значений N и Q , если имеются данные о максимальных силах сопротивления P_{\max} и шарнирных моментах $M_{\text{ш max}}$, управляемых агрегатов и о требуемых максимальных скоростях их движения — линейных S и угловых $\delta_{\max j}$.

В этом случае максимальная потребная мощность насосов на выходе

$$N_{\max} = \frac{\sum_i P_{\max i} S_{\max i} + \sum_j M_{\text{ш max } j} \dot{\delta}_{\max j}}{75\eta},$$

где $\eta = \eta_m \eta_r$; η_m — коэффициент полезного действия механических частей системы; η_r — коэффициент полезного действия гидросистемы от насосов до силовых цилиндров.

Максимальная потребная производительность

$$Q_{\max} = \frac{7500N_{\max}}{p}.$$

Для обеспечения сравнительно малых гидравлических потерь внутренний диаметр трубопроводов в самолетных гидросистемах подбирается так, чтобы средняя скорость течения жидкости во всасывающих и сливных линиях была 2—3 м/сек, в нагнетающих линиях — 5—8 м/сек. Этот диаметр определяется по формуле

$$d = \sqrt{\frac{4Q}{\pi v}},$$

где v — средняя скорость течения жидкости, см/сек; Q — наибольший расход жидкости, возможный в рассматриваемом участке трубопровода, см³/сек.

Значение d , определенное по формуле, округляется до размера, рекомендуемого ГОСТ.

Далее выполняется расчет и разработка конструкции других агрегатов (силовых цилиндров, кранов, клапанов и др.) и арматуры или подбор стандартных изделий.

5. Разработка монтажной схемы. При разработке монтажной схемы реализуются технические требования по обеспечению живучести, удобства эксплуатации и обслуживания системы.

На монтажной схеме показываются расположение и способы крепления на самолете агрегатов, трубопроводов и их соединений.

6. Поверочный расчет и испытания. При поверочном расчете определяется значение времени τ , за которое происходит перемещение устройств, управляемых гидросистемой, из одного положения в другое при разных условиях работы гидросистемы в первую очередь в зависимости от числа оборотов насоса, высоты полета и температуры рабочей жидкости.

Для экспериментальной проверки работоспособности спроектированной гидросистемы изготавливается стенд, на котором все агрегаты и трубопроводы располагаются с максимальным приближением к их предполагаемому размещению на самолете. Работоспособность гидросистемы, ее отдельных участков и агрегатов проверяется в условиях, близких к условиям эксплуатации.

§ 2. ГАЗОВЫЕ СИСТЕМЫ

На современных летательных аппаратах газовые энергетические системы применяются главным образом как вспомогательные — аварийные.

В качестве основных энергосистем газовые системы встречаются лишь на небольших самолетах.

Для привода различных устройств и агрегатов в газовой системе используется энергия, выделяющаяся при расширении предварительно сжатого газа — воздуха или азота. Присущие газам физические свойства — сжимаемость и малая вязкость определяют характеристики газовой энергетической системы и в конечном итоге ее преимущества и недостатки.

Подобно гидравлическим, газовые системы также имеют участки питания и участки потребителей энергии. На самолетах и вертолетах гражданской авиации применяются две схемы участков питания — баллонная и баллонно-компрессорная. При баллонной схеме используется энергия сжатого газа, находящегося в баллонах, заряжаемых на земле. Энергоемкость такой системы невелика, и ее применение обычно ограничивается задачами аварийного управления.

Баллонная схема питания является единственно возможной в системах, работающих на сжатом азоте, применяемых в качестве аварийного привода агрегатов, нормально управляемых при помощи гидросистемы.

Использование для данной цели сжатого воздуха опасно, так как пары масла АМГ-10 при высоких давлениях могут образовать с воздухом взрывчатую смесь.

Баллонно-компрессорная схема питания применяется только в воздушных системах в тех случаях, когда необходимо увеличить их энергоемкость без существенного увеличения объема и веса баллонов. Так как авиационные компрессоры имеют относительно небольшую производительность и не могут обеспечить нормальную работу системы, то основным источником энергии, как и при баллонной схеме питания, являются баллоны со сжатым воздухом. Роль компрессора сводится к подзарядке баллонов.

Положительными качествами газовых систем, применяемых на летательных аппаратах, являются:

малая зависимость характеристик системы от внешних условий и, в частности, от температуры, влияние которой на вязкость рабочего тела (воздуха или азота) практически отсутствует;

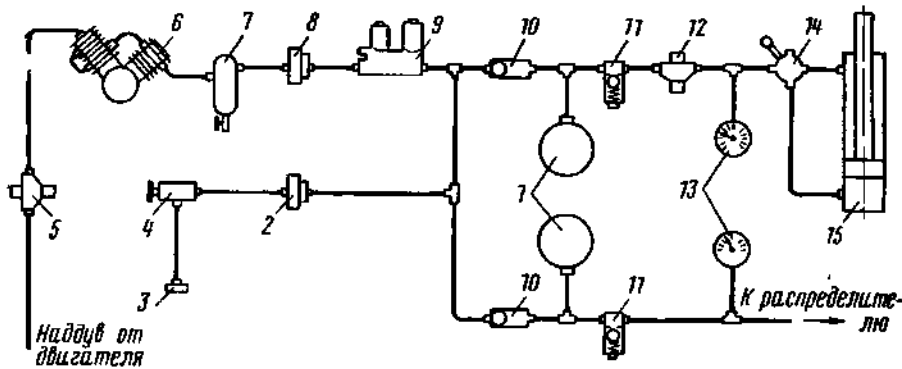


Рис. 11.6. Принципиальная схема газовой (воздушной) энергосистемы:

1 — баллоны; 2 — фильтр; 3 — бортовой зарядный штуцер; 4 — кран зарядки; 5 — редуктор; 6 — компрессор; 7 — фильтр-отстойник; 8 — фетровый фильтр; 9 — автомат давления (разгружает компрессор, как автомат разгрузки); 10 — обратный клапан; 11 — предохранительный клапан; 12 — редуктор для потребителей пониженного давления; 13 — манометр; 14 — распределительное устройство; 15 — силовой цилиндр

пожаробезопасность;

возможность применения системы при неработающих двигателях — автономность за счет использования энергии сжатого газа, находящегося в баллонах;

отсутствие пульсаций давления и гидравлических ударов;

меньший вес;

быстрота действия.

Последнее свойство газовой системы ценно, когда требуется быстрое срабатывание, в других случаях оно становится недостатком, так как резкость действия может, если не принять специальных мер, привести к поломкам.

К недостаткам газовой системы также относятся:

малая энергоемкость, которая при заданном давлении зависит от объема баллонов, а увеличение объема баллонов приводит к резкому возрастанию их веса;

повышенные требования к герметичности агрегатов и соединений;

сжимаемость газа затрудняет использование газовых систем для следящих приводов и усложняет конструкцию, если должна быть предусмотрена фиксация управляемого агрегата в любом промежуточном положении.

Принципиальная схема баллонно-компрессорной воздушной системы показана на рис. 11.6. Рабочее давление в баллонах обычно составляет 50—150 кг/см².

Для уменьшения веса часто применяются баллоны сферической формы.

Известную экономию в весе может дать использование в качестве воздушных баллонов силовых элементов конструкции, например свободных (не занятых амортизатором) объемов стоек шасси.

Компрессор, подзаряжающий баллоны в полете, приводится в действие от авиадвигателя.

УПРАВЛЕНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

§ 1. НАЗНАЧЕНИЕ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ И ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ

Системы управления — совокупность бортовых устройств, обеспечивающих управление движением летательного аппарата и перемещение различных его агрегатов и частей.

Изменение положения летательного аппарата в пространстве осуществляется для самолета путем отклонения рулей и элеронов, для вертолета — посредством автомата перекоса и рулевого винта. Устройства, обеспечивающие непрерывное управление этими агрегатами, называются основным управлением.

Принципы создания сил и моментов, изменяющих положение летательного аппарата при работе основного управления, рассмотрены для самолета в гл. 5, а для вертолета в гл. 2, § 3.

Все остальные устройства управления (устройства уборки и выпуска шасси и взлетно-посадочной механизации, торможения авиаколес и др.) называются дополнительным управлением.

В данной главе наибольшее внимание уделено основному управлению, так как рассмотрение этой ответственной и сложной системы позволяет осветить и большинство вопросов, относящихся к системам дополнительного управления.

Особенности дополнительного управления рассматриваются в § 5.

В систему основного управления входят:

а) командные рычаги — части основного управления, на которые непосредственно воздействует пилот, прикладывая к ним усилия и перемещая их (штурвальные колонки, ручки управления и педали);

б) проводка управления, соединяющая командные рычаги с рулями, элеронами, управляемым стабилизатором, автоматом перекоса, редуктором рулевого винта и состоящая из тяг, валов, тросов, рычагов, качалок, роликов и других элементов.

Основное управление, осуществляемое только мускульной энергией пилота, можно назвать непосредственным основным управлением. Такое управление обычно устанавливается на нескоростных самолетах.

На вертолетах, на тяжелых и на нескоростных самолетах могут возникать настолько большие нагрузки на командные рычаги, что усилий пилота оказывается недостаточно для их преодоления. В этих случаях управление рулем и элеронами, автоматами перекоса и другими агрегатами осуществляется частично или полностью за счет энергии, развиваемой бустерами (гидравлическими усилителями), включенными в проводку основного управления. Такой вид управления называют бустерным основным управлением.

Для облегчения пилоту при длительном полете в проводку основного управления включаются рулевые машины, управляемые автопилотами.

На рис. 12.1 дана функциональная схема управления самолетов как автоматической системы. Из схемы следует, что пилот является важнейшим звеном в обеих системах. Он воспринимает и перерабатывает информацию о положении рулей и летательного аппарата, о перегрузках, вырабатывает решение и создает управляющее воздействие. Поэтому ряд специальных технических требований к основному управлению учитывает особенности работы и возможности человека как звена этой системы. Рассмотрим важнейшие из этих требований к основному управлению.

1. При управлении летательным аппаратом движения рук и ног пилота для отклонения командных рычагов должны соответствовать естественным рефлексам человека при сохранении равновесия. Перемещение пилотом командного рычага в определенном направлении должно вызывать желаемое вращение летательного аппарата в том же направлении.

2. Малое запаздывание движения рулей и реакции летательного аппарата на отклонение командных рычагов (менее 0,15—0,25 сек — времени запаздывания реакции человека).

3. Для обеспечения пилоту «чувства управления» — ощущения им нагрузок на командные рычаги, согласованных с режимом полета, необходимо, чтобы по мере перемещения командных рычагов от нейтрального положения силы сопротивления возрастали и были направлены в сторону, обратную перемещению. Эти силы должны также расти с увеличением скоростного напора. Желательно соотношение нагрузок для управления элеронами — рулем высоты — рулем направления применять равным 1 : 2 : 5.

Приемлемые нагрузки на командные рычаги основного управления достигаются аэродинамической компенсацией рулевых поверхностей, обеспечением малого трения в проводке управления, подбором кинематической схемы управления и применением бустерного управления.

4. Прочностные требования к управлению изложены в нормах прочности

Особенностью их является то, что при проверке прочности конструкции управления должны рассматриваться нагрузки, создаваемые пилотом. В связи с этим нормами прочности задаются расчет-

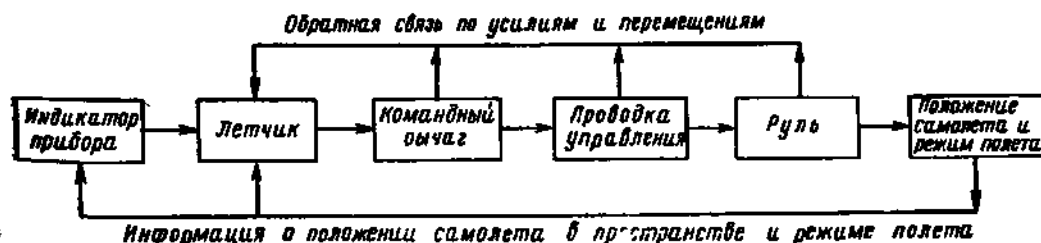


Рис. 12.1. Функциональная схема управления самолета

ные разрушающие значения нагрузок от пилота. Для самолетов с полетным весом $\geq 10\,000$ кг они имеют следующие величины (кг):

Нагрузка на штурвальную колонку или ручку для управления рулем высоты	240
Нагрузка на педали управления рулем направления	250
Нагрузка на штурвал для управления элеронами	160
Нагрузка на ручку для управления элеронами	130

Детали двойного управления должны быть проверены на изолированное действие на командные рычаги пилота (правого и левого) и на одновременное действие двух пилотов как в одну, так и в противоположные стороны; при этом расчетная нагрузка от каждого пилота принимается равной 75% расчетной нагрузки, указанной выше.

5. Должны выполняться следующие эксплуатационные требования, вытекающие из необходимости обеспечения надежности функционирования и удобства обслуживания основного управления:

все сочленения и механизмы управления должны быть доступны для осмотра и обслуживания;

должны быть предусмотрены устройства для стопорения рулей и элеронов при стоянке, управляемые из кабины пилотов;

в системе основного управления не должно быть узлов, неправильный монтаж которых привел бы к обратному действию рулей;

крайние положения рулевых поверхностей должны быть ограничены упорами, расположенными вблизи рулевых поверхностей или на бустерах.

§ 2. КОНСТРУКЦИЯ И ПРОЧНОСТЬ ЧАСТЕЙ УПРАВЛЕНИЯ

1. Кинематика управления и передаточное число

Передаточное число управления $d\delta/d\theta$ является важной характеристикой кинематической схемы основного управления. Здесь δ — угол отклонения руля или элерона, θ — угол отклонения командного рычага.

На рис. 12.2, а приведена схема управления рулем высоты.

Исходя из принципа возможных перемещений, пренебрегая трением можно записать $M_{III}d\delta = PHd\theta$, откуда

$$\frac{d\delta}{d\theta} = \frac{PH}{M_{III}}$$

На современных самолетах диапазон изменения δ определяется условиями управляемости, а диапазон θ — компоновкой командных рычагов в кабине.

Для обеспечения удобства управления необходимо, чтобы для отклонения рулевых поверхностей на максимальный угол потребное отклонение командных рычагов имело следующие значения:

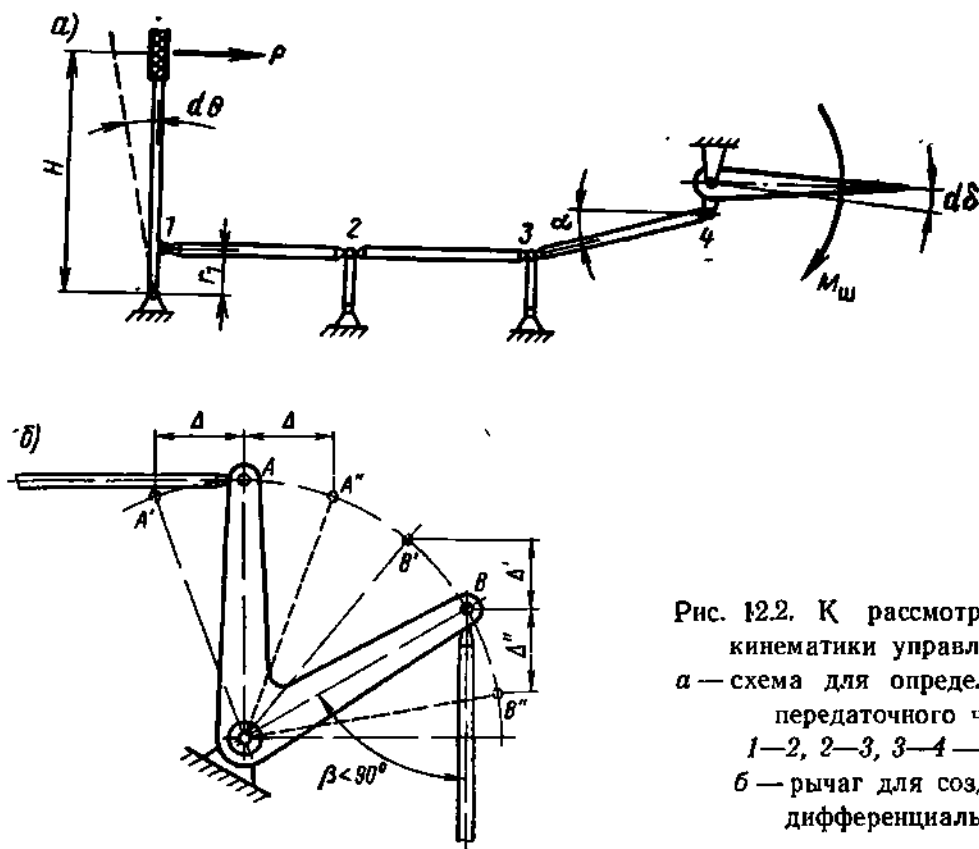


Рис. 12.2. К рассмотрению кинематики управления:
 а — схема для определения передаточного числа:
 1—2, 2—3, 3—4 — тяги;
 б — рычаг для создания дифференциальности

а) штурвальная колонка (ручка управления): от себя — 10—18°, на себя — 15—23°;

б) ручка управления в обе стороны ±15—18°;

в) штурвал — поворот на ±70—180°;

г) педали — ход на 100—130 мм в каждую сторону.

Поэтому для систем управления рулями высоты и направления

$\frac{d\delta}{d\theta} = 1 \div 2$, для системы управления элеронами при помощи штур-

вала $\frac{d\delta}{d\theta} = 0,15 \div 0,3$.

Зависимость усилия на командном рычаге от передаточного числа может быть выражена формулой

$$P = \frac{d\delta}{d\theta} \cdot \frac{M_{ш}}{H}$$

Из этой формулы следует, что уменьшение передаточного числа, при прочих равных условиях, приводит к уменьшению усилия на командный рычаг.

Изменение $d\delta/d\theta$ возможно за счет изменения кинематики и соотношения размеров элементов управления.

В качестве средств изменения величины передаточного чис. $dd/d\theta$ в зависимости от отклонения командных рычагов используется дифференциальность управления.

Для обеспечения дифференциальности в систему управления включаются угловые рычаги. Для получения дифференциальности необходимо, чтобы не все углы между плечами рычага и тягами были прямыми. Тогда, если при перемещении управления в разные стороны $BB' = BB''$, получим $\Delta' < \Delta''$. За меру дифференциальности принимают отношение $\bar{\Delta} = \frac{\Delta''}{\Delta'}$.

Дифференциальность используется для изменения по мере отклонения командного рычага соотношения между шарнирным $M_{ш}$ и нагрузкой на рычаг P .

Дифференциальность также применяется в управлении элеронами дозвуковых самолетов для того, чтобы элерон отклонялся вверх на больший угол, чем другой элерон вниз. Это нужно потому, что при отклонении их на равные углы получается больший прирост лобового сопротивления на полукрыле с опущенным элероном, что создает нежелательный разворачивающий момент в сторону, противоположную крену.

2. Жесткая проводка

Жесткая проводка (рис. 12.3) состоит из командных рычагов 1, тяг 2, качалок 3, рычагов 4 и роликовых направляющих 5.

Шариковые подшипники, применяемые в жесткой проводке, как правило, — радиальные сферические. Это тяжелонагруженные низкоскоростные подшипники, подбираемые по каталогу авиационных подшипников по величине действующих нагрузок.

На рис. 12.4 показан пример конструкции штурвальной колонки.

Качалки, являясь промежуточными опорами проводки, делят ее на достаточно короткие тяги. Это необходимо для повышения устойчивости тяг при сжатии и предотвращения их вибраций. Рычаг служит для изменения направления движения тяг.

В том случае, если проводка выполнена из тяг, установленных в роликовых направляющих, проводку необходимо разделить на участки так, как показано на рис. 12.3, б, во избежание защемления тяг при деформации конструкции планера.

3. Гибкая проводка

Гибкая проводка широко применяется для основного управления, а также для управления триммерами и двигателями.

Конструктивными элементами гибкой проводки (рис. 12.5) являются: стальные тросы 1, ролики 2, секторы 3, рычаги 4, тандеры 5, коуши 6. В отдельных ее звеньях иногда применяются и цепные передачи.

В гибкой проводке применяются тросы по ГОСТ 2172—47 и КСАН (канат стальной авиационный нераскручивающийся).

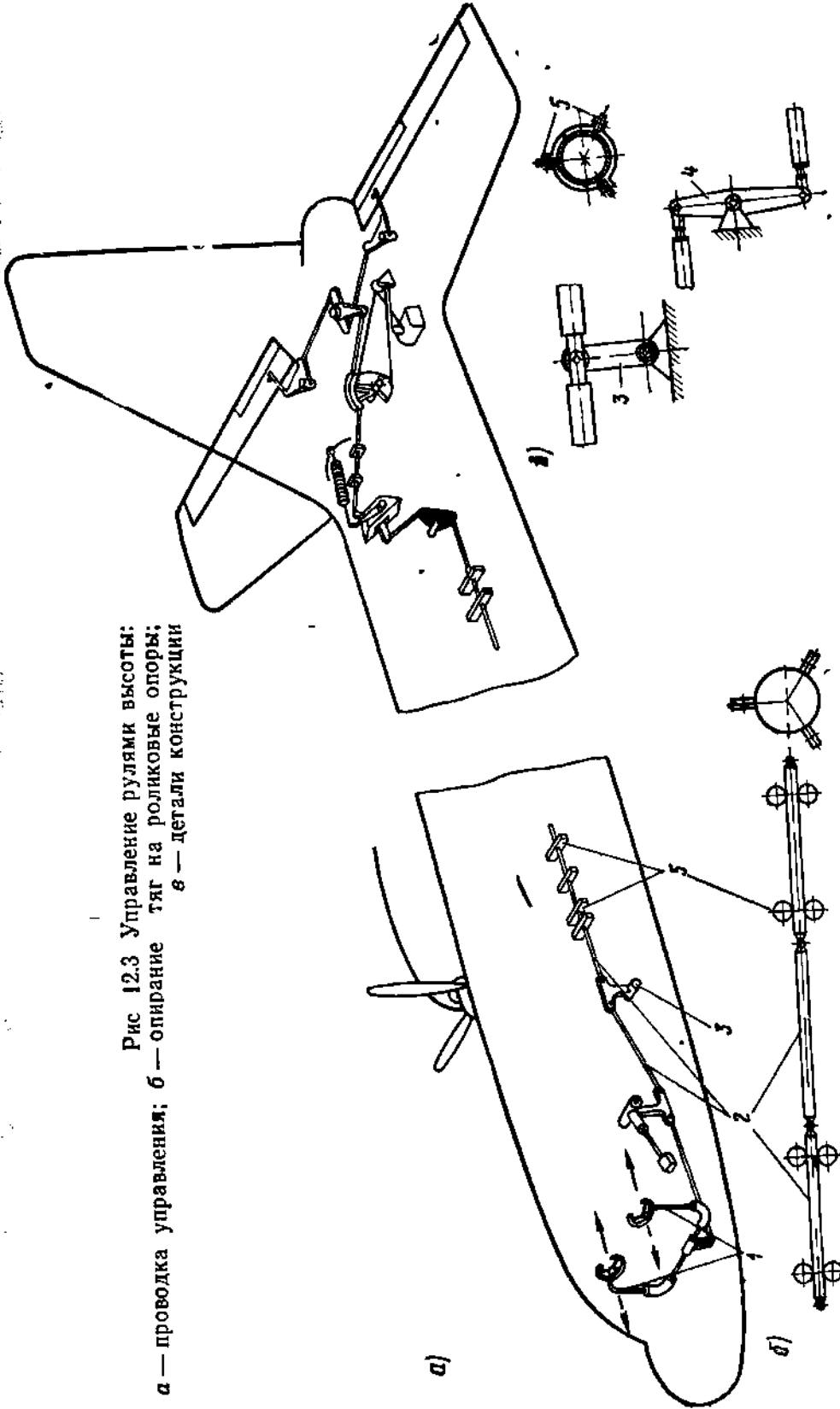


Рис 12.3 Управление рулями высоты:
а — проводка управления; б — опирание трос на роликовые опоры;
в — детали конструкции

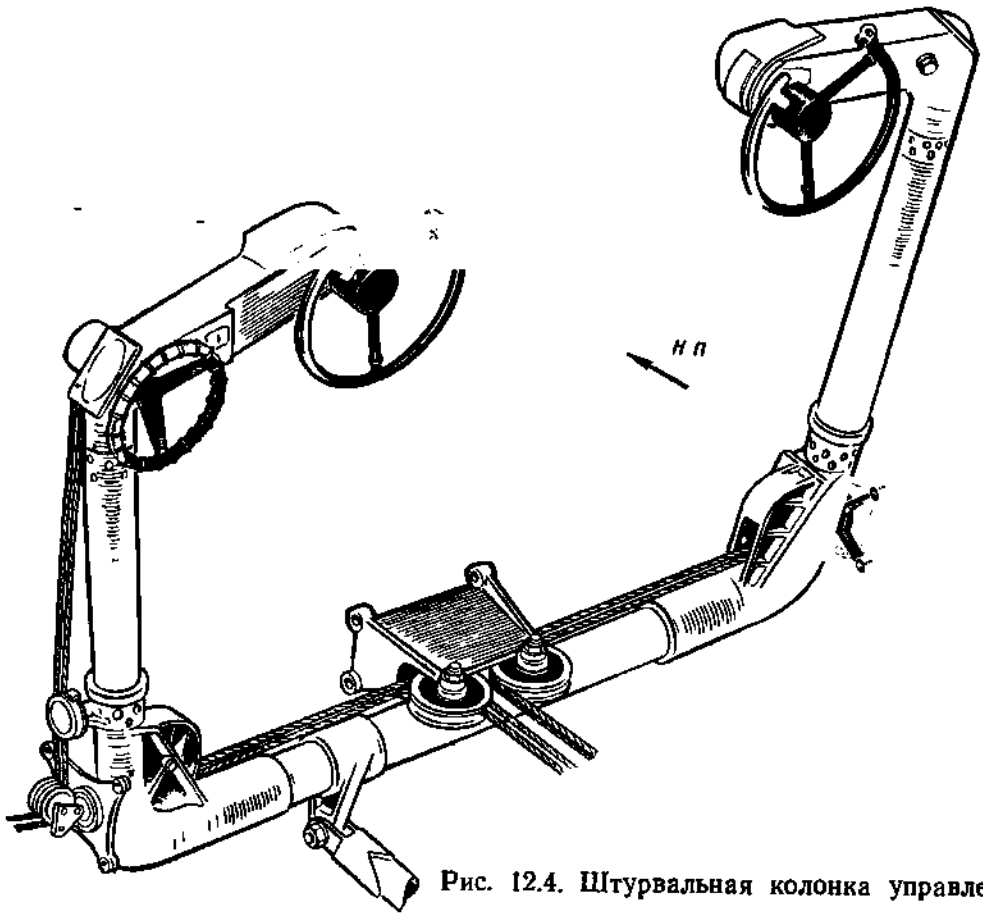


Рис. 12.4. Штурвальная колонка управления

Трос состоит из прядей, а пряди из 7—19 тонких оцинкованных проволок. Это и делает его гибким. Проволока диаметром 0,2—0,4 мм изготавливается из углеродистой стали и имеет $\sigma_B = 170 \div 220 \text{ кг/мм}^2$ (высокое σ_B из-за нагартовки). Применяются тросы диаметрами от 1,8 до 6 мм.

Разрушающие усилия для тросов задаются стандартами.

Для обеспечения достаточной долговечности тросов желательно, чтобы усилие в тросе при управлении самолетом не превышало 10% разрушающего.

До установки тросов в гибкую проводку необходима их предварительная вытяжка под нагрузкой около 50% от разрушающей нагрузки в течение 20—50 мин.

Этим предотвращается удлинение тросов в эксплуатации.

Крепление тросов к качалкам, секторам и т. д. осуществляется посредством коушей, наконечников и шариков. Для натяжения тросов применяют тандеры. Пример характеристик троса дан ниже

Марка троса	7×19—3 по ГОСТ 2172—47
Номинальный диаметр, мм	3
Площадь сечения всех проволок троса, мм ²	4,18

Расчетный предел прочности при растяжении, кг/мм ²	210
Разрывное усилие троса не менее, кг	750
Вес 1 пог. м троса не более, кг	0,044

Ослабление прочности троса при креплении на коуш составляет около 15%.

Ролики гибкой проводки служат для поддержания троса и для изменения направления тросовой проводки. Они изготавливаются из экстолита или дюралюминия и имеют шариковые подшипники.

Для обеспечения усталостной долговечности и малого износа троса диаметр ролика D должен быть тем больше, чем больше диаметр троса $d_{тр}$ и чем больше угол α охвата тросом ролика (рис. 12.5, б). При $\alpha = 0 \div 40^\circ$ рекомендуется принимать $\frac{D}{d_{тр}} =$

$= 10 \div 20$, при $\alpha = 40 \div 90^\circ$ значение $\frac{D}{d_{тр}} = 20 \div 30$.

Для обеспечения нормальной работы гибкой проводки без ослабления и избыточного натяжения тросов они к рычагам должны крепиться при помощи секторов 3 (рис. 12.5, а). При непосредственном креплении тросов к рычагам болтами необходимо, чтобы угол между осью рычага, при его нейтральном положении и направлением троса был равен 90° (см. рис. 12.5, б).

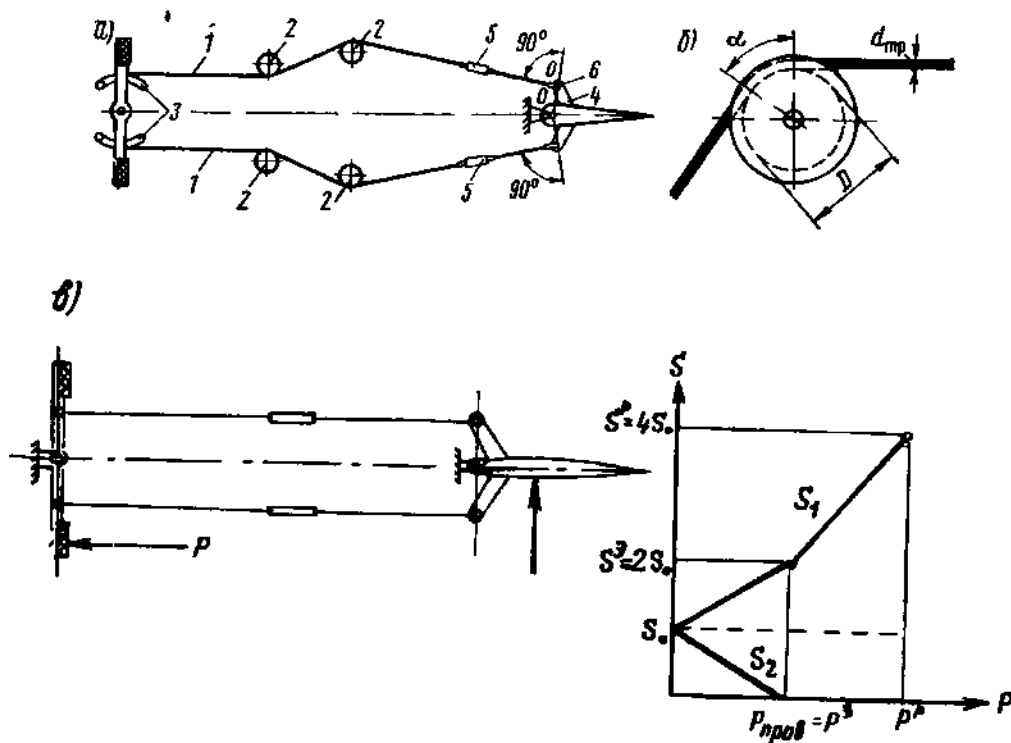


Рис. 12.5. Управление рулем направления с гибкой проводкой: а — схема управления; б — установка троса на ролике; в — изменение усилий в тросах с предварительной затяжкой при увеличении нагрузки на управление

В гибкой проводке обязательно осуществляется предварительное натяжение (затяжка) тросов при помощи тандеров.

При отсутствии предварительной затяжки и нагружении педали один трос натянется, а другой трос провиснет. Если при этом быстро приложить нагрузку к другой педали, то произойдет динамическое нагружение провисшего троса.

При наличии предварительной затяжки и несимметричном нагружении один трос дополнительно растягивается, а в другом тросе усилие предварительной затяжки уменьшается, но если затяжка достаточна, трос не провисает.

Диаграмма рис. 12.5, в показывает как меняются усилия в тросах с увеличением нагрузки на управление, если усилие предварительной вытяжки тросов гибкой проводки S_0 выбрано таким, чтобы до превышения эксплуатационной нагрузки P^0 не происходило провисания тросов. Для этого при коэффициенте безопасности $f=2$ величина предварительной затяжки должна быть не менее $0,5 S^0 = 0,25 S^0 \cdot P_{\text{пров}}$ — нагрузка, при которой один из тросов провисает.

Для тросов, которые держатся на барабанах посредством трения, предварительная затяжка не должна ослабевать до P^0 , т. е. для них должно быть

$$S_0 \geq \frac{S^0}{2}.$$

Для замера предварительной затяжки используются тензометры.

На натяжение тросов гибкой проводки влияет изменение температуры.

Известно, что коэффициент линейного расширения для углеродистой стали $\alpha_{\text{ст}} = 11 \cdot 10^{-6}$, для дюралюминия $\alpha_{\text{д}} = 22 \cdot 10^{-6}$.

Так как $\Delta l = \alpha l t$,

где t — перепад температур; l — первоначальная длина троса, то натяжение гибкой проводки из стального троса, смонтированной в дюралюминиевом каркасе, при увеличении температуры увеличивается, а при уменьшении — уменьшается (рис. 12.6, б).

Влияние температуры на натяжение гибкой проводки необходимо учитывать при назначении величины предварительной затяжки. При T_{min} должно соблюдаться условие $S_{\text{от}} \geq 0,25 S^0$,

при T_{max} — условие $S_{\text{от}} + S^0 \leq \frac{S_{\text{разр}}}{2}$ где $S_{\text{разр}}$ усилие, разрушаю-

щее трос.

Избыточное натяжение тросов при повышенных температурах увеличивает их вытяжку в эксплуатации и снижает долговечность. Для уменьшения изменений натяжения в проводку целесообразно включать пружинный компенсатор.

С целью пояснения роли компенсатора рассмотрим деформации фюзеляжа $\Delta l_{\text{ф}}$ и проводки $\Delta l_{\text{п}}$ на участке AB фюзеляжа длиной $l_{\text{ф}}$

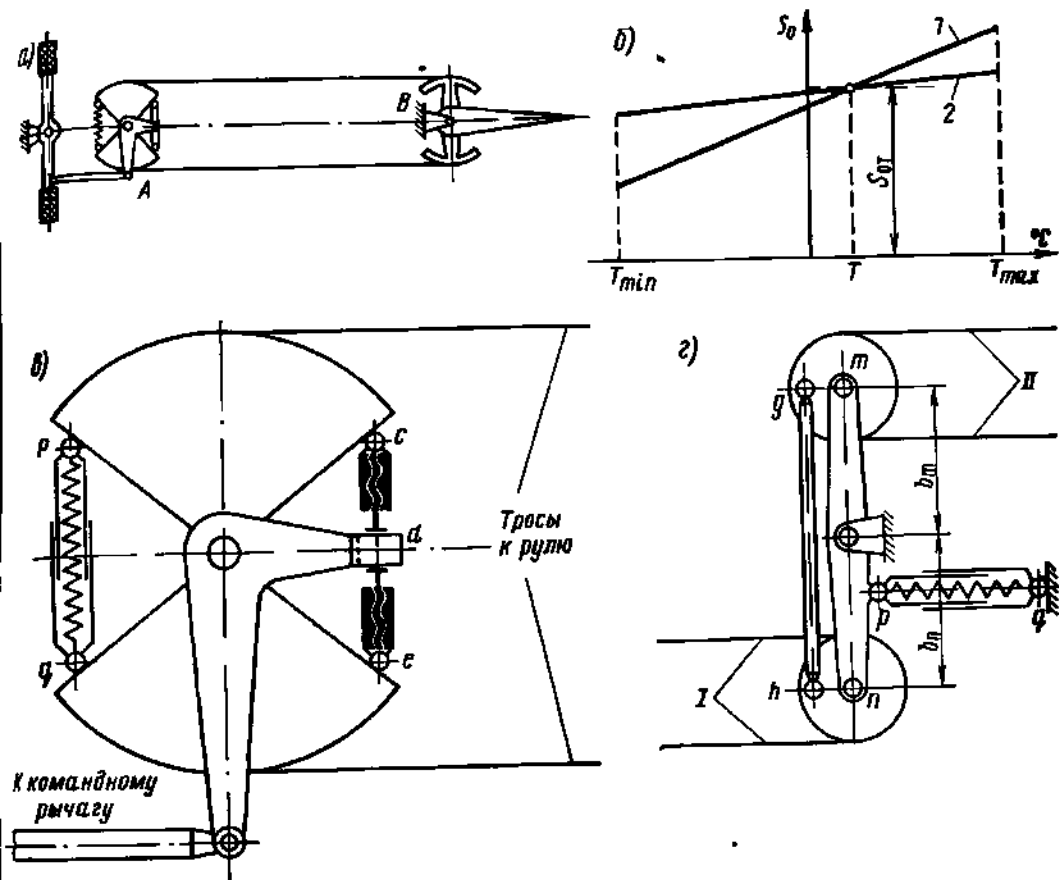


Рис. 12.6. Включение компенсатора в проводку управления для уменьшения влияния температуры на затяжку тросов: а — схема включения; б — влияние температуры на натяжение тросовой проводки:

1 — без компенсатора, 2 — с компенсатором;
в и г — два типа компенсаторов

между крайними опорами проводки (рис. 12.6, а). Они соответственно равны $\Delta l_{\phi} = \alpha_{\text{д}} t l_{\phi}$ (деформацией фюзеляжа от натяжения проводки пренебрегаем) и $\Delta l_{\text{п}} = \alpha_{\text{ст}} t \frac{l_{\text{п}}}{2} + \Delta S \frac{l_{\text{п}}}{2E_{\text{ст}}F} + \Delta S r$,

где $E_{\text{ст}}F$ — жесткость троса при растяжении; $l_{\text{п}}$ — общая длина проводки (из двух симметричных половин); r — коэффициент податливости компенсатора; ΔS — изменение натяжения.

Так как $\Delta l_{\phi} = \Delta l_{\text{п}}$, то $\alpha_{\text{д}} t l_{\phi} = \alpha_{\text{ст}} t \frac{l_{\text{п}}}{2} + \Delta S \frac{l_{\text{п}}}{2E_{\text{ст}}F} + \Delta S r$,

$$\text{отсюда } \Delta S = \frac{\left(\alpha_{\text{д}} l_{\phi} - \alpha_{\text{ст}} \frac{l_{\text{п}}}{2} \right) t}{\frac{l_{\text{п}}}{2E_{\text{ст}}F} + r}.$$

Из данного выражения видно, что податливость пружинного компенсатора обеспечивает снижение ΔS . Как показано на рис. 12.6, б, диаграмма S по T становится более пологой.

Податливость компенсатора должна уменьшать жесткость проводки только в случае изменения ее натяжения при действии температуры. Пружина компенсатора не должна деформироваться при несимметричном натяжении троса, возникающем от нагрузок на командные рычаги и рули.

На рис. 12.6, в показана схема компенсатора на самолете Вickers VC-10, а на рис. 12.6, г — компенсатора на Ил-62.

На схеме рис. 12.6, в стержень cde имеет два винта большого шага без самоторможения с обратным направлением нарезки. Вследствие этого стержень обеспечивает смещение точек c и d и поворот секторов только симметрично относительно d ; pq — пружина.

Для схемы рис. 12.6, г отношение плеча b_m и b_n должно быть таким, чтобы натяжение тросов I (к командному рычагу) и II (к рулю) участков тросовой проводки при нагреве менялось одинаково; gh — тяга, соединяющая ролики, к которым крепятся тросы; pq — пружина.

4. Достоинства и недостатки жесткой и гибкой проводок. Контроль их состояния в эксплуатации

Достоинства жесткой проводки — жесткость, обеспечивающая малые упругие деформации, недостатки — большой вес и сложность изготовления, опасность разрушения от вибраций.

Достоинства гибкой проводки — удобство компоновки, малый вес, меньшая стоимость, недостатки — повышенное трение и износ, остаточная деформация, растущая с течением времени, влияние температуры на состояние регулировки.

Условия нагружения деталей управления требуют в эксплуатации особого внимания к состоянию поверхности деталей, к трению и люфтам в системе управления, к натяжению гибкой проводки управления.

Наличие вмятин и непрямолинейность тяг управления приводят к уменьшению значений их критической сжимающей силы $P_{крит}$.

Заклинивание подшипников роликов вызывает увеличение трения тросов и повышенный износ.

Трение в системе управления повышает утомляемость пилота.

Наличие люфтов увеличивает опасность вибраций проводки управления, снижая собственную частоту и увеличивая амплитуду поперечных колебаний.

Люфты и недостаточная жесткость приводят к кинематическому отставанию перемещений руля, соответствующих определенным отклонениям командного рычага (вследствие податливости провод-

ки уменьшается передаточное число $\frac{d\delta}{d\theta}$ по сравнению с его номин-

нальным значением). Этому способствует и недостаточная жесткость конструкции, к которой крепится проводка управления.

Недостаточная жесткость конструкции самолета ведет к снижению эффективности органов управления и может способствовать возникновению реверса элеронов на больших скоростях полета.

Для определения люфтов в системе управления замеряется при зажатом руле ход $S_{люфт}$ соответствующего командного рычага, обусловленный люфтами.

Для характеристики жесткости гибкой проводки управления замеряется величина хода $S_{упр}$ командного рычага за счет упругой деформации проводки при зажатом руле и при нагружении рычага определенной заданной нагрузкой P .

Для оценки трения в системе управления определяется нагрузка на командный рычаг $P_{тр}$, необходимая для преодоления трения, как среднее из значений, найденных при движении рычага в одну и другую стороны.

Нормальные допустимые для каждого самолета значения $S_{люфт}$, $S_{упр}$ и $P_{тр}$ указываются в инструкциях по эксплуатации самолета.

С целью обеспечения соответствия углов отклонения рулей и рычагов управления их установленным значениям (указанным в описании самолета) в конструкции управления имеются регулируемые упоры и специальные регулируемые детали: в тросовой проводке — тандеры, в жесткой — регулируемые концы тяг.

5. Расчет на прочность деталей управления

Расчет усилий в элементах основного управления рулем высоты, рулем направления и элеронами производится от расчетных разрушающих нагрузок, действующих на командные рычаги со стороны пилота, определяемых по нормам прочности.

Расчет на прочность и на вибрации элементов жесткой проводки выполняется в такой последовательности.

1. Определение нагрузки на командный рычаг по нормам прочности.

2. По значениям P^p определяются усилия в тягах.

Последовательно рассматривается равновесие командного рычага и других узлов. Например, в схеме рис. 12.2 рассматриваем равновесие ручки и получаем

$$S_{2-3} = S_{1-2}; \quad S_{3-4} = \frac{S_{2-3}}{\cos \alpha}; \quad S_{1-2} = \frac{PH}{r_1}.$$

Усилия в тягах определяются при различных положениях командных рычагов (например, в двух крайних и в нейтральном).

3. Подбор сечений или проверки прочности тяг на продольный изгиб и растяжение.

4. Расчет на прочность остальных элементов проводки (шарниры, качалки, рычагов и т. д.). Усилия в рычагах и качалках определяются по нагрузкам от примыкающих к ним тяг.

Болты шарниров подбираются по расчету на срез и смятие, а болту по каталогу подбирается соответствующий по диаметру подшипник.

5. Проверка тяг на вибрацию. Причиной вибрации тяг являются периодические возбуждающие силы, создаваемые силовой установкой. Наиболее значительны вибрации, вызываемые неуравновешенностью поршневого двигателя и винта. Поэтому для винтовых самолетов размеры тяг подбираются не только из условия их работы на продольный изгиб и на растяжение, но и из условия отсутствия резонансных колебаний на основных эксплуатационных режимах работы двигателя.

Колебания тяг относятся к типу поперечных (изгибных) колебаний и поэтому могут происходить без значительного смещения концов тяг (незаметно для пилота).

Вредными последствиями вибрации тяг являются:

а) появление трещин и разрушение тяг вследствие усталости металла;

б) образование люфтов в шарнирах;

в) образование выбоин в тягах управления от ударов о роликовые направляющие при наличии больших зазоров между тягами и направляющими.

Для достаточного удаления от резонанса, вызванного неуравновешенностью двигателя, собственные частоты колебаний тяг не должны лежать в диапазонах:

$$n_0 \pm 300 \text{ кол/мин}, \quad 2n_0 \pm 400 \text{ кол/мин},$$

где n_0 — число оборотов двигателя или винта на основном эксплуатационном режиме работы.

Собственная частота колебаний тяги определяется, как для балки на шарнирных опорах

$$\nu = \frac{\pi}{2l^2} \sqrt{\frac{EI}{m}} = \frac{30\pi}{l^2} \sqrt{\frac{EI}{m}},$$

где l — длина тяги, см; E — модуль упругости, кг/см²; I — момент инерции сечения тяги, см⁴; $m = \frac{\gamma}{g} F$ — масса единицы длины

тяги, кг·сек²/см²; γ — удельный вес материала тяги, кг/см³; F — площадь сечения тяги, см².

Следует отметить, что, так как

$$\left(\frac{E}{\gamma}\right) \text{ стали} \approx \left(\frac{E}{\gamma}\right) \text{ дюралю} \approx 2,6 \cdot 10^9 \text{ см},$$

то значения ν труб, изготовленных из этих металлов, при равных размерах мало различаются. Если учесть это обстоятельство и то,

что для тонкостенных труб $F = \pi D_{\text{ср}} \delta$; $I = \frac{\pi D_{\text{ср}}^3 \delta}{8}$, то ν для дюр-

алюминиевых и стальных труб можно выразить приближенной формулой

$$\nu = 170 \frac{D_{\text{ср}}}{l^2} \text{ кол/мин},$$

где $D_{\text{ср}}$ — в миллиметрах; l — в метрах.

Продольная сила, сжимающая или растягивающая тягу, изменяет частоту собственных колебаний, однако это влияние невелико и учитывается ширитой диапазонов: ± 300 и ± 400 кол/мин.

Влияние продольной силы на ν выражает формула

$$\nu_p = \nu \sqrt{1 \pm \frac{P}{P_c}} \text{ кол/мин},$$

где P — усилие, действующее в тяге; $P_c = \frac{\pi^2 EI}{(\mu l)^2}$ — критическая

сила по формуле Эйлера; $\mu = 1$.

В формуле при сжатии применяется знак «—», при растяжении «+».

Для того чтобы ν не снижалась из-за упругих смещений опор, качалки и опорные узлы должны иметь значительную жесткость.

Особенности расчета на прочность тросовой проводки. Последовательность расчета на прочность элементов тросовой проводки такая же, как и жесткой. Отличие состоит в необходимости учитывать также усилия от предварительной затяжки.

§ 3. МЕРОПРИЯТИЯ ПО СНИЖЕНИЮ НАГРУЗОК НА КОМАНДНЫЕ РЫЧАГИ ОСНОВНОГО УПРАВЛЕНИЯ СКОРОСТНЫХ И ТЯЖЕЛЫХ САМОЛЕТОВ

Как было найдено ранее, зависимость нагрузки на командные рычаги P от шарнирного момента $M_{\text{ш}}$ и передаточного числа $\frac{d\delta}{d\theta}$

выражается формулой

$$P = \frac{d\delta}{d\theta} \frac{M_{\text{ш}}}{H}.$$

Величина шарнирного момента для руля

$$M_{\text{ш}} = m_{\text{ш}} S_p b_p q,$$

где $m_{\text{ш}}$ — коэффициент шарнирного момента руля; S_p и b_p — соответственно площадь и хорда руля; q — скоростной напор потока, набегающего на оперение.

Из этих выражений видно, что величина шарнирного момента зависит от размеров рулевых поверхностей S_p и b_p . Поэтому на тяжелых самолетах возможны большие шарнирные моменты и чрезмерные нагрузки P на командные рычаги.

Рост скорости полета при $M < M_{\text{крит}}$ вызывает увеличение $M_{\text{ш}}$ и P за счет увеличения скоростного напора q . При полете на $M > M_{\text{крит}}$ при переходе через скорость звука и на сверхзвуковой скорости величина шарнирного момента изменяется как за счет увеличения q , так и за счет резкого изменения коэффициента шарнирного момента $m_{\text{ш}}$.

Для снижения нагрузок на командные рычаги применяются следующие меры:

- уменьшение шарнирного момента рулей;
- применение малых передаточных чисел управления;
- применение бустеров (вспомогательных приводов), снижающих непосредственно величину P .

1. Уменьшение $M_{\text{ш}}$. В гл. 5 рассматривалось уменьшение $M_{\text{ш}}$ применением аэродинамической компенсации рулевых поверхностей. Практика показала, что возможности использования аэродинамической компенсации для уменьшения нагрузок на командные рычаги основного управления скоростных и тяжелых самолетов ограничены.

2. Уменьшение передаточного числа $\frac{d\delta}{d\theta}$. Простое уменьшение передаточного числа за счет увеличения диапазона углов отклонения командных рычагов ограничено габаритами кабины и связано с неудобством управления.

Возможно применение систем управления с переменным $\frac{d\delta}{d\theta}$. Это достигается введением в систему управления таких кинематических звеньев, которые обеспечивают нелинейную зависимость между θ и δ , дающую в области средних углов отклонения рулей ($6-10^\circ$) малые значения передаточных чисел, а в области больших углов отклонения — обычные значения. При этом должны быть учтены следующие положения:

а) углы отклонения рулей на больших скоростях невелики, а шарнирные моменты большие, поэтому на этих режимах желательно иметь меньшее

$$\frac{PH}{M_{\text{ш}}} = \frac{d\delta}{d\theta};$$

б) значительные отклонения рули имеют обычно на сравнительно небольших скоростях полета, поэтому в этом случае возможно применение обычных или даже повышенных значений $\frac{d\delta}{d\theta}$.

Переменное передаточное число иногда используется для уменьшения нагрузок на командные рычаги дозвуковых самолетов. Ме-

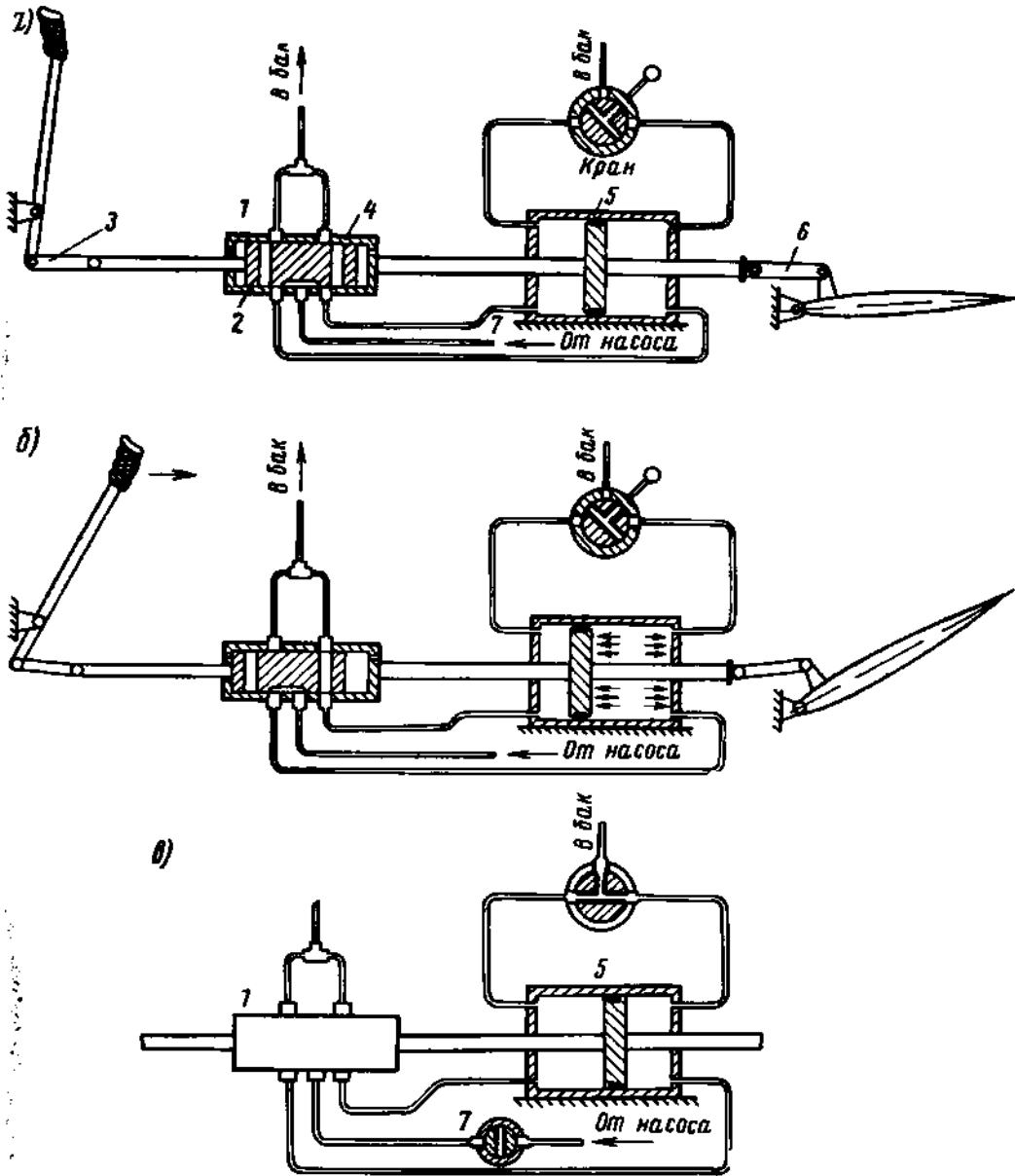


рис. 127. Принципиальная схема гидроусилителя, включенного по необратимой схеме:
 а — нейтральное положение; б — движение командного рычага на себя; в — переход на ручное управление;
 1 — линия слива, 2 — шток золотника, 3, 6 — тяга, 4 — корпус золотника; 5 — силовой цилиндр; 7 — линия подачи жидкости

механизмы передачи для достижения переменного $\frac{d\delta}{d\theta}$ используются

также на некоторых сверхзвуковых самолетах с бустерным управлением для уменьшения нагрузок на командный рычаг в зависимости от скорости и высоты полета и при аварийном переходе на ручное управление.

3. Включение бустеров в проводку управления — радикальное средство, обеспечивающее приемлемые нагрузки на командные рычаги основного управления на современных скоростных и тяжелых самолетах.

Бустеры выполняются обычно в виде гидравлических усилителей. К ним предъявляются следующие требования: безотказность действия при всех температурах эксплуатации; мощность, развиваемая гидроусилителем, должна быть достаточной для перемещения органов управления с необходимой скоростью.

Гидроусилитель состоит из силового цилиндра, приводимого в действие специальной непрерывно действующей гидросистемой, и следящего механизма. В последнее время в качестве бустеров находят применение также и электромеханические агрегаты.

Бустерные системы управления делятся на две группы в зависимости от способа обеспечения для пилота «чувства управления»:

а) обратимые системы, в которых усилие на командном рычаге определяется шарнирным моментом рулевых поверхностей, и роль бустера сводится к снижению величины этого усилия;

б) необратимые системы, в которых усилие на командном рычаге не зависит от шарнирного момента рулевых поверхностей.

На рис. 12.7 показана принципиальная схема гидроусилителя, включенного в управление по необратимой схеме. Для необратимых систем «чувство управления» может быть обеспечено искусственными средствами — специальными автоматами усилий.

Автомат усилий обычно выполняют так, чтобы он создавал для пилота сопротивление командных рычагов, соответствующее при-

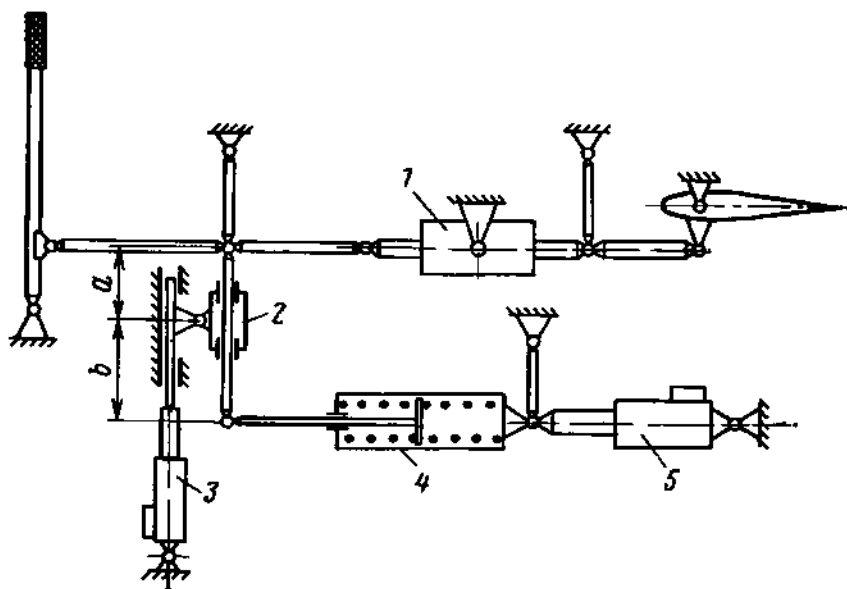


Рис. 12.8. Схема проводки управления с необратимым гидроусилителем и автоматом усилий:
1 — гидроусилитель; 2 — регулируемая качалка; 3 — электромеханизм; 4 — пружинный загрузчик — имитатор нагрузки; 5 — электромеханизм триммерного эффекта

вычным для него ощущениям на разных режимах полета в дозвуковой области. Простейшим типом автомата усилий является пружина. На рис. 12.8 показана схема необратимого бустерного управления с пружинным автоматом усилий, изменяющим нагрузку на командный рычаг с изменением скоростного напора и механизмом триммерного эффекта.

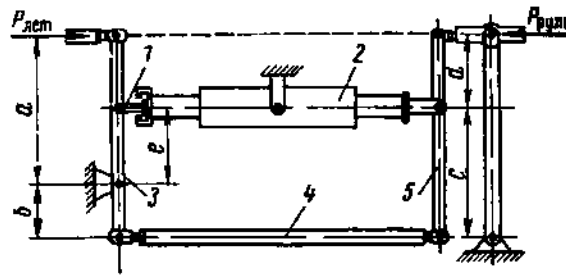


Рис. 12.9. Включение гидроусилителя по обратной схеме

Например, при увеличении скоростного напора $q = \frac{\rho V^2}{2}$ отношение $\frac{a}{b}$ уменьшается, качалка 2 смещается

вверх и усилия на ручке от механизма загрузки возрастают. Механизм триммерного эффекта представляет собой связанную с командным рычагом систему пружин, натяжение которых меняется при помощи обычной кнопки или рукоятки управления триммером, что влияет на усилие на командный рычаг так же, как отклонение триммера (триммер в данном случае не нужен).

Рассмотрим принципиальную схему (рис. 12.9).

Гидроусилитель состоит из распределителя 1 и силового цилиндра 2. Система рычагов 3, 4, 5 обеспечивает передачу к командному рычагу управления доли усилия от шарнирного момента руля, характеризуемую величиной коэффициента усиления.

Коэффициентом усиления i называется величина, показывающая, во сколько раз при данном $M_{ш}$ усилие на командном рычаге управления при выключенном бустере больше усилия на командном рычаге при работающем бустере. Для схемы, показанной на рис. 12.9,

$$i = \frac{a}{b} \cdot \frac{c}{d}.$$

Величину i можно изменять, меняя e . При $e=0$, $a=d$, $b=c$, $i=1$. В конструкциях обратимых бустерных систем с гидроусилителями величина коэффициента усиления составляет 2—10.

Необратимые бустерные системы являются особенно перспективными для сверхзвуковых самолетов. Применение их необходимо, когда сжимаемость воздуха может сильно повлиять на величину и знак шарнирного момента.

Как было показано в гл. 11 потребная мощность гидропривода выражается формулой

$$N = \frac{pQ}{7500} \text{ л. с.},$$

где p — среднее рабочее давление, кг/см^2 ; Q — потребная подача, $\text{см}^3/\text{сек}$.

Для необратимого бустерного управления потребная подача определяется по формуле

$$Q = \frac{M_{ш\omega}}{p\eta}.$$

Для обратимого бустерного управления с учетом энергии, прилагаемой летчиком, потребная подача определяется выражением

$$Q = \frac{M_{ш\omega}}{p\eta} \cdot \frac{i-1}{i},$$

где ω — потребная угловая скорость отклонения рулевой поверхности, $1/\text{сек}$; η — коэффициент полезного действия всей системы; $M_{ш}$ — шарнирный момент, $\text{кг} \cdot \text{см}$.

§ 4. УПРАВЛЕНИЕ ВЕРТОЛЕТА

1. Понятие об управлении вертолетом в полете

Управление вертолетом осуществляется путем изменения сил и моментов, воздействующих в полете на вертолет относительно всех трех его осей.

Различают управление вертикальное (вдоль оси y), путевое (поворот относительно оси y), поперечное (крен относительно x) и продольное (поворот относительно z).

Для изменения сил и моментов, определяющих положение вертолета в пространстве, направление и скорость полета необходимо изменить величину и наклон силы тяги несущего винта.

Величина вектора силы тяги меняется при изменении общего шага, наклон вектора этой силы меняется при циклическом изменении шага несущего винта (последовательное изменение шага лопастей по азимуту).

При циклическом изменении шага периодически меняется тяга лопасти и ее момент относительно горизонтального шарнира. Это приводит к изменению маховых движений (на маховое движение из-за несимметричного обтекания накладывается маховое движение от циклического изменения шага) и завалу оси конуса вращения. При этом происходит отклонение вектора силы тяги T (рис. 12.10). Вертикальная составляющая его дает подъемную силу Y , уравновешивающую силу веса G , а горизонтальная составляющая — тягу P для движения вертолета в заданном направлении. Момент силы T относительно центра тяжести вертолета вызывает его поворот.

Рассмотренные силы соответствуют случаю полета вертолета вперед.

Общее и циклическое изменения шага, а следовательно, величины и направления силы тяги несущего винта осуществляются с помощью специального агрегата — автомата перекоса.

2. Особенности конструкции и принцип работы автомата перекоса несущего винта

Автомат перекоса изобретен в 1910 г. Б. Н. Юрьевым, создателем схемы первого советского вертолета.

Наибольшее распространение получили автоматы перекоса кольцевого типа.

Основные детали автомата перекоса показаны на рис. 12.11, а. С помощью ручки «шаг—газ» 14 и деталей проводки 11 и 3 ползун 2 общего шага вместе с неподвижным 5 и подвижным 4 кольцами автомата перекоса перемещаются вверх или вниз. При этом тяги 7, связанные с лопастями, перемещаются, однократно увеличивая или уменьшая углы установки всех лопастей, что приводит к изменению величины силы тяги несущего винта. Изменение тяги в данном случае используется для перемещения вертолета вверх или вниз (см. рис. 12.10, г).

При отклонении ручки управления 13 («управление циклическим шагом») поворачиваются вокруг оси кардана неподвижное 5 и подвижное 4 кольца автомата перекоса (рис. 12.11). Подвижное кольцо, вращаясь вместе с валом 1 и имея наклон плоскости вращения,

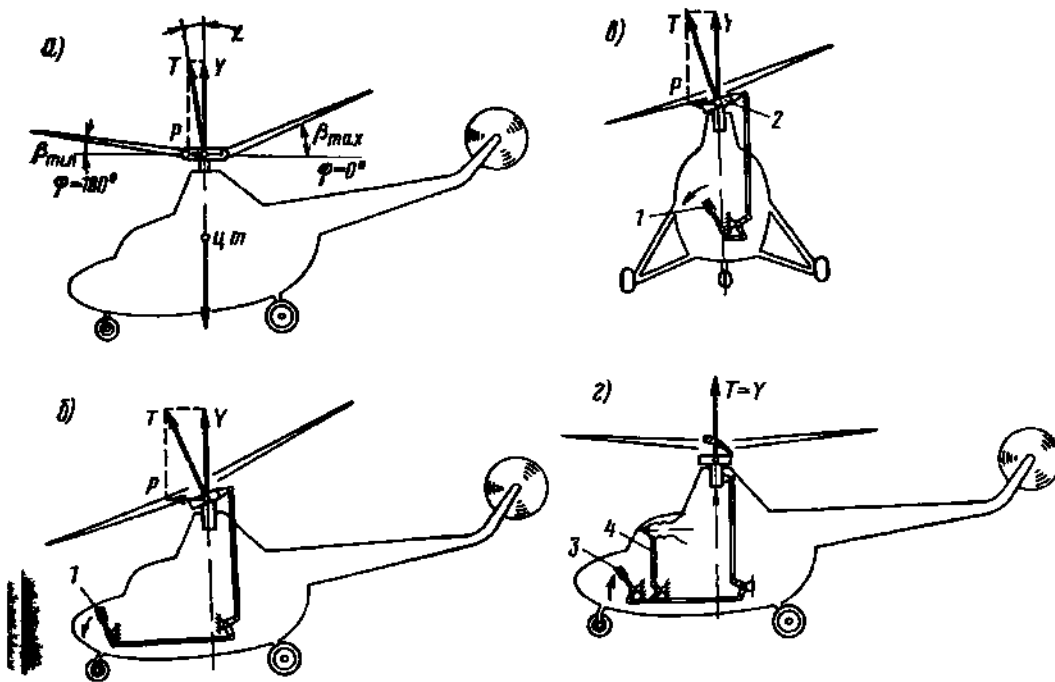


Рис. 12.10. Управление вертолетом:
 а — сила тяги и углы взмаха; б — продольное управление; в — поперечное управление; г — подъем вертолета
 1 — ручка циклического шага, 2 — автомат перекоса; 3 — ручка «шаг газ», 4 — тяга управления двигателем

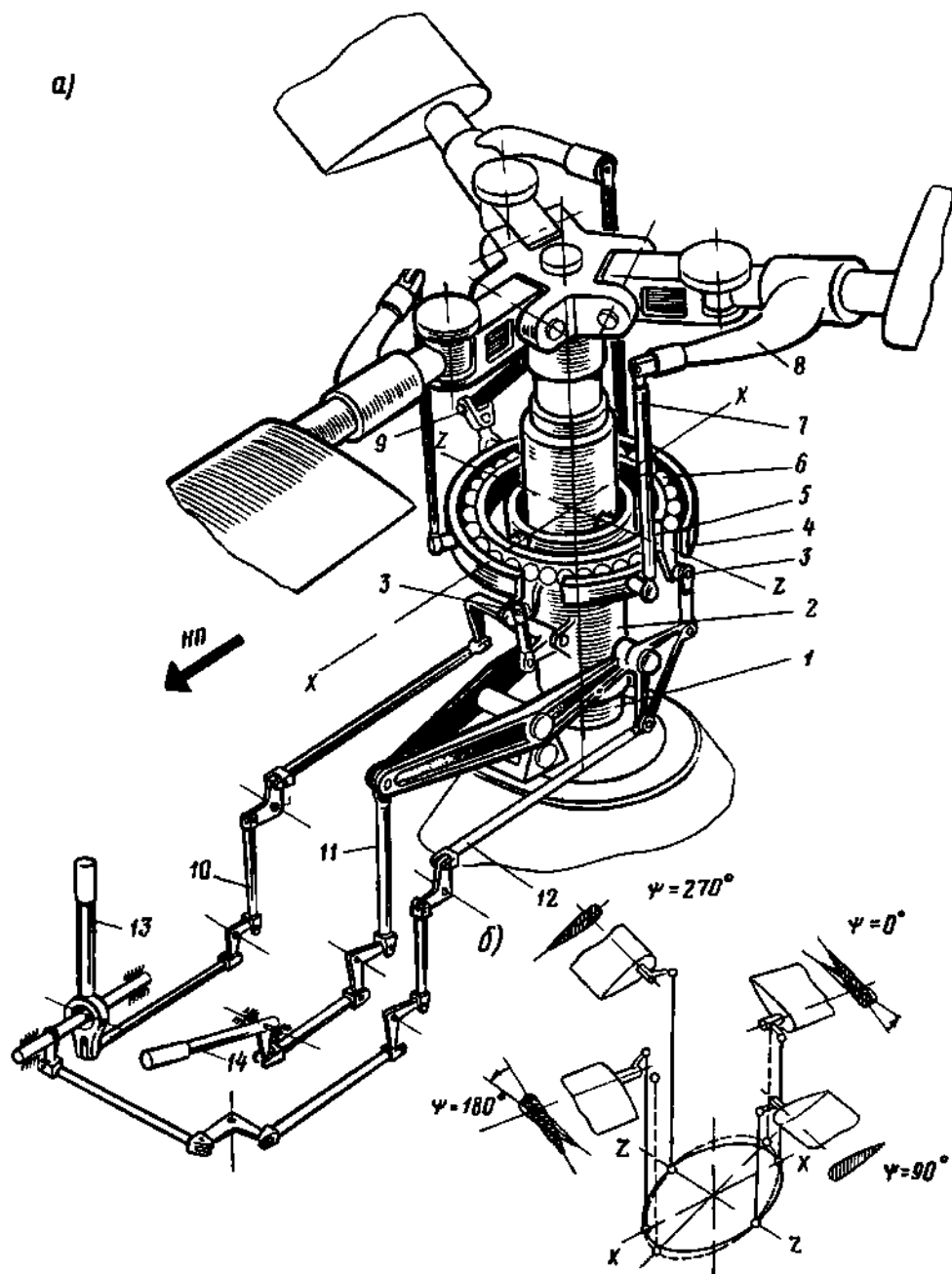


Рис 12.11. Автомат перекося втулки винта:
а — конструкция, б — принципиальная схема

через поводки 8 вызывает повторяющийся в каждом обороте винта поворот лопастей относительно их продольных осей. Каждая лопасть циклически изменяет свой шаг.

Пусть при помощи ручки управления 13 и деталей проводки 10 и 3 плоскость колец отклонена вперед в сторону движения вертолета (см. рис. 12 11, а, б). Тогда от азимута 0° до 180° тяги движутся вниз и шаг лопастей уменьшается; от азимута 180° до 360° тяги движутся вверх и шаг увеличивается.

В результате циклического изменения шага ось конуса лопастей наклоняется в сторону минимального шага. При этом наклоняется тяга винта и появляется составляющая сила тяги, направленная вперед, которая уравнивает вредное сопротивление и создает продольное движение вертолета.

При помощи автомата перекося можно наклонять тягу несущего винта в любую сторону и осуществлять управление вертолетом как в продольном (см. рис. 12.10, б), так и в поперечном направлениях (рис. 12.10, в).

3. Особенности конструкции систем управления одновинтовых вертолетов

Всю систему управления вертолета можно представить в виде четырех независимых одна от другой цепей, обеспечивающих продольное, поперечное и путевое управление, а также управление величиной тяги несущего винта (перемещение вертолета вверх и вниз).

Эти цепи составляют основное управление вертолета. Остальные устройства управления (торможение колес шасси, управление тормозами несущего и рулевого винтов и др.) называются дополнительным управлением вертолета.

В систему основного управления вертолета, как и на самолете, входят: командные рычаги, на которые воздействует пилот для того, чтобы изменить режим полета (ручка управления циклическим шагом, ручка «шаг — газ», педали), и проводка управления

На рис. 12.12 представлена типовая схема управления одновинтового вертолета. Управление циклическим и общим изменением шага (продольное, поперечное управление и управление перемещением вертолета вверх и вниз) рассмотрено ранее.

Путевое управление одновинтовым вертолетом осуществляется изменением силы тяги рулевого винта путем отклонения педалей 4 ножного управления.

Проводка путевого управления выполняется так, что при неподвижных педалях от рулевого винта проводка управления не нагружается. Это достигается установкой непосредственно у втулки винта самотормозящейся винтовой пары. При перемещении же педалей пилоту приходится преодолевать усилие от шарнирных моментов лопастей рулевого винта и силу трения в винтовой паре.

На элементы управления действуют значительные усилия, определяемые шарнирными моментами лопастей. Поэтому в настоящее время почти все вертолеты в системах управления имеют гидросилители 10 (как правило, необратимые).

Гидросилители размещаются непосредственно перед автоматом перекося, при этом протяженность силовой части цепи управления будет минимальной. Крепятся гидросилители, как правило, на картере главного редуктора. В результате обеспечивается большая

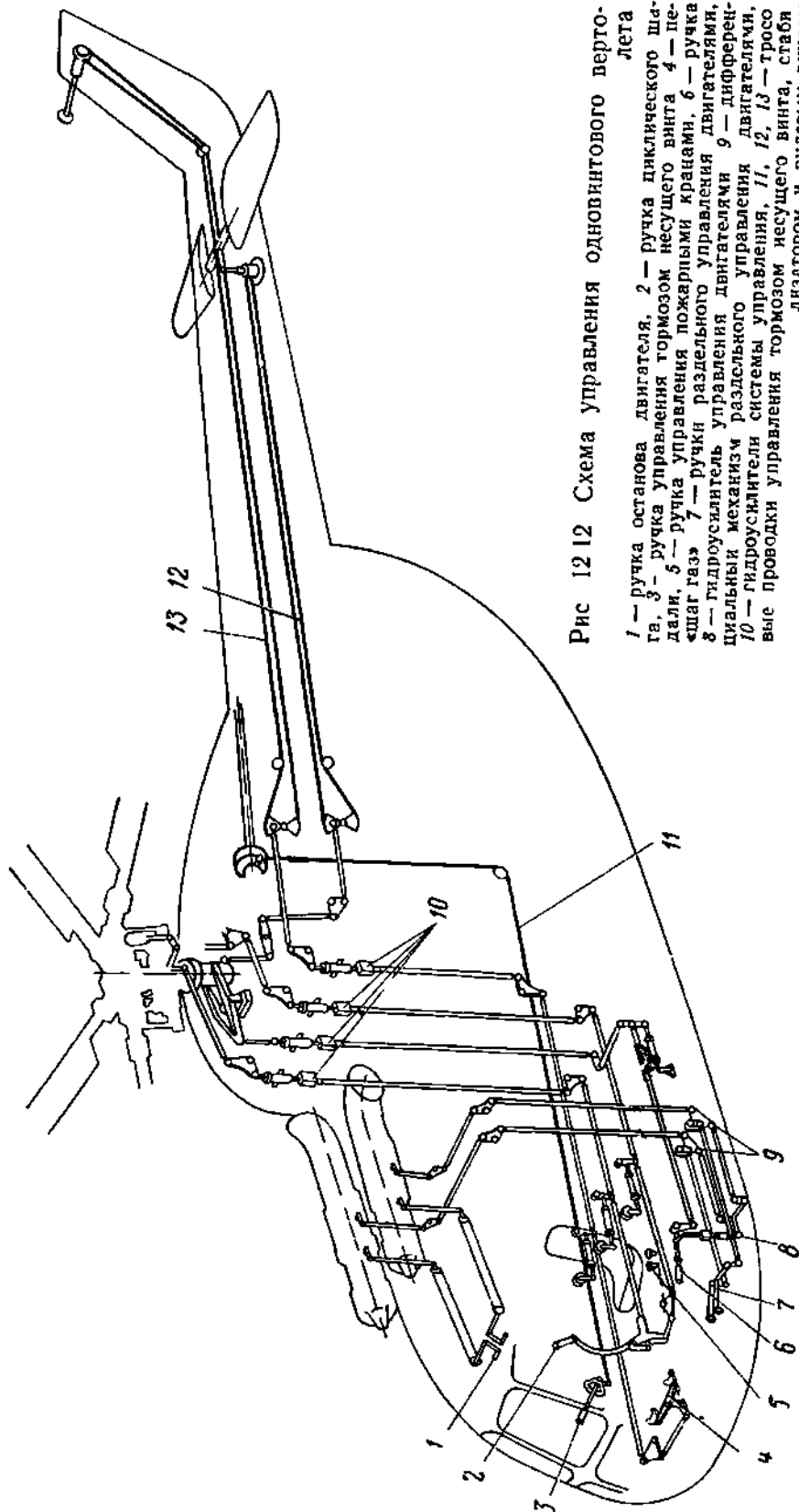


Рис 12 12 Схема управления одновинтового верто-
лета

1 — ручка останова двигателя, 2 — ручка циклического ша-
га, 3 — ручка управления тормозом несущего винта 4 — пе-
дали, 5 — ручка управления пожарными кранами, 6 — ручка
смаз газ 7 — ручки раздельного управления двигателями,
8 — гидросилитель управления двигателями 9 — дифферен-
циальный механизм раздельного управления двигателями,
10 — гидросилители системы управления, 11, 12, 13 — тросо-
вые проводки управления тормозом несущего винта, стабля
лизагором и рулевым винтом

жесткость их установки, необходимая для исключения автоколебаний управления.

Управление общим шагом несущего винта осуществляется с помощью ручки «шаг — газ» 6, связанной с управлением мощностью двигателей вертолета. Такая связь обеспечивает поддержание заданных чисел оборотов винта при изменении общего шага. На ручке «шаг — газ» предусмотрена поворотная рукоятка, позволяющая осуществлять независимое управление дросселем.

Для улучшения балансировочных характеристик одновинтовых вертолетов управление общим шагом обычно связывают с управлением стабилизатором.

При наличии в системе управления необратимых гидроусилителей усилия на ручку управления не передаются.

Для создания необходимого градиента усилий на ручке управления, а также для снятия усилий с ручки при различных установившихся режимах полета в системы ручного и ножного управления могут включаться пружинные загрузочные механизмы и механизмы триммерного эффекта.

К гидравлической системе гидроусилителей вертолета предъявляется требование максимальной надежности, поскольку выход ее из строя влечет за собой полную потерю управляемости вертолета.

4. Особенности схемы управления двухвинтовых вертолетов с поперечным, продольным и соосным расположением несущих винтов

Так же как и для одновинтовых вертолетов, все моменты, необходимые для управления вертолетом, создаются при помощи несущих винтов.

У вертолета продольной схемы продольное управление осуществляется циклическим изменением шага, а также дифференциальным изменением общего шага, когда тяга одного винта увеличивается, а другого уменьшается.

Поперечное управление для вертолетов с поперечным расположением винтов происходит за счет дифференциального управления общим шагом.

У вертолетов с поперечным и продольным расположением несущих винтов отклонение педалей вызывает дифференциальное изменение циклического шага несущих винтов. Оси конусов вращения отклоняются в разные стороны, образуя путевой момент управления.

Путевое управление двухвинтовым вертолетом с соосными винтами осуществляется в результате дифференциального изменения общего шага несущих винтов. Это приводит к изменению реактивных моментов верхнего и нижнего несущих винтов и вертолет разворачивается в сторону действия большего реактивного момента.

В целях обеспечения безопасности полета важное значение приобретает оснащение вертолета автопилотом и другими средствами автоматизации, облегчающими работу пилота.

§ 5. ДОПОЛНИТЕЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ

К дополнительному управлению относится управление средствами механизации и ногами шасси, тормозами колес, триммерами и т. п.

Для дополнительного управления характерны кратковременность действия и необратимость — нагрузка, действующая на управляемый агрегат, не передается на командные рычаги. Пилот непосредственно не чувствует сопротивления управляемого агрегата и поэтому не ощущает его положения. Для того чтобы пилот знал о положении агрегата, устанавливаются специальные указатели.

К дополнительному управлению предъявляются следующие требования:

1) синхронизация движения частей щитков, закрылков, воздушных тормозов и т. д., расположенных по разные стороны от оси самолета;

2) расчетные разрушающие усилия рукояток кранов и т. п. должны быть не менее 30 кг;

3) наличие аварийных дублирующих систем для выпуска шасси, для открытия посадочных средств механизации и для тормозной системы;

4) ограничение времени изменения положения управляемого агрегата;

5) в крайних положениях шасси и средства механизации должны запираяться замками. В полете и при движении на земле системы управления шасси и средствами механизации должны быть по возможности разгружены;

6) при расчете механизмов управления шасси эксплуатационная перегрузка определяется из условия полета в неспокойном воздухе, коэффициент безопасности $f=2$.

В расчет вводится в качестве эксплуатационной скорости предельная скорость полета, при которой допустимо производить уборку и выпуск шасси или посадочной механизации.

Конструктивные элементы проводки дополнительного управления те же, что у основного.

Как правило, дополнительное управление приводится в действие от источников энергии, имеющихся на летательном аппарате.

Рассмотрим особенности применения в системах дополнительного управления разных типов энергосистем.

Гидросистема чаще всего используется для дистанционного управления уборкой и выпуском шасси, средствами механизации, агрегатами оборудования и пр. Гидравлические системы подробно рассмотрены в гл. 11.

Газовая система в настоящее время применяется редко, несмотря на меньший вес по сравнению с гидравлическими или электрическими системами, неизменность свойств при изменении температуры, возможность функционировать при неработающем двигателе. Эта система рассмотрена в гл. 11.

Электрические системы дополнительного управления применяются в сочетании с механическими и иногда гидравлическими участками.

Принцип действия электромеханических систем заключается в том, что электромотор при посредстве механических агрегатов (редукторов, фрикционных муфт сцепления, трансмиссий, винтовых или червячных пар, иногда при посредстве тросовой проводки) связывается с управляемыми агрегатами.

Преимуществами электрических систем дополнительного управления являются: простота управления, большие возможности автоматизации управления, малая зависимость свойств системы от низких температур.

Недостатками являются сложность конструкции и большой вес.

13 глава

НАДЕЖНОСТЬ, ЖИВУЧЕСТЬ И РЕСУРС КОНСТРУКЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

§ 1. ИЗМЕНЕНИЕ СОСТОЯНИЯ КОНСТРУКЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В УСЛОВИЯХ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Состояние конструкции летательных аппаратов изменяется с течением времени.

Изменения более интенсивно протекают во время летной эксплуатации, однако они происходят и при стоянке и в период хранения. Поэтому для частей конструкции наряду с ресурсом, определяющим допустимую длительность работы, выражаемую в летных часах или числе полетов, в ряде случаев устанавливается предельный календарный срок службы.

1. Причины и проявления изменений

Рассмотрим основные факторы, вызывающие изменения состояния конструкции, и последствия их.

Многократное повторение действия нагрузок вызывает:

возникновение и развитие трещин усталости, износ подвижных соединений;

образование люфтов, ослабление заклепочных швов и соединений с натягом.

Термические воздействия вызывают:

возникновение температурных напряжений в статически неопределимых конструкциях, которые слагаются с напряжениями от обычных нагрузок и действуют так же, как они;

снижение прочности материалов, ползучесть металла при высокой температуре, хрупкость при низкой.

Физикохимические воздействия среды вызывают: коррозионное прогрессирующее разрушение материалов, уменьшение сечений конструктивных элементов; снижение прочности, особенно при переменных нагрузках.

2. Эксплуатационная прочность, надежность и живучесть

Рассмотрение влияния эксплуатации на состояние конструкции показывает, что длительность и условия эксплуатации главным образом сказываются на прочности. Прочность конструкции, определенную с учетом условий эксплуатации и ее продолжительности, иногда называют эксплуатационной прочностью.

Характеристики эксплуатационной прочности являются функцией истории нагружения конструкции летательного аппарата за время ее службы. Это поясняется рис. 13.1. На нем показан случайный процесс изменения эксплуатационной нагрузки S , действующей на конструкцию, прочность которой с учетом влияния истории нагружения характеризуется случайными функциями U (начало развития трещин) и R (разрушение).

На рис. 13.1, а показаны математические ожидания \bar{S} , \bar{U} , \bar{R} и границы рассеивания (соответствующие, например, значениям вероятности охвата 0,99) процессов S , U , R .

Если функция $U(t)$ определяется в основном свойствами материала и видом концентратора, то на вид функции $R(t)$ сильно влияет связь элемента, в котором развивается трещина, с остальной конструкцией.

Функции распределения (рис. 13.1, б):

$$F_H = P\{S \geq U\} = Q(t);$$

$$F_P = P\{S \geq R\} = D(t)$$

характеризуют вероятность выхода из строя конструкции в интервале времени от 0 до t .

Здесь $Q(t)$ — вероятность наступления начала образования трещины; $D(t)$ — вероятность полного разрушения.

В соответствии с этим функция $P(t) = 1 - Q(t)$ характеризует надежность конструкции, а функция $C(t) = 1 - D(t)$ является характеристикой живучести конструкции.

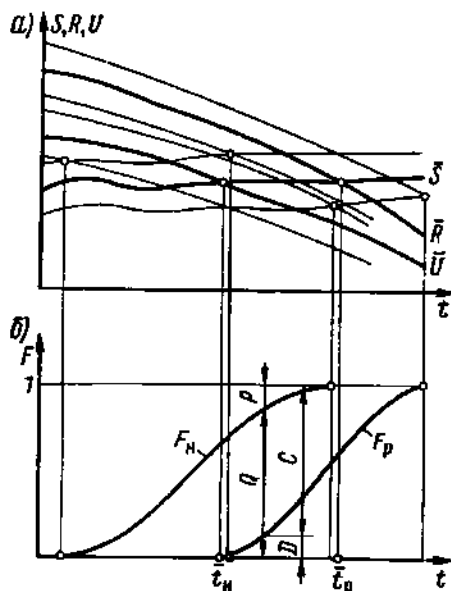


Рис. 13.1. Влияние истории нагружения на характеристики эксплуатационной прочности

Живучесть — способность конструкции после начала разрушения в течение определенного срока работать в условиях эксплуатации.

При определенном t соответствующее значение ординаты R представляет уровень эксплуатационной прочности, а отрезки $\bar{t}_n - t$ и $\bar{t}_p - t$ — средние значения остаточной долговечности до начала и до конца разрушения, которой обладает рассматриваемая конструкция после срока службы t .

Величина $\bar{t}_p - \bar{t}_n$ — средний срок живучести конструкции, в течение которого сохраняется ее несущая способность.

3. Ресурс конструкции и текущая оценка ее состояния

Безопасный срок службы конструкции повышенной живучести. При создании авиационных конструкций реализуется требование обеспечения безопасного срока службы. В соответствии с ним в пределах срока службы, не превышающего установленный общетехнический ресурс $\tau_{рес}$, не должно начинаться разрушение конструкции. Это условие записывается так:

$$\tau_{рес} = \frac{\bar{t}_n}{\eta_{рес}},$$

где $\eta_{рес} > 1$ — коэффициент надежности.

Оно должно выполняться с высоким уровнем надежности P .

Ресурс измеряется количеством летных часов или числом полетов. Этими же единицами оценивается и расход ресурса. Несовершенство этого способа измерения связано со значительными различиями условий эксплуатации отдельных летательных аппаратов.

Как этими различиями, так и неоднородностью свойств разных образцов самой конструкции определяется рассеивание характеристик эксплуатационной прочности. Это приводит к тому, что существует, хотя и небольшая, вероятность Q возникновения начала разрушения конструкции за срок службы, не превышающий ресурса.

Поэтому к конструкции необходимо предъявлять также требование повышенной живучести, выражающейся для частей планера медленным ростом усталостных трещин и длительным сохранением достаточно высокого уровня живучести S .

Это требование удастся выполнить, применяя статически неопределимые, в частности моноблочные, конструкции и используя специальные приемы конструирования, обеспечивающие ограничение роста трещин и возможность их выявления.

Срок живучести конструкции после начала разрушения, характеризуемый $\bar{t}_p - \bar{t}_n$ (см. рис. 13.1), должен быть достаточен для того, чтобы трещина не успела развиться до разрушения и могла быть обнаружена при очередном осмотре. Поэтому интервал между осмотрами или для труднопросматриваемых частей конст-

рукции межремонтный ресурс должен быть меньше срока живучести

$$\tau_0 = \frac{\bar{t}_p - \bar{t}_n}{\eta_0},$$

где $\eta_0 > 1$ — коэффициент надежности.

Оценка состояния конструкции. До настоящего времени основным критерием для замены агрегатов конструкции летательных аппаратов является наработка установленного для них ресурса.

Определение действительного состояния агрегата может позволить продлить ему срок службы за пределы ресурса, если не проявляются признаки выхода конструкции из строя.

Для агрегатов планера, общий и межремонтный ресурс которых определяется эксплуатационной прочностью, необходима текущая оценка уровня прочности, как критерия их состояния.

Для такой оценки используются осмотры агрегатов с целью выявления усталостных трещин, разных проявлений износа, коррозии и других признаков дефектного состояния конструкции.

Ведутся исследования по созданию специальных индикаторов, отмечающих приближение усталостного разрушения.

§ 2. ОСНОВЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ УСТАЛОСТНОГО РЕСУРСА КОНСТРУКЦИИ

Обычный расчет на прочность обеспечивает определение размеров конструкции по условию прочности под действием больших, но однократных или редко повторяющихся нагрузок.

Опыт эксплуатации, особенно длительно служащих пассажирских самолетов, показал, что предельный срок службы конструкции планера (общетехнический ресурс) определяется усталостью металла. Для обоснования усталостного ресурса надо оценить и влияние меньших, но часто встречающихся нагрузок.

1. Характеристики прочности при циклической нагрузке

Таковыми характеристиками (рис. 13.2) являются диаграммы $\sigma - N$ (максимальное напряжение — разрушающее число циклов), получаемые при испытаниях циклической нагрузкой, изображаемой диаграммой (рис. 13.3) $\sigma - \tau$ (напряжение — время). Предел выносливости σ_w — напряжение, при котором образец может выдержать любое число перемен нагрузки (практически принимается, что это имеет место, если образец выдерживает без разрушения $N > 10^7$).

Так как авиационные конструкции работают в области напряжений больших, чем предел выносливости, напряжение, при котором происходит разрушение после определенного числа циклов, мо-

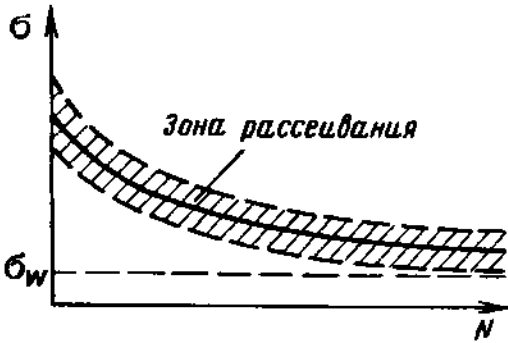


Рис. 13.2. Диаграмма выносливости

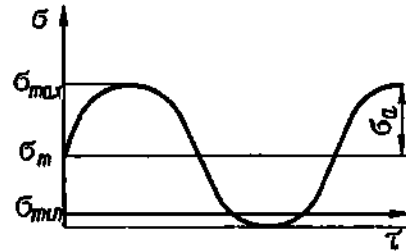


Рис. 13.3. Циклическая нагрузка

жет быть названо пределом циклической прочности при числе циклов N . Величина этого напряжения зависит:

от свойств материала (рис. 13.4);

от частоты циклов. Для меньшей частоты предел циклической прочности меньше (в соответствии с условиями нагружения в эксплуатации частота при испытаниях авиационных конструкций берется в пределах от 3 до 25 циклов/мин);

от типа цикла. Для симметричного цикла предел циклической прочности меньше.

В качестве исходных экспериментальных данных для расчетов на действие повторных нагрузок используют диаграммы

(рис. 13.5) в координатах $K-N$, где $K = \frac{\sigma_{max}}{\sigma_B}$ — коэффициент

нагрузки. Диаграммы строятся по результатам испытаний, проведенных при разных типах циклов над образцами, сходными с элементами авиаконструкций по характеру работы при усталостных нагрузках.

При оценке влияния разных факторов на усталостную долговечность надо учесть следующее:

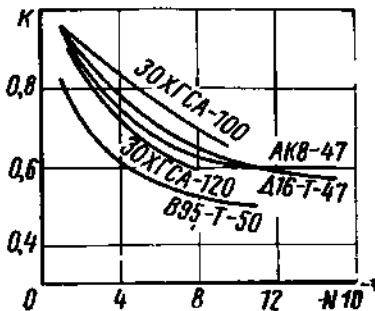


Рис. 13.4. Диаграммы усталости (рядом с обозначением материала указан предел прочности в килограммах на квадратный миллиметр)

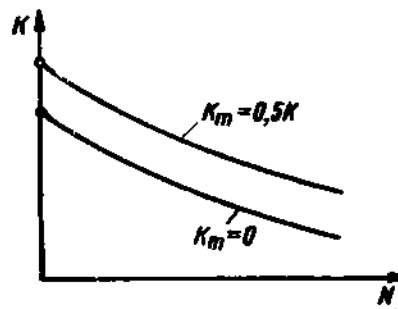


Рис. 13.5. Диаграммы усталости для симметричной ($K_m=0$) и пульсирующей ($K_m=0,5K$) циклических нагрузок

экспериментальные исследования показывают, что усталостная долговечность получается ниже, если нагрузки являются повторно-статическими, т. е. медленно меняются по времени;

наложение акустических нагрузок на более медленные основные колебания также приводит к снижению долговечности.

2. Характеристики повторного нагружения конструкции летательного аппарата

Уровень нагрузок и число их повторений определяются в основном по статистике (маневренные и посадочные нагрузки, нагрузки при полете в болтанку).

Характеристики нагружения конструкции находятся на основе следующих положений.

1. При достаточной жесткости конструкции летательного аппарата нагрузки на нее можно оценивать перегрузкой в центре тяжести; наиболее важной является перегрузка n_y .

2. Прочность авиаконструкции при повторных нагрузках определяется прочностью ее наиболее слабого элемента.

Примем, что размеры элемента взяты в соответствии с требованиями прочности из расчета на разрушение при перегрузке n^p , т. е. по условию $\sigma^p \leq \sigma_b$, с коэффициентом избытка прочности m , т. е.

$$\sigma^p = \frac{\sigma_b}{m}.$$

3. Будем считать, что действующие напряжения в таком элементе зависят только от величины n_y . Это отвечает допущению о неизменности характера распределения нагрузок, действующих на летательный аппарат.

Тогда при перегрузке n_{yi} максимальное напряжение в элементе

$$\sigma_i = \frac{n_{yi}}{mn^p} \sigma_b.$$

Характеристика уровня нагрузки — коэффициент нагрузки связан с перегрузкой выражением

$$K_i = \frac{n_{yi}}{mn^p}.$$

Статистика показывает, что отрицательные и положительные приращения перегрузки при полете в беспокойном воздухе располагаются примерно симметрично относительно $n_y = 1$.

При этом средний коэффициент нагрузки цикла постоянен и равен

$$K_m = \frac{1}{mn^p}.$$

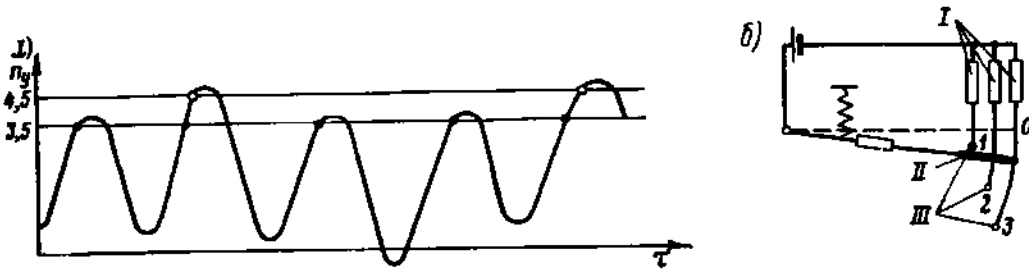


Рис. 13.6. Определение числа превышений уровня перегрузки: а — по кривой изменения перегрузки; б — при посредстве счетчика перегрузок; I — счетчики импульсов; II — скользящий контакт; III — точки размыкания контакта при перегрузках 1, 2, 3

Законы изменения по времени перегрузок при маневренном полете близки к пульсирующим, когда средний коэффициент нагрузки цикла

$$K_m = 0,5K = 0,5 \frac{n_{yi}}{mnp}$$

Накопление усталостных повреждений материала связано с переменными направлениями деформаций элементов конструкции, вызванными переходами нагрузки через экстремальные значения.

Поэтому за характеристики повторяемости усталостных нагрузок принимают числа повторений N за определенное время максимумов функции изменения перегрузки n_y по t , лежащих в определенных диапазонах ее значений.

Данные о числе превышений за определенный срок (например, за час летной эксплуатации) уровня перегрузок n_{yi} могут быть найдены по записи, полученной на акселерографе (рис. 13.6, а). Число случаев, когда, например, перегрузка превышает значение 3,5, равно числу точек, помеченных на диаграмме черными кружками. Превышение уровня 4,5 отмечено белыми кружками.

Нетрудно видеть, что число повторений максимумов n_y на рис. 13.6, а, лежащих в интервале, соответствующем $n_y = 4$ (между 3,5 и 4,5), равно разности чисел превышений уровней границ интервала

$$\Delta N_4 = N_{3,5} - N_{4,5}$$

Для замера числа превышений перегрузок применяется также счетчик перегрузок.

Для примера приводим схему счетчика перегрузок (рис. 13.6, б), учитывающего положительные перегрузки. В состав его входят электрические счетчики импульсов, срабатывающие при размыкании цепи электрического тока.

Перегрузки при летной эксплуатации летательного аппарата характеризуются статистической интегральной кривой превышений уровня перегрузки $H - n_y$ (рис. 13.7, а) за определенное время t .

На ней показано определение ΔN_i — числа повторений максимумов перегрузок, лежащих в интервале i со средним значением n_{yi} , имеющим ширину Δn_y , по кривой $H - n_y$.

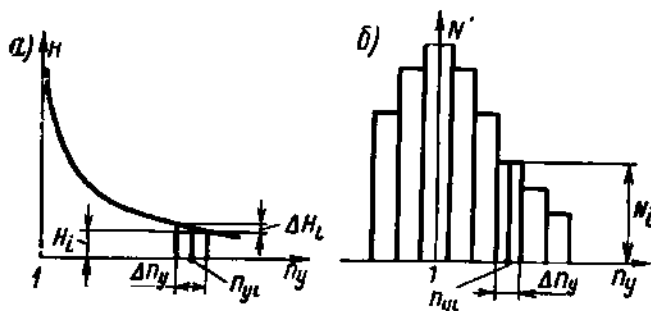


Рис. 13.7. Характеристики повторяемости перегрузок: а — интегральная кривая превышений уровня перегрузки n_y ; б — диаграмма частоты повторений максимумов для разных уровней n_y

По кривой $H - n_y$ строится диаграмма N' частоты повторений за один час значений максимумов перегрузок n_y , лежащих в разных интервалах Δn_y (рис. 13.7, б) $N_i = \frac{\Delta H_i}{\tau}$.

3. Долговечность при переменных повторных нагрузках

Расчет долговечности авиаконструкции под действием повторных нагрузок производится на основе линейной теории суммирования повреждений.

В основе этой теории лежит гипотеза о том, что разрушение конструкции под действием повторных циклических нагрузок наступает тогда, когда к наиболее напряженному элементу конструкции подведена в необратимой форме определенная величина энергии деформации, характеризуемая величиной удельной работы

$$A_p \frac{\text{кг} \cdot \text{см}}{\text{см}^3}.$$

Если при каждом виде циклической нагрузки накопление усталостных повреждений линейно зависит от числа циклов, условие разрушения в результате нагружения m различными циклами может быть написано в следующем виде:

$$\sum N_i a_i = A_p,$$

где a_i — энергия, подведенная в необратимой форме за один цикл типа i ; N_i — число циклов типа i .

При нагружении одним видом циклической нагрузки i до разрушения, происходящего при числе циклов N_{ip} ,

$$N_{ip} a_i = A_p.$$

$$\text{Отсюда } a_i = \frac{A_p}{N_{ip}}.$$

Подставив это выражение для a_i в условие разрушения, получим

$$\sum \frac{N_i}{N_{ip}} = 1.$$

Эксперименты показывают, что данная теория может применяться для приближенной оценки долговечности при переменных повторных нагрузках, однако закон суммирования повреждений лучше представить в виде

$$\sum \frac{N_i}{N_{ip}} = \alpha.$$

Величина α имеет значительный разброс и сильно зависит от последовательности приложения нагрузок разных уровней (например, по разным экспериментам для конструкционных сталей $\alpha = 0,5 \div 3$).

При определении долговечности авиаконструкций, учитывая случайный характер чередования нагрузок, принимается $\alpha = 1$, а разброс учитывается коэффициентом надежности η .

4. Порядок расчета усталостного срока службы конструкции

Исходными данными для расчета усталостного срока службы τ являются:

для рассматриваемого элемента (наиболее слабого) зависимость K_i от n_{yi} ;

диаграмма $N' - n_y$ (знак перегрузок одинаков) (см. рис. 13.7, б);

диаграмма K по N (см. рис. 13.5) рассматриваемого элемента для K_m , соответствующего условиям нагружения, для которых получена кривая $N' - n_y$.

Расчет выполняется в такой последовательности.

1. Для ряда значений n_{yi} , лежащих в интервалах Δn_y , находят по диаграмме частоты повторений числа нагружений N'_i за 1 ч, соответствующих перегрузкам n_{yi} ; $N'_i = \frac{N_i}{\tau}$ (τ пока неизвестно).

2. Для тех же n_{yi} вычисляются значения K_i .

3. По диаграмме $K - N$ находят для каждого K_i значения N_{ip} .

4. Определяются значения $\frac{N_i}{N_{ip}}$ для каждого значения K_i , превышающего $K_w = \frac{\sigma_w^*}{\sigma_b}$.

5. Вычисляется $\sum \frac{N'_i}{N_{ip}}$. Так как по закону суммирования повреждений за срок τ должно выполняться условие

$$\sum \frac{\tau N'_i}{N_{ip}} = \alpha,$$

* Приближенно пренебрегаем влиянием напряжений, меньших предела выносливости σ_w на накопление усталостных повреждений.

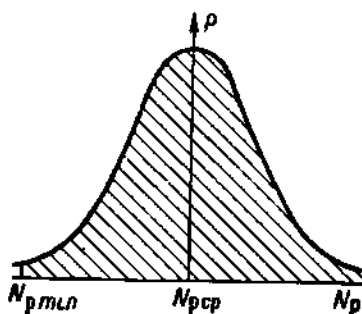


Рис 138 Дифференциальный закон распределения N_p

то среднее значение усталостного срока службы

$$\tau = \frac{a}{\sum \frac{N_i'}{N_{ip}}}$$

5. Оценка ресурса конструкции

При оценке ресурса конструкции следует принять во внимание большое рассеивание экспериментальных данных о связи между N_p и K .

Если имеется дифференциальный закон p распределения значений N_p при определенном виде цикла нагружения K (рис. 13.8), то вероятность того, что N_p будет $\geq N_{p \text{ min}}$, равна

$$P = \int_{N_{p \text{ min}}}^{\infty} p dN.$$

Если принять, что рассеивание соответствует нормальному закону распределения (Гаусса), то 99,7% результатов испытаний будут лежать в диапазоне $\pm 3s$ от среднего значения N_p , где

$$s = \frac{\sqrt{\sum (N_p - N_{p \text{ ср}})^2}}{n - 1} \text{ — среднее квадратическое отклонение; } n \text{ —}$$

число испытаний.

Допуская вероятность разрушения 0,3%, можно принять за гарантийное число циклов, которое может выдержать конструкция без разрушения, $N_{\text{min}} = N_{p \text{ ср}} - 3s$.

Если отношение $\frac{N_{p \text{ min}}}{N_{p \text{ ср}}}$ можно считать одинаковым для разных значений K , то минимальный коэффициент надежности, который надо ввести при установлении ресурса конструкции,

$$\eta_{\text{min}} = \frac{N_{p \text{ ср}}}{N_{\text{min}}}$$

Для оценки ряда неучитываемых обстоятельств (при расчете — неточность закона суммирования, возможность нагрузок, не охваченных статистикой, при эксперименте — ограниченное число испытанных образцов, трудность систематического осмотра конструкции) в коэффициент надежности вводится дополнительный множитель $\eta' > 1$. Тогда $\eta = \eta_{\text{min}} \eta'$.

В итоге ресурс определяется по формуле

$$\tau_{\text{рес}} = \frac{\tau}{\eta}$$

6. Усталостные испытания конструкций

Рассмотренный выше приближенный расчет необходим при проектировании конструкции, так как позволяет оценить влияние на усталостную долговечность ряда факторов: значений n_p , m , характеристик материала и условий нагружения.

Для убеждения в том, что в конструкции нет конструктивных и технологических дефектов, которые могли бы вызвать преждевременный выход ее из строя, опытные образцы конструкции должны быть подвергнуты некоторому минимуму испытаний на действие повторных нагрузок.

Таковыми испытаниями, например, могут быть следующие:

испытание конструкции крыла пульсирующей циклической нагрузкой, соответствующей $0,5 n_{AP}$;

испытание шасси многократным сбрасыванием на колдре с перегрузкой, соответствующей поглощению каждый раз эксплуатационной энергии, задаваемой нормами прочности.

Определение усталостного ресурса в настоящее время основывается главным образом на испытаниях натурной конструкции повторными нагрузками, имитирующими условия ее нагружения в эксплуатации.

Нагрузки к конструкции прилагаются циклами, в которые включаются нагрузки, действующие на конструкцию на протяжении типового полета (включая также взлет, посадку и руление). На рис 139 приведен пример программы цикла, соответствующей типовому полету для конструкции самолета «Каравелла».

Разрушающее число циклов N_p представляет число полетов, приводящее к усталостному разрушению конструкции. Соответствующий налет в часах — усталостная долговечность $\tau = N_p \tau_{п}$.

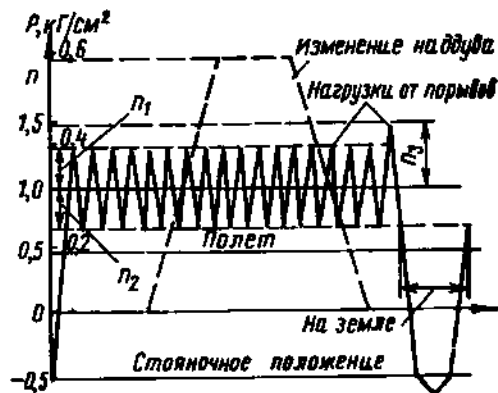
При определении ресурса по формуле

$$\tau_{рес} = \frac{\tau}{\eta}$$

величина η берется тем большей, чем меньше число испытанных образцов конструкции.

Рис 139 Схема программы нагружений самолета «Каравелла» за один цикл, соответствующий типовому полету

Здесь n_1 — перегрузка, соответствующая восходящему порыву $W_{эф} = 3$ м/сек, n_2 — перегрузка, соответствующая нисходящему порыву $W_{эф} = 3$ м/сек, n_3 — перегрузка, соответствующая восходящему порыву $W_{эф} = 5$ м/сек; ($W_{эф}$ — эффективная скорость условного порыва, вызывающего такую же перегрузку, как действительный)



Длительность цикла испытаний значительно меньше длительности действительного полета τ_n , однако натурные усталостные испытания занимают много времени и продолжаются уже после ввода летательного аппарата в эксплуатацию.

Испытания конструкций, поступивших с завода, впоследствии дополняются испытаниями образцов, имеющих наработку (налет) в эксплуатации.

Продолжение испытаний дает основания для периодического повышения начально установленного значения ресурса. При этом необходимо, чтобы ресурс, доказанный проведенными испытаниями и обеспеченный необходимыми изменениями конструкции, достаточно превышал уровень налета летательных аппаратов испытываемого типа.

§ 3. ВЛИЯНИЕ КИНЕТИЧЕСКОГО НАГРЕВА И ОХЛАЖДЕНИЯ КОНСТРУКЦИИ

При проектировании конструкций современных летательных аппаратов необходимо учитывать кинетический нагрев их при полете на больших скоростях.

Кинетический нагрев приводит к понижению прочности и жесткости конструкции и к ограничению срока ее службы. Он вызывает термические напряжения в конструкции, понижение физико-механических свойств материала и ползучесть.

1. Предельные скорости по кинетическому нагреву

Для сверхзвуковых самолетов кинетический нагрев может ограничивать наибольшие скорости полета.

Кинетический нагрев можно приближенно оценить температурой поверхности обтекаемого тела в области торможения по следующей формуле:

$$T_{\text{торм}} = T \left(1 - r \frac{k-1}{2} M^2 \right),$$

где T — температура воздуха (в градусах Кельвина); $k=1,41$ — показатель адиабаты; r — коэффициент восстановления температуры (для ламинарного течения в пограничном слое $r=0,85$; для турбулентного — $0,88-0,89$).

Если поставить условие ограничения скорости предельной температурой торможения $T_{\text{торм.пред}} = \text{const}$, то выражение $T_{\text{торм}}$ позволяет получить зависимость $V_{\text{пред.т}}$ от H .

Учитывая, что $V = Ma$ и скорость звука $a = 20,1 \sqrt{T}$, получим

$$V_{\text{пред.т}} = 20,1 \sqrt{\frac{2}{r(k-1)} (T_{\text{торм}} - T)},$$

где $T=f(H)$ определяется по МСА.

Температура нагретых элементов конструкции, например, участков обшивки в зоне торможения потока $T_{\text{общ}}$ отличается от $T_{\text{торм}}$ и определяется с учетом теплообмена с другими примыкающими частями конструкции и с внешней средой.

Если предельная допустимая температура для конструкции равна $T_{\text{пред}}$, то ограничение скорости определяется условием

$$T_{\text{общ}} = f(V, H) = T_{\text{пред}} = 273^\circ + t_{\text{пред}},$$

где $t_{\text{пред}}$ — предельная температура в градусах Цельсия.

Отсюда получается зависимость $V_{\text{пред}T}(H)$.

На рис. 13.10 приведен пример таких зависимостей для обшивки. Три кривых соответствуют $V_{\text{пред}T}(H)$ при применении дюралюминия (100°C), титанового сплава (370°C) и нержавеющей стали (500°C).

Для повышения значений $V_{\text{пред}T}$ наряду с применением жаропрочных материалов возможно также использование покрытий и прослоек, замедляющих подвод тепла к элементам конструкции.

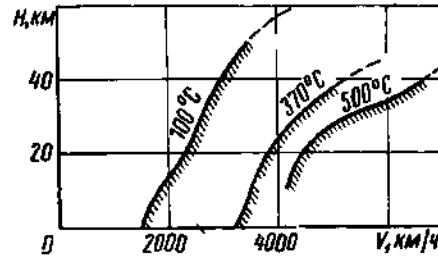


Рис. 13.10. Ограничение скоростей полета по кинетическому нагреву обшивки

2. Термические напряжения

Простейший пример возникновения термических напряжений приведен на рис. 13.11, а.

При нагреве на Δt стержня, жестко опертого по концам, в нем возникают три вида деформаций:

- 1) термическая деформация — удлинение $\Delta l_t = \alpha \Delta t l$;
- 2) упругая деформация от напряжений $\sigma < 0$, вызванных возникающими опорными реакциями R ,

$$\Delta l_t = \frac{\sigma}{E} l < 0;$$

- 3) пластическая деформация ползучести при действии температуры и сжимающих напряжений

$$\Delta l_p = \epsilon_p l < 0.$$

Из-за жесткости опор суммарная деформация равна нулю

$$\Delta l = \Delta l_t + \Delta l_t + \Delta l_p = \alpha \Delta t l + \frac{\sigma}{E} l + \epsilon_p l = 0.$$

Отсюда

$$\sigma = -E(\alpha \Delta t + \epsilon_p).$$

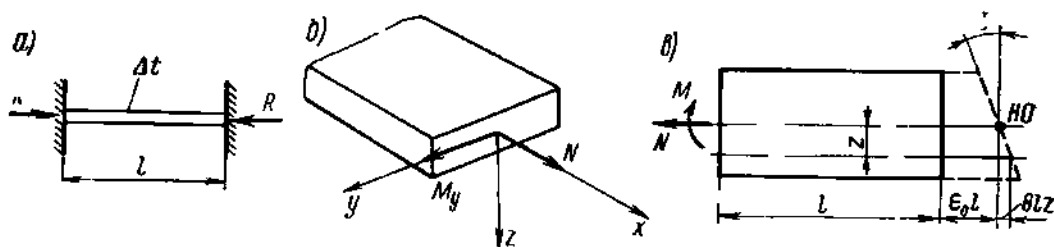


Рис 13.11. Схемы, поясняющие возникновение термических напряжений: а — появление реакций при нагреве; б — усилия в сечении стержня; в — деформации стержня ($\epsilon_0 l$ — осевое удлинение; θlz — удлинение от поворота сечений,

$$\theta = \frac{d\delta}{dx}, \delta — \text{угол поворота сечения при изгибе)}$$

Вначале $\epsilon_p = 0$ и термическое напряжение σ имеет наибольшее значение. По мере роста деформации ползучести напряжение падает.

Рассмотрим более общий случай — влияние температуры и ползучести на напряжения в стержне, нагруженном осевой силой N и изгибающим моментом $M_y = M$ (рис. 13.11, б); напряженное состояние стержня линейное $\sigma_x \neq 0$, $\sigma_y = \sigma_z = 0$. При этом сделаем следующие допущения:

а) распределение температуры t по сечению не зависит от x ; $t = f(z)$ — температура, отсчитанная от значения, при котором термические напряжения равны нулю;

б) в рассматриваемом диапазоне температур коэффициенты линейного расширения α для каждого материала постоянны, значения E соответствуют значениям t ;

в) деформации подчиняются закону плоских сечений.

Напряжение в точке с координатой z для любого сечения, достаточно удаленного от концов стержня, находится по формуле

$$\sigma = \frac{E}{E_\phi F_{\text{ред}}} \left[N + E_\phi \int_{F_{\text{ред}}} (\alpha t + \epsilon_p) dF_{\text{ред}} \right] + \frac{E_z}{E_\phi I_{\text{ред}}} \left[M + E_\phi \int_{F_{\text{ред}}} (\alpha t + \epsilon_p) z dF_{\text{ред}} \right] - E(\alpha t + \epsilon_p), \quad (13.1)$$

где E_ϕ — значение E , принятое за основное; ϵ_p — деформация ползучести; z — координата точки, отсчитываемая от центра тяжести редуцированного сечения;

$$dF_{\text{ред}} = \frac{E}{E_\phi} dF.$$

Рассмотрим вывод этой формулы. По закону плоских сечений (рис. 13.11, в) $\Delta l = \epsilon_0 l + \theta lz$; $\epsilon = \frac{\Delta l}{l} = \epsilon_0 + \theta z$.

Кроме того, $\epsilon = \frac{\sigma}{E} + \epsilon_p + \alpha t$.

Отсюда

$$\sigma = E\epsilon_0 + E\theta z - E\epsilon_0 - E\alpha t. \quad (13.2)$$

Согласно условиям равновесия, имеем:

$$\int_F \sigma dF = N, \quad (13.3)$$

$$\int_F \sigma z dF = M. \quad (13.4)$$

Подставляя выражение (13.2) в формулу (13.3), получим

$$\epsilon_0 \int_F E dF + \theta \int_F E z dF - \int_F E \epsilon_p dF - \int_F E \alpha t dF = N.$$

Введем замену

$$\int_F E dF = E_\phi \int_F \frac{E}{E_\phi} dF = E_\phi \int_{F_{ред}} dF_{ред} = E_\phi F_{ред}.$$

Так как координата z отсчитывается от центра тяжести редуцированного сечения, то $\int_F E z dF = E_\phi \int_F z dF_{ред} = 0$ и

$$E_\phi \epsilon_0 F_{ред} = N + E_\phi \int_{F_{ред}} (\alpha t + \epsilon_p) dF_{ред}. \quad (13.5)$$

Таким же образом, подставляя выражение (13.2) в формулу (13.4), получаем

$$E_\phi \theta I_{ред} = M + E_\phi \int_{F_{ред}} (\alpha t + \epsilon_p) z dF_{ред}. \quad (13.6)$$

Определив из формул (13.5) и (13.6) величины ϵ_0 и θ и подставив их в выражение (13.2), получим формулу (13.1).

В качестве примера применения зависимости (13.1) рассмотрим определение чисто термических напряжений в сечении балки (крыла, нервюры, лонжерона) при распределении температур, симметричном относительно y (см. рис. 13.11, б и рис. 13.12). Значения E постоянны в пределах каждого элемента, поэтому интегрирование заменяется суммированием.

Примем $E_\phi = E_\pi$ и $F_{ред} = 2F_\pi + \frac{E_c}{E_\pi} F_c$, тогда

$$\begin{aligned} \sigma_\pi &= \frac{1}{2F_\pi + \frac{E_c}{E_\pi} F_c} E_\pi \left(2\alpha_\pi t_\pi F_\pi + \frac{E_c}{E_\pi} \alpha_c t_c F_c \right) - \\ &- E_\pi \alpha_\pi t_\pi = \frac{E_c F_c}{2F_c + \frac{E_c}{E_\pi} F_c} (\alpha_c t_c - \alpha_\pi t_\pi) = \\ &= \frac{E_\pi}{1 + 2 \frac{E_\pi F_\pi}{E_c F_c}} (\alpha_c t_c - \alpha_\pi t_\pi). \end{aligned} \quad (13.7)$$

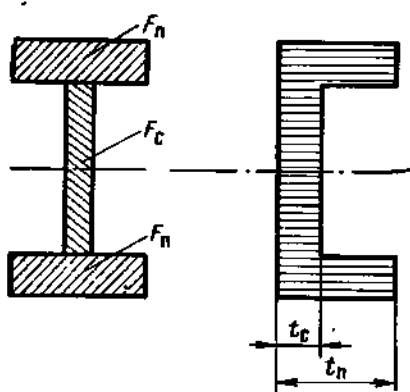


Рис. 13.12. Распределение температур по сечению стержня

Анализируя формулы (13.1) и (13.7), можно отметить следующие положения:

1. Температурные напряжения получаются большими в тех случаях, когда конструкция изготовлена из разных материалов, и в период прогрева, когда велика неравномерность распределения температуры по сечению (рис. 13.12).

2. Из формулы (13.1) следует, что температура влияет и на напряжения от нагрузок, так как изменение E вызывает изменения в характере распределения напряжений.

Зависимость σ от z может быть нелинейной.

3. Из формулы (13.1) видно, что в связи с ростом деформации ползучести напряжения меняются по времени.

Полные напряжения должны сравниваться с пределом прочности σ_v^t , найденным при рассматриваемой температуре и с учетом длительности пребывания при этой температуре. В качестве примера приводятся значения σ_v для нержавеющей хромоникелевой стали ЭЯ1Т:

Температура, °С	20	600	600	700	700
Время пребывания, ч	0	0	100	0	100
Предел прочности стали ЭЯ1Т, кг/мм ²	66	40	25	28	14

3. Ползучесть

Ползучесть — явление роста пластической деформации с течением времени, имеющее место при действии постоянной или даже понижающейся нагрузки.

Кривая ползучести, получаемая при испытаниях, имеет вид, показанный на рис. 13.13, а.

Ползучесть металла проявляется тем более интенсивно, чем выше значения отношений $\frac{t}{t_{пл}}$ и $\frac{\sigma}{\sigma_v}$, где $t_{пл}$ — температура плавления металла.

Характеристиками ползучести, получаемыми из испытаний, являются:

σ_v^t — предел длительной прочности — напряжение, при котором происходит разрушение от ползучести за время τ ;

σ_p^t — условный предел ползучести — напряжение, при котором за время τ деформация ползучести достигает значения ϵ_p .

При использовании металла в конструкции необходимо, чтобы в пределах срока службы:

а) деформация ползучести шла в I и II зоне (не должно начинаться разрушение, т. е. должно быть $\sigma < \sigma_v$);

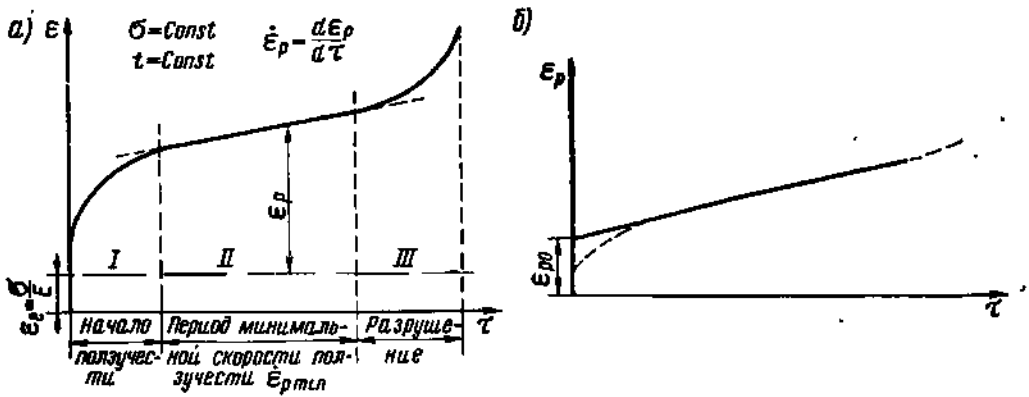


Рис. 13.13. Кривая ползучести: а — периоды ползучести; б — схематизация кривой

б) пластическая деформация не превышала предела, допустимого по условиям геометрии детали; обычно в качестве такого предела берется $\epsilon_p = 0,1 \div 0,2\%$;

в) обусловленная ползучестью деталей общая деформация конструкции (например, изменение профиля крыла) не превышала допустимой;

г) не могло произойти ослабление соединений, осуществленных с натягом (релаксация напряжений натяга).

При расчетах в качестве исходных данных используют экспериментальные кривые ползучести или эмпирические формулы, полученные в результате их обработки.

Минимальная скорость ползучести может быть выражена эмпирической зависимостью

$$\dot{\epsilon}_{p \min} = A \sigma^n e^{\alpha t},$$

где A , n , α — коэффициенты, зависящие от свойств металла.

В пределах II зоны можно приближенно представить деформацию ползучести выражением (рис. 13.13, б)

$$\epsilon_p = \epsilon_{p0} + \dot{\epsilon}_{p \min} \tau,$$

где

$$\dot{\epsilon}_{p0} = f(\sigma, t).$$

Релаксация напряжений. В качестве примера рассмотрим ползучесть конструкции, имеющей предварительный натяг. Жесткие фланцы, соединенные болтом, растягиваются силой P . Расчетная схема соединения показана на рис. 13.14. Предварительная затяжка болта характеризуется относительным натягом Δ — осевым смещением гайки за счет удлинения болта и сжатия фланцев, отнесенным к длине стержня болта l .

Соединительный болт под действием затяжки и силы P растягивается усилием S .

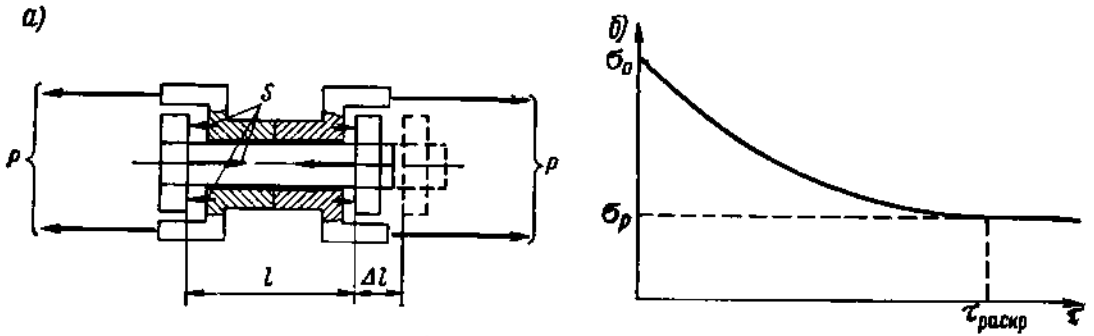


Рис. 13.14. Соединение с предварительным натягом:
 а — расчетная схема соединения; б — релаксация напряжений затяжки

Напряжение в стержне болта определяется по формуле

$$\sigma_c = \frac{S}{F_c},$$

где F_c — площадь поперечного сечения стержня.

Относительное изменение расстояния между головкой и гайкой находится по выражению

$$\epsilon_c = \frac{\sigma_c}{E_c} - \Delta + \alpha_c t_c + \epsilon_{p.c.},$$

где α_c — коэффициент линейного расширения материала стержня;
 t_c — температура стержня; $\epsilon_{p.c.}$ — деформация ползучести стержня.

Если соединение затянуто, на фланец действует сила $P - S < 0$.
 Напряжение во фланце (сжимающее) определяется по формуле

$$\sigma_{фл} = \frac{P - S}{F_{фл}} = \sigma_p \frac{F_c}{F_{фл}} - \sigma_c \frac{F_c}{F_{фл}} = \frac{F_c}{F_{фл}} (\sigma_p - \sigma_c),$$

где $F_{фл}$ — площадь поперечного сечения части фланца между торцами гайки и головки болта (заштрихованной на рис. 13.14, а), на которую передается усилие $P - S$.

Напряжение в болте от P подсчитывается по формуле

$$\sigma_p = \frac{P}{F_c}.$$

Относительная деформация фланца находится по выражению

$$\epsilon_{фл} = \frac{1}{E_{фл}} \cdot \frac{F_c}{F_{фл}} (\sigma_p - \sigma_c) + \alpha_{фл} t_{фл} + \epsilon_{p.фл},$$

где $\alpha_{фл}$ — коэффициент линейного расширения материала фланца;
 $t_{фл}$ — температура фланца; $\epsilon_{p.фл}$ — деформация ползучести фланца.

Из условия равенства $\varepsilon_c = \varepsilon_{фл}$ получим

$$\frac{\sigma_c}{E_c} - \Delta + \alpha_c t_c + \varepsilon_{p,c} = \frac{1}{E_{фл}} \cdot \frac{F_c}{F_{фл}} (\sigma_p - \sigma_c) + \alpha_{фл} t_{фл} + \varepsilon_{p,фл}$$

Отсюда

$$\sigma_c = \frac{1}{1 + \frac{E_c}{E_{фл}} \cdot \frac{F_c}{F_{фл}}} \left[\frac{E_c}{E_{фл}} \cdot \frac{F_c}{F_{фл}} \sigma_p + E_c \Delta - \right. \\ \left. - E_c (\alpha_c t_c - \alpha_{фл} t_{фл}) - E_c (\varepsilon_{p,c} - \varepsilon_{p,фл}) \right],$$

или после преобразований

$$\sigma_c = \sigma_p \frac{\frac{E_c}{E_{фл}} \cdot \frac{F_c}{F_{фл}}}{1 + \frac{E_c}{E_{фл}} \cdot \frac{F_c}{F_{фл}}} + \frac{E_c}{1 + \frac{E_c}{E_{фл}} \cdot \frac{F_c}{F_{фл}}} \Delta - \\ - \frac{E_c}{1 + \frac{E_c}{E_{фл}} \cdot \frac{F_c}{F_{фл}}} [(\alpha_c t_c - \alpha_{фл} t_{фл}) + (\varepsilon_{p,c} - \varepsilon_{p,фл})]. \quad (13.8)$$

До нагружения и нагрева соединения ($P=0$; $t=0$; $\varepsilon_p=0$) напряжение в стержне болта от предварительной затяжки будет

$$\sigma_{c \text{ пред}} = \frac{E_{c0}}{1 + \frac{E_{c0}}{E_{фл0}} \cdot \frac{F_c}{F_{фл}}} \Delta.$$

Рассмотрим частный случай действия силы P , когда затяжка производится в разогретом состоянии и $E_0=E$. Примем также, что материал и температуры стержня и фланцев одинаковы, т. е. $E_c = E_{фл} = E$, $t_c = t_{фл}$, и пренебрежем ползучестью фланцев (напряжения в которых обычно малы по сравнению с σ_c). Тогда формула (13.8) примет вид

$$\sigma_c = \sigma_p \frac{\frac{F_c}{F_{фл}}}{1 + \frac{F_c}{F_{фл}}} + \frac{F_c}{1 + \frac{F_c}{F_{фл}}} \Delta - \frac{E}{1 + \frac{F_c}{F_{фл}}} \varepsilon_{p,c} = \\ = \sigma_0 - \frac{E}{1 + \frac{F_c}{F_{фл}}} \varepsilon_{p,c}, \quad (13.9)$$

где σ_0 — напряжение до начала ползучести.

Характер изменения σ_c по времени τ показан на рис. 13.14, б.

В момент раскрытия фланцев при $\tau_{раск\sigma_p}$ (начало образования зазора) $\sigma_c = \sigma_p$, так как нагрузка P на участке между головкой и гайкой передается только через стержень болта.

Это соответствует выражению

$$\varepsilon_{p\sigma} = \Delta - \frac{\sigma_p}{E}. \quad (13.10)$$

Выражение (13.10) может быть получено как из формулы (13.9) при условии $\sigma_c = \sigma_p$, так и непосредственно из рассмотрения деформаций стержня болта в момент раскрытия фланцев.

Скорость релаксации (падения) напряжения определяется по выражению

$$\dot{\sigma}_c = \frac{E}{1 + \frac{E_c}{F_{фл}}} \dot{\varepsilon}_{p\sigma}.$$

Из последнего выражения можно сделать следующие выводы:

1) скорость релаксации напряжения определяется скоростью ползучести;

2) скорость релаксации замедляется при увеличении $F_c/F_{фл}$ за счет увеличения доли упругой деформации фланцев в общей сумме деформации предварительной затяжки. Конструктивно удобнее замедлять релаксацию путем применения упругих прокладок между головкой и гайкой болта и фланцами.

4. Влияние низких температур

Элементы конструкции могут сильно охлаждаться при длительном действии низких температур (до -50°C и ниже) в полете и при стоянке.

Неравномерность охлаждения также вызывает появление термических напряжений, определяемых тем же методом, что и при нагреве. Кроме того, охлаждение может привести к снижению прочности металла и хрупкому излому при ударных нагрузках, особенно в зоне концентраторов напряжений.

14 глава

ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Вопросы проектирования и оценки эффективности летательных аппаратов являются предметом ряда научных исследований. К ним относятся работы советских авиационных конструкторов и ученых В. Ф. Болховитинова, С. М. Егера, М. Л. Миля и др.

В настоящей главе эти вопросы рассматриваются применительно к разработке эскизного проекта, так как именно на этом этапе принимаются исходные решения, определяющие в дальнейшем летно-технические данные, эксплуатационные особенности и эффективность летательного аппарата.

Материалы главы могут быть использованы при выполнении курсовых и дипломных учебных проектов летательных аппаратов.

§ 1. УРАВНЕНИЕ СУЩЕСТВОВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА. ОСНОВЫ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ

Основным назначением любого летательного аппарата является доставка определенного груза, для транспортного аппарата — коммерческой нагрузки на заданное расстояние при определенных условиях (на заданной высоте, скорости полета и т. д.). Для выполнения этой задачи летательный аппарат должен иметь фюзеляж (корпус), агрегат для создания подъемной силы (крыло, несущий винт), органы устойчивости и управляемости, взлетно-посадочные приспособления, двигательную установку, запас топлива. Кроме того, в нем размещается экипаж и устанавливается необходимое оборудование.

Каждый из перечисленных выше объектов обладает начальным весом, величина которого обусловлена определенными свойствами летательного аппарата.

Сумма этих весов составляет взлетный вес аппарата

$$G_0 = G_{\text{эк}} + G_{\text{об}} + G_{\text{ком}} + G_{\text{т.с}} + G_{\text{д.у}} + G_{\text{кн}}, \quad (14.1)$$

где $G_{\text{эк}}$ — вес экипажа; $G_{\text{об}}$ — вес оборудования; $G_{\text{ком}}$ — вес коммерческой нагрузки; $G_{\text{т.с}}$ — вес топлива и топливной системы; $G_{\text{д.у}}$ — вес двигательной установки; $G_{\text{кн}}$ — вес конструкции аппарата (вес планера).

Выражение (14.1) является уравнением баланса весов летательного аппарата.

Поделив члены уравнения (14.1) на взлетный вес аппарата, получим уравнение баланса весов в относительной форме

$$1 = \frac{G_{\text{эк}} + G_{\text{ком}}}{G_0} + \bar{G}_{\text{об}} + \bar{G}_{\text{т.с}} + \bar{G}_{\text{д.у}} + \bar{G}_{\text{кн}}. \quad (14.2)$$

Из него получается формула

$$G_0 = \frac{G_{\text{эк}} + G_{\text{ком}}}{1 - (\bar{G}_{\text{об}} + \bar{G}_{\text{т.с}} + \bar{G}_{\text{д.у}} + \bar{G}_{\text{кн}})} \quad (14.3)$$

где $\bar{G}_{\text{об}} = \frac{G_{\text{об}}}{G_0}$ — относительный вес оборудования; $\bar{G}_{\text{т.с}} = \frac{G_{\text{т.с}}}{G_0}$ —

относительный вес топлива и топливной системы; $\bar{G}_{\text{д.у}} = \frac{G_{\text{д.у}}}{G_0}$ —

относительный вес двигательной установки; $\bar{G}_{\text{кн}} = \frac{G_{\text{кн}}}{G_0}$ — отно-

сительный вес конструкции аппарата.

Как показал В. Ф. Болховитинов, уравнение баланса весов, если выразить его слагаемые через параметры летательного аппарата и двигателя, аэродинамические и летно-технические характеристики, обращается в уравнение, отображающее связь и взаимную обусловленность свойств летательного аппарата.

Каждое из слагаемых уравнения (14.2) связано с теми или иными параметрами и свойствами летательного аппарата. Так, например, для самолета $G_{\text{ком}}$ и $G_{\text{вн}}$ определяются назначением самолета;

$$\begin{aligned}\bar{G}_{\text{об}} &= f(m, L, H, V_{\text{крейс}}, \Delta h, l, \dots); \\ \bar{G}_{\text{т.с}} &= \varphi(C_{\text{уд}}, K, L, H, V_{\text{крейс}}, \dots, \dots); \\ \bar{G}_{\text{д.у}} &= \psi(\gamma_{\text{дв}}, \mu, \dots); \\ \bar{G}_{\text{кн}} &= \nu(n^p, \tau_{\text{рес}}, \lambda, \bar{c}, \chi, \eta, V_{\text{max}}, \rho_0, \dots),\end{aligned}$$

где L — дальность полета; H — высота полета; $V_{\text{крейс}}$ — крейсерская скорость полета; $C_{\text{уд}}$ — удельный расход топлива; $\gamma_{\text{дв}}$ — удельный вес двигателя; K — аэродинамическое качество самолета; n^p — расчетная перегрузка; $\tau_{\text{рес}}$ — ресурс конструкции планера; $\Delta h, l$ — характеристики минимума погоды, при котором предусматривается эксплуатация самолета (соответственно высота нижней кромки облачности и горизонтальная видимость); m — число членов экипажа и пассажиров; $\lambda, \bar{c}, \chi, \eta$ — параметры крыла; ρ_0 — удельная нагрузка на крыло; μ — потребная энерговооруженность.

Используя данные выражения, можно записать

$$\begin{aligned}1 &= \frac{G_{\text{вн}} + G_{\text{ком}}}{G_0} + f(m, L, H, V_{\text{крейс}}, \Delta h, l, \dots) + \\ &+ \varphi(C_{\text{уд}}, K, L, H, V_{\text{крейс}}, \dots) + \psi(\gamma_{\text{дв}}, \mu, \dots) + \\ &+ \nu(n^p, \tau_{\text{рес}}, \lambda, \bar{c}, \chi, \eta, V_{\text{max}}, \rho_0, \dots).\end{aligned}\quad (14.4)$$

Уравнение (14.4) связывает в единое целое все параметры и свойства летательного аппарата и может быть названо уравнением существования летательного аппарата. Из этого уравнения следует, что можно создать летательный аппарат не с любыми сочетаниями его свойств, а лишь с определенными, удовлетворяющими уравнению (14.4). Вид функций, входящих в уравнение, меняется с развитием науки и техники, но неизбежно улучшение одних свойств влечет за собой ухудшение некоторых других.

Анализ уравнения (14.4) позволяет в самом начале проектирования решить важный вопрос: какие сочетания свойств могут быть реально осуществлены в одном аппарате.

Но встает другой важный вопрос: какое из этих сочетаний проектируемого летательного аппарата является наиболее выгодным.

Задача выбора наиболее выгодного сочетания свойств может быть решена на основе оценки эффективности применения летательного аппарата.

Для военной авиации под эффективностью применения понимают боевую эффективность. Она обычно оценивается как вероятность выполнения поставленной задачи с учетом противодействия противника в конкретной боевой обстановке.

Под эффективностью применения гражданской авиации обычно понимают экономическую эффективность — затраты живого и овеществленного труда на выполнение перевозок или других видов работ.

Количественная оценка эффективности летательных аппаратов при их сравнении может быть произведена с помощью критериев эффективности. Выбор их зависит от назначения и свойств сравниваемых аппаратов.

В некоторых случаях для сравнительной оценки эффективности транспортных летательных аппаратов могут быть использованы простейшие критерии:

весовая отдача по коммерческой нагрузке

$$\sigma_{\text{ком}} = \frac{G_{\text{ком}}}{G_0};$$

весовая отдача по полной нагрузке

$$\sigma_{\text{п.н}} = \frac{G_{\text{п.н}}}{G_0},$$

где $G_{\text{п.н}}$ — вес полной нагрузки (суммарный вес коммерческой нагрузки, экипажа, топлива и масла);
относительный вес конструкции (совершенство конструкции)

$$\sigma_{\text{кв}} = \frac{G_{\text{кв}}}{G_0} \text{ и др.}$$

Названные критерии позволяют сравнивать между собой однотипные летательные аппараты, отличающиеся один от другого только по одному какому-нибудь свойству (по коммерческой нагрузке, или по полной нагрузке, или по относительному весу конструкции).

Для сравнительной оценки эффективности разнотипных летательных аппаратов с различными комплексами свойств нужны более общие критерии.

Выбор критерия определяется тем, какие особенности летательного аппарата мы хотим с помощью этого критерия наиболее полно охарактеризовать.

Для сравнительной оценки экономической эффективности гражданских летательных аппаратов в настоящее время используются несколько критериев. Важнейшими из них являются:

себестоимость перевозок (в авиации спецприменения — себестоимость работ);

потребные капиталовложения;

срок окупаемости дополнительных капиталовложений;
годовой экономический эффект от внедрения нового образца в эксплуатацию.

Методы вычисления перечисленных критериев рассматриваются в специальной литературе.

В начальной стадии проектирования, когда производится сравнительная оценка различных вариантов летательных аппаратов, удобно пользоваться каким-либо одним критерием. Для транспортных (пассажирских и грузовых) наиболее подходящим критерием является себестоимость перевозок a' .

Рассмотрим приближенное выражение себестоимости перевозок

$$a' = \frac{ka}{\epsilon}, \quad (14.5)$$

где a — летные расходы на 1 ткм, руб/ткм; ϵ — коэффициент коммерческой нагрузки — отношение веса фактической коммерческой нагрузки на борту летательного аппарата к предельно допустимой при данной дальности полета; k — коэффициент, учитывающий расходы, не связанные непосредственно с летной эксплуатацией.

Летные расходы на 1 ткм

$$a = \frac{A_{\text{ч}}}{G_{\text{ком}} V_{\text{рейс}}} \text{ руб/ткм}, \quad (14.6)$$

где $A_{\text{ч}}$ — летные расходы на один летательный аппарат в час, руб/ч; $G_{\text{ком}}$ — коммерческая нагрузка, т; $V_{\text{рейс}}$ — рейсовая скорость, км/ч.

Летные расходы можно представить в следующем виде:
для летательного аппарата с ТРД

$$A_{\text{час}} \approx \alpha P_0 + \sigma Q_{\text{ср}} + \beta G_{\text{пуст}};$$

для летательного аппарата с ТВД

$$A_{\text{час}} \approx \alpha N_0 + \sigma Q_{\text{ср}} + \beta G_{\text{пуст}},$$

где P_0 и N_0 — суммарная взлетная тяга в тоннах и взлетная мощность в тысячах эквивалентных лошадиных сил; $Q_{\text{ср}}$ — среднечасовой расход топлива на летательный аппарат за время от взлета до посадки, т/ч; $G_{\text{пуст}}$ — вес пустого летательного аппарата, т; α — суммарная часовая расходная ставка на эксплуатацию, ремонт и амортизацию двигателей в рублях на 1 т взлетной тяги в час или 1 000 э. л. с. взлетной мощности в час; σ — коэффициент, учитывающий цену топлива и его расход при работе двигателей на земле; β — суммарная часовая расходная ставка на эксплуатацию, ремонт и амортизацию планера с оборудованием, учитывающая летные расходы в рублях на 1 т веса пустого летательного аппарата в час.

Поделим числитель и знаменатель полученных выражений на взлетный вес G_0 и обозначим:

μ_0 — взлетная тяговооруженность $\frac{P_0}{G}$ или энерговооруженность $\frac{N_0}{G_0}$ летательного аппарата; $\bar{Q}_{\text{ср}} = \frac{Q_{\text{ср}}}{G_0}$ — относительный среднечасовой расход топлива; $\bar{G}_{\text{пуст}} = \frac{G_{\text{пуст}}}{G_0}$ — относительный вес пустого летательного аппарата.

Подставляя в формулы (14.6) и (14.5), получим

$$a' = \frac{k}{\varepsilon} \cdot \frac{\alpha\mu_0 + \sigma\bar{Q}_{\text{ср}} + \beta\bar{G}_{\text{пуст}}}{\bar{G}_{\text{ком}} V_{\text{рейс}}}. \quad (14.7)$$

Величины, входящие в формулу (14.7), могут быть выражены через летно-технические данные и параметры летательного аппарата и его двигателя при посредстве уравнения существования летательного аппарата (14.4) и формул тяговооруженности и относительных весов, приведенных в § 4.

Если подставить выражения этих величин в формулу (14.7), полученная зависимость позволит исследовать вопросы выбора параметров летательного аппарата по условию обеспечения экономической эффективности — меньшей себестоимости перевозок.

§ 2. РАЗРАБОТКА ЭКСПЛУАТАЦИОННО-ТЕХНИЧЕСКИХ ТРЕБОВАНИЙ

Первым этапом проектирования летательного аппарата является эскизное проектирование. Здесь выявляются все важнейшие свойства проектируемого аппарата, его схема, параметры и компоновка, а также разрабатываются наиболее важные узлы конструкции. По эскизному проекту делается заключение о целесообразности дальнейшей работы по созданию летательного аппарата.

Поэтому в начале эскизного проектирования особое внимание должно быть уделено эксплуатационно-техническим требованиям к проектируемому летательному аппарату. Эти требования разрабатываются и даются организацией-заказчиком.

В сводке эксплуатационно-технических требований освещаются с необходимыми обоснованиями следующие важнейшие вопросы.

1. Назначение проектируемого летательного аппарата, основной и дополнительный варианты его применения.

2. Условия и особенности применения: условия базирования (географическая широта, рельеф местности, качество аэродромов и др.), ограничения в эксплуатации по погоде и т. д.

3. Номенклатура и количество коммерческой нагрузки.

4. Требуемые летные свойства: дальность полета L , крейсерская скорость полета $V_{\text{крейс}}$, рабочая высота полета H , посадочная скорость $V_{\text{пос}}$ и длина пробега $L_{\text{пр}}$, скорость отрыва $V_{\text{отр}}$ и длина разбега $L_{\text{разб}}$ и т. д.

5. Необходимый состав оборудования.
6. Требуемый состав экипажа (по количеству и квалификации).
7. Требования, связанные с обеспечением экономичности перевозок, безопасности и комфорта пассажиров.
8. Особые технические требования к конструкции и компоновке, к двигательной установке и агрегатам оборудования, обусловленные спецификой проектируемого летательного аппарата. Сюда входят различные эксплуатационные, технологические, прочностные требования, требования к устойчивости и управляемости и др.

Общие технические требования, обязательные для всех самолетов гражданской авиации, сформулированы в Нормах летной годности гражданских самолетов СССР.

При разработке эксплуатационно-технических требований и технического задания рассматриваются варианты некоторых летно-технических данных летательного аппарата с целью установления их оптимальных значений.

Рассмотрим этот вопрос на примере пассажирского самолета.

Величина коммерческой нагрузки и дальность полета проектируемого самолета выбираются в зависимости от класса самолета путем анализа пассажиро- и грузопотоков на различных авиалиниях.

Если известна величина пассажиро- и грузопотока G_i и задано количество рейсов ω_i за определенное время на воздушной линии, можно определить величину коммерческой нагрузки проектируемого самолета по формуле

$$G_{\text{ком}} = \frac{G_i}{\omega_i}.$$

Зависимость коммерческой нагрузки от числа пассажирских мест для пассажирского самолета имеет вид

$$G_{\text{ком}} = 75n + g_{\text{л.б}}n + G_{\text{гр}},$$

где n — число пассажирских мест; 75 — средний вес одного пассажира без багажа; $g_{\text{л.б}}$ — средний вес личного багажа одного пассажира; $G_{\text{гр}}$ — вес почты и груза, который, как выявлено опытом эксплуатации, должен составлять не более 25—30% веса пассажиров с багажом.

Каждый самолет может эксплуатироваться на линиях различной протяженности. Расчетная дальность полета (средняя, с учетом значений грузопотоков) L_0 может быть определена по формуле

$$L_0 = \frac{\sum_{i=1}^m L_i G_i}{\sum_{i=1}^m G_i},$$

где m — число воздушных линий, на которых предполагается ис-

пользовать проектируемый самолет; L_i — беспосадочная дальность на каждой линии; G_i — средний пассажиро- и грузопоток на каждой линии.

Анализ пассажиро- и грузопотоков на различных линиях позволяет обосновать классификацию и основные характеристики гражданских самолетов и вертолетов.

Магистральные самолеты классифицируются следующим образом:

1. Дальний магистральный самолет (ДМС) — расчетная дальность $L_0 = 6\,000 \div 7\,000$ км, число пассажирских мест $n = 180 \div 220$.

К этому же классу отнесены сверхзвуковые пассажирские самолеты (СПС).

2. Средний магистральный самолет (СМС) — $L_0 = 3\,000$ км, $n = 160 \div 180$ (на линиях с большим пассажиропотоком $n = 240 \div 250$).

3. Ближний магистральный самолет (БМС) — $L_0 = 1\,500$ км, $n = 70 \div 80$.

Самолеты местных воздушных линий (МВЛ):

1. Тяжелый самолет МВЛ — $L_0 = 300 \div 400$ км, $n = 60 \div 70$.

2. Средний самолет МВЛ — $L_0 = 300 \div 400$ км, $n = 24 \div 30$.

3. Легкий самолет МВЛ — $L_0 = 500 \div 600$ км, $n = 15 \div 20$.

Протяженность местных воздушных линий колеблется в широких пределах (от 50 до 1 500 км). Поэтому емкость топливных систем самолетов местных воздушных линий должна обеспечивать полет по крайней мере на двойную дальность по сравнению с расчетной с увеличенным на 10—12% взлетным весом.

Выбранные при проектировании расчетные значения дальности, скорости и высоты полета оказывают существенное влияние на себестоимость перевозок. Поэтому при разработке требований целесообразно наметить ряд вариантов проектируемого самолета, отличающихся один от другого по дальности, скорости и высоте полета, и провести для каждого из них хотя бы приближенно весовой расчет в порядке, рассмотренном далее в § 4, и найти себестоимость перевозок a' по формуле (14.7).

На рис. 14.1 показаны кривые, получаемые в результате таких расчетов для вариантов самолета, отличающихся принятыми значениями V и H . По кривым может быть установлен оптимальный вариант самолета с высотой полета $H_{\text{опт}}$ и скоростью $V_{\text{опт}}$, обеспечивающими наименьшую себестоимость перевозок $a'_{\text{мин}}$.

Требования к взлетно-посадочным свойствам должны соответствовать условиям базирования самолета.

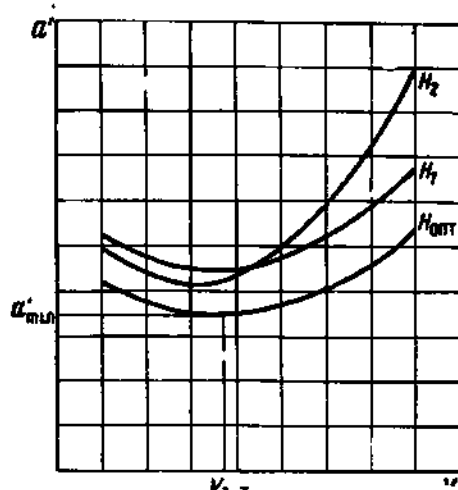


Рис. 14.1. Кривые, позволяющие установить оптимальный вариант самолета

Этим вопросам необходимо уделять особое внимание при проектировании самолетов местных воздушных линий, которые должны эксплуатироваться с грунтовых аэродромов ограниченных размеров и с твердостью грунта $3,5-4 \text{ кг/см}^2$.

При разработке эксплуатационно-технических требований может быть рассмотрена задача выбора оптимальных значений взлетно-посадочных характеристик самолета и экономической оценки целесообразности применения самолета с вертикальным или укороченным взлетом и посадкой. При этом должны быть учтены возможные капитальные вложения в строительство аэродромов.

§ 3. ОБЩИЕ ПРИНЦИПЫ ВЫБОРА СХЕМЫ КОМПОНОВКИ И ПАРАМЕТРОВ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Компоновкой летательного аппарата называется увязка взаимного расположения частей его конструкции и всех видов нагрузки (пассажиров, багажа, грузов, топлива и др.).

Выбор схемы компоновки и параметров летательного аппарата, включая выбор типа и параметров двигателя, подчинен условию наилучшего выполнения эксплуатационно-технических требований.

Задача определения оптимальных параметров для каждого из исследуемых вариантов схем компоновки может быть рассмотрена как задача отыскания значений параметров, соответствующих минимальной себестоимости перевозок, т. е. экстремуму функции, представляющей выражение себестоимости перевозок a' как критерия эффективности через летно-технические данные и параметры. Способ такого представления был рассмотрен в § 1.

Использование данного метода затруднено тем, что возможности конструктивной реализации налагают на искомые параметры ряд ограничений, препятствующих принятию их теоретически оптимальных значений. После того как определены взлетный вес летательного аппарата и размеры его основных агрегатов, выполняются компоновочный чертеж и центровка.

При этом решаются следующие частные задачи компоновки.

1. Внешняя, аэродинамическая, компоновка: выбор форм и взаимного расположения крыла, органов управления, фюзеляжа и двигательных установок.

2. Компоновка двигательных установок и топливной системы и обеспечение противопожарных мер.

3. Компоновка помещений: размещение экипажа, пассажиров и грузов; обеспечение комфорта, безопасности при авариях, удобства погрузки и разгрузки.

4. Выбор параметров и компоновка взлетно-посадочных устройств — шасси и механизации с учетом типа аэродромов.

5. Компоновка силовой структуры конструкции: формирование и сопряжение силовых схем частей.

6. Технологическая компоновка конструкции: расположение технологических и эксплуатационных разъемов; обеспечение удобства монтажа, регулировки и осмотра.

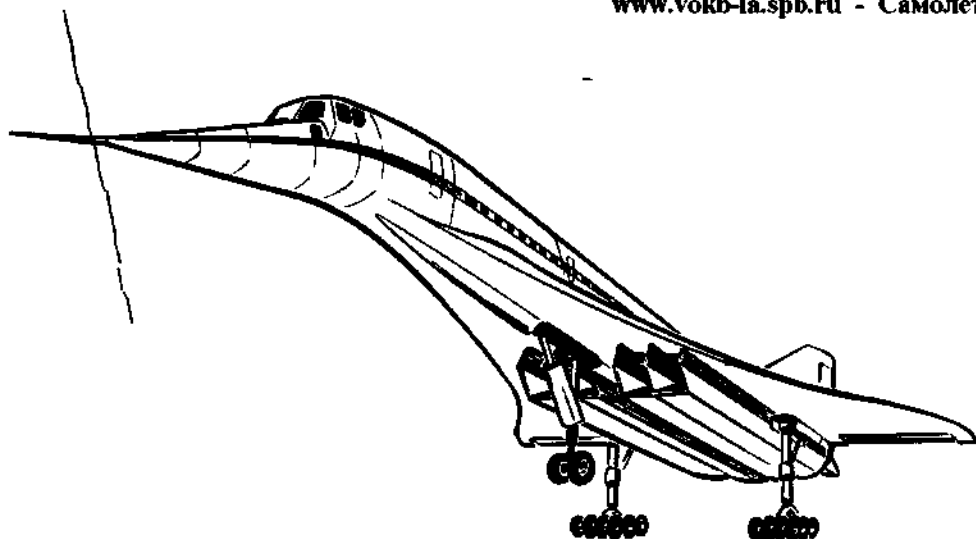


Рис. 14.2 Сверхзвуковой пассажирский самолет Ту-144

7. Весовая компоновка — расположение частей конструкции и грузов, удовлетворяющее требованиям центровки.

Порядок определения центровки и выполнения компоновочного чертежа подробно рассмотрен далее в § 5.

При разработке компоновки и анализе принятых решений необходим разносторонний подход к ней с учетом условий производства, эксплуатации и ремонта и всех факторов, влияющих на эффективность летательного аппарата.

Выбор схемы и особенностей компоновки определяются поставленными эксплуатационно-техническими требованиями.

В зависимости от назначения летательного аппарата определенные требования и связанные с ними летно-технические данные и параметры оказываются более важными, первоочередными для обеспечения экономической эффективности.

Это проявляется следующим образом.

1. Если необходимо увеличение определенного летно-технического показателя, то связанные с ним компоненты \bar{G} , входящие в выражение взлетного веса (14.3)

$$G_0 = \frac{G_{\text{зк}} + G_{\text{ком}}}{1 - (\bar{G}_{\text{об}} + \bar{G}_{\text{тс}} + \bar{G}_{\text{д у}} + \bar{G}_{\text{ин}})}$$

и компоненты μ_0 , $\bar{Q}_{\text{ср}}$, входящие вместе с G_0 в себестоимость перевозок (14.7)

$$a' = \frac{k}{\varepsilon} \cdot \frac{\alpha \mu_0 + \sigma \bar{Q}_{\text{ср}} + \beta \bar{G}_{\text{пуст}}}{\bar{G}_{\text{ком}} V_{\text{рейс}}},$$

имеют тенденцию изменяться так, что это приводит к увеличению G_0 и a' .

2. Параметры выбираются так, чтобы ограничить рост G_0 и a' даже за счет некоторых потерь в других показателях, второстепенных для рассматриваемого типа летательного аппарата.

3. Данным требованиям подчиняются в первую очередь выбор схемы и разработка компоновки и конструкции. При этом, разумеется, выполнение этих требований не может идти за счет неполного удовлетворения обязательных требований летной годности.

Приведем некоторые примеры, поясняющие рассмотренные положения.

1. При создании сверхзвукового самолета основной задачей является обеспечение требуемого высокого значения $V_{\text{крейс}}$ при заданных значениях L и числа пассажиров и при невысокой себестоимости перевозок.

Схема внешней компоновки и многие параметры конструкции самолета определяются аэродинамическими требованиями: необходимостью получения в первую очередь высокого значения аэродинамического качества на сверхзвуковой крейсерской скорости (рис. 14.2).

2. Проектирование транспортного самолета, предназначенного для перевозки крупногабаритных грузов, машин и другой техники, требует в первую очередь решения задач конструктивной компоновки для обеспечения удобной погрузки, размещения и крепления грузов.

Для применения на малых аэродромах необходимы хорошие взлетно-посадочные свойства, поэтому нужны эффективная механизация крыла и шасси с высокой проходимостью.

В качестве примера самолета для транспортировки крупногабаритных грузов на рис. 14.3 показан самолет Ан-22.

3. Задача выбора схемы и параметров самолета местных воздушных линий может быть решена в ряде вариантов. Так, например, компоновка самолета Бе-30 (рис. 14.4) отражает специфику требований, связанных с его назначением.

Несмотря на небольшую потребную для горизонтального полета энерговооруженность, на самолете поставлено два ТВД. Это сделано в соответствии с рекомендациями норм летной годности для возможности продолжения взлета и полета при отказе одного из двигателей. Обусловленное этим возрастание $G_{\text{ду}}$ может быть уменьшено, если при остановке одного двигателя будут работать

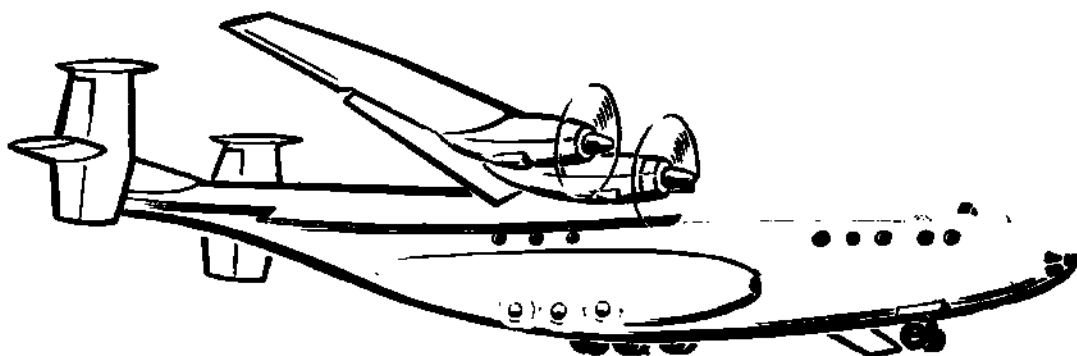


Рис. 14.3. Грузовой самолет Ан-22

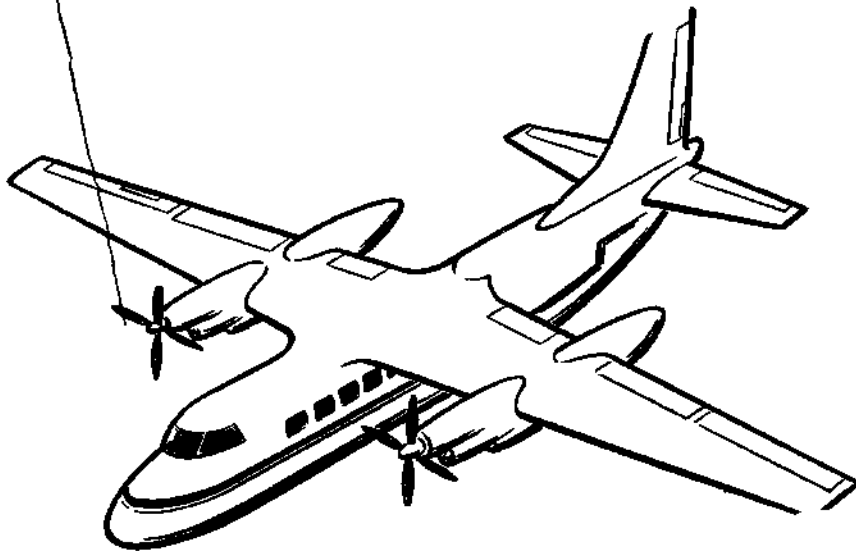


Рис. 14.4. Легкий самолет Бе-30 местных воздушных линий

оба винта, связанные трансмиссионным валом, создавая тягу, большую, чем у двигателя с одним винтом.

Шасси с полубалонными пневматиками и эффективная механизация позволяют применять самолет на грунтовых посадочных площадках.

Малая дальность привела к уменьшению высоты рейсового полета, что позволило обойтись без применения герметической кабины.

В настоящей главе не рассматриваются типы летательных аппаратов, до сего времени не распространенные в гражданской авиации.

Кратко остановимся на самолетах вертикального взлета и посадки (СВВП) *. Перспективность летательных аппаратов этого типа для гражданской авиации связана с возможностью их эксплуатации не только на аэродромах с небольшой взлетно-посадочной полосой, но и на необорудованных площадках. Исследования показывают, что за счет снижения расходов на создание аэропортов СВВП при серийной постройке могут иметь экономические преимущества перед обычными самолетами.

§ 4. ВЕСОВОЙ РАСЧЕТ И ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСНОВНЫХ РАЗМЕРОВ САМОЛЕТА

Весовой расчет. При разработке эскизного проекта летательного аппарата выполняется весовой расчет — определение взлетного веса и весов отдельных частей конструкции. Знание весов необходимо для оценки эффективности, для определения центровки и выполнения расчетов на прочность.

1. Взлетный вес самолета G_0 определяется по формуле (14.3).

* Вопросы проектирования СВВП подробно рассмотрены в книге Ф. П. Курочкина «Основы проектирования самолетов с вертикальным взлетом и посадкой». М., «Машиностроение», 1970.

Вес экипажа и коммерческой нагрузки задаются требованиями к проектируемому самолету.

Значения слагаемых знаменателя формулы (14.3), как отмечалось выше, связаны со свойствами и параметрами самолета. Рассмотрим методику составления конкретных форм этой связи и определения относительных весов на примере транспортного самолета. Считаем известными летные свойства ($L_0, V_{\text{крейс}}, H, V_{\text{пос}}, L_{\text{разб}}, \dots$), параметры самолета ($\rho_0, \lambda, \chi, \bar{c}, \eta, \dots$), тип и параметры двигателя ($\pi_k^*, T_g^* \text{ и } \dots$) для рассматриваемого варианта.

2. Определение относительного веса топлива и топливной системы. Полный запас топлива на самолете находится по формуле

$$G_T = G_{T.г.п} + G_{T.н.в.п} + G_{T.а.з.}$$

где $G_{T.г.п}$ — вес топлива, необходимого для обеспечения заданной дальности горизонтального полета; $G_{T.н.в.п}$ — вес топлива, потребного для взлета, набора высоты, посадки и работы двигателей на земле; $G_{T.а.з.}$ — аэронавигационный запас топлива.

В соответствии с этим полный относительный запас топлива

$$\bar{G}_T = \bar{G}_{T.г.п} + \bar{G}_{T.н.в.п} + \bar{G}_{T.а.з.}$$

Дальность горизонтального полета определяется по формуле

$$L_{г.п} = 3,6 \frac{KV_{\text{крейс}}}{C_{уд \text{ крейс}}} \cdot \ln \frac{G_0}{G_{\text{кон}}}, \quad (14.8)$$

которая выведена в предположении, что $\frac{KV_{\text{крейс}}}{C_{уд \text{ крейс}}} = \text{const}$ и что начальный вес самолета (вес в начале горизонтального полета) равен взлетному.

Так как в горизонтальном полете $K = \frac{1}{\mu_{\text{крейс}}}$, а конечный вес самолета $G_{\text{кон}} = G_0 - G_{T.г.п}$, то формула (14.8) может быть представлена в виде¹

$$L_{г.п} = \frac{3,6V_{\text{крейс}}}{C_{уд \text{ крейс}} \mu_{\text{крейс}}} \cdot \ln \frac{1}{1 - \bar{G}_{T.г.п}}.$$

Отсюда

$$\bar{G}_{T.г.п} = 1 - e^{-x},$$

где

$$x = \frac{L_{г.п} C_{уд \text{ крейс}}}{3,6V_{\text{крейс}}} \mu_{\text{крейс}};$$

¹ В таком виде формула справедлива и для самолетов с ТВД, если в нее ввести величины, связанные с эквивалентной мощностью $N_{\text{эkv}}$:

$$C_{уд N} = C_{уд} \frac{P}{N_{\text{эkv}}} \quad \text{и} \quad \mu_N = \frac{N_{\text{эkv}}}{G_0}.$$

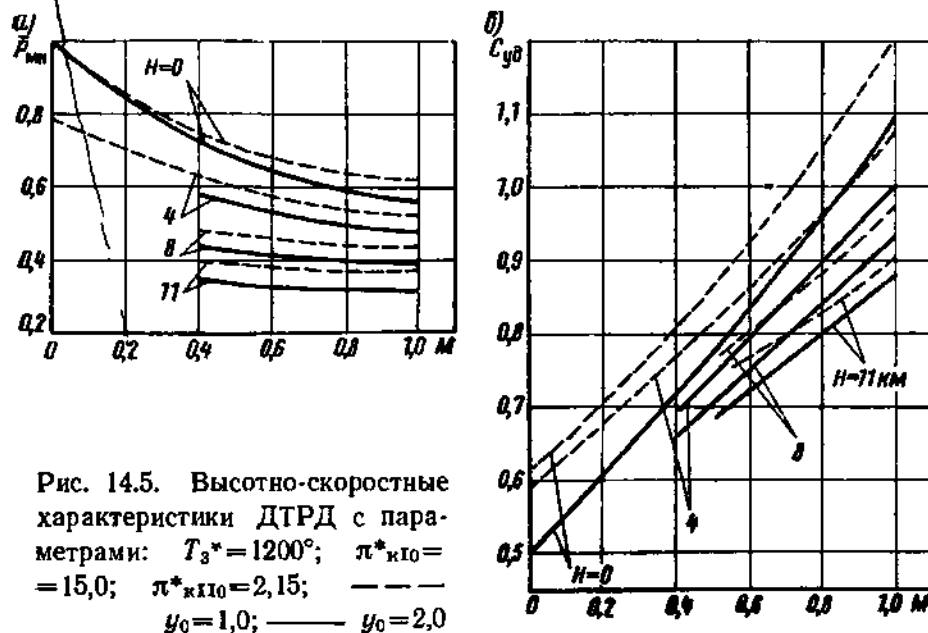


Рис. 14.5. Высотно-скоростные характеристики ДТРД с параметрами: $T_3^* = 1200^\circ$; $\pi^*_{к10} = 15,0$; $\pi^*_{к110} = 2,15$; — — — $y_0 = 1,0$; — $y_0 = 2,0$

$\mu_{\text{крейс}}$ — потребная тяговооруженность (энерговооруженность) самолета на крейсерском режиме полета; $C_{\text{уд,крейс}}$ — удельный расход топлива при заданной скорости и высоте полета на крейсерском режиме работы двигателей.

Дальность горизонтального полета

$$L_{\text{г.п}} = L_0 - (L_{\text{н.в}} + L_{\text{п.л}}),$$

где $L_{\text{н.в}}$ — расстояние по горизонтали при наборе высоты; $L_{\text{п.л}}$ — расстояние по горизонтали при снижении.

Потребная тяговооруженность самолета с ТРД (ДТРД) на крейсерском режиме полета

$$\mu_{\text{крейс}} = \frac{q_{\text{крейс}} c_x}{\rho_{\text{ср}}},$$

а потребная энерговооруженность самолета с ТВД

$$\mu_{\text{крейс}} = \frac{q_{\text{крейс}} V_{\text{крейс}} c_x}{75 \eta_{\text{в}} \rho_{\text{ср}}},$$

где $q_{\text{крейс}}$ — крейсерский скоростной напор; $\rho_{\text{ср}}$ — нагрузка на крыло при среднем полетном весе; $\eta_{\text{в}}$ — коэффициент полезного действия винта; c_x — коэффициент лобового сопротивления самолета на крейсерском режиме.

Удельный расход топлива $C_{\text{уд,крейс}}$ определяется по высотно-скоростной характеристике двигателя с выбранными параметрами (π_k^* , T_3^* , y и пр.) с учетом дросселирования на крейсерском режиме полета

$$C_{\text{уд,крейс}} = C_{\text{уд}} \bar{C}_{\text{уд.л.}}$$

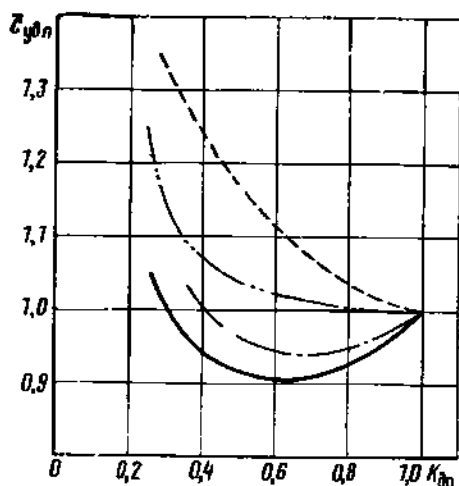


Рис. 14.6. Ориентировочные дроссельные характеристики двигателей: — — — ТВД; — · — · — ДТРД одно-вальный; — — — ДТРД двух-вальный; — — — ТРД

деляется из условия полета в течение резервного времени t ч, обусловленного эксплуатационно-техническими требованиями.

Тогда

$$\bar{G}_{т.а.з} = C_{уд.крейс} \mu_{крейс} t \frac{\rho_{ср}}{\rho_0}$$

Относительный вес топлива и топливной системы

$$\bar{G}_{т.с} = k_{т.с} \bar{G}_т,$$

где $k_{т.с}$ — коэффициент, учитывающий вес агрегатов топливной системы, трубопроводов и баков.

3. Относительный вес двигательной установки $G_{д.у}$ определяется выражением

$$\bar{G}_{д.у} = \frac{G_{д.у}}{G_0} = \frac{k_{\gamma} \gamma_{дв.0} P_{0 \max}}{G_0} = k_{\gamma} \gamma_{дв.0} \mu_0,$$

где $\gamma_{дв.0}$ — стендовый удельный вес двигателя; μ_0 — потребная стартовая тяговооруженность (энерговооруженность) самолета; k_{γ} — коэффициент, учитывающий вес мотогондол, винтов (ТВД), агрегатов управления и охлаждения.

Величина μ_0 определяется из условия обеспечения необходимых значений тяги двигателей при всех условиях работы, которые могут оказаться решающими для их подбора: в крейсерском полете на заданных V и H , на разбеге и взлете (при нескольких двигателях учитывается отказ одного), на потолке (если он задан).

где $C_{уд}$ — удельный расход по высотно-скоростной характеристике для заданных скорости (числа M) и высоты полета;

$$\bar{C}_{уд.n} = \frac{C_{уд.n}}{C_{уд.n \max}} \text{ — относитель-}$$

ный расход топлива при дросселировании двигателя.

Примеры высотно-скоростных и дроссельных характеристик представлены на рис. 14.5 и 14.6.

В начальной стадии проектирования относительный вес топлива $\bar{G}_{т.н.в.л}$ оценивается по данным самолетов, близких к проектируемому.

Относительный аэронавигационный запас топлива $\bar{G}_{т.а.з}$ опре-

Например, тяговооруженность (энерговооруженность), потребная для обеспечения $V_{\text{крэйс}}$ на заданной высоте, отнесенная к взлетному весу, для самолетов с ТРД и ТВД равна

$$\mu_V = \frac{q_{\text{крэйс}} c_x}{\rho_0} \quad \text{и} \quad \mu_V = \frac{q_{\text{крэйс}} V_{\text{крэйс}} c_x}{75 \eta_V \rho_0}$$

Стартовая тяговооруженность (энерговооруженность) для самолетов с ТРД и ТВД $\mu_{0V} = \frac{\mu_V}{k_{\text{др}} k_P \bar{P}_{\text{МН}}}$ и $\mu_{0V} = \frac{\mu_V}{k_{\text{др}} k_N \bar{N}_{\text{МН}}}$

где $\bar{P}_{\text{МН}} = \frac{P}{P_{0 \text{ max}}}$ — относительная тяга двигателя при полете на заданных скорости (числе M) и высоте (при максимальных оборотах); $\bar{N}_{\text{МН}} = \frac{N}{N_{\text{эвб 0 max}}}$ — относительная эквивалентная мощность при тех же условиях; $k_{\text{др}} = \frac{P}{P_{\text{max}}}$ или $\frac{N}{N_{\text{max}}}$ — степень

дросселирования двигателя на рассматриваемом режиме полета; k_P и k_N — коэффициенты потери тяги и мощности.

Значения $\bar{P}_{\text{МН}}$ и $\bar{N}_{\text{МН}}$ определяются по высотно-скоростным характеристикам двигателей с выбранными параметрами. Пример такой характеристики для ДТРД представлен на рис. 14.5.

В качестве расчетной величины μ_0 выбирается большая из величин, найденных для указанных условий работы двигателей.

4. Относительный вес конструкции самолета $\bar{G}_{\text{кн}}$ складывается из следующих составляющих

$$\bar{G}_{\text{кн}} = \bar{G}_{\text{к}} + \bar{G}_{\text{ф}} + \bar{G}_{\text{оп}} + \bar{G}_{\text{упр}} + \bar{G}_{\text{ш}}, \quad (14.9)$$

где $\bar{G}_{\text{к}}$ — относительный вес конструкции крыла; $\bar{G}_{\text{ф}}$ — относительный вес конструкции фюзеляжа; $\bar{G}_{\text{оп}}$ — относительный вес конструкции оперения; $\bar{G}_{\text{упр}}$ — относительный вес управления (включая вес гидравлической и газовой системы); $\bar{G}_{\text{ш}}$ — относительный вес шасси.

Для каждого слагаемого правой части выражения (14.9) могут быть получены зависимости, отражающие влияние основных параметров агрегата на его вес. Так, например, относительный вес крыла может быть определен по формуле вида

$$\bar{G}_{\text{к}} = k \left(0,0033 \frac{\lambda^{3/2} \left(\frac{1}{\gamma_i} + 1 \right)}{V \bar{c}_0 \cos^2 \gamma_i} + \frac{q_{\text{к.в}}}{\rho_0} \right),$$

где k — статистический коэффициент, равный 1,07 для прямых и 1,24 для стреловидных крыльев; \bar{c}_0 — относительная толщина крыла в корневом сечении по потоку; $q_{\text{к.в}}$ — удельный вес конструктивных элементов крыла, не входящих в основную силовую схему, кг/м^2 (местные усиления, носики, хвостики, закрылки, элероны). Для транспортных самолетов $q_{\text{к.в}} = 10 \div 20$.

Заметим, что значения относительных весов фюзеляжа, оперения, управления и шасси довольно устойчивы для каждого класса самолетов. Поэтому они могут быть определены по данным самолетов, близких к проектируемому. Ниже приведены ориентировочные значения относительных весов \bar{G} :

Фюзеляж	0,08—0,12
Оперение	0,015—0,028
Управление	0,013—0,028
Шасси	0,035—0,065

5. Определение относительного веса оборудования $\bar{G}_{об}$. На начальной стадии эскизного проектирования относительный вес оборудования может быть определен по данным самолетов, близких по назначению и свойствам к проектируемому.

Определение весов и размеров частей самолета. По найденному значению G_0 вычисляются:

а) веса агрегатов и систем $G_i = \bar{G}_i G_0$;

б) размеры крыла: площадь $S = \frac{G_0}{\rho_0}$; размах $l = \sqrt{\lambda S}$;

концевая хорда $b_{конц} = \frac{2S}{l(\eta + 1)}$; осевая хорда $b_0 = b_{конц}\eta$;

концевая толщина и толщина по осевой хорде $c_{конц} = \bar{c}_{конц} b_{конц}$; $c_0 = \bar{c}_0 b_0$;

в) размеры фюзеляжа:

размеры миделя (диаметр d_ϕ или высота и ширина) определяются габаритами пассажирской или грузовой кабины;

длина фюзеляжа

$$l_\phi = d_\phi \lambda_\phi,$$

где λ_ϕ — удлинение фюзеляжа;

г) размеры оперения:

площади горизонтального и вертикального оперения

$$S_{г.о} = \frac{A_{г.о} b_A}{L_{г.о}} S; \quad S_{в.о} = \frac{A_{в.о} l}{L_{в.о}} S,$$

где $A_{г.о}$, $A_{в.о}$ — статические моменты горизонтального и вертикального оперения; b_A — средняя аэродинамическая хорда крыла; $L_{г.о}$, $L_{в.о}$ — плечи горизонтального и вертикального оперения. Остальные размеры оперения определяются так же, как и размеры крыла;

д) тяга (мощность) и габаритные размеры двигателя:

тяга $P_{0\max} = \frac{\mu_0 G_0}{i}$,

где i — число двигателей на самолете;

мощность $N_{экр 0\max} = \frac{\mu_0 G_0}{i}$;

площадь миделя двигателя

$$F_{\text{дв}} = \frac{P_{0 \text{ max}}}{P_{\text{лоб } 0}} \quad \text{или} \quad F_{\text{дв}} = \frac{N_{\text{эжв } 0 \text{ max}}}{N_{\text{лоб } 0}},$$

где $P_{\text{лоб } 0}$ ($N_{\text{лоб } 0}$) — лобовая тяга (мощность) двигателя;

габаритный диаметр двигателя $d_{\text{дв}} = \sqrt{\frac{4F_{\text{дв}}}{\pi}}$; длина двигателя

$$l_{\text{дв}} = d_{\text{дв}} \lambda_{\text{дв}},$$

где $\lambda_{\text{дв}}$ — удлинение двигателя.

Примечание. Величины i , $P_{\text{лоб } 0}$ ($N_{\text{лоб } 0}$) и $\lambda_{\text{дв}}$ берутся по данным существующих двигателей.

Приведенные выше зависимости дают представление о многообразии взаимных связей свойств и параметров самолета, которые необходимо учитывать при проектировании.

§ 5. КОМПОНОВКА И ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА

Термином «центровка» обозначается как сам процесс размещения весов (весовая компоновка) и определения положения центра тяжести самолета (ц. т.), так и численное значение координат ц. т. относительно средней аэродинамической хорды (САХ) крыла, выраженное в долях или процентах длины САХ.

Компоновка самолета и центровка при проектировании идут совместно.

При всех предусмотренных вариантах загрузки, при выгорании топлива, уборке и выпуске шасси значения центровок в эксплуатации должны находиться в пределах допустимого диапазона центровок (между предельно передней и предельно задней центровками), определяемыми условиями устойчивости и управляемости самолета.

Поэтому, приступая к компоновке и центровке, необходимо заранее наметить допустимый диапазон центровок.

Вначале необходимо определить положение фокуса самолета по оси x и, задавшись минимальной величиной запаса продольной статической устойчивости по перегрузке m_z^c , найти предельно заднюю центровку из соотношения

$$m_z^c = -(\bar{x}_F - \bar{x}_{\text{ц.т.}}),$$

где \bar{x}_F — расстояние от носка САХ до фокуса самолета, выраженное в долях b_A ; $\bar{x}_{\text{ц.т.}}$ — значение центровки.

Далее, задавшись ориентировочно величиной допустимого диапазона центровок $\Delta \bar{x}_{\text{ц.т.}} = 0,05 \div 0,08$, можно найти предельно переднюю центровку, уточняемую в дальнейшем по расчету управляемости (достаточность руля высоты при посадке).

В начальной стадии эскизного проектирования можно воспользоваться данными о пределах центровки самолетов, близких по свойствам и компоновкам к проектируемому.

Для начала определения центровки делается чертеж черновой компоновки. Обычно он выполняется в двух проекциях — в виде сбоку и в плане с одним полукрылом. Взаимное расположение основных агрегатов (крыла, фюзеляжа, оперения, шасси, двигательных установок) устанавливается в соответствии с принятой схемой с учетом требований, рассмотренных в предыдущих главах учебника. На чертеже намечается положение всех видов нагрузки (экипаж, пассажиры, грузы, топливо) и оборудования. Топливо и перемещаемые в полете грузы должны быть расположены так, чтобы изменение положения ц. т. вследствие выработки топлива и перемещения грузов было возможно меньшим.

Уже на этом этапе компоновки должны решаться вопросы размещения и взаимной увязки основных силовых элементов конструкции — лонжеронов крыла и оперения и усиленных шпангоутов фюзеляжа.

Для расчета центровки вес самолета разбивается на ряд групповых грузов (при приближенном расчете 10—20), в которые объединяются веса близко расположенных частей нагрузки и частей конструкции. Расчет ведется при взлетном весе и выпущенном шасси для основного варианта нагрузки самолета. Обычно за ось x берется продольная ось фюзеляжа, а начало координат принимается в носке фюзеляжа (рис. 14.7). Определяются координаты x_i , y_i групповых грузов и составляется центровочная ведомость (табл. 14.1).

Таблица 14.1

№ групповых грузов	Наименование	G_i , кг	x_i , м	$G_i x_i$, кгм	y_i , м	$G_i y_i$, кгм
1						
2						
...						
		$\Sigma G_i = G_0$		$\Sigma G_i x_i$		$\Sigma G_i y_i$

Координаты центра тяжести самолета находятся по формулам

$$x_{ц.т.} = \frac{\Sigma G_i x_i}{G_0}; \quad y_{ц.т.} = \frac{\Sigma G_i y_i}{G_0}.$$

На начальной стадии проектирования можно ограничиться определением положения ц. т. по оси x и принимать $b_A \parallel x$.

Значение центровки самолета определяется по формуле

$$\bar{x}_{ц.т.} = \frac{x_{ц.т.} - x_A}{b_A},$$

где x_A — расстояние от начала координат до носка САХ; b_A — длина САХ (рис. 14.7).

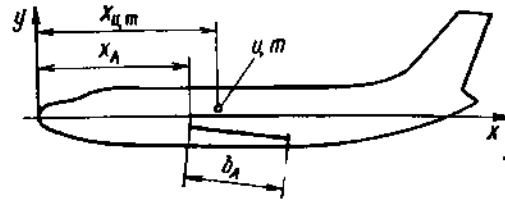


Рис. 14.7. К расчету центровки самолета

Если полученное значение центровки не попало в допустимый диапазон, то необходимо внести изменение в компоновку. Обычно применяются следующие простейшие меры:

перемещаются отдельные грузы в направлении нужного смещения ц. т.;

изменяется положение САХ путем перемещения крыла относительно фюзеляжа или небольшого изменения стреловидности (для прямого крыла).

Далее необходимо проверить, остается ли центровка в намеченном диапазоне при различных вариантах нагрузки, в том числе при выработке топлива, и при уборке шасси.

Для расчета центровки при различных вариантах нагрузки используются простые формулы пересчета, которые выводятся путем составления суммы моментов перемещаемых грузов относительно положения центра тяжести самолета в основном варианте и дают смещение центра тяжести $\Delta x_{ц.т.}$ относительно этого положения.

Если грузы G_i , входящие в состав взлетного веса G_0 , перемещены на расстояния Δx_i от своего расположения в основном варианте, то

$$\Delta x_{ц.т.} = \frac{\sum G_i \Delta x_i}{G_0}.$$

Если произведена дополнительная установка («+») или снятие («-») грузов G_k с координатами x_k , то

$$\Delta x_{ц.т.} = \frac{\sum (\pm G_k) x_k}{G_0 + \sum (\pm G_k)}.$$

Окончательно центровка уточняется по компоновочному чертежу самолета.

Компоновочный чертеж, выполняемый в большом масштабе (обычно вид сбоку и план с рядом разрезов и сечений), является важнейшим чертежом эскизного проекта. Он служит для показа размещения экипажа, грузов, оборудования и для взаимной увязки силовых схем и конструкции отдельных частей. В то же время он используется для доказательства рациональности принятой компоновки и конструкции самолета, а также выполнения эксплуатационно-технических требований к самолету и общих требований норм летной годности.

На компоновочном чертеже изображаются участки конструкции, которые надо учитывать при размещении грузов, и основные силовые элементы: лонжероны, усиленные нервюры крыла и оперения,

усиленные стрингеры и шпангоуты фюзеляжа, герметичные перегородки, места разъемов и т. д. На этом же чертеже изображаются контуры двигателей, агрегатов оборудования двигательной установки, проводка управления и пр.

Основной компоновочный чертеж может дополняться чертежами, поясняющими компоновку и конструкцию отдельных частей самолета (шасси, механизации крыла и др.).

§ 6. ОСОБЕННОСТИ КОМПОНОВКИ И ЦЕНТРОВКИ ВЕРТОЛЕТОВ

Установившаяся практика проектирования самолетов полностью применима к вертолетам, однако имеет свою специфику¹.

Как и для любого летательного аппарата, чтобы оценить возможность реализовать разработанные эксплуатационные требования, необходимо определить величину относительных весов конструкции, двигательной установки и топливной системы, выразив их через основные эксплуатационно-технические параметры проектируемого вертолета.

Основными параметрами, определяющими летно-технические свойства, которыми приходится задаваться при проектировании вертолета, являются: нагрузка на ометаемую несущим винтом площадь (ρ кг/м²); окружная скорость конца лопасти (ωR м/сек); коэффициент заполнения (σ); число лопастей (z); для вертолетов с крылом относительная площадь крыла ($\epsilon = \frac{S_{кр}}{\pi R_{нв}^2}$); коэффициент вредного сопротивления винтокрылого летательного аппарата, отнесенный к ометаемой несущим винтом поверхности,

$$\left(\bar{c}_x = \frac{\Sigma c_x S}{\pi R_{нв}^2} \right).$$

Для выбора параметров и схемы вертолета используются данные современных вертолетов, сходных по назначению и классу с проектируемым.

В современных конструкциях чаще всего осуществляются следующие схемы вертолетов:

- одновинтовая с рулевым винтом;
- двухвинтовые: соосная, продольная и поперечная;
- многовинтовая;
- с реактивным приводом несущего винта;
- комбинированные вертолеты (винтокрылы).

Для каждой из перечисленных схем возможны варианты, отличающиеся числом и размещением двигателей, типов несущей системы, схемой управления и т. п.

Схему вертолета в основном определяет способ погашения реактивного вращающего момента.

¹ Вопросам проектирования вертолетов посвящен труд под ред. М. Л. Миля «Вертолеты. Расчет и проектирование». М., «Машиностроение», 1966—1967.

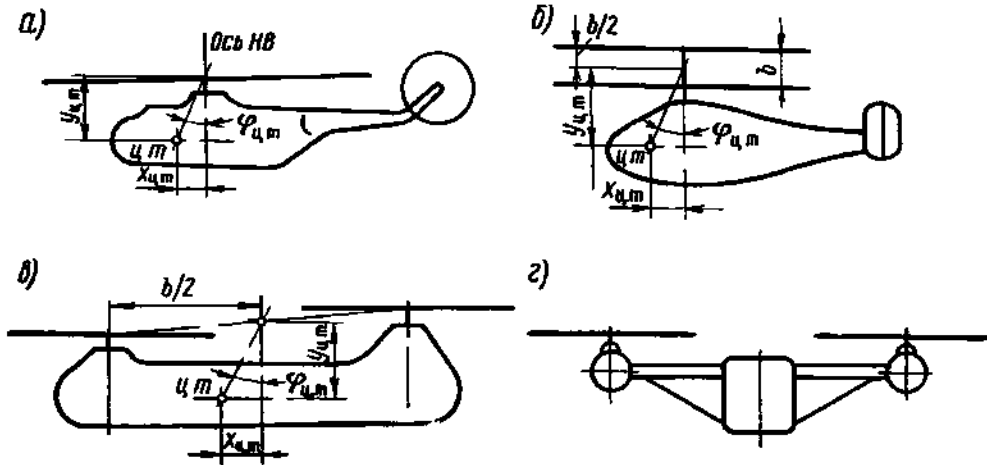


Рис. 148 Схемы вертолетов:
 а — одновинтовая; б — двухвинтовая соосная; в — двухвинтовая продольная; г —
 двухвинтовая поперечная

Одновинтовая схема вертолета с рулевым винтом (рис. 14.8, а) в настоящее время наиболее распространена. Преимуществом ее является относительная простота конструкции — один несущий винт, простое управление, одна главная трансмиссия. Вертолеты этой схемы проще других в эксплуатации и изготовлении. Это позволяет получить для них относительно меньшую стоимость летного часа.

Затраты мощности двигателя на привод рулевого винта, уравновешивающего реактивный крутящий момент, длинная трансмиссия рулевого винта и малый допустимый диапазон центровок являются недостатками одновинтовой схемы.

В двухвинтовой схеме вертолета уравновешивание реактивного момента осуществляется во всех случаях сообщением несущим винтам противоположного направления вращения.

Вертолеты двухвинтовой соосной схемы (рис. 14.8, б) наиболее компактны и маневренны, имеют высокую весовую отдачу (отношение полезной нагрузки к полетному весу); у них нет рулевого винта.

Однако наличие двух несущих винтов, расположенных один над другим и вращающихся на двух соосных валах, усложняет конструкцию и регулировку при эксплуатации. Недостатком является и вредное взаимное влияние несущих винтов.

Вертолет двухвинтовой схемы с продольным расположением несущих винтов (рис. 14.8, в) имеет длинный фюзеляж, внутри которого можно перевозить грузы большой длины, хорошую продольную устойчивость и широкий диапазон центровок.

К недостаткам этой схемы следует отнести: сложность трансмиссии; большие индуктивные потери при горизонтальном полете; необходимость надежной синхронизации вращения несущих винтов.

Вертолет двухвинтовой поперечной схемы имеет два несущих винта, расположенных в одной плоскости по бокам фюзеляжа

(рис. 14.8, г). С точки зрения аэродинамики, такая схема расположения несущих винтов наиболее целесообразна, так как индуктивные потери в горизонтальном полете благодаря положительному взаимному влиянию винтов меньше, чем при других схемах.

Развитие этой схемы в направлении увеличения размеров вертолетов и грузоподъемности ничем не ограничено. Она, например, применена на тяжелом вертолете В-12, имеющем взлетный вес порядка 100 т.

У вертолетов с реактивным приводом несущего винта момент от его аэродинамических сил уравнивается моментом, создаваемым тягой реактивных двигателей или сопел, расположенных на концах лопастей. В этом случае отпадает необходимость уравнивания реактивного момента.

К основным преимуществам таких вертолетов следует отнести: отсутствие сложной трансмиссии, меньшая стоимость, высокая весовая отдача.

Недостатки вертолетов этой схемы являются: большой расход топлива, сложность создания реактивных двигателей, надежно работающих в поле больших центробежных сил на концах лопастей, сложная конструкция втулки и лопастей несущего винта в случае подачи воздуха через них.

Производительность вертолета зависит от ряда факторов, среди которых важную роль играет крейсерская скорость полета. Увеличению скорости вертолета препятствуют два явления — повышение сопротивления от влияния сжимаемости воздуха на концах лопастей несущего винта, идущих вперед, и срыв потока на концах лопастей, идущих назад.

Уменьшить срыв потока на лопастях, а следовательно, повысить допустимую скорость полета вертолета можно путем разгрузки несущего винта, т. е. уменьшения нагрузки на ометаемую площадь. Это обеспечивает возможность его работы с меньшими установочными углами лопастей.

Разгрузка несущего винта может быть осуществлена применением на вертолете крыла, установкой винта самолетного типа (тянущего или толкающего) для создания горизонтальной тяги либо путем совместного применения крыла и такого винта.

В последнем случае вертолет, на котором установлено крыло и винт самолетного типа, называют винтокрылом, или комбинированным вертолетом.

При небольшой грузоподъемности возможно применение также схемы автожира — летательного аппарата, у которого несущий винт не имеет привода и вращается за счет аэродинамических сил, а тяга создается винтом самолетного типа.

При проектировании вертолета необходимо учитывать преимущества и недостатки различных схем и производить их сравнительную оценку. Критерии, характеризующие достоинства схемы: лучшая весовая отдача; меньшая потеря мощности; более экономичский полет на дальность; лучшая устойчивость и управляемость;

большая безопасность полета; технологическая конструкция и более низкая стоимость; комфорт для пассажиров и экипажа.

Компоновка вертолета зависит от схемы вертолета, его назначения, числа и типа двигателей и других факторов. Основные агрегаты вертолета (силовая установка, трансмиссия, несущий винт, крыло) тесно связаны между собой по размещению.

Процесс компоновки сопровождается **центровкой**. Расчет центровки вертолета производится аналогично расчету центровки самолета.

Положение центра тяжести вертолета определяется у вертолетов одновинтовой, поперечной и соосной схемы (см. рис. 14.8, а, б, г) относительно конструктивной оси несущего винта и его плоскости вращения, у вертолетов продольной схемы (см. рис. 14.8, в) — относительно линии, соединяющей втулки переднего и заднего несущих винтов и перпендикуляра к плоскости вращения несущего винта в ее середине.

Изменение центровки при проектировании может производиться двумя путями: перемещением агрегатов и грузов или смещением оси несущего винта относительно центра тяжести.

Помимо абсциссы и ординаты центра тяжести $x_{ц.т.}$, $y_{ц.т.}$, центровку вертолета удобно выражать через угол $\varphi_{ц.т.}$, образованный осью несущего винта и линией, соединяющей центр втулки с центром тяжести вертолета.

Центровка определяется для всех вариантов загрузки вертолета, причем находятся наиболее переднее и наиболее заднее положения центра тяжести.

ЛИТЕРАТУРА

1. Александров В. Г., Майоров А. В., Пашестюк А. М. Авиационный технический справочник. М., «Транспорт», 1969, 496 с.
2. Справочная книга по расчету самолета на прочность. М., Оборонгиз, 1954, 708 с. Авт.: Астахов М. Ф., Караваяев А. В., Макаров С. Я., Суздальцев Я. Я.
3. Конструкция летательных аппаратов. Под ред. Кана С. Н. М., Оборонгиз, 1963, 710 с. Авт.: Бельский В. Л., Власов И. Б., Зайцев В. Н., Кан С. Н., Карножицкий В. П., Коц В. М., Липовский Д. Е.
4. Богданов А. П., Виноградов Р. И., Миртов К. Д. Сборник задач по конструкции и прочности самолетов. М., Оборонгиз, 1959, 232 с.
5. Бадягин А. А., Овруцкий Е. А. Проектирование пассажирских самолетов с учетом экономики эксплуатации. М., «Машиностроение», 1964, 295 с.
6. Братухин И. П. Проектирование и конструкция вертолетов. М., Оборонгиз, 1955, 360 с.
7. Конструкция и прочность самолетов. Под ред. Миртова К. Д., изд. РКВИАВУ, 1956, 626 с. Авт.: Виноградов Р. И., Воскобойник М. С., Миртов К. Д., Требушко О. Н.
8. Воскобойник М. С., Миленский Ю. Д., Ушаков В. С. Приближенные расчеты конструкции самолета. Изд. РКИИ ГА, 1969, 131 с.
9. Гудков А. И., Лешаков П. С. Внешние нагрузки и прочность летательных аппаратов. М., «Машиностроение», 1968, 470 с.
10. Егер С. М. Проектирование пассажирских реактивных самолетов. М., «Машиностроение», 1964, 452 с.
11. Кан С. Н., Свердлов И. А. Расчет самолета на прочность. М., «Машиностроение», 1966, 519 с.
12. Вертолеты. Ч. I и II. М., «Машиностроение», 1967. Ч. I, 455 с., ч. II, 424 с. Авт.: Миль М. Л., Некрасов А. В., Браверман А. С., Гродко Л. Н., Лейканд М. А.
13. Шульженко М. Н., Мостовой А. С. Курс конструкции самолетов. М., Машгиз, 1965, 563 с.
14. Teichmann F. K. Airplane Design Manual. Pitman Publishing Corporation. New York, 1958.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение	3
§ 1. Задачи и построение курса	3
§ 2. Эксплуатационно-технические требования к летательному аппарату	3
§ 3. Проектирование, постройка и эксплуатация летательного аппарата	4
Глава 1. Условия нагружения летательных аппаратов	7
§ 1. Силы, действующие на летательный аппарат	8
§ 2. Понятие о перегрузке	10
§ 3. Экспериментальное изучение перегрузок. Измерение перегрузок	14
§ 4. Маневренный полет	17
§ 5. Полет в беспокойном воздухе	19
§ 6. Полет с высокими скоростями	22
§ 7. Требования к прочности и нормы прочности самолетов	25
§ 8. Особенности нагружения вертолетов	28
Глава 2. Внешние формы крыльев и несущих винтов	30
§ 1. Назначение крыла и важнейшие технические требования к нему	30
§ 2. Компоновка внешних форм крыла	33
§ 3. Несущие винты вертолетов	51
Глава 3. Общие вопросы конструкции и прочности крыла и несущих винтов	57
§ 1. Нагрузки на крыло	57
§ 2. Усилия в сечениях крыла	70
§ 3. Силовая схема крыла	77
§ 4. Примеры конструкции крыльев современных самолетов	85
§ 5. Основы метода редуцированных коэффициентов	93
§ 6. Двухпоясная балка	98
§ 7. Приближенный расчет крыла на изгиб	102
§ 8. Приближенный расчет крыла на сдвиг и кручение	109
§ 9. Деформации крыла и особенности работы его корневой части	113
§ 10. Особенности конструкции и работы корневых участков стреловидного крыла	115
§ 11. Особенности конструкции и работы треугольных крыльев малого удлинения	122
§ 12. Нагрузки на лопасть несущего винта и усилия в ее сечениях	129

Глава 4. Конструкция и расчет деталей крыла и лопастей вертолета . . .	135
§ 1. Общие вопросы конструирования и расчета деталей авиаконструкций	135
§ 2. Лонжероны	140
§ 3. Стрингеры	149
§ 4. Обшивка	151
§ 5. Нервюры	155
§ 6. Конструкция и работа крыла в зоне выреза в обшивке	162
§ 7. Конструкция и работа крыла у разъема	165
§ 8. Особенности конструкции и расчета лопастей несущих винтов	172
Глава 5. Элероны и оперение	176
§ 1. Технические требования к органам устойчивости и управляемости самолета	177
§ 2. Элероны (рули крена)	178
§ 3. Хвостовое оперение	183
§ 4. Аэродинамическая компенсация и средства балансировки	189
Глава 6. Колебания и аэроупругость авиаконструкций	192
§ 1. Виды колебаний частей летательных аппаратов	193
§ 2. Вынужденные колебания при случайных воздействиях	194
§ 3. Акустические вибрации	196
§ 4. Вынужденные колебания оперения — бафтинг	197
§ 5. Флаттер	199
§ 6. Влияние конструктивных параметров на критическую скорость и меры предотвращения флаттера крыла и оперения	207
§ 7. Перекручивание и дивергенция крыла	211
§ 8. Реверс	214
§ 9. Влияние стреловидности крыла	216
Глава 7. Средства улучшения взлетно-посадочных характеристик самолетов	218
§ 1. Классификация	218
§ 2. Механизация крыла, увеличивающая c_y	219
§ 3. Использование вертикальной тяги	225
§ 4. Увеличение ускорения при разбеге	227
§ 5. Торможение самолета	227
§ 6. Конструкция и расчет на прочность закрылков и щитков	229
Глава 8. Размещение и крепление двигателей на летательных аппаратах	232
§ 1. Основные требования к размещению и креплению двигателей и связанных с ними агрегатов	232
§ 2. Размещение двигателей на самолете	233
§ 3. Гондолы и капоты двигателей	237
§ 4. Конструкция креплений двигателей к летательным аппаратам	240
§ 5. Нагрузки, действующие на установки крепления двигателей и основы расчета на прочность	244
§ 6. Особенности размещения и крепления двигателей на вертолетах	247
§ 7. Вынужденные колебания силовых установок и их демпфирование	248

Глава 9. Фюзеляж	253
§ 1. Назначение фюзеляжа и важнейшие технические требования к нему. Внешние формы фюзеляжа	253
§ 2. Условия нагружения фюзеляжа	255
§ 3. Конструкция и расчет фюзеляжа на прочность	260
§ 4. Элементы конструкции фюзеляжа. Особенности работы фюзеляжа в зоне вырезов	269
§ 5. Кабины экипажа, пассажирские салоны и вспомогательные помещения	279
§ 6. Герметические отсеки	283
§ 7. Обеспечение безопасности экипажа и пассажиров при аварийных ситуациях	290
Глава 10. Шасси	292
§ 1. Назначение и основные технические требования	292
§ 2. Основные схемы расположения шасси на самолете	293
§ 3. Требования к прочности шасси и основные случаи нагружения самолета на земле	300
§ 4. Назначение амортизации и технические требования к ней	302
§ 5. Авиаколеса	305
§ 6. Тормоза авиаколес	309
§ 7. Виды амортизаторов	312
§ 8. Расположение амортизатора в конструкции шасси. Коэффициент передачи ψ	314
§ 9. Работа жидкостно-газового амортизатора	316
§ 10. Конструкция и силовые схемы шасси	331
§ 11. Расчет прочности шасси'	336
§ 12. Кинематические схемы и элементы механизмов уборки и выпуска шасси	339
§ 13. Передняя, хвостовая и вспомогательные ноги шасси	343
§ 14. Шасси вертолетов	347
Глава 11. Гидравлические и газовые энергетические системы	352
§ 1. Гидравлические системы	352
§ 2. Газовые системы	366
Глава 12. Управление летательных аппаратов	368
§ 1. Назначение систем управления и технические требования	368
§ 2. Конструкция и прочность частей управления	370
§ 3. Мероприятия по снижению нагрузок на командные рычаги основного управления скоростных и тяжелых самолетов	381
§ 4. Управление вертолета	386
§ 5. Дополнительное управление	392
Глава 13. Надежность, живучесть и ресурс конструкции летательных аппаратов	393
§ 1. Изменение состояния конструкции летательных аппаратов в условиях эксплуатации	393
§ 2. Основы определения усталостного ресурса конструкции	396
§ 3. Влияние кинетического нагрева и охлаждения конструкции	404

Г л а в а 14. Основы проектирования и оценка эффективности летательных аппаратов

§ 1. Уравнение существования летательного аппарата. Основы оценки эффективности

§ 2. Разработка эксплуатационно-технических требований

§ 3. Общие принципы выбора схемы компоновки и параметров летательного аппарата

§ 4. Весовой расчет и определение основных размеров самолета

§ 5. Компоновка и центровка самолета

§ 6. Особенности компоновки и центровки вертолетов

Литература

*Моисей Самуилович Воскобойник,
Герман Семенович Лагосюк,
Юрий Дмитриевич Миленский,
Константин Дмитриевич Миртов,
Донат Павлович Осокин,
Михаил Лукьянович Скрипка,
Виктор Степанович Ушаков,
Жан Сергеевич Черненко*

**КОНСТРУКЦИЯ И ПРОЧНОСТЬ САМОЛЕТОВ
И ВЕРТОЛЕТОВ**

Редактор *С. И. Лазаревич*

Техн. редактор *Т. А. Гусева*

Корректоры *С. Н. Мясникова, С. М. Лобова*

Сдано в набор 29/II—72 г. Подписано в печать 13/X—72 г.
Формат бумаги 60×90^{1/16} Печ. л. 27,5 Уч.-изд. л. 28,14
Тираж 6000 экз Заказ 545. Цена 1 р. 22 к.
Т—15157. Изд. № 1—1—1/17 № 4222

Изд-во «Транспорт», Москва, Басманный туп., 6а
Московская типография № 8 Главполиграфпрома
Государственного комитета Совета Министров СССР
по делам издательств, полиграфии и книжной торговли,
Хохловский пер., 7.