

**МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

**Кафедра аэродинамики, конструкции и прочности
летательных аппаратов**

Ефимова М.Г.

ОСНОВЫ АВИАЦИИ

Часть 2

КОНСТРУКЦИЯ И ОСНОВНЫЕ ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

*для студентов 1 курса специальности 061100
всех форм обучения*

Москва – 2005

Рецензенты: д.т.н., проф. Ципенко В.Г., д.т.н., проф. Калугин В.Т.

Ефимова М.Г.

Основы авиации. Часть 2. Конструкция и основные функциональные системы летательных аппаратов: Учебное пособие. – М.: МГТУГА, 2005. – 52 с., 1 табл., 32 ил., лит.: 5 наим.

Данное учебное пособие издается в соответствии с учебным планом для студентов 1 курса специальности 061100 дневного и заочного обучения.

Рассмотрено и одобрено на заседаниях кафедры 15.03.05 и методического совета 29.03.05.

Содержание

Введение	5
1. ОСНОВНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ КОНСТРУКЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	6
1.1 Основные конструкционные материалы	6
1.2 Внешние нагрузки и реакции опор	6
1.2.1 Нагрузки, действующие на ЛА. Нормы прочности и жесткости	6
1.2.2 Растяжение	8
1.2.3 Сжатие	9
1.2.4 Сдвиг	9
1.2.5 Кручение	10
1.2.6 Изгиб	11
1.3 Конструктивные элементы планера самолета	12
2. ОСНОВНЫЕ ЧАСТИ ПЛАНЕРА САМОЛЕТА	15
2.1 Крыло	15
2.1.1 Основные конструктивно-силовые схемы крыльев	16
2.2 Фюзеляж	17
2.2.1 Конструктивно-силовые схемы фюзеляжей	17
2.3 Оперение	19
2.4 Шасси	20
2.4.1 Схемы шасси	21
2.4.2 Геометрические характеристики (параметры) шасси	22
2.4.3 Основные части шасси	22
2.4.4 Амортизаторы	24
2.5 Система управления самолета	25
3. ОСНОВНЫЕ ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ ЛА	29
3.1 Гидравлическая система	29
3.1.1 Рабочие жидкости	30
3.1.2 Принципиальная схема гидравлической системы	30
3.2 Особенности высотного полета	31
3.2.1 Герметические кабины	31
3.2.2 Кондиционирование воздуха	32
3.2.3 Программа регулирования давления в гермокабине	33
3.3 Противообледенительные системы ЛА	34
3.3.1 Виды обледенения	34
3.3.2 Влияние обледенения на летно-технические характеристики ЛА	35
3.3.3 Способы защиты ЛА от обледенения	35
3.3.4 Системы защиты ЛА от обледенения	36
3.3.4.1 Механические ПОС	36
3.3.4.2 Физико-химические ПОС	37
3.3.4.3 Тепловые ПОС	38
3.4 Противопожарные системы	39
3.4.1 Условия возникновения пожаров	40
3.4.2 Методы повышения пожарной безопасности	40
3.4.3 Система защиты от пожара	41
3.4.3.1 Системы сигнализации о пожаре	41
3.4.3.2 Средства пожаротушения	41
4. ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЛА	43
4.1 Самолет как объект проектирования	43
4.2 Требования, предъявляемые к ЛА ГА	43
4.3 Основные этапы разработки проекта самолета	44
4.3.1 Алгоритм предварительного проектирования	45

4.3.2 Критерии оценки проектных и конструкторских решений	47
4.3.3 Взлетная масса как критерий выбора проектного решения	47
4.3.4 Уравнение существования ЛА	48
4.4 Пути увеличения эффективности за счет весового совершенства конструкции ЛА	50
4.4.1 Повышение эффективности за счет прогресса в свойствах конструкционных материалов	50
4.4.2 Оптимизация авиационных конструкций	51
4.4.3 Применение прогрессивных технологий	51
5. ЛИТЕРАТУРА	52

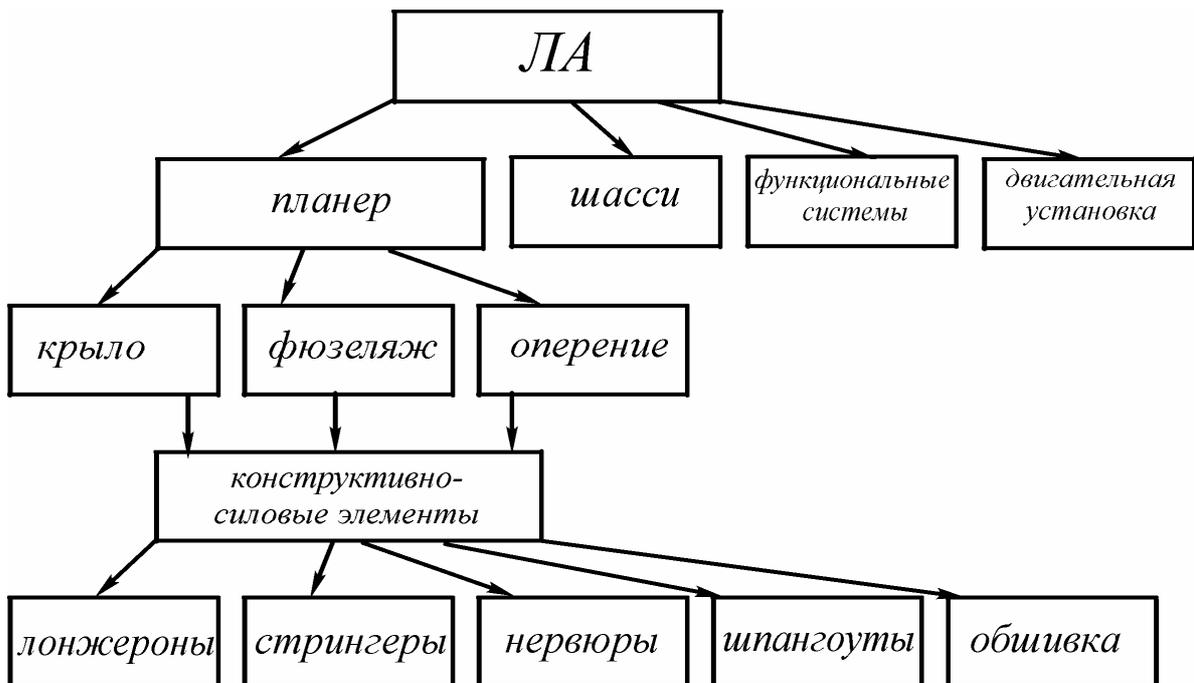
Введение

Учебное пособие «Конструкция и основные функциональные системы летательных аппаратов» является продолжением пособия по дисциплине «Основы авиации, часть 1» и предусмотрено учебным планом подготовки студентов 1 курса специальности 061100.

Настоящее учебное пособие, основываясь на знаниях, полученных студентами в первой части курса, дает представление о конструкции основных частей самолета, принципах функционирования некоторых его систем и общих подходах к проектированию ЛА.

Вторая часть курса «Основы авиации» направлена на формирование у студентов представления о том, что создание современной авиакосмической техники невозможно без прогресса в области конструирования. Опыт, накопленный во многих отраслях машиностроения, позволяет создавать конструкции минимальной массы, обладающие необходимыми прочностью и жесткостью. Применение новых материалов и технологических методов, более точных методик прочностных расчетов направлено на создание конструкций, обладающих высокой эффективностью и экономичностью при эксплуатации.

Летательный аппарат – это сложная техническая система с развитой иерархической структурой, состоящая из множества простых и сложных систем, подсистем, конструктивных элементов и агрегатов, объединенных множеством перекрестных связей. Ниже на рисунке приведена упрощенная структурная схема летательного аппарата. В настоящем пособии будут рассмотрены все составные части этой структурной схемы за исключением двигательной установки.



1. ОСНОВНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ КОНСТРУКЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

1.1 Основные конструкционные материалы

Материалы, используемые при создании ЛА, должны отвечать определенным требованиям, среди которых:

- высокие прочностные характеристики, сохраняющиеся в широком диапазоне температур и внешних воздействий;
- небольшая плотность;
- хорошие технологические свойства (возможность применения различных видов обработки при производстве);
- невысокая стоимость самого материала и его обработки.

Планер современного ЛА и элементы его системы управления в настоящее время выполняются в основном из алюминиевых сплавов. Для наиболее нагруженных участков применяются высокопрочные легированные стали, титановые сплавы и др. Кроме того, применяются и неметаллические материалы: стекло и углепластики, оргстекло, полимерные наполнители, а в последнее время, и композиционные материалы.

Выбор того или иного материала в каждом конкретном случае определяется конструктивными и технологическими и экономическими требованиями.

1.2 Внешние нагрузки и реакции опор

1.2.1 Нагрузки, действующие на ЛА. Нормы прочности и жесткости

Для обеспечения безопасности полетов конструкция ЛА должна быть достаточно прочной в эксплуатации в течение всего срока службы ЛА. При оценке прочности ЛА рассматриваются следующие эксплуатационные условия: маневренный полет и полет в неспокойном воздухе, а также движение по ВПП. Действие нагрузок на конструкцию проявляется по-разному в зависимости от их значения, характера приложения и количества повторений.

Большие, но редко возникающие, нагрузки могут вызвать остаточные деформации и разрушение конструкции. Небольшие, но часто повторяющиеся нагрузки, могут привести к усталостным повреждениям конструкции.

Требования к прочности ЛА, направленные на обеспечение безопасности полетов, содержатся в Нормах летной годности самолетов (НЛГС). Это свод основных обязательных требований к прочности, жесткости и долговечности конструкции. НЛГС устанавливают ситуации нагружения, опасные для конструкции самолета, и их предельные параметры. Для гражданских самолетов в СССР было разработано несколько редакций НЛГС, которые являлись государственным стандартом и соответствовали требованиям ИКАО (International Civil Aviation Organization). В настоящее время Межгосударственный авиационный комитет (МАК), основной задачей которого является обеспечение безопасности полетов самолетов ГА, разработал обязательные к выполнению Авиационные правила (АП), которые с

одной стороны являются логическим развитием НЛГС, а с другой стороны, приведены в соответствие аналогичным правилам других стран мира.

К конструкции ЛА предъявляется требование выдерживать (без разрушений) нагрузки, возникающие в процессе эксплуатации, а элементы конструкции не должны иметь при этом остаточных деформаций.

Нагрузка (или перегрузка), при которой ЛА (или его часть) разрушается, называется *разрушающей* нагрузкой P_p или разрушающей перегрузкой n_p . Она должна быть больше максимально допустимой в эксплуатации нагрузки P_3 или перегрузки n_3 , называемой *максимальной эксплуатационной*.

$$\text{Коэффициент безопасности } f = \frac{n_p}{n_3}.$$

Прочность ЛА – способность воспринимать, не разрушаясь, внешние нагрузки. Расчет на прочность проводят по разрушающей перегрузке:

$$Y_p = n_p G = f n_3 G = f Y_3.$$

Оптимально принимают $f = 1,5 \dots 2$ (меньший коэффициент безопасности приведет к остаточным деформациям, уменьшению надежности, больший - к увеличению массы).

Для расчета конструкции на прочность из всех нагрузок выбирают наибольшие. Предельные нагрузки (в направлении действия подъемной силы) n_{\max} и n_{\min} устанавливаются тактико-техническими требованиями, зависят от класса ЛА и регламентируются НЛГС.

Жесткость ЛА – способность противостоять деформациям от нагрузок. Расчеты на жесткость производятся с целью определения деформаций, возникающих в конструкции. Деформации могут существенно изменить картину обтекания ЛА, снизить эффективность органов управления, привести к возникновению автоколебаний и, следовательно, к разрушению конструкции.

Нормы жесткости регламентируют нагрузку, при которой не возникает потери устойчивости обшивки и остаточных деформаций конструкции.

При расчете на прочность и анализе работы конструкции внешние силы, действующие на ЛА и укрепленные на нем агрегаты в полете и при движении ЛА по земле (см. рис. 1.2.6), подразделяют на поверхностные и массовые.

К поверхностным силам относятся:

- распределенные воздушные нагрузки, приложенные к обшивке крыла. Это связанные с наружным обтеканием аэродинамические силы и статические нагрузки от давления внутри крыла;

- поверхностные нагрузки, действующие на агрегаты, прикрепленные к крылу, и передающиеся через узлы крепления агрегатов с крылом. Это могут быть тяга двигателей, нагрузки от шасси при движении по земле и т.п.;

К массовым силам относятся:

- распределенные нагрузки, действующие на массу конструкции и приложенные непосредственно к каждому ее элементу;

- сосредоточенные силы, передающиеся на планер от прикрепленных к нему агрегатов (двигатели, шасси и т.д.).

При анализе работы под нагрузкой любого элемента конструкции необходимо установить:

а) какие внешние нагрузки действуют на конструкцию и каким образом они к ней приложены;

б) что является опорой для конструкции и каким образом нагрузка передается с конструкции на опору;

в) что происходит внутри конструкции при ее нагружении.

Любое внешнее силовое воздействие на конструкцию (независимо от физической природы сил) должно быть уравновешено эквивалентным силовым противодействием (третий закон Ньютона). Одну из взаимоуравновешенных сил, действующих на самолета, принято называть внешней силой, а другую силой реакции опоры.

При воздействии внешних нагрузок на конкретный элемент конструкции, он может изменять свои формы и размеры (т.е. деформироваться). В зависимости от характера приложения нагрузок деформация может иметь различные виды: растяжение, сжатие, изгиб, кручение, сдвиг.

1.2.2 Растяжение

При растяжении материала прочные межатомные связи, соединяющие атомы недеформированного тела, создают большие внутренние силы противодействия внешней нагрузке. Под действием внешних сил частицы материала конструкции будут перемещаться до тех пор, пока между внешними и внутренними силами не установится равновесие, называемое деформированным состоянием. Мерой воздействия внешних сил на атомы вещества, которые могут удаляться друг от друга (при растяжении) или сближаться (при сжатии) является напряжение.

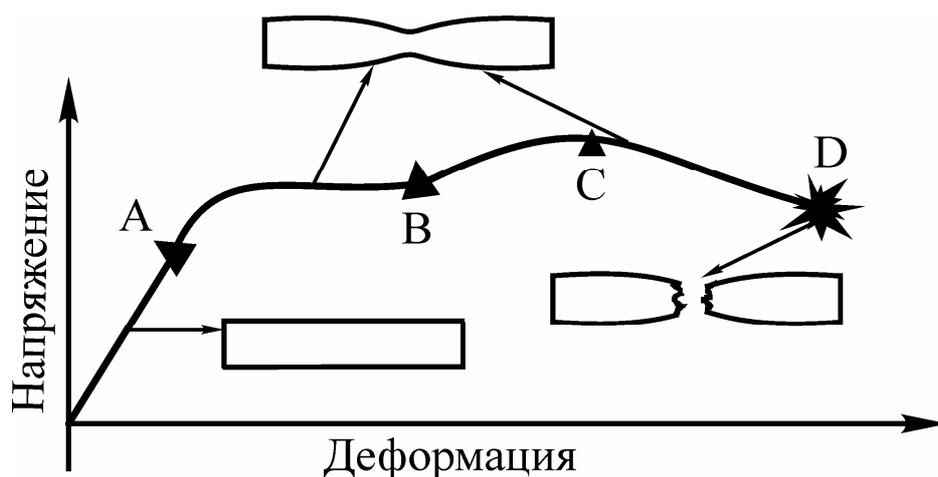


Рис. 1.2.1. Диаграмма напряжений

Характер работы конструкции под нагрузкой во многом определяется выбором конструктивных материалов. Одной из основных характеристик материала конструкции является диаграмма растяжения (кривая деформирования – рис. 1.2.1) – зависимость напряжений и деформаций удлинения, по-

лучаемая в результате испытаний образцов материала на удлинение. На диаграмме (см. рис. 1.2.1) до точки А рост напряжения идет без разрушения межатомных связей, а в интервале от т. А до т. D межатомные связи постепенно разрушаются, что приводит к значительному местному утонению образца. В т. D происходит разрушение образца.

Наличие в материале микротрещин, вкраплений инородных материалов, а также резкие изменения однородности формы конструкции (вырезы, риски и т.д.) нарушают постоянство напряжений и резко снижают несущую способность конструкции.

1.2.3 Сжатие

При сжатии межатомные расстояния под действием нагрузки уменьшаются, межатомные силы отталкивания растут, и атомы стремятся «выскользнуть» из-под нагрузки в боковом направлении. Разрушение различных конструктивных элементов происходит по-разному, что определяется в основном формой и пропорциями этих элементов. На рис. 1.2.2 показаны различные виды деформированных состояний при сжатии. На рис. 1.2.2а и 1.2.2б приведены примеры потери устойчивости стержнем при различных условиях закрепления его концов в случае воздействия на него небольших нагрузок. При этом стержень сначала только упруго изгибается, при дальнейшем же увеличении нагрузки изогнутый стержень разрушается. Это называется общей потерей устойчивости. На рис. 1.2.2в показана местная потеря устойчивости тонкостенным цилиндром.

Для увеличения несущей способности конструкции, работающей на сжатие, ей придают форму, способную выдержать большие усилия сжатия без потери устойчивости. Например, плоский лист можно заменить гофрированным или криволинейным.

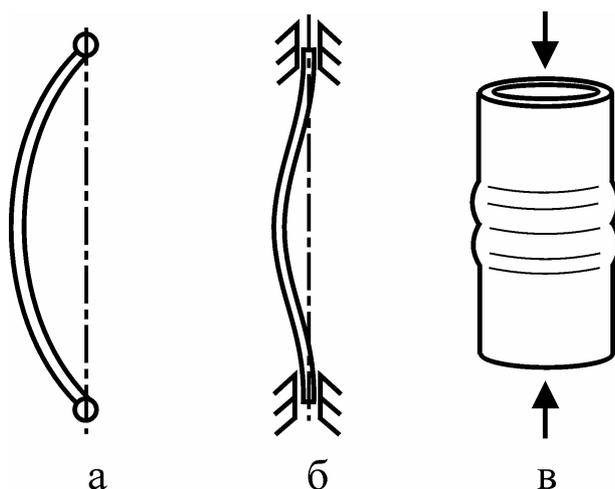


Рис. 1.2.2.

1.2.4 Сдвиг

Пример сдвига (или среза) заклепочного соединения приведен на рис. 1.2.3. Сдвиг возникает тогда, когда внешние силы смещают два параллель-

ных плоских сечения элемента конструкции одно относительно другого при неизменном расстоянии между ними, и напряжения сдвига служат мерой сопротивления сдвигу одной части твердого тела относительно другой.

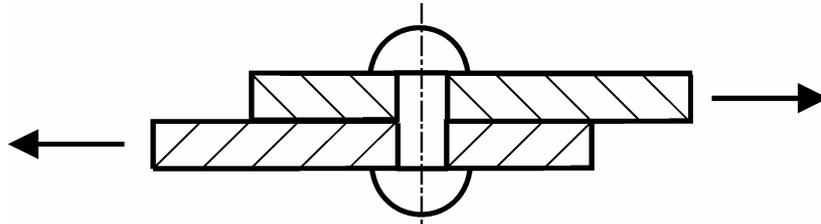


Рис. 1.2.3.

При сдвиге внешней нагрузке противостоят только диагональные межатомные связи, работающие на растяжение-сжатие.

Деформация чистого сдвига заключается в изменении прямых углов. Нагружение, например, тонкого листа сдвигающими усилиями по вертикальным кромкам при достижении критических усилий сдвига может привести к потере устойчивости при сдвиге – гофрированию. Причиной разрушения конструкции являются появляющиеся и развивающиеся в процессе эксплуатации трещины, которые возникают из-за несовершенства атомно-кристаллической пространственной решетки.

1.2.5 Кручение

Схема нагружения кручением показана на рис. 1.2.4. Внешние силы, образующие момент относительно оси элемента конструкции, вызывают его деформацию, которая заключается в плоском повороте поперечных сечений друг относительно друга. Продольная линия, нанесенная на поверхность элемента конструкции, нагруженной кручением, принимает форму винтовой линии.

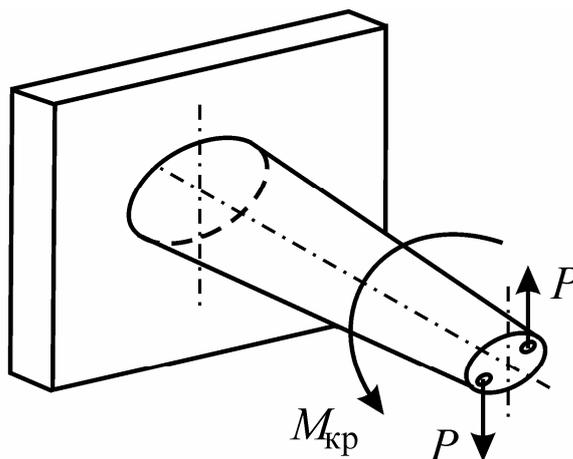


Рис. 1.2.4.

Наиболее рациональным конструктивным элементом, предназначенным для восприятия кручения, является тонкостенная оболочка (см. рис.

1.2.2 в). Но и такая конструкция, нагруженная кручением, может потерять устойчивость с образованием равномерно расположенных в окружном направлении вмятин, идущих по винтовым линиям. Поэтому тонкостенные оболочки, работающие на кручение, нуждаются в подкреплении в направлении возможной потери устойчивости.

1.2.6 Изгиб

Некоторые возможные схемы нагружения изгибом показана на рис. 1.2.5. Внешние силы при этом вызывают деформации, которые искривляют продольную ось балки. Выпуклая сторона балки растянута, вогнутая – сжата. Зоны растяжения и сжатия разделены нейтральным слоем, длина которого при изгибе остается постоянной. Поэтому применение балок прямоугольного сечения для восприятия изгиба является нерациональным, так как средний (нерастянутый) слой будет недогружен. Для восприятия изгиба применяют конструкции, в которых зоны, воспринимающие растяжение и сжатие имеют большую площадь, а ненагруженные зоны - меньшую.

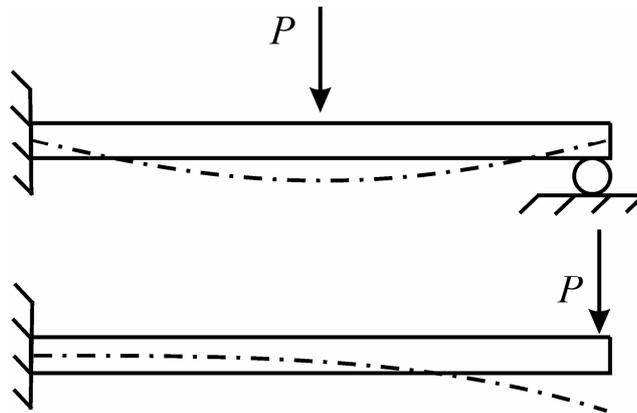


Рис. 1.2.5.

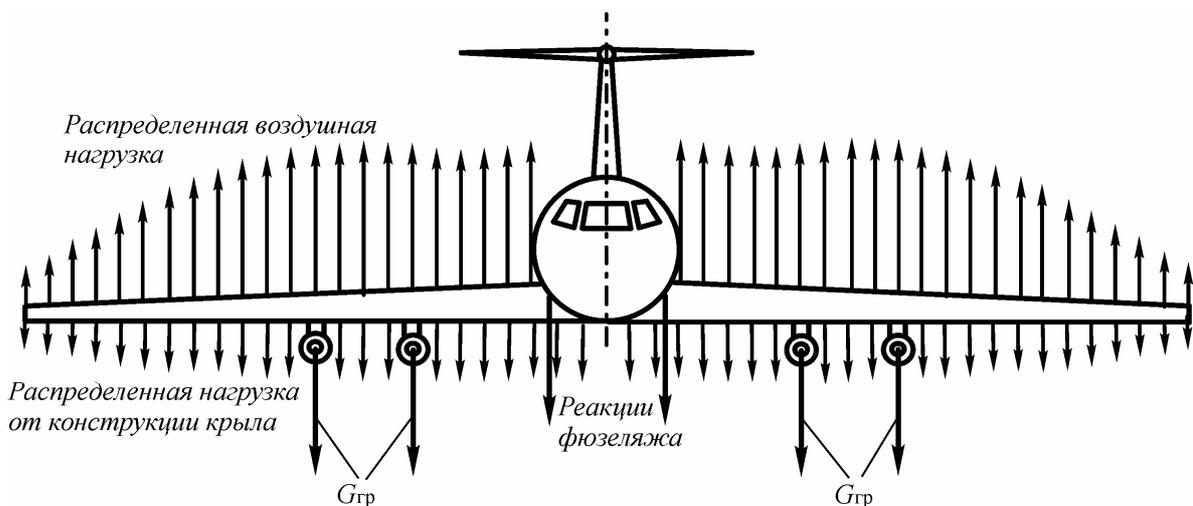


Рис. 1.2.6.

В технике широко распространен изгиб элементов конструкции, вызванный приложением к ним сосредоточенной силы или распределенной на-

грузки. На рис. 1.2.6 показаны нагрузки, действующие на крыло самолета. Под действием этих нагрузок крыло будет деформироваться, а в сечениях крыла возникнут ответные уравнивающие реакции, препятствующие недопустимым деформациям конструкции.

Различные внешние нагрузки, одновременно действующие на ЛА в различных плоскостях, стремятся деформировать конструкцию и создают в ней весь спектр внутренних сил. Под действием нагрузок на рис. 1.2.6., а также силы тяги двигателей в любом произвольном сечении крыла возникнут следующие внутренние силовые факторы: перерезывающая сила Q , изгибающий момент $M_{изг}$ и крутящий момент $M_{кр}$, которые будут уравнивать условно отсеченную часть крыла (рис. 1.2.7).

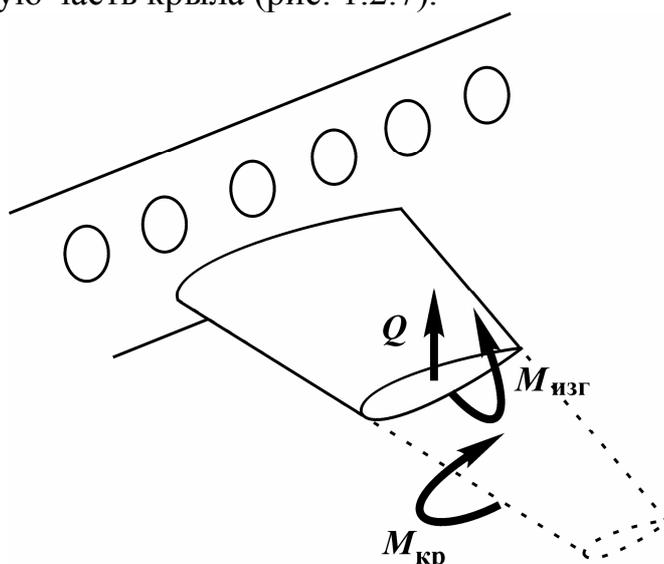


Рис. 1.2.7.

1.3 Конструктивные элементы планера самолета

Основой конструкции современных самолетов являются подкрепленные тонкостенные оболочки, воспринимающие различные внешние нагрузки и уравновешенные внутренними силовыми факторами (перерезывающие силы, крутящие и изгибающие моменты). Применение тонкостенных оболочек, подкрепленных продольными и поперечными силовыми элементами, позволяет рационально использовать внутренние объемы и обеспечивает высокие прочность и жесткость конструкции при минимальной массе.

Перераспределение давления воздуха на поверхности ЛА в полете приводит к деформированию его обшивки, что отрицательно сказывается на аэродинамических и других характеристиках ЛА. Для того, чтобы деформации обшивки не принимали недопустимых значений, она подкрепляется внутренним силовым набором.

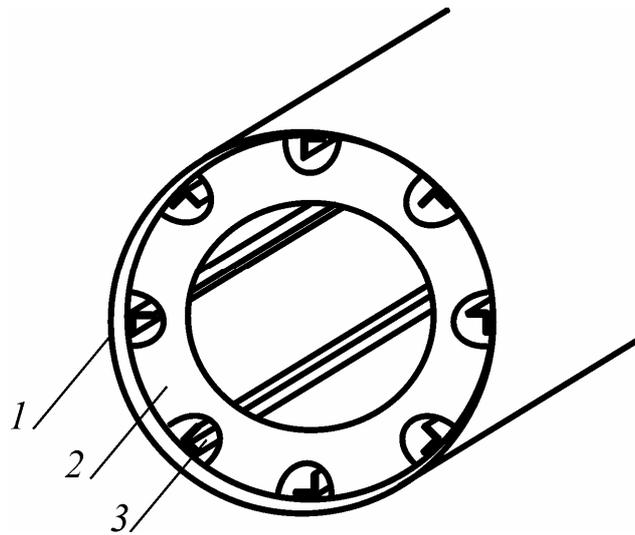


Рис. 1.3.1.

На рисунках 1.3.1 и 1.3.2 представлены конструкции фюзеляжа и крыла ЛА, состоящие из каркаса и обшивки. Конструкция фюзеляжа (рис. 1.3.1) состоит из обшивки 1, поперечных силовых элементов – шпангоутов 2 и продольных силовых элементов – стрингеров 3; конструкция крыла состоит из обшивки 1, поперечных силовых элементов нервюр 4, продольных силовых элементов лонжеронов 3 и стрингеров 2. Элементы поперечного силового набора помимо восприятия нагрузок придают заданную форму поперечному сечению.

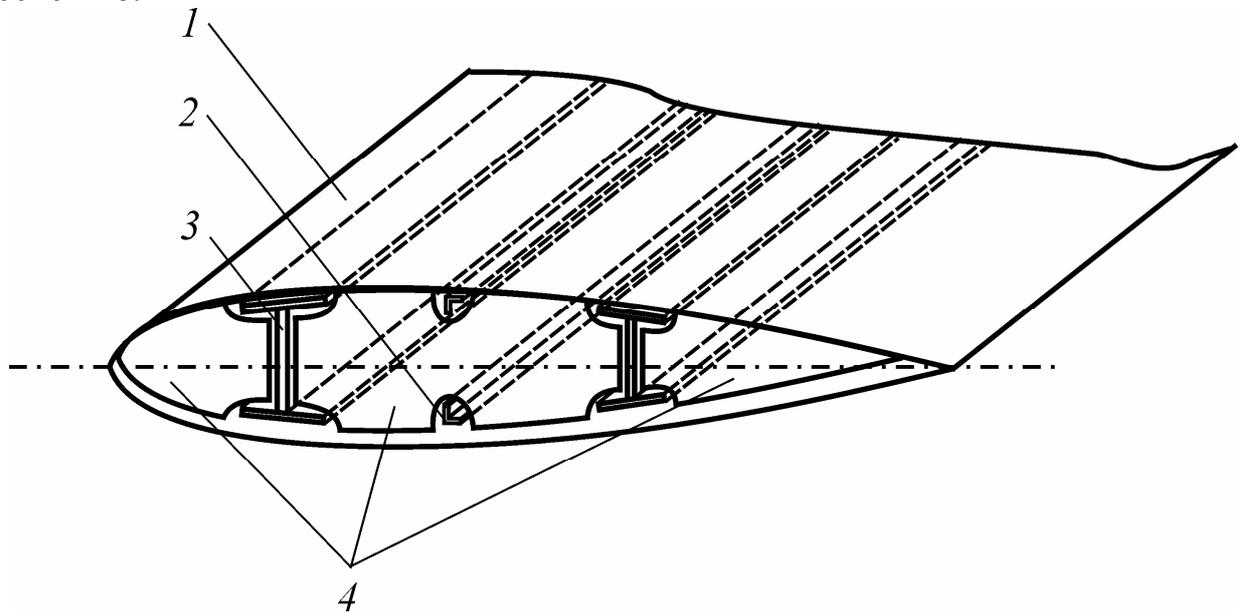


Рис. 1.3.2.

Стрингеры предназначены для подкрепления обшивки и восприятия местных нагрузок. Они могут иметь различную форму поперечного сечения и выполняются в виде штампованных или прессованных профилей. На рисунке 1.3.3 схематично изображены некоторые типовые профили стрингеров.

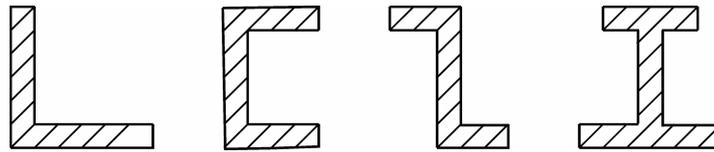


Рис. 1.3.3.

Лонжероны – это продольные балки, воспринимающие изгибающий момент и поперечную силу, иногда частично и крутящий момент. Лонжероны могут быть составными и монолитными. Конструкция составного лонжерона представлена на рис. 1.3.4. Составной лонжерон состоит из верхнего 1 и нижнего 2 поясов, стенки 3 и подкрепляющих стенку стоек 4. Изгибающий момент воспринимается поясами лонжеронов, которые при этом растягиваются и сжимаются, а поперечная сила воспринимается стенкой, которая работает на сдвиг.

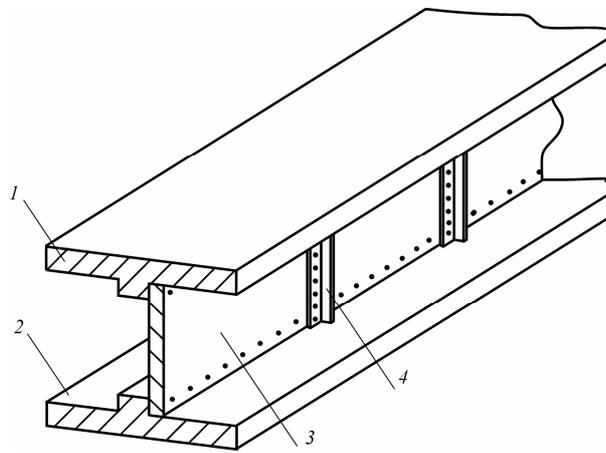


Рис.1.3.4.

Пояса лонжеронов выполняются из высокопрочных сталей или алюминиевых сплавов в виде толстостенных прессованных профилей.

Нервюры по своему назначению и конструкции делятся на нормальные и усиленные. Нормальные нервюры сохраняют форму профиля и передают местные воздушные нагрузки от обшивки на лонжероны (рис. 1.3.4, 4). Уменьшить массу этих нервюр позволяют так называемые отверстия облегчения. Усиленные нервюры служат для восприятия сосредоточенных сил и моментов, от крепящихся к крылу двигателей, стоек шасси и т.д., и передачи их на лонжероны и обшивку. Эти нервюры имеют большую площадь поперечного сечения, пояса из прессованных профилей и подкрепленные стойками глухие стенки.

Шпангоуты фюзеляжа (рис. 1.3.1, 2) выполняют ту же функцию, что и нервюры в крыле и так же подразделяются на нормальные (придают заданную форму фюзеляжу и подкрепляют обшивку и стрингеры) и усиленные (воспринимают сосредоточенные силы от крыла, оперения, шасси и т.д.).

Обшивка и в фюзеляже, и в крыле придает конструкции обтекаемую внешнюю форму, а также защищает экипаж, пассажиров, грузы и оборудования от воздействия набегающего потока воздуха. Обшивка воспринимает внешнюю аэродинамическую нагрузку и передает ее на элементы продольного и поперечного силового набора, работая на сдвиг от крутящего момента и совместно со стрингерами на растяжение-сжатие от изгибающего момента. Обшивки чаще всего выполняются из листов дюралюминия, иногда стали или титановых сплавов (для самолетов с большой сверхзвуковой скоростью). Толщина обшивки может колебаться в пределах от 0,5 до 10 и более миллиметров. Листы обшивки соединяют между собой встык или внахлестку при помощи клепаных, сварных или клеевых швов.

2. ОСНОВНЫЕ ЧАСТИ ПЛАНЕРА САМОЛЕТА

2.1 Крыло

Основное назначение крыла – создание подъемной силы, необходимой для всех эксплуатационных режимов полета, при возможно меньшей затрате тяги двигательной установки. Кроме того, оно обеспечивает поперечную устойчивость самолета и может быть использовано для размещения силовой установки, шасси, топлива, оборудования и т.д. На крыле располагаются средства механизации (предкрылки, закрылки) и рули крена (элероны). Наряду с горизонтальным и вертикальным оперением крыло относится к *несущим* частям конструкции самолета.

Крыло является важнейшей частью конструкции ЛА, от его формы, размеров и расположения в большой степени зависят летно-технические характеристики ЛА.

На долю крыла приходится значительная часть массы ЛА. Для дозвуковых самолетов:

$$m_{кр} = (0,07 \dots 0,16) m_0 = (0,35 \dots 0,45) m_{кон}, \text{ где}$$

$m_{кр}$ – масса крыла,

m_0 – взлетная масса ЛА,

$m_{кон}$ – масса конструкции ЛА.

К крылу предъявляется ряд аэродинамических, компоновочных, прочностных, эксплуатационных и технологических требований. Например, малое лобовое сопротивление и высокое аэродинамическое качество – это аэродинамические требования; возможность размещения на крыле грузов, агрегатов и средств механизации при незначительном увеличении сопротивления крыла – это компоновочное требование и т.д.

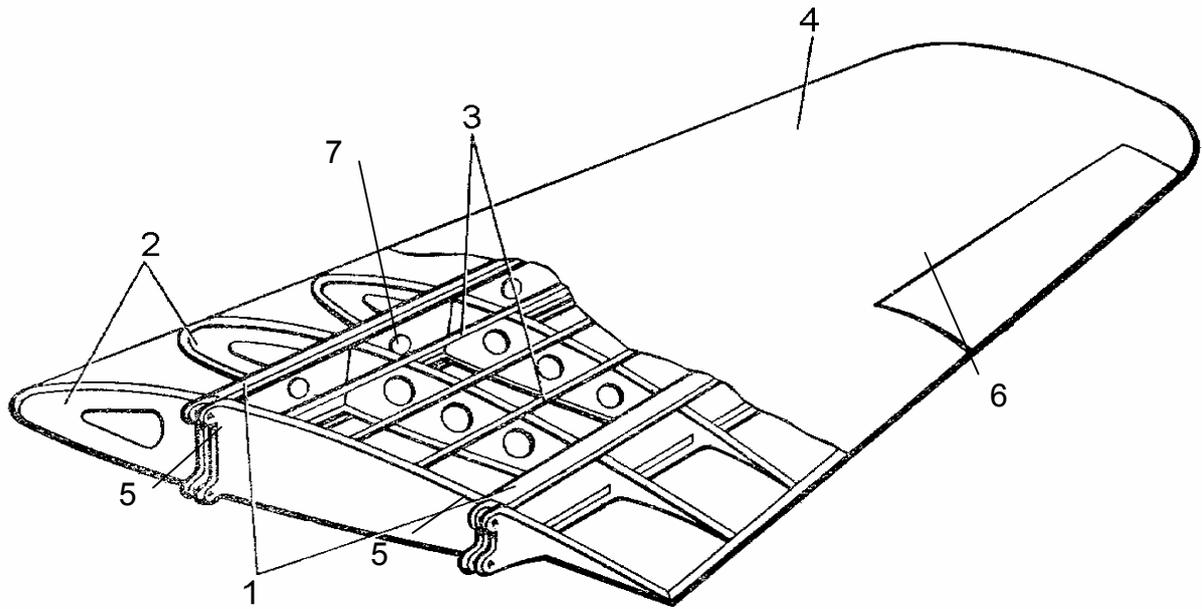


Рис. 2.1.1.

На рис. 2.1.1 представлена простейшая конструкция крыла. Рассмотрим ее подробнее. Тонкая обшивка 4 подкреплена элементами продольного силового набора стрингерами 3 и поперечного набора – нервюрами 2. В передней части рисунка находится усиленная бортовая нервюра, которая через моментные узлы 5 передает нагрузки на фюзеляж. Усиленные нервюры установлены также в местах навески элерона 6. Нормальные нервюры имеют отверстия облегчения 7. Лонжероны 1 воспринимают поперечную силу стенкой (рис. 1.3.4, 3), работающей на сдвиг, и изгибающий момент поясами (рис. 1.3.4, 1, 2), работающими на растяжение-сжатие. Нагрузка на лонжероны распределяется пропорционально их жесткости, таким образом в данной конструкции более нагруженным является передний лонжерон, как более мощный. Лонжероны, не имеющие мощных поясов, называются *стенками*.

2.1.1 Основные конструктивно-силовые схемы крыльев

Совокупность элементов, служащих для восприятия сил и моментов, действующих в сечениях крыла, составляют *основную силовую схему* крыла. Другие элементы, служащие для передачи местной нагрузки на элементы основной силовой схемы, дополняют ее и образуют вместе с ней полную силовую схему крыла, или просто *силовую схему* крыла.

Изгибающий момент является основным силовым фактором в поперечных сечениях крыла, на восприятие которого затрачивается до 50% массы крыла. В зависимости от степени участия обшивки, стрингеров и поясов лонжеронов в восприятии изгибающего момента крылья можно разделить на кессонные и лонжеронные.

Крыло, в котором изгибающий момент воспринимается, в основном, поясами лонжеронов, называется *лонжеронным*. В таком крыле стрингеры –

слабые, обшивка – тонкая. Лонжеронные крылья могут иметь один, два или более лонжеронов.

Крыло, в котором изгибающий момент воспринимается, в основном, обшивкой совместно с подкрепляющими ее стрингерами, называется *кессонным* или *моноблочным*. В таких крыльях толстая обшивка, развитые стрингеры и слабые лонжероны (стенки). Такие крылья наиболее полно отвечают всем современным требованиям к конструкции крыла, обладают лучшими весовыми и эксплуатационными характеристиками (большей жесткостью, живучестью).

2.2 Фюзеляж

Фюзеляж предназначен для размещения коммерческой нагрузки (пассажиры, груз, багаж), экипажа и оборудования. В нем также могут располагаться топливо, шасси, двигатели. Фюзеляж является строительной основой конструкции и связывает в единое целое все части самолета (крыло, оперение, шасси).

Масса фюзеляжа $m_{\text{ф}} = (0,08 \dots 0,15) m_0$, это составляет 30 – 40% массы конструкции фюзеляжа.

К фюзеляжу предъявляется ряд требований:

- компоновочные: необходимость рационального использования внутренних объемов, компактного размещения грузов (ближе к центру масс);
- аэродинамические: обеспечение минимального аэродинамического сопротивления;
- по безопасности и комфорту пассажиров и экипажа: обеспечение защиты от внешней среды и нормальных жизненных условий во время полета и на стоянке и др.

На рис. 2.2.1 приведен пример простейшей конструкции фюзеляжа. Стрингеры 2 подкрепляют обшивку 4 фюзеляжа в продольном, а нормальные шпангоуты 5 в поперечном направлении, обеспечивая заданную форму его обводов. Усиленные шпангоуты 3 устанавливаются в конструкцию фюзеляжа в местах соединения фюзеляжа с крылом, горизонтальным и вертикальным оперением, а также в тех местах, где к конструкции прикладываются большие сосредоточенные силы (от шасси, двигателей и т.д.). Усиленные стрингеры 1 также предназначены для компенсации сосредоточенных нагрузок, приложенных к фюзеляжу.

2.2.1 Конструктивно-силовые схемы фюзеляжей

Рассмотренный выше фюзеляж, выполненный в виде тонкостенной замкнутой оболочки – пространственной балки – относится к типу *балочных фюзеляжей*. Эти фюзеляжи имеют различные конструктивно-силовые схемы, которые в силу присущих им достоинств (высокая прочность и жесткость при минимальных затратах массы, рациональное использование внутренних объемов, возможность получения наивыгоднейших аэродинамических форм и гладкой поверхности и т.д.), получили широкое распространение в отличие от фюзеляжей *ферменного* типа.

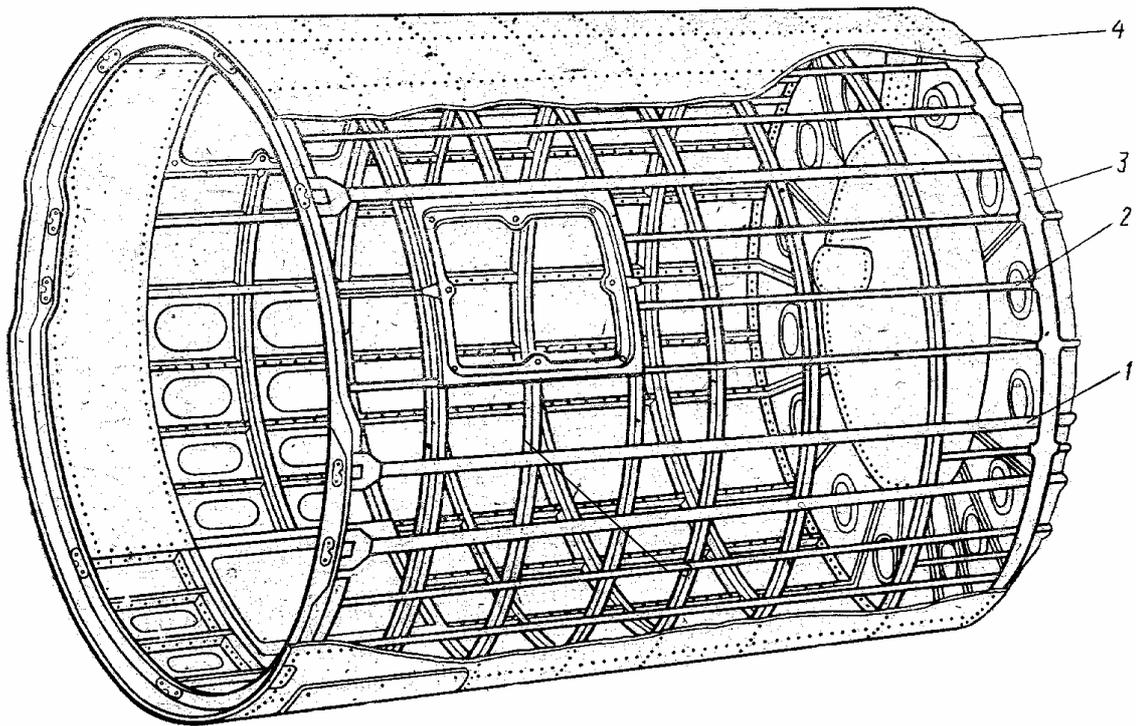


Рис. 2.2.1.

Фюзеляжи ферменной конструкции представляют собой пространственную ферму (примером ферменной конструкции служит, например, опора ЛЭП), состоящую из верхней, нижней и двух боковых ферм. Такие конструкции применялись на самолетах в 20-е и 30-е, реже в 40-е годы прошлого века. В настоящее время их можно встретить на небольших самолетах, летающих на малых скоростях. Основным недостатком таких конструкций является невозможность рационального использования внутренних объемов фюзеляжа, так как они заняты поперечными элементами самой фермы (раскосами, расчалками). Кроме того, совокупная масса фермы и всех связанных с ней надстроек и узлов крепления не может конкурировать с массой балочного фюзеляжа.

Балочные фюзеляжи состоят из тонкостенной работающей замкнутой оболочки и подкрепляющего ее каркаса. Элементы, составляющие каркас, определяют тип балочного фюзеляжа.

В *балочно-лонжеронном* фюзеляже тонкая обшивка, подкрепленная стрингерами и шпангоуты, работает только на сдвиг, воспринимая крутящий момент и перерезывающую силу. Основными силовыми элементами являются мощные лонжероны, воспринимающие изгибающий момент.

В *балочно-стрингерном* фюзеляже изгибающий момент воспринимается растяжением-сжатием сводов несущей обшивки, подкрепленной стрингерами и шпангоутами. Шаг стрингеров и шпангоутов меньше, чем в балочно-лонжеронном фюзеляже.

Балочно-обшивочные фюзеляжи состоят из обшивки, подкрепленной набором нормальных и усиленных шпангоутов. Обшивка воспринимает все виды нагрузок и имеет большую толщину, что приводит к увеличению массы конструкции фюзеляжа в целом.

2.3 Оперение

Оперение – это несущие поверхности, предназначенные для создания устойчивости, управляемости и балансировки самолета. Оперение делится на горизонтальное и вертикальное (рис. 2.3.1) и состоит из неподвижных и подвижных частей. Неподвижная часть горизонтального оперения называется стабилизатор 2, подвижная - руль высоты 4; неподвижная часть вертикального оперения называется киль 1, подвижная – руль направления 3. Рули служат для создания управляющих моментов относительно центральных осей самолета.

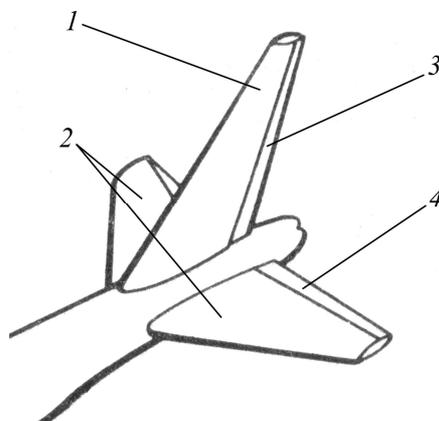


Рис. 2.3.1.

Масса оперения $m_{оп} = (0,015...0,025)m_0$.

Среди основных требований, предъявляемых к оперению, можно выделить:

- размеры и расположение оперения должны обеспечивать его максимальную эффективность на всех эксплуатационных режимах полета при наименьшей массе;
- недопущение резких изменений устойчивости и управляемости;
- вынос оперения из зоны действия струй, срывающихся с крыла и из двигательной установки.

Нагрузки на вертикальное и горизонтальное оперение аналогичны нагрузкам на крыло: распределенные аэродинамические и массовые силы. Сосредоточенные силы приложены к килю и стабилизатору в местах навески рулей.

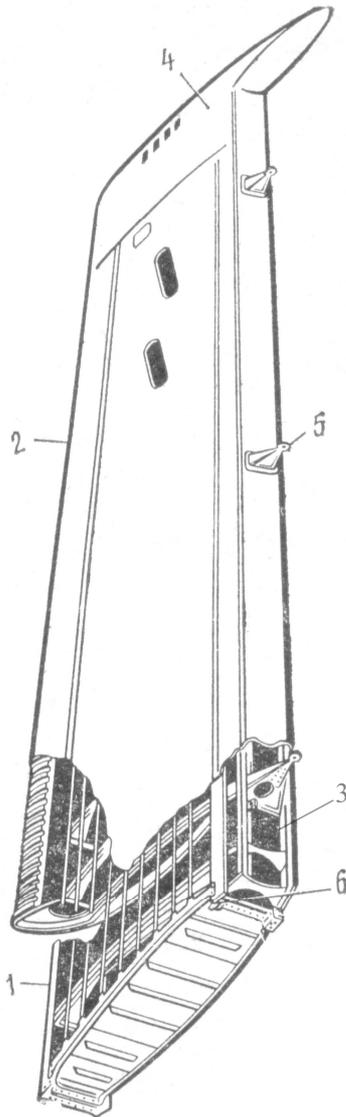


Рис. 2.3.2

По конструкции киль и стабилизатор подобны. Одинаковы по конструкции также рули высоты и рули направления. Каркас оперения на современных ЛА металлический, обшивка киля и стабилизатора – дюралюминиевая.

Киль и стабилизатор на небольших самолетах делают чаще всего двухлонжеронными, на тяжелых самолетах неподвижные части оперения – моноблочные с работающей обшивкой. Основные элементы силового набора по конструкции такие же, как у крыла, и так же работают: изгиб воспринимается поясами лонжеронов, стрингерами и частично обшивкой, поперечная сила – стенками лонжеронов, кручение – замкнутым контуром. Стабилизатор и киль крепят к фюзеляжу при помощи узлов на лонжеронах и шпангоутах.

На рис. 2.3.2 показана конструкция киля: 1 – передний лонжерон, 2 – обшивка, 3 – задний лонжерон, 4 – концевой обтекатель, 5 – узел навески руля направления, 6 – нервюра.

Рули и элероны чаще всего выполняются однолонжеронными с набором стрингеров и нервюр. Для лучшего использования обшивки для восприятия изгибающего момента и сохранения формы и профиля применяют рули с пенопластовым или сотовым наполнителем.

Такая конструкция позволяет увеличить жесткость руля и уменьшить его массу.

Принципы действия аэродинамических рулей, в том числе и элеронов, рассмотрены в первой части пособия по курсу «Основы авиации».

2.4 Шасси

Шасси самолета представляет собой систему опор, необходимых для взлета, посадки, передвижения и стоянки самолета на земле, воде и т.п. Конструкция опоры состоит из опорных элементов (колеса, лыжи, поплавки и др.), посредством которых самолет соприкасается с поверхностью места базирования, а также стоек и подкосов, соединяющих опорные элементы с элементами конструкции фюзеляжа или крыла. В конструкцию опор входят также амортизационная система и тормозные устройства.

Основные требования к шасси:

- обеспечение устойчивости и управляемости самолета при разбеге, пробеге, рулении, маневрировании и буксировке;
- соответствие опорных элементов назначению, условиям эксплуатации и весовым характеристикам ЛА;
- надежная фиксация опор в выпущенном и убранном положении и др.

2.4.1 Схемы шасси

В зависимости от расположения опор относительно центра масс ЛА различают следующие основные схемы: трехопорная с хвостовой опорой (рис. 2.4.1), трехопорная с носовой опорой (рис. 2.4.2) и велосипедная.

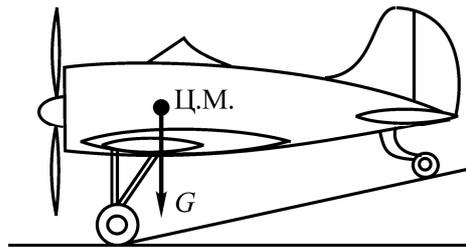


Рис. 2.4.1.

Шасси с хвостовой опорой (рис. 2.4.1) устанавливается, как правило, на небольших самолетах, при этом передние опоры часто бывают неубирающиеся. На таких самолетах взлет и посадка производятся на основных (передних) опорах, находящихся впереди центра масс (близко к нему), а хвостовая опора необходима для устойчивого положения самолета на земле и для руления по ВПП. При сравнительно небольшой массе и простоте эта схема имеет ряд существенных недостатков:

- склонность к капотированию (опусканию носа), особенно при пробеге после посадки или при рулении на повышенной скорости;
- необходимость точного выдерживания посадочной скорости из-за возможности повторного взмывания при посадке;
- плохой обзор из пилотской кабины и др.

Трехопорное шасси с носовой опорой (рис. 2.4.2) лишено недостатков схемы с хвостовой опорой, так как центр масс ЛА в этом случае расположен впереди основных опор, а передняя опора вынесена далеко вперед по отношению к центру масс самолета.

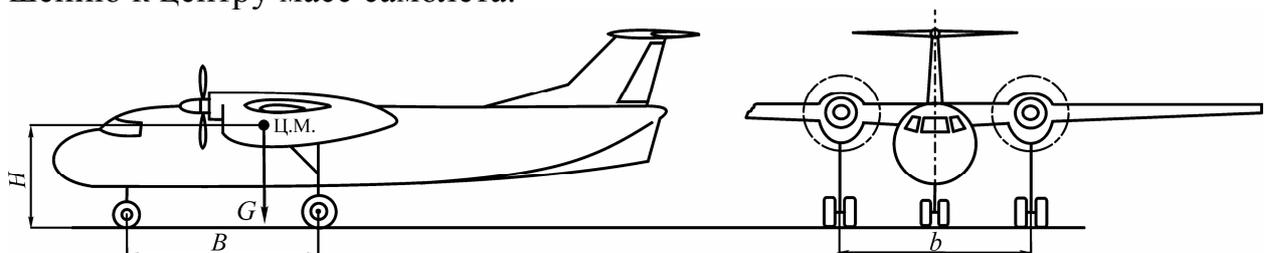


Рис.2.4.2.

При такой схеме лучше обзор из кабины, меньше портится поверхность ВПП под действием струй выхлопных газов двигателей, ЛА обладает хорошей путевой устойчивостью.

В двухопорной (велосипедной) схеме под фюзеляжем устанавливают две примерно одинаковые по воспринимаемым нагрузкам опоры. Для предохранения самолета от сваливания на крыло устанавливают две подкрыльные опоры, воспринимающие до 5% стояночной нагрузки. Эта схема не нашла широкого применения на магистральных самолетах, так как затрудняет технику пилотирования на посадке, усложняет конструкцию и утяжеляет механизм передней опоры.

2.4.2 Геометрические характеристики (параметры) шасси

Для обеспечения необходимой устойчивости и маневренности самолета при движении по ВПП опорные точки шасси должны быть размещены на определенном расстоянии друг от друга и от центра масс самолета. Рассмотрим некоторые основные величины, характеризующие расположение опорных элементов (рис. 2.4.2).

Колея шасси b – расстояние между центрами площадей контактов основных колес с землей. Колея определяет поперечную устойчивость самолета и легкость его маневрирования по земле. Чем шире колея, тем меньше возможность опрокидывания самолета на крыло и лучше управление самолетом с помощью тормозов. При слишком широкой колее самолет становится чувствительным к неровностям аэродрома.

Высота шасси H – расстояние от земли до центра масс самолета. Для самолетов с винтовыми двигателями высота шасси должна обеспечивать расстояние от конца лопасти винта до поверхности аэродрома не менее 50 см. Для самолетов с газотурбинными двигателями высота шасси должна обеспечивать необходимый посадочный угол атаки.

База шасси B – расстояние между центрами колес основных и передних (хвостовых) опор. Чем больше база (для самолетов с передней опорой), тем меньше опасность опрокидывания самолета через нос и меньше нагрузка на вспомогательную опору. База шасси с хвостовой опорой выбирается из условия получения необходимого угла стоянки и минимальной нагрузки на хвостовую опору.

2.4.3 Основные части шасси

Шасси самолета могут быть убирающимися в полете и неубирающимися. Конструкция убирающегося шасси значительно сложнее неубирающегося и имеет большую массу за счет механизмов уборки и выпуска шасси, створок отсеков, замков и сигнализаторов выпущенного и убранного положений. В то же время аэродинамическое сопротивление самолета с убранными шасси на 20-35% меньше по сравнению с самолетом с выпущенными шасси.

Шасси убирают в крыло, фюзеляж, гондолы двигателей или специальные гондолы для уборки основных опор, расположенные на крыле.

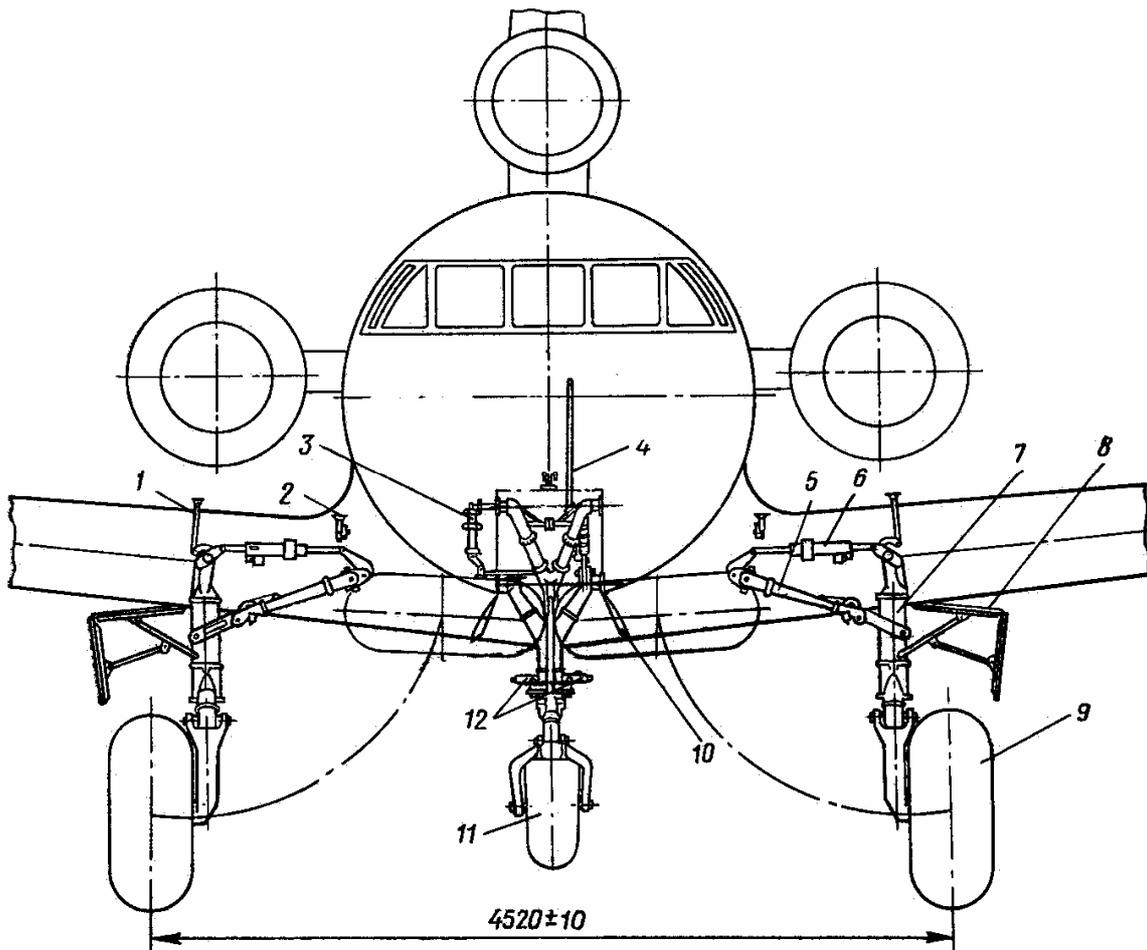


Рис. 2.4.3

Основными элементами опор убирающегося шасси являются:

- опорные элементы, обеспечивающие соприкосновение самолета с поверхностью базирования – колеса, лыжи, поплавки, лодки, гусеницы, воздушная подушка. На рис. 2.4.3 опорными элементами являются колесо передней опоры 11 и колеса основных опор 9;

- стойки 7, обеспечивающие передачу нагрузок с основных опорных элементов на конструкцию самолета через узлы подвески. Если внутренняя полость стойки используется для размещения амортизатора, то такая стойка называется амортизационной;

- складывающиеся подкосы 5, являющиеся дополнительной опорой стойки;

- гидроцилиндры для уборки и выпуска стойки шасси 6 и для управления передней опорой 12;

- замки (механические и гидравлические) для фиксации стоек шасси в убранном 2 и выпущенном положениях;

- створки, закрывающие переднюю 10 и главные 8 стойки в убранном положении.

Кроме того, для управления передней опорой применяется дифференциальный механизм управления поворотом колеса передней ноги 3, а для оп-

ределения положения стоек (выпущены–убраны) – механические указатели положения главной 1 и передней 4 опор.

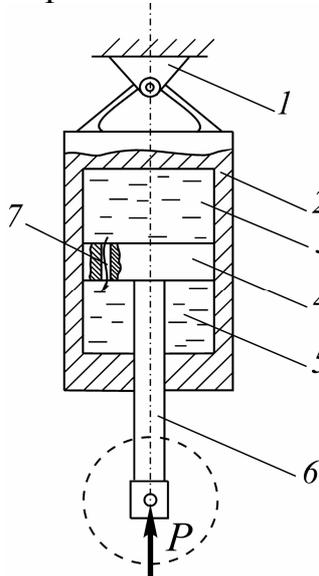
2.4.4 Амортизаторы

При посадке самолет может иметь достаточно большую вертикальную скорость. Если бы самолеты не имели амортизационных устройств, то вся энергия удара самолета о поверхность ВПП при посадке передавалась бы на элементы конструкции крыла или фюзеляжа, что могло бы привести к разрушению самолета. *Амортизаторы* – это устройства, предназначенные для поглощения кинетической энергии удара при посадке и движении самолета по неровностям аэродрома.

Основным требованием к амортизаторам каждой из опор шасси является поглощение и рассеивание приходящейся на их долю нормированной энергии при посадке при нагрузках, не превышающих эксплуатационные значения. При этом амортизаторы должны обладать минимально возможной массой и габаритами и достаточной прочностью и долговечностью.

В зависимости от применяемого в амортизаторах рабочего тела они могут быть жидкостными, жидкостно-газовыми, пружинно-фрикционными, резиновыми и др. Наиболее полно всем предъявляемым требованиям отвечают жидкостно-газовые амортизаторы, которые и получили самое широкое распространение в шасси современных самолетов.

Весьма схематично и условно амортизатор можно представить в виде гидравлического демпфера, который изображен на рис. 2.4.4.



Сила P , приложенная к штоку 6, вызывает поступательное движение поршня 4 внутри гидроцилиндра 2, заполненного рабочей жидкостью и закрепленного на опоре 1. При этом рабочая жидкость вытесняется поршнем из полости 3 и, проходя через калиброванные отверстия 7, поступает в полость 5 гидроцилиндра. Работа силы P , совершаемая при перемещении штока, расходуется на преодоление сил трения подвижных частей, а, в основном, на проталкивание рабочей жидкости через калиброванные отверстия, т.е. на преодоление сил гидравлического сопротивления. Это сопротивление тем больше, чем больше скорость движения штока и чем меньше диаметр отверстий.

Рис. 2.4.4.

За счет трения частиц жидкости друг о друга и о стенки отверстия повышается температура жидкости и демпфера. При этом вся энергия, приложенная к штоку демпфера, рассеивается в окружающее пространство через стенки демпфера. Однако если такое устройство будет использовано для поглощения кинетической энергии самолета при посадке, то, поглотив всю энергию, демпфер превратится в жесткую конструкцию (шток дойдет до

упора и остановится). Удары колеса о неровности ВПП при пробеге будут в этом случае передаваться на конструкцию планера, что недопустимо. Поэтому после восприятия удара необходимо возвращать шток в исходное положение. Для этого существуют различные способы, например, использование упругого элемента.

2.5 Система управления самолета

Системы управления самолетом разделяются на *основные* и *вспомогательные*. К основным относят системы управления рулями самолета (руль высоты, руль направления и элероны). Вспомогательное управление – это управление двигателями, триммерами рулей, средствами механизации крыла, шасси, тормозами и т.д.

Основная система управления обеспечивает решение следующих задач:

- пилотирование ЛА летчиком в неавтоматическом и полуавтоматическом режимах;
- автоматическое управление на предусмотренных режимах;
- создание достаточной мощности для отклонения органов управления;
- реализация на ЛА заданных характеристик устойчивости и управляемости;
- стабилизация установленных режимов полета;
- повышение безопасности путем своевременного оповещения экипажа о подходе к опасным режимам полета и др.

Основные системы управления состоят из рычагов управления и проводки управления (рис. 2.5.1), которая связывает эти рычаги с рулями. Рычаги управления отклоняются руками и ногами пилота и состоят из штурвальной колонки (ручки управления) и педалей.

Технические требования к системам управления определены эксплуатационным путем и содержатся в НЛГС:

1. При управлении ЛА движения рук и ног летчика должны соответствовать естественным рефлексам человека. Поворот командных рычагов в определенном направлении должен вызывать вращение ЛА в том же направлении.
2. Управление не должно требовать от летчика больших усилий.
3. Усилия на рычаге должны плавно нарастать при увеличении отклонения рычага от нейтрального положения.
4. Резервирование системы управления должно обеспечить безопасный полет при отказе.
5. Деформации конструкции не должны вносить существенных искажений в работу системы управления и др.

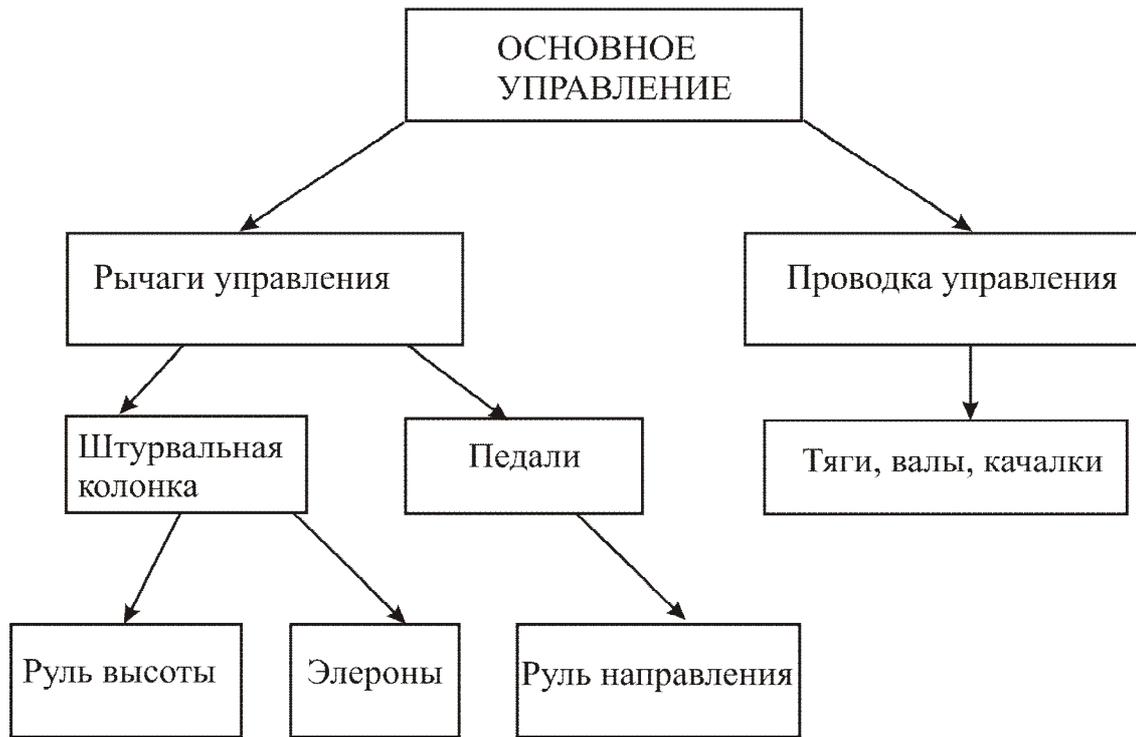


Рис. 2.5.1.

На рис. 2.5.2 показана принципиальная схема системы прямого управления рулем высоты при помощи жесткой проводки управления. Летчик рукой отклоняет рукоятку управления на требуемый угол $d\theta$ и через систему жестких тяг 1-2, 3-4, 5-6 поворачивает руль высоты на требуемый угол $d\delta_p$. В проводку управления входят также качалки 2-3 и 4-5, которые необходимы для изменения направления передачи усилия и для деления длинных тяг на более короткие участки (для уменьшения вибраций в тяге). За счет разных плеч качалок изменяются направления действия тяг и усилия в проводке управления. Система управления на рис. 2.5.2 называется системой прямого управления и применяется на легких дозвуковых самолетах.

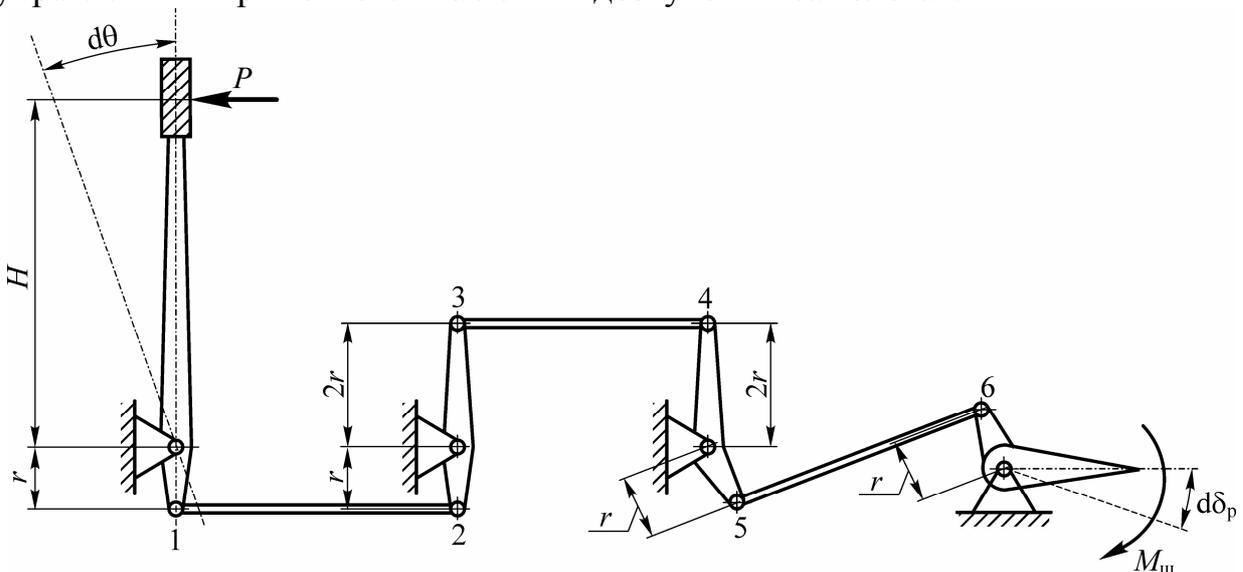


Рис. 2.5.2.

НЛГС регламентируют максимальные усилия на рычагах управления (от 200 до 700 Н). Для уменьшения усилий или снятия нагрузки применяется аэродинамическая компенсация (триммеры и сервокомпенсаторы – рис. 2.5.3).

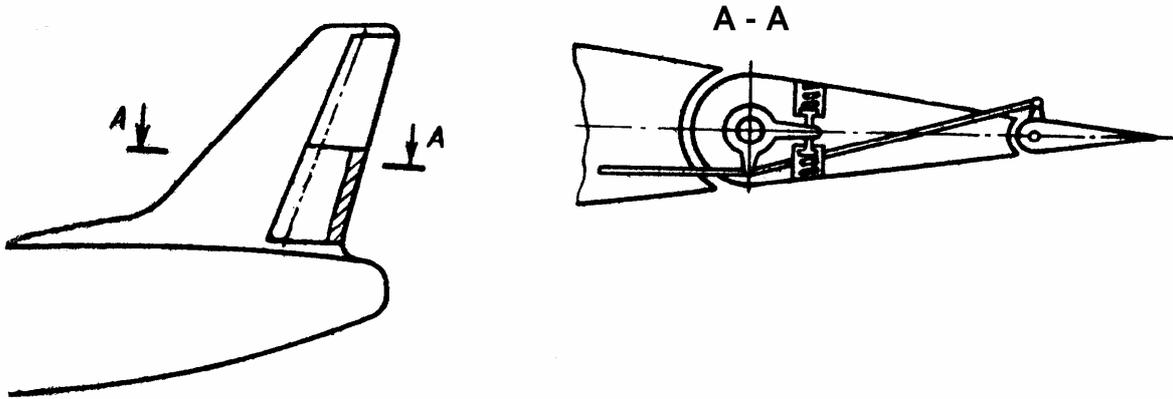


Рис. 2.5.3.

Триммер – это часть поверхности руля у его задней кромки (заштрихованная область на рис. 2.5.3), которая отклоняется летчиком в сторону, противоположную отклонению основного руля.

Сервокомпенсатор отличается от триммера тем, что отклоняется не летчиком, а автоматически. При отклонении этих поверхностей создается противомомент, направленный в противоположную основному управляющему моменту сторону, который и уменьшает нагрузку на руки или ноги пилота, которую он испытывает, отклоняя соответствующий руль.

Если нагрузки, передающиеся на рычаги управления очень большие, то к системе управления подключают гидравлические или электрические приводы (бустеры). Такая система управления называется бустерным или непрерывным управлением.

На рис. 2.5.4 представлена система управления рулем высоты и элеронами на примере самолета Як-40.

Проводка управления рулем высоты от колонок управления 24 проходит сначала под полом кабины экипажа, а затем с помощью вертикальной тяги 4 выводится в верхнюю часть фюзеляжа. Тяги управления перемещаются в роликовых направляющих 5. В проводку управления входит также грузочный механизм 15, гермовывод 9, рулевая машина автопилота 13, механизм стопорения проводки управления 10.

Проводка управления элеронами – смешанная, состоит из дюралюминиевых тяг и стальных тросов. Тросовая проводка 20 расположена под полом пассажирской кабины и удерживается фторопластовыми направляющими 19. Натяжение проводки регулируется тандерами 6. Также в проводку управления элеронами входит гермовывод 18, рулевая машина 16 автопилота, механизм стопорения 7.

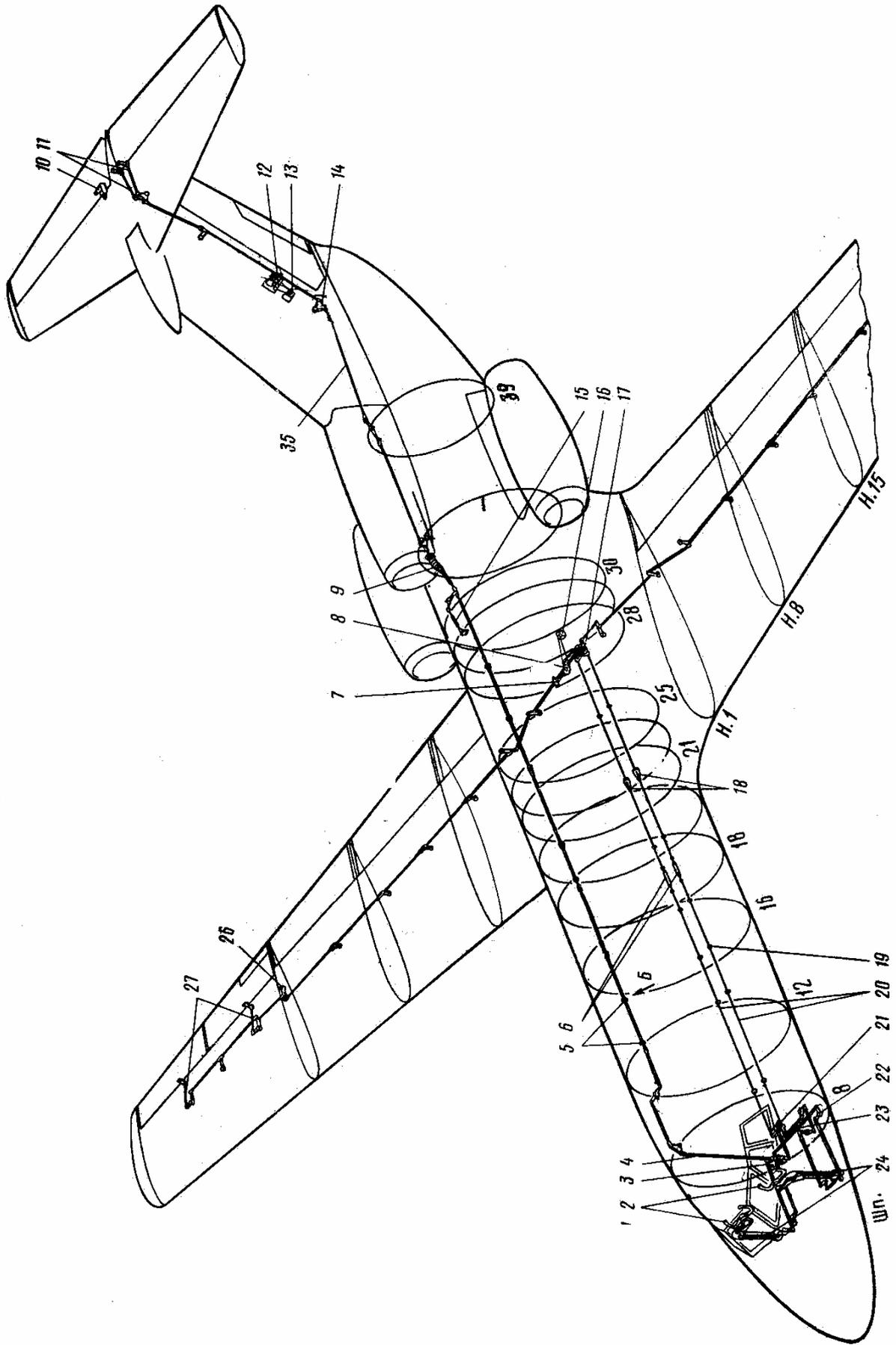


Рис. 2.5.4

3. ОСНОВНЫЕ ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ ЛА

Современные авиационные комплексы предназначены для выполнения большого спектра задач (транспортировка грузов и пассажиров, разведка полезных ископаемых, поиск и спасение, обработка сельскохозяйственных угодий и др.). Поэтому состав бортовых систем и их возможности зависят от специфики выполняемых задач.

Бортовые системы ЛА можно условно объединить в несколько укрупненных блоков, обеспечивающих выполнение определенных функций:

- пассажирское или специальное бортовое оборудование и системы жизнеобеспечения – предназначены для обслуживания пассажиров или целевой нагрузки;
- системы защиты в особых условиях (противопожарная, противообледенительная);
- пилотажно-навигационное и радиотехническое оборудование;
- бортовые энергетические системы, предназначенные для питания энергией систем и агрегатов самолета.

В рамках данного курса мы рассмотрим только некоторые из этих систем.

3.1 Гидравлическая система

Гидравлическая система на борту современного самолета обеспечивает работу многих подсистем и является одной из наиболее разветвленных и сложных систем. Гидросистемы на современных ЛА используют для:

- выпуска и уборки шасси,
- управления передней опорой,
- торможения колес,
- управления механизацией крыла,
- опускание и подъем погрузочных трапов,
- открытие и закрытие створок грузовых люков и др.

Гидравлическая система – это набор механизмов и устройств, соединенных трубопроводами, предназначенный для передачи энергии на расстояние с помощью жидкости. Принцип действия гидравлической передачи основан на свойствах текучести и несжимаемости жидкости, которая будучи заключенной в жесткий трубопровод, способна передавать усилия как жесткий стержень.

Гидравлическая передача имеет ряд преимуществ по сравнению с механической:

- 1) использование трубопроводов (вместо валов, тяг, качалок), которые занимают мало места, не оказывают воздействия на опоры, произвольно располагаются относительно приводимых в действие механизмов;
- 2) малые объем и масса, приходящиеся на единицу мощности;
- 3) плавность хода, безударная передача движения;

- 4) возможность фиксирования механизма в любом заданном положении;
 - 5) возможность реверсирования передачи без реверсирования приводного вала;
 - 6) простота управления и т.д.
- Недостатками гидравлической передачи являются:
- 1) малый температурный диапазон работы;
 - 2) чувствительность исполнительных устройств к загрязнению гидравлической жидкости.

3.1.1 Рабочие жидкости

Рабочие жидкости в системе применяют на нефтяной или синтетической основах. От свойств жидкости зависит скорость передачи усилия в системе, поэтому к рабочим жидкостям предъявляется ряд требований:

- 1) малое изменение вязкости в диапазоне температур от -60°C до $+120^{\circ}\text{C}$ для $M < 1$ и до $+500^{\circ}\text{C}$ для $M > 1$;
- 2) хорошие смазывающие способности по отношению к материалам трущихся деталей;
- 3) нейтральность к деталям, соприкасающимся с жидкостью;
- 4) высокая устойчивость к механическим воздействиям и окислению в условиях высоких температур;
- 5) малая растворимость воздуха и воды;
- 6) однородность;
- 7) высокие коэффициенты теплопроводности и теплоемкости, малый коэффициент термического расширения;
- 8) малая стоимость.

3.1.2 Принципиальная схема гидравлической системы

Основными элементами гидросистемы являются бак с гидрожидкостью, насос, подающий жидкость в систему, распределитель жидкости, предохранительный клапан, трубопроводы, доставляющие жидкость к исполнительным механизмам (силовым цилиндрам).

На рис. 3.1.1 жидкость из бака 1 забирается насосом 5 и через распределитель жидкости 3 подается в правую полость силового цилиндра 2. Жидкость, воздействуя на поршень 7, передвигает шток влево, вытесняя жидкость из левой полости цилиндра в бак. При необходимости полости распределителя меняют местами и движение поршня происходит в обратном направлении. Меняя площадь проходных сечений в кранах 6, можно изменять расход жидкости и тем самым регулировать скорость движения силового цилиндра.

При повышении давления в системе сверх максимально допустимых значений, срабатывает предохранительный клапан 4 и часть жидкости сливается в бак.

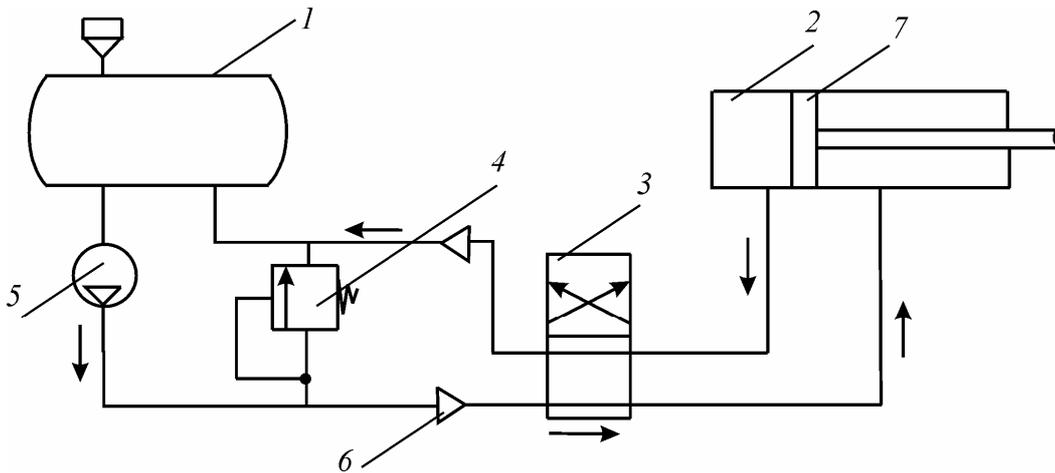


Рис. 3.1.1

Для повышения надежности гидросистем (выпуска и уборки шасси, управление механизацией крыла и др.) все ее элементы дублируются. Система управления самолетом в ряде случаев имеет тройное резервирование.

3.2 Особенности высотного полета

Как известно, с удалением от поверхности Земли существенно меняются параметры воздуха в атмосфере: давление, плотность и температура постепенно уменьшаются. Человек не может находиться на высоте, превышающей 4 км, без специальных средств поддержания его жизнедеятельности. Это диктует необходимость оборудования самолетов герметическими кабинами, в которых параметры воздуха поддерживаются на необходимом для человека уровне. Герметические кабины обеспечивают газовый состав (содержание кислорода, углекислого газа и паров воды), давление и температуру воздуха согласно санитарно-гигиеническим требованиям НЛГС. Поддержание всех этих параметров на заданном уровне можно обеспечить подачей в гермокабину воздуха или его компонентов с требуемым расходом и определенной температурой. Эти задачи выполняют система кондиционирования воздуха (СКВ) и система автоматического регулирования давления (САРД).

3.2.1 Герметические кабины

Гермокабина – это один из элементов конструкции планера, который воспринимает нагрузку от внутреннего избыточного давления, от аэродинамических сил, а также сосредоточенные силы от других элементов конструкции (крыла, шасси и т.д.).

На большинстве современных ЛА применяются *атмосферные* (неавтономные) гермокабины, которые вентилируются воздухом из окружающей среды, в отличие от *автономных* гермокабин, для которых запас кислорода находится на борту ЛА.

Важнейшее требование к гермокабинам – герметичность ее оболочки, вводов всех коммуникаций, люков и т.п. Так создать абсолютную герметичность практически невозможно (кроме того, увеличение степени герметично-

сти приводит к усложнению и утяжелению конструкции), то существуют допустимые утечки воздуха, которые определяются исходя из следующих соображений:

- количество воздуха, поступающее через систему наддува, должно превышать возможные потери из-за негерметичности;
- необходимо обеспечить медленное снижение избыточного давления в гермокабине при аварийном прекращении подачи воздуха от системы наддува.

3.2.2 Кондиционирование воздуха

СКВ обеспечивает наддув (превышение давления в кабине над атмосферным давлением), вентиляцию, отопление и охлаждение гермокабин, очистку (кондиционирование) подаваемого в гермоотсеки воздуха от аэрозольного, химического и других видов загрязнений, дезодорацию и ионизацию воздуха в кабине при полете и на земле. Большинство современных самолетов имеют атмосферные (неавтономные) гермокабины.

Одна из возможных принципиальных схем СКВ гермокабины пассажирского самолета представлена на рис. 3.2.1.

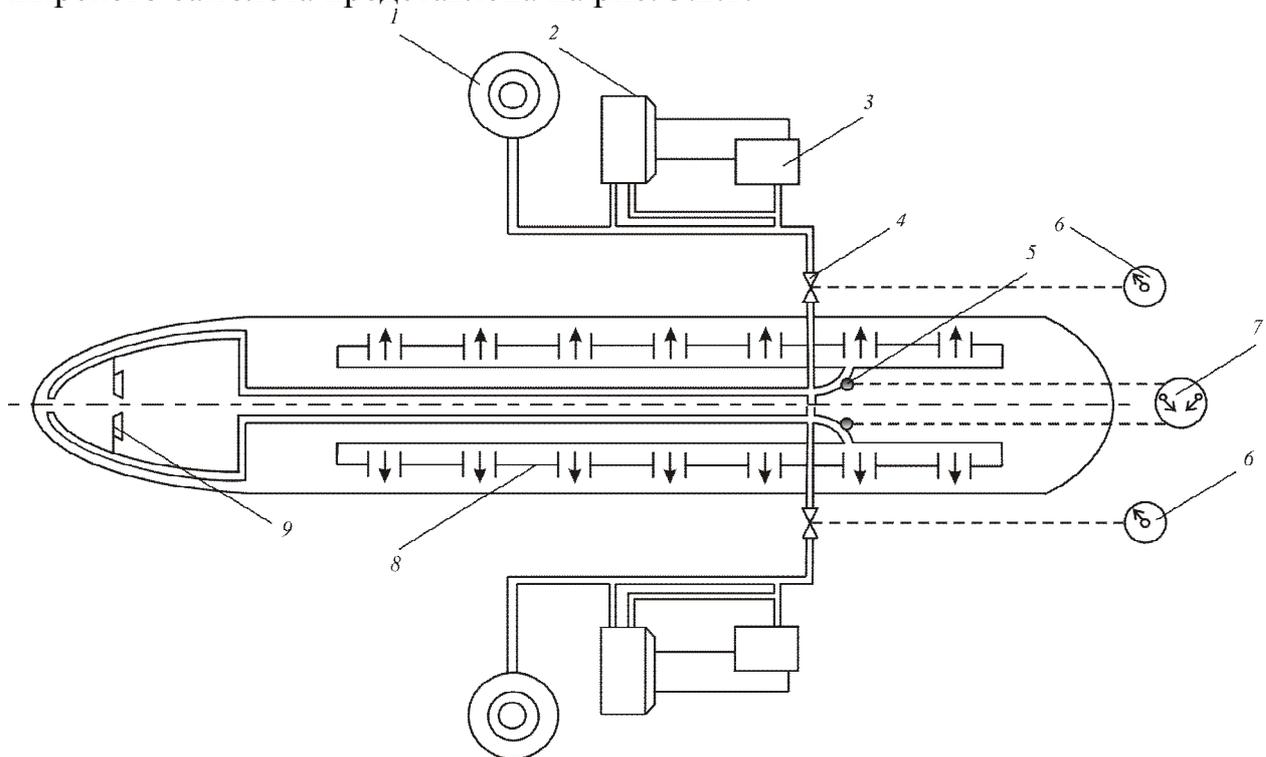


Рис. 3.2.1.

Воздух для отопления (охлаждения) кабины, ее вентиляции и наддува отбирается от компрессоров 1 двигателей, охлаждается до нужной температуры в воздухо-воздушном радиаторе 2 и турбохолодильной установке 3 и затем поступает в кабину. Количество отбираемого от компрессоров воздуха должно обеспечивать 20 – 30-кратный обмен воздуха в кабине в течение часа. В кабине применен панельный способ отопления: воздух из распределителя

тельных коробов 8 попадает в пространство между теплоизоляцией и внутренней облицовкой кабины и, перемещаясь сверху вниз, отдает тепло в кабину через внутреннюю облицовку. В кабину воздух попадает через решетки у потолка. В кабине экипажа воздух через насадки 9 направляется к ногам членов экипажа. Количество подаваемого воздуха контролируют по указаниям расходомера 4 и указателя расхода воздуха 6, температурный режим устанавливается с помощью датчика температуры воздуха 5 и указателя температуры 7.

3.2.3 Программа регулирования давления в гермокабине

Наиболее благоприятным с физиологической точки зрения является давление в гермокабине, равное атмосферному давлению на уровне моря. Однако в этом случае на больших высотах будет возникать большой перепад давлений между гермокабиной и атмосферой, что потребует увеличения толщины обшивки кабины для обеспечения ее прочности и, следовательно, приведет к увеличению массы ЛА. Поэтому давление в гермокабине не поддерживается постоянным на протяжении всего полета, а изменяется в соответствии с определенной (благоприятной для пассажиров) программой регулирования давления в гермокабинах самолетов.

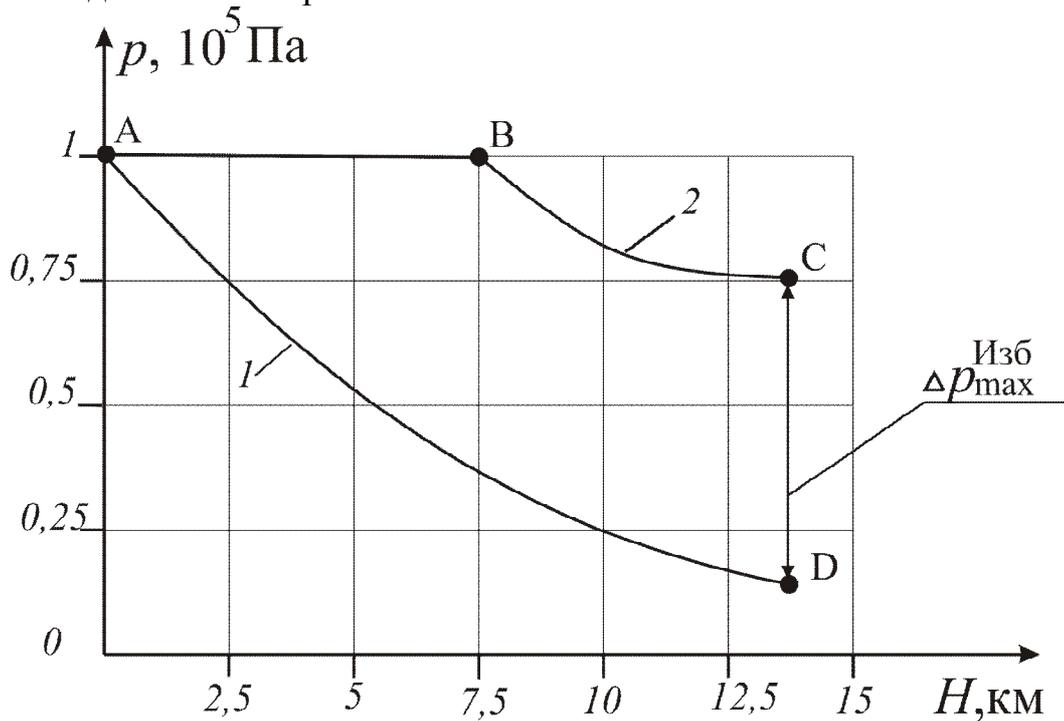


Рис. 3.2.2.

На рис. 3.2.2 кривая 1 показывает изменение атмосферного давления в зависимости от высоты полета в соответствии с Международной Стандартной атмосферой, а кривая 2 – изменение давления в гермокабине в зависимости от высоты полета. В соответствии с этой программой давление в гермокабине поддерживается постоянным (равным давлению на уровне моря) до высоты примерно 7,5 км (участок AB), а затем плавно уменьшается (участок BC). При этом скорость изменения давления в гермокабине не должна пре-

вышать 24 Па/с, что легко переносится человеческим организмом. Минимальное давление в гермокабине должно быть не менее 75 кПа (точка С).

3.3 Противообледенительные системы ЛА

Обледенение – это процесс образования ледяных наростов различной формы и размеров на лобовых поверхностях агрегатов ЛА. В условиях обледенения лед образуется на передних кромках крыльев и оперения, воздухозаборниках двигателей, остеклении фонарей и др. Последствием обледенения может быть возникновение различных нештатных ситуаций в полете – от усложнения его условий до катастрофы. Поэтому нормативные документы диктуют необходимость установки на борту ЛА эффективных противообледенительных систем (ПОС), обеспечивающих защиту от обледенения в широком диапазоне погодных условий.

3.3.1 Виды обледенения

В зависимости от условий обледенения наросты льда, образующиеся на поверхности ЛА, могут иметь различную форму и вид.

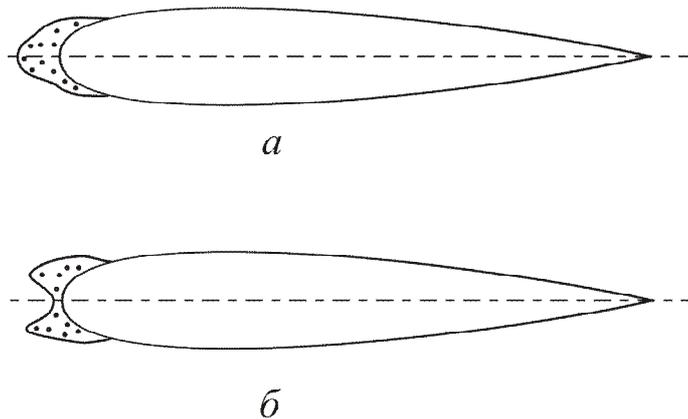


Рис. 3.3.1.

Клинообразный нарост (рис. 3.3.1, *a*) образуется при температуре наружного воздуха $-10 \dots -15^{\circ}\text{C}$ и ниже. В этом случае капли воды, попадающие на поверхность ЛА замерзают практически мгновенно, не успевая растечься по поверхности. Желобообразный нарост (рис. 3.3.1, *б*) образуется при температуре воздуха от 0 до -7°C . В этих условиях капли воды не сразу замерзают, а растекаются по поверхности, в результате чего на поверхности тела возникают два ледяных барьера, значительно искажающих форму профиля.

Таким образом, важнейшим фактором, влияющим на льдообразование, является температура окружающего воздуха. Но интенсивность образования льда зависит также и от скорости полета.

Чем больше скорость полета, тем больше так называемый коэффициент улавливания, то есть количество воды, попадающее на поверхность тела за единицу времени, и, следовательно, тем интенсивнее образовывается лед. С другой стороны, увеличение скорости полета приводит к аэродинамическому

нагреву поверхности ЛА. Нагрев до положительных температур может привести к освобождению поверхности ото льда.

3.3.2 Влияние обледенения на летно-технические характеристики ЛА

Обледенение крыла и оперения оказывает большое влияние на летные характеристики, устойчивость и управляемость самолета. Искажение формы и появление неровностей и шероховатостей на поверхности носовой части профиля существенно уменьшают подъемную силу и увеличивают сопротивление ЛА. При этом также снижается значение максимального коэффициента подъемной силы $C_{y \max}$ (в 1,5...1,8 раза) и уменьшается критический угол атаки (на 6° ... 8°). Срыв потока с крыла и сильная турбулизация потока за крылом в условиях обледенения происходят значительно раньше, чем на чистом крыле, что может привести к тряске самолета, нарушению продольной балансировки, потере устойчивости и сваливанию ЛА. Лед, сброшенный с крыла набегающим потоком, может повредить хвостовое оперение и лопадки компрессора двигателей, расположенных в хвостовой части фюзеляжа.

Обледенение передних кромок рулевых поверхностей может привести к потере управляемости.

Обледенение лобовых стекол фонарей резко ухудшает возможность визуального пилотирования ЛА, а обледенение датчиков приборов систем навигации и управления является причиной их неправильной работы или отказа, что усложняет управление ЛА.

Все эти возможные последствия обледенения говорят о том, что для обеспечения безопасности полетов в условиях обледенения необходимо использование противобледенительных систем (ПОС), которые защитили бы ЛА от обледенения в широком диапазоне погодных условий.

3.3.3 Способы защиты ЛА от обледенения

В настоящее время применяют следующие способы борьбы с обледенением:

- механические,
- физико-химические,
- тепловые.

Защита может осуществляться либо путем предотвращения обледенения поверхности, либо путем периодического удаления образующегося льда.

Механические способы основаны только на удалении льда с помощью какого-либо механического воздействия (деформации или вибрации поверхности, аэродинамических, центробежных и других внешних сил).

Физико-химические способы основаны на использовании жидкостей или составов, растворяющих лед и понижающих точку замерзания воды. Удаление льда может происходить или путем его полного растворения, или растворения лишь тонкого слоя, соприкасающегося с поверхностью, после чего ледяной нарост сбрасывается внешними силами.

Тепловые способы основаны либо на постоянном нагреве защищаемой поверхности до положительной температуры, при которой образование льда

становится невозможным, либо на периодическом подплавлении льда, сбрасываемого затем внешними силами.

3.3.4 Системы защиты ЛА от обледенения

3.3.4.1 Механические ПОС

Механические ПОС относятся к системам циклического действия, допускающим образование на защищаемой поверхности слоя льда определенной толщины, при которой не оказывается существенного влияния на ЛТХ самолета (в среднем 4...6 мм).

1. Пневматические ПОС. Принцип действия пневматической ПОС заключается в следующем: на носке крыла или оперения устанавливается протектор из эластомерного материала. Внутри протектор имеет ряд камер, к которым в определенном порядке подается сжатый воздух от компрессора двигателя. Поочередно надуваясь, камеры протектора разламывают образовавшийся на защищаемой поверхности лед, который уносится набегающим потоком.

К преимуществам пневматических ПОС относятся малая энергоемкость и малая удельная масса, а к недостаткам – увеличение сопротивления крыла на 100...110% в рабочем состоянии протектора. Для уменьшения лобового сопротивления камеры протектора устанавливают не по размаху крыла, а вдоль линии хорд (рис. 3.3.2).

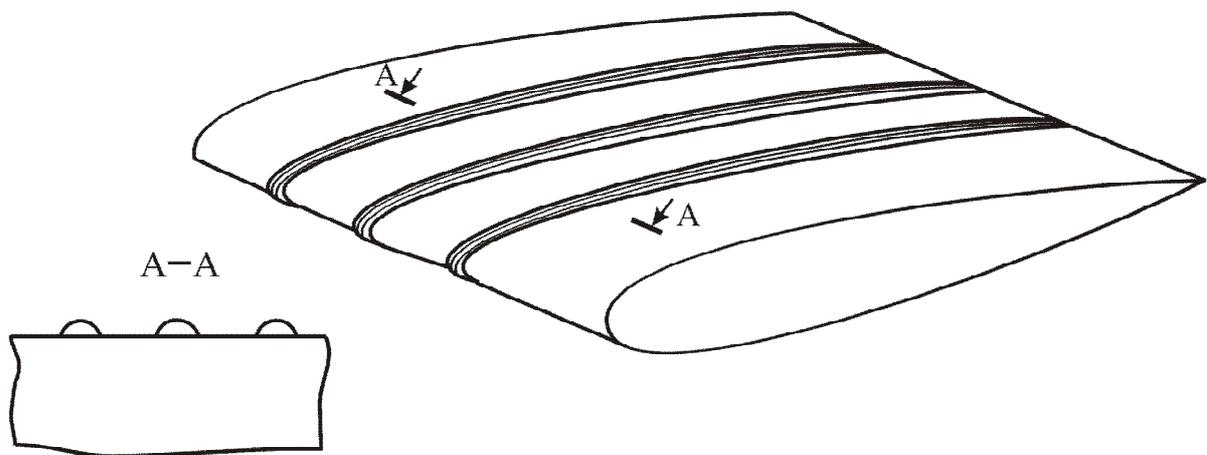


Рис. 3.3.2.

Другим недостатком пневматической ПОС является быстрое старение эластомеров в условиях переменных температур и солнечной радиации. Однако, в настоящее время появляются более совершенные и долговечные материалы. Поэтому ПОС этого типа довольно широко используются за рубежом на самолетах административного класса. В отечественной авиации пневматические ПОС не применяются.

2. Электро-импульсная ПОС (ЭИПОС). Этот тип ПОС был разработан в нашей стране и впервые в качестве штатной системы был установлен на самолете Ил-86. Действие ЭИПОС заключается в создании в защищаемой обшивке и слое льда, находящегося на ней, периодически повторяющихся импульсных деформаций. Деформации создаются индукторами, каждый из

которых защищает определенную зону обшивки (рис. 3.3.3). При подаче импульса тока высокого напряжения в индукторе возникает кольцевой ток и возбуждается электромагнитное поле, в обшивке возбуждаются кольцевые токи и возникает свое электромагнитное поле. Результатом взаимодействия этих полей будет отталкивание гибкой обшивки *1* от жестко закрепленного на основании *2* индуктора *3*. Деформирование обшивки при отталкивании приводит к разрушению льда.

3.3.4.2 Физико-химические ПОС

Основной разновидностью физико-химических ПОС является жидкостная система.

Противообледенительная жидкость, запас которой находится в баке на борту ЛА, под действием напора, создаваемого насосом, по системе трубопроводов подается к передним кромкам крыла и оперения. На защищаемой поверхности эта жидкость смешивается с переохлажденными каплями и создает незамерзающую пленку. Под действием набегающего потока эта пленка растекается по поверхности, а затем сдувается с нее. Таким образом предотвращается образование ледяного нароста.

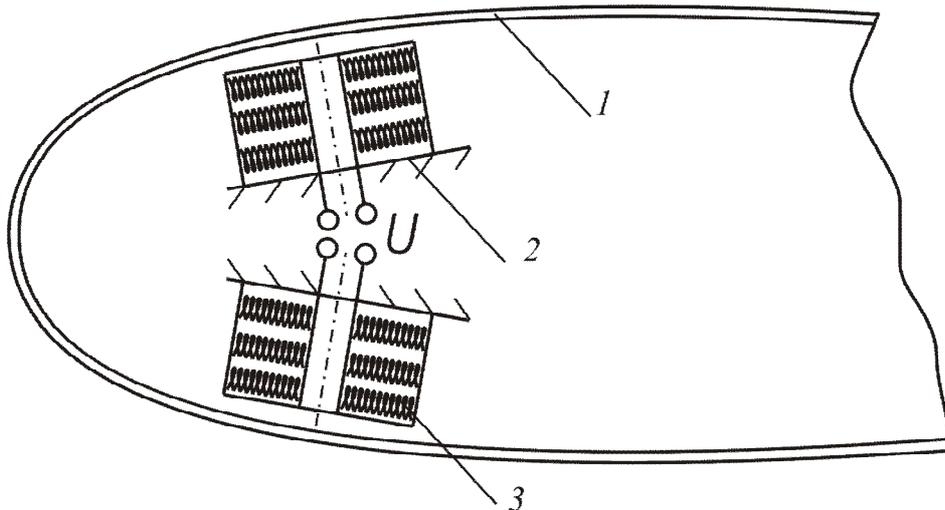


Рис. 3.3.3.

В качестве рабочей жидкости в таких ПОС используются смеси на основе этилового и других спиртов и моноэтиленгликоля.

Преимуществами этих ПОС являются: отсутствие остаточного льдообразования, невысокая масса, малые потребляемые мощности и экономичное расходование жидкости, большой ресурс.

Однако жидкостные ПОС неэффективны в случае сильного обледенения, пожароопасны и имеют ограниченное время работы (зависит от запаса жидкости на борту).

3.3.4.3 Тепловые ПОС

Тепловые ПОС работают в постоянном или циклическом режимах и в зависимости от источника энергии подразделяются на воздушно-тепловые и электротепловые.

1. Воздушно-тепловые ПОС – это наиболее распространенные и простые ПОС, использующие горячий воздух от компрессоров ТРД или других источников горячего воздуха.

Горячий воздух ($180 \dots 200^{\circ}\text{C}$) для обогрева носков крыла, киля и стабилизатора отбирается от компрессоров двигателей (рис. 3.3.4) и по системе трубопроводов 6, 7, 8, 9 подается в коллекторы на крыле, киле и стабилизаторе 5. Он распределяется по поперечным каналам между обшивкой и внутренними гофрированными панелями и позволяет повысить температуру поверхности обшивки до необходимых значений. Отработанный воздух выходит через отверстия на конце крыла и стабилизатора 4. Однако отработанный воздух имеет еще достаточно высокую температуру, поэтому для повышения эффективности этого типа ПОС применяют систему с эжектированием. Эжекторы 1, 2, 3 подмешивают часть отработанного, но еще горячего воздуха, к основному потоку горячего воздуха от двигателя. Это значительно сокращает расход отбираемого от двигателя воздуха.

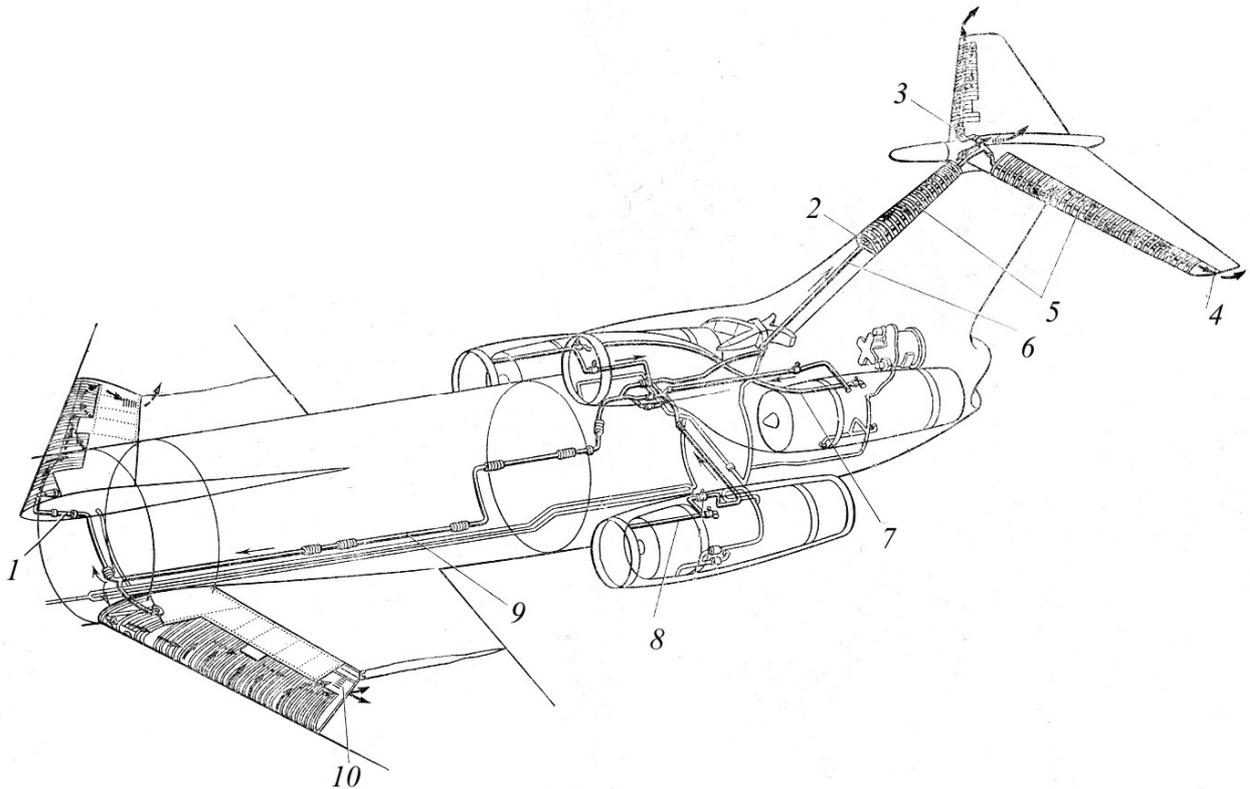


Рис. 3.3.4.

2. Электротепловые ПОС применяются в тех случаях, когда двигатели чувствительны к отбору воздуха или когда затруднена прокладка трубопроводов горячего воздуха к защищаемым поверхностям. Источником питания электротепловой ПОС является бортовая сеть переменного трехфазного тока. Нагревание крупных частей ЛА (крыла, оперения) осуществляется почти все-

гда в циклическом режиме, что позволяет уменьшить потребную для обогрева мощность почти в два раза. Экономия мощности тем больше, чем на большее количество секций разделено крыло.

Электрическая энергия преобразуется в тепловую с помощью нагревательного элемента, который может представлять собой проволоку с высоким удельным сопротивлением, фольгу коррозионно-стойкой стали, токопроводящую ткань и др. Нагревательный элемент является основой многослойного нагревательного пакета, расположенного между внешней и внутренней обшивками. Высвобождающееся при нагреве тепло повышает температуру внешней обшивки секции, например, крыла, лед подтапливается и уносится набегающим потоком. Затем то же самое происходит со следующей секцией и т.д.

На современных самолетах для защиты от обледенения применяются, как правило несколько типов ПОС (табл. 3.2.1).

Таблица 3.2.1

Название ЛА	Противообледенительная система			
	крыла	оперения	воздухозаборников двигателей	остекления ка- бины экипажа
Ту-154	ЭТ ¹ ЦД ²	ВТ ПД	ВТ ПД	ЭТ
Ту-204	ЭТ	ЭТ	ВТ ПД	ЭТ
Ил-76	ВТ ³ ПД ⁴	ЭТ ЦД	ВТ ПД	ЭТ
Ил-96	ЭИ ⁵	ЭИ	ВТ ПД	ЭТ

¹ электротепловая

² циклического действия

³ воздушно-тепловая

⁴ постоянного действия

⁵ электроимпульсная

3.4 Противопожарные системы

Практика эксплуатации самолетов и вертолетов свидетельствует о том, что значительная часть летных происшествий различной тяжести (включая катастрофы) происходит из-за пожаров и взрывов на борту ЛА. Пожар на борту в полете очень скоротечен за счет интенсивного поступления кислорода из обтекающего ЛА потока воздуха. Авиационные топлива воспламеняются при температуре 230...240⁰С, при этом температура их горения достигает 1100⁰С, а температура плавления, например, алюминиевых сплавов – 650⁰С. Таким образом, в условиях пожара живучесть элементов конструкции не превышает 1...5 мин.

Тушение пожара на борту осложняется тем, что доступ человека в зону пожара зачастую невозможен. Поэтому безопасность полетов пассажирских ЛА во многом зависит от эффективности бортовых средств и систем защиты от пожаров и взрывов.

3.4.1 Условия возникновения пожаров

Для возникновения пожара или взрыва необходимо наличие горючего, окислителя и источника воспламенения.

Горючее содержится в топливных баках самолетов, его количество может составлять десятки тонн. Горючим также может являться рабочая жидкость топливной, гидравлической или масляной систем в случае наличия ее утечек.

Окислитель – кислород воздуха набегающего потока. Кроме того, при нормальных условиях в топливе растворено небольшое количество воздуха. При увеличении высоты полета этот воздух выделяется в надтопливное пространство бака. Этот воздух смешивается с испаряющимся топливом и создает легковоспламеняющуюся смесь.

Источником воспламенения может явиться один из следующих факторов:

- боевое поражение ЛА,
- поражение ЛА молнией в полете,
- разрушение двигателя или его систем в результате неисправности силовой установки,
- разряды статического электричества внутри бака,
- утечки рабочей жидкости из систем и попадание ее на нагретые элементы конструкции двигателя.

К наиболее пожароопасным отсекам ЛА относятся:

- отсеки силовых установок,
- отсеки топливных баков,
- багажно-грузовые и технические отсеки.

3.4.2 Методы повышения пожарной безопасности

Комплекс противопожарной защиты самолета включает в себя пассивные средства (конструктивные и профилактические мероприятия) и активные средства - противопожарные системы самолета (ППС).

К профилактическим мероприятиям относятся:

- соблюдение правил заправки ЛА топливом и гидрожидкостями;
- своевременный контроль и устранение негерметичностей в системах ЛА;
- контроль за состоянием электрического и электронного оборудования;
- специальная обработка топлива перед заправкой.

Конструктивно-компоновочные мероприятия способствуют предотвращению условий, при которых может возникнуть пожар или взрыв, и локализацию зоны пожара для облегчения борьбы с ним. К таким мероприятиям можно отнести:

- установку противопожарных перегородок и экранов для защиты элементов конструкции планера в отсеках двигателей;
- локализацию наиболее опасных в пожарном отношении систем ЛА в автономных отсеках;

- топливные баки в консолях крыла должны располагаться на некотором расстоянии от его законцовок для снижения вероятности их поражения разрядом молнии;
- установка разрядников статического электричества и др.

3.4.3 Система защиты от пожара

3.4.3.1 Системы сигнализации о пожаре

В функции этой системы входит выявление очага пожара, подача звукового и светового сигналов экипажу и автоматическое включение средств пожаротушения. Датчики этой системы устанавливаются в наиболее пожароопасных местах. К ним предъявляется ряд требований:

- количество датчиков в отсеках должно обеспечивать подачу сигнала о пожаре не более чем через 3 с с момента возникновения пожара в любой точке отсека;
- система сигнализации о пожаре (ССП) должна за минимальное время оповещать экипаж о прекращении пожара;
- датчики ССП должны сохранять работоспособность при различных эксплуатационных воздействиях (вибрации, рабочие жидкости систем и т.д.);
- датчики ССП должны выдерживать температуру $(1110 \pm 50)^{\circ}\text{C}$ в течение не менее 5 мин.

Кроме того, ССП должна иметь минимальную вероятность подачи ложных сигналов о возгорании или задымлении. Вероятность подачи таких сигналов снижается при установке в отсеках датчиков, использующих различные физические принципы функционирования.

Тепловые датчики реагируют на повышение или превышение некоторого предельного значения температуры в контролируемом отсеке.

Ионизационные датчики реагируют на повышение ионизации воздуха при появлении пламени.

Радиационные (световые) датчики реагируют на излучение пламени в инфракрасной части спектра или на рассеяние появившимся дымом света сигнальных ламп.

3.4.3.2 Средства пожаротушения

Средства пожаротушения обеспечивают хранение и подачу огнегасящего состава в зону пожара, а также служат для его предупреждения в случае аварийной посадки ЛА с убранными шасси.

ППС самолетов ГА имеют 2-3 очереди подачи огнегасящего состава в зоны пожара: первая очередь включается автоматически, последующие – только членом экипажа.

Наиболее широкое распространение получили *баллонные* ППС, в которых запас огнегасящего состава в жидком или газообразном состоянии находится в баллонах высокого давления.

Компоновочная схема ППС приведена на рис. 3.4.1. Для тушения пожара в гермокабине (кабине экипажа и пассажирской кабине) имеются ручные переносные углекислотные огнетушители 2.

Для тушения пожара в гондолах двигателей имеются огнетушители 6 с пиротехническим пусковым устройством, которые разряжаются в три очереди. Краны 8 распределяют состав между левой и правой гондолами двигателей.

Распылительные коллекторы 12 с распыливающими отверстиями установлены на двигателе, а коллекторы 13 – на противопожарной перегородке гондолы.

Датчики системы сигнализации 10 установлены в разных частях гондолы, они подают сигналы на управляющий исполнительный блок 11, который включает первую очередь огнетушителей.

Система тушения пожара внутри двигателя состоит из двух огнетушителей 7, которые срабатывают по сигналам датчиков 9.

Для предотвращения возникновения пожара при посадке с убранными шасси или при поломке одной из опор шасси ударные механизмы 1 подают сигналы на пиропатроны огнетушителей.

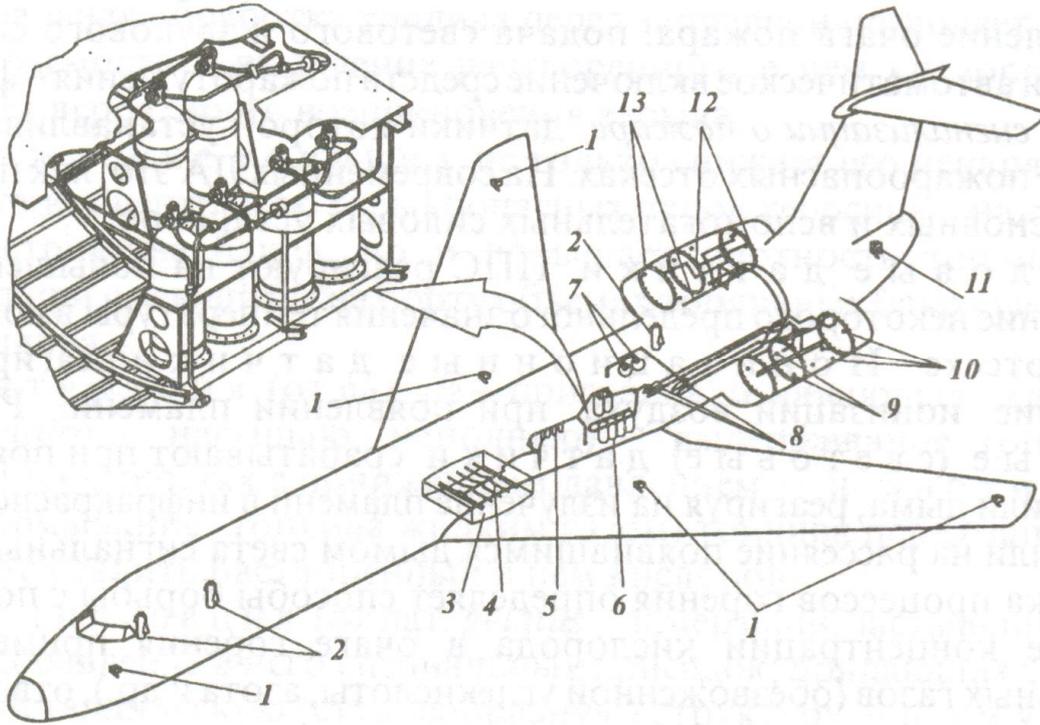


Рис. 3.4.1.

Центральный топливный бак 3 оборудован системой предотвращения взрыва, обеспечивающей подачу хладона в надтопливное пространство через распылительный коллектор 4 от огнетушителей 5.

Комплекс методов и средств защиты от пожаров и взрывов определяется на самых ранних стадиях проектирования ЛА с учетом их эффективности, надежности и массы всех элементов системы.

4. ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЛА

Проектирование ЛА – как наука представляет собой систему знаний о свойствах ЛА, принципах и методах выбора его параметров. Кроме того, проектирование включает в себя разработку технической документации, необходимой для изготовления ЛА в определенных производственных условиях.

Задача проектирования состоит в разработке схемы, структуры и конструкции будущего самолета и составляющих его элементов, которые должны обеспечить при определенных ограничениях наиболее эффективное выполнение поставленных целей. Проектирование можно условно подразделить на несколько видов: аэродинамическое, конструктивно-силовое, объемно-весовое, технологическое т.д. Однако вопросы аэродинамики, прочности, эксплуатации и другие взаимосвязаны и при проектировании решаются одновременно. При этом процесс проектирования предполагает применение методов анализа и синтеза, которые здесь неотделимы друг от друга и также проявляются одновременно. Основной задачей анализа является определение свойств ЛА по значениям конструктивных параметров, а одной из главных задач синтеза является определение параметров, характеризующих конструкцию ЛА, при заданных его свойствах.

4.1 Самолет как объект проектирования

Современный ЛА как объект проектирования – это сложная техническая система с развитой иерархической структурой, с большим числом элементов и внутренних связей (количество связей возрастает пропорционально квадрату количества элементов). В самолете можно выделить ряд функциональных подсистем, определяющих в совокупности его полезные свойства. Например: подсистема создания подъемной силы, подсистема обеспечения целевой функции, жизнеобеспечения и т.д. Каждая из подсистем включает в себя комплекс простых и сложных систем и отдельных элементов. Системы ЛА взаимосвязаны и взаимообусловлены.

С другой стороны, самолет способен выполнять определенные задачи только как элемент более сложной системы, включающей самолетные парки, летные экипажи, средства и персонал для технического обслуживания на земле, средства и персонал для обеспечения полета. То есть, самолет – это подсистема сложной системы более высокого уровня — *авиационного комплекса* — под которым понимается органическое сочетание людских и материальных ресурсов и действиями которого вырабатывается определенный полезный для общества эффект. Авиационный комплекс является элементом *транспортной системы* страны, которая, в свою очередь, входит в систему *народного хозяйства страны*.

4.2 Требования, предъявляемые к ЛА ГА

В процессе проектирования самолет должен быть наделен комплексом определенных свойств, которые позволят ему наиболее эффективно выполнять поставленную перед ним задачу и отвечать при этом всем необходимым

нормам и требованиям, изложенным в соответствующей нормативной документации. ЛА должен обладать заданными, соответствующими его классу, летно-техническими характеристиками, надежностью всех систем и элементов конструкции (в понятие надежности входят долговечность, безотказность и ремонтпригодность), технологичностью при производстве и технической эксплуатации, комфортабельностью, экономичностью и др.

Требования, предъявляемые к ЛА в процессе проектирования подразделяются на две группы:

1. *Общие технические требования* (ОТТ) – это минимальные государственные требования, направленные на обеспечение безопасности полетов. Они разрабатываются на основе глубоких теоретических и экспериментальных исследований и содержатся в нормативных документах (НЛГС, АП и т.д.).

2. *Эксплуатационно-технические требования* (ЭТТ) – это потребные свойства ЛА. ЭТТ разрабатываются заказчиком и содержат в себе следующие группы требований:

- к летно-техническим данным, полезной нагрузке, оборудованию, экипажу (назначение ЛА и варианты его применения; условия и особенности применения; количество и состав коммерческой нагрузки; требуемый состав экипажа; летно-технические характеристики);

- к комфортабельности и технологичности (физиолого-гигиенические и бытовые условия; использование прогрессивных технологических процессов; обеспечение свободного доступа к узлам и агрегатам; высокая ремонтпригодность и др.);

- специфические, обусловленные особенностями эксплуатации.

4.3 Основные этапы разработки проекта самолета

I этап – Выработка требований

Этот этап включает в себя анализ областей и условий применения проектируемого самолета, выработку общей концепции, прогнозирование, установление критериев, технико-экономические расчеты.

Если проведенные анализ и расчеты показывают целесообразность создания ЛА, то результатом этого этапа явится *техническое задание* (ТЗ), которое станет исходным документом для следующего этапа проектирования.

II этап – Предварительное проектирование

На этом этапе вырабатывается концепция самолета, формируется его облик, определяются структуры его подсистем. В конце этапа проводится анализ эффективности и в случае положительного решения вырабатывается *техническое предложение* (ТП).

III этап – Эскизное проектирование

На этом этапе определяется конструктивно-силовая схема ЛА, его компоновка и центровка, проводятся весовые, прочностные и аэродинамические расчеты; проводятся экспериментальные исследования, в том числе, продув-

ки модели ЛА в аэродинамической трубе; создается макет ЛА. Результатом этого этапа является *эскизный проект* самолета.

Техническое предложение и эскизный проект – наиболее ответственные этапы создания самолета. На этих этапах при затрате максимум 20...25% времени от всей работы и не более 5...10% средств принимается 75...80% основных решений по проекту (технических и организационных).

IV этап – Рабочее проектирование

Рабочее проектирование – это наиболее трудо- и ресурсоемкий этап создания проекта самолета. Он включает в себя создание *рабочего проекта*, то есть выпуск всей технической документации, необходимой для производства планера самолета и его систем. На этом этапе также проводятся экспериментально-исследовательские работы. Отдельные системы собираются на стендах и отрабатываются. Создается опытный образец и проводятся его наземные и летные испытания.

В случае успешного завершения всех работ новый самолет *запускается в серию*.

Необходимо отметить, что на каждом этапе проектирования возможно получение неудовлетворительного результата. В этом случае приходится возвращаться на предыдущий этап, а иногда, начинать все с самого начала. Поэтому необходимо максимально тщательно проводить работы на начальных этапах проектирования.

4.3.1 Алгоритм предварительного проектирования

Предварительное проектирование является наиболее ответственным этапом с точки зрения правильности и обоснованности принятых решений. Неверное решение на этом этапе повлечет за собой привлечение больших материальных ресурсов на последующих этапах.

Рассмотрим подробнее основные блоки алгоритма предварительного проектирования.

1. Формулировка идей и концепций.

Статистика показывает, что для выявления рациональной концепции необходимо иметь 55 – 60 хороших идей. Для генерирования идей конструкторы используют различные методы: диаграммы идей, матрицы идей, метод мозгового штурма и др. Результатом генерирования идей являются эскизы, отражающие ряд альтернативных концепций. Варианты не прорабатываются детально, а лишь регистрируются как возможные решения.

2. Синтез схемы ЛА.

Схема ЛА определяется взаимным расположением, формой и количеством основных агрегатов его планера, а также типом, числом и размещением двигателей и воздухозаборников.

Многообразие требований к самолетам и непрерывное развитие возможностей их удовлетворения вследствие прогресса науки и техники приводят на практике к многообразию схем самолетов.

Синтез схемы – это один из сложнейших этапов предварительного проектирования, так как он основан на комбинации существующих идей, концепций, конструкций при условии соблюдения определенных логических связей между ними. Основным методом отбора наиболее интересных и конкурирующих схем в процессе оптимального проектирования является *метод экспертных оценок*.

Выбор наилучшей схемы производится путем исключения из рассмотрения явно худших, и если среди оставшихся нельзя выделить явно наилучшую схему, то применяют более глубокую проработку конкурирующих вариантов, то есть переходят ко второму уровню предварительного проектирования.

3. Размерность ЛА.

Определение массы и размеров – это основа проектирования, которая имеет решающее значение для всех проектных расчетов.

Существенный фактор, влияющий на размерность ЛА, - это решение вопроса о планировании модификаций, то есть создание потенциальной возможности увеличения пассажирских мест, дальности полета, взлетной массы и тяги двигателей путем минимального (в дальнейшем) изменения размеров самого ЛА.

4. Математическая модель.

Это приближенное математическое описание необходимых выходных данных ЛА как функции от конструктивных параметров при выполнении соответствующих ограничений.

5. Принятие решения.

На этой стадии выявляется наиболее вероятностная и эффективная техническая концепция или идея самолета. Вариант самолета, реализующий эту идею, принимается в качестве оптимального технического предложения. Часто отбирается несколько вариантов, которые более детально прорабатываются на этапе эскизного проектирования.

Существуют различные методы принятия решения об оптимальном техническом предложении. Один из подходов – это ранжирование требований, предъявляемых к проектируемому ЛА, и последующая оценка вариантов эвристическими методами.

(Эвристика – это приемы и методы поиска решения, основанные на учете опыта решения сходных задач в прошлом, накоплении опыта, учете ошибок, а также интуиции. Эвристические методы принятия решения применяют для решения тех задач, в которых найти точный оптимум алгоритмическим путем невозможно из-за огромного числа вариантов или из-за наличия факторов, неподдающихся математическому описанию.)

4.3.2 Критерии оценки проектных и конструкторских решений

Одним из главных вопросов при разработке эксплуатационно-технических требований и технического задания является определение оптимальных ЛТХ ЛА. Эта задача решается на основе оценки эффективности применения ЛА.

Эффективность применения ЛА в ГА (экономическая эффективность) – это затраты живого и овеществленного труда на выполнение перевозок или других работ. Для сравнительной оценки эффективности использования того или иного ЛА применяют *критерии оптимальности*.

Критерий оптимальности необходим, когда нужно сделать оценку нескольких вариантов какого-либо решения и выбрать один из них. От того, какой принят критерий, зависит не только численное значение параметров и характеристик, но и судьба проектируемого или построенного самолета, так как неудачно выбранные критерии могут привести к неправильной оценке самолета.

Первые самолеты оценивались по отдельным характеристикам (большая скорость, лучшая весовая отдача при равной дальности и т.д.). Затем появились первые комплексные критерии, включавшие в себя 2 – 3 характеристики. Это давало возможность оценивать ЛА по различным критериям (кроме экономических), но не давало возможности оценивать ЛА в целом.

Для такой оценки необходим, единый, достаточно общий критерий, где будут отражены все интересующие конструктора и эксплуатационника характеристики и параметры самолета. Необходимо, чтобы он выражал главную задачу, ради которой создавался ЛА. Для военного ЛА – это боевая эффективность или полнота выполнения боевого задания, для гражданского ЛА – экономичная перевозка пассажиров и грузов при заданном уровне комфорта и выполнении всех требований безопасности и регулярности полетов.

В качестве критерия сравнительной оценки ЛА ГА была предложена *себестоимость тонно-километра*, как величина непосредственно отражающая необходимые издержки на создание и эксплуатацию ЛА. Себестоимость тонно-километра учитывает весовые характеристики ЛА и его частей, характеристики двигателей (тягу, удельный расход топлива, ресурс, стоимость), аэродинамические характеристики ЛА (через массу топлива), режим полета (через расход топлива), стоимость и ресурс конструкции планера, расходы на проектирование ЛА, содержание летного состава, цену топлива, аэропортовые расходы, среднегодовой коэффициент загрузки и т.д.

4.3.3 Взлетная масса как критерий выбора проектного решения

Масса ЛА является стабильным критерием, характеризующим техническое совершенство ЛА. Оценка проектных вариантов категориями массы не является корректной, так как стоимость отдельных компонентов ЛА не пропорциональна их массе. Тем не менее масса ЛА, рассматриваемая в качестве критерия, не противоречит обобщенному критерию *стоимость - эффективность*, так как хорошо известно, что увеличение массы ЛА приводит

к уменьшению полезной нагрузки, ухудшению ЛТХ, и, следовательно, снижает эффективность ЛА.

Можно показать, что в первом приближении при соответствующих ограничениях полная (взлетная масса) самолета, способного выполнить определенную задачу, может служить критерием оценки проекта и построенного ЛА. Если, например, по одному ТЗ выполнено несколько вариантов проекта самолета, то более эффективным будет тот самолета, у которого меньше взлетная масса или у которого больше отдача по полезной нагрузке:

$$\bar{m}_{\text{КОМ}} = \frac{m_{\text{КОМ}}}{m_0}, \text{ где}$$

$\bar{m}_{\text{КОМ}}$ - относительная масса коммерческой нагрузки,

$m_{\text{П.Н.}}$ - масса коммерческой нагрузки,

m_0 - взлетная масса самолета.

Чем больше этот показатель, тем совершеннее проектируемый самолет.

Расчет массы самолета является основной составной частью предварительного проектирования, поскольку позволяет оценить, не только летно-технические и экономические характеристики, то есть эффективность выполнения ТЗ, но и саму возможность или невозможность выполнения данного ТЗ на современном уровне развития науки и техники.

4.3.4 Уравнение существования ЛА

Полную взлетную массу самолета можно представить в виде схемы на рис. 4.2.1 или уравнением

$$m_0 = m_{\text{КОМ}} + m_{\text{СН}} + m_{\text{ОБ}} + m_{\text{ДВ}} + m_{\text{Т}} + m_{\text{КОН}}, \text{ где } (*)$$

$m_{\text{П.Н.}}$ - масса коммерческой нагрузки (для пассажирских самолетов это – пассажиры, багаж, грузы, почта);

$m_{\text{СН}}$ - масса снаряжения и оборудования, которое обеспечивает определенные условия комфорта для пассажиров на борту;

$m_{\text{ОБ}}$ - масса оборудования управления, которое обеспечивает эксплуатацию самолета в заданных условиях;

$m_{\text{ДВ}}$ - масса силовой установки (двигателей и топливных систем);

$m_{\text{Т}}$ - масса топлива на борту;

$m_{\text{КОН}}$ - масса конструкции самолета (планер, шасси, система управления).

Каждая из составляющих полной взлетной массы, представленная в уравнении (*), является функцией от многих параметров. Все они зависят от заданных условий эксплуатации и применения, от потребных ЛТХ и ЭТТ самолета, а также от взлетной массы. Фактически это уравнение отражает связь взлетной массы самолета с его ЛТХ, эксплуатационными и производственными характеристиками, поэтому его называют *уравнением существования самолета (или уравнением весового баланса)*.

В практике проектирования определение взлетной массы ЛА ведется методом последовательных приближений с использованием относительных масс:

$$\bar{m}_{\text{кон}} = \frac{m_{\text{кон}}}{m_0}; \quad \bar{m}_{\text{т}} = \frac{m_{\text{т}}}{m_0}; \quad \bar{m}_{\text{ком}} = \frac{m_{\text{ком}}}{m_0} \quad \text{и т.д.}$$

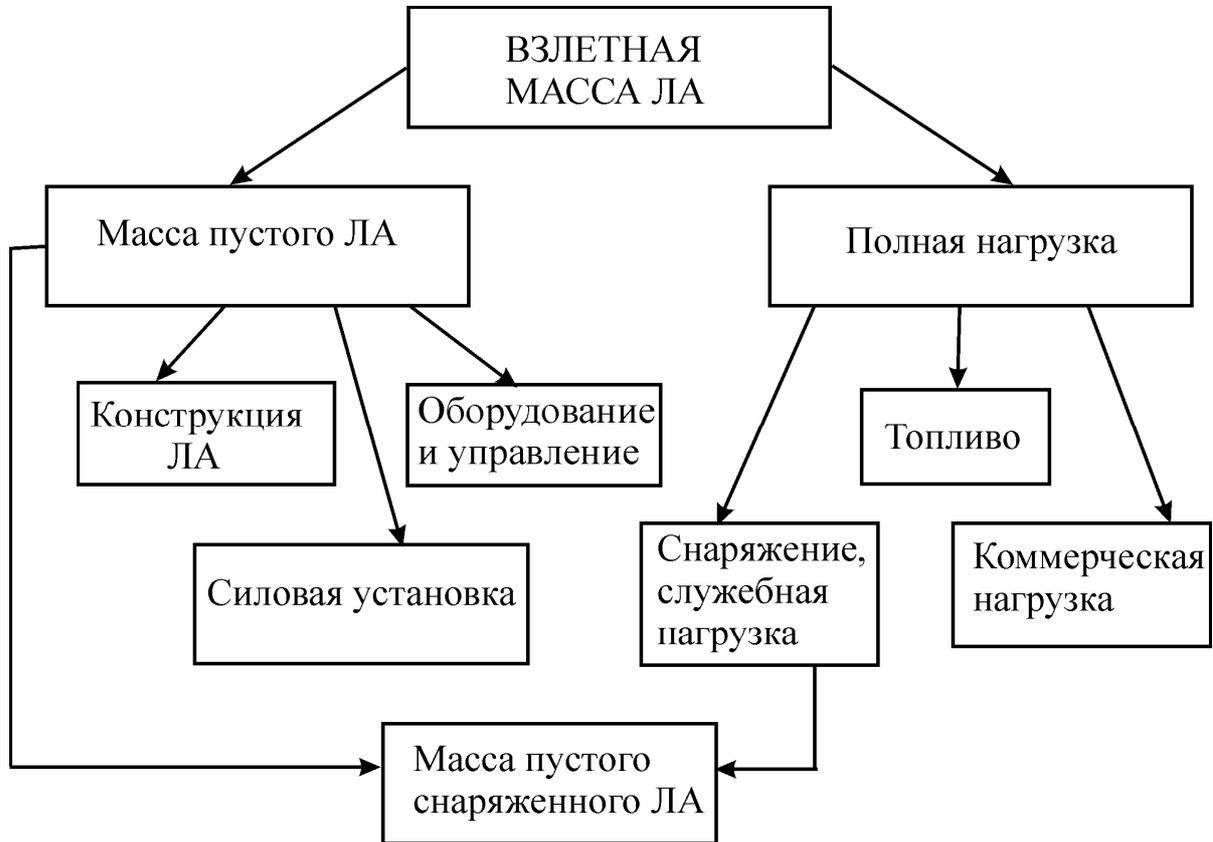


Рис. 4.2.1.

В этом случае уравнение существования запишется в виде

$$1 = \bar{m}_{\text{ком}} + \bar{m}_{\text{сн}} + \bar{m}_{\text{об}} + \bar{m}_{\text{дв}} + \bar{m}_{\text{т}} + \bar{m}_{\text{кон}}.$$

При заданных в ТЗ массе полезной нагрузки, составе оборудования, обеспечивающего комфорт на борту и эксплуатацию ЛА в заданных условиях, массу самолета на начальной стадии проектирования можно определить как

$$m_0 = \frac{m_{\text{ком}} + m_{\text{сн}}}{1 - (\bar{m}_{\text{дв}} + \bar{m}_{\text{т}} + \bar{m}_{\text{кон}} + \bar{m}_{\text{об}})},$$

где относительные массы, стоящие в знаменателе, известные из статистики для данного типа ЛА величины. Для магистральных пассажирских самолетов $\bar{m}_{\text{дв}} = 0,08 \dots 0,10$, $\bar{m}_{\text{т}} = 0,35 \dots 0,45$, $\bar{m}_{\text{кон}} = 0,23 \dots 0,28$. Если сумма этих трех относительных масс будет превышать 1, то $m_0 < 0$, то есть избранная комбинация параметров не может быть реализована и самолет, обеспечивающий выполнение данного ТЗ, разработать невозможно.

Поэтому уравнение существования является одним из основных соотношений, определяющих теорию и практику проектирования самолетов.

4.4 Пути увеличения эффективности за счет весового совершенства конструкции ЛА

Одним из важнейших направлений повышения эффективности ЛА является его весовое совершенство, особенно высокое весовое совершенство конструкции планера. Увеличение весового совершенства планера может дать повышение экономической эффективности ЛА на 6 – 8% и достигается оно за счет применения перспективных конструкционных материалов, обеспечения высокого уровня проектирования конструкции и совершенствования технологии изготовления.

4.4.1 Повышение эффективности за счет прогресса в свойствах конструкционных материалов

Основными требованиями, предъявляемыми к материалу конструкции современного ЛА, являются прочность и легкость. Кроме этого, при определенных условиях решающее значение могут приобрести и другие свойства: жесткость, вязкость, усталостная долговечность, способность противостоять тепловым и коррозионным воздействиям, легкость обработки, стоимость.

Эволюция конструкционных материалов для самолетов начинается с дерева и полотняной обшивки. Затем стал применяться алюминий. Однако недостатки конструкций из этих материалов предопределили переход к следующей фазе, которой стала конкуренция между высокопрочными сталями и термически обрабатываемыми алюминиевыми сплавами.

В 60-е годы в самолетостроении стал использоваться титан и титановые сплавы, которые пока уступают алюминиевым в степени освоенности, технологичности и стоимости. В конструкции пассажирских самолетов они применяются как заменитель стали в шасси, трубопроводах и для крепежа.

Большой весовой эффект возможен при применении композиционных материалов, представляющих собой композицию волокна, несущего нагрузку (стекловолокно, графитовые волокна и т.д.), и матрицы, изготавливаемой их эпоксидных, полиэфирных и других смол. Композиционные материалы обычно изготавливают в виде ленты или в сочетании с металлом.

Основными достоинствами композитов являются:

- высокая удельная статическая прочность;
- высокая удельная жесткость;
- хорошая удельная усталостная прочность;
- малая относительная масса.

Однако композиционные материалы обладают рядом недостатков, которые препятствуют их широкому применению в авиационных конструкциях:

- нестабильность прочностных характеристик;
- малая стойкость к эрозии, что требует специальных покрытий;
- высокая стоимость.

В современных условиях композиционные материалы используются для подкрепления металлических конструкций и изготовления некоторых частей конструкции целиком из композитов.

Применение композиционных материалов позволяет снизить материалоемкость конструкции, увеличить коэффициент использования материала до 80-90%, снизить трудоемкость производства за счет уменьшения количества деталей в конструкции.

4.4.2 Оптимизация авиационных конструкций

Наиболее важным направлением снижения массы конструкции планера самолета является выбор оптимальной силовой схемы его агрегатов, т.е. количества, формы и взаимного расположения его силовых агрегатов. Важность этого направления объясняется тем, что от силовой схемы зависит соотношение между силовым и «несиловым» материалом. В некоторых случаях рациональный выбор силовой схемы позволяет снизить массу конструкции на 10-15%.

Снижение массы конструкции при оптимизации силовой схемы агрегата достигается за счет эффективного использования потенциальных возможностей материалов, увеличения степени вовлечения материала всей конструкции в силовую работу и максимального использования строительных высот.

Существенные резервы снижения массы конструкции связаны с отказом от эксплуатационных разъемов, сочленений, вырезов в конструкции, а также с оптимальным определением запасов прочности, точным выбором исходных массовых характеристик самолета, эксплуатационных и расчетных нагрузок.

4.4.3 Применение прогрессивных технологий

Существенное влияние на весовое совершенство авиационных конструкций оказывают технологические факторы. Рассмотрим основные направления снижения технологических излишков массы.

1. Применение монолитных конструкций позволяет снизить массу не менее, чем на 9-10%. Это достигается устранением многодетальности, уменьшением числа местных утолщений.

2. Применение крупногабаритных полуфабрикатов с более жесткими допусками на размеры.

3. Применение прогрессивных видов крепежа и замена клепки сваркой и клеевыми соединениями.

4. Уменьшение числа технологических разъемов и соединений.

5. Применение химического фрезерования для получения деталей с минимальными размерами.

Однако, следует заметить, что применение прогрессивных технологических мероприятий для увеличения весовой эффективности авиационных конструкций часто сопровождается их удорожанием.

5. ЛИТЕРАТУРА

1. Никитин Г.А., Баканов Е.А. Основы авиации: Учебник для вузов гражданской авиации. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Транспорт, 1984. – 261 с.
2. Аэромеханика: Учеб. для студентов вузов / В.М. Гарбузов, А.Л. Ермаков, М.С. Кубланов, В.Г. Ципенко. – М.: Транспорт, 2000. – 287 с.
3. Конструкция и прочность летательных аппаратов гражданской авиации: Учебник для вузов гражданской авиации / М.С. Воскобойник, П.Ф. Максютинский, К.Д. Миртов и др.; Под общ. ред. К.Д. Миртова, Ж..С. Черненко. – М.: Машиностроение. 1991. – 448 с.: ил.
4. Жуков А.Я., Егоров В.И., Ермаков А.Л. и др. Динамика полета транспортных летательных аппаратов. – М.: Транспорт, 1997.