

**МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ  
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ  
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**  
Кафедра аэродинамики, конструкции и прочности  
летательных аппаратов

Ефимова М.Г.

**АВИАЦИЯ В СИСТЕМЕ ТРАНСПОРТНЫХ КОММУНИКАЦИЙ**  
*для студентов 2 курса специальности 350400*  
*всех форм обучения*

**Москва – 2006**

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

Авиация в системе транспортных коммуникаций. – М.: МГТУ ГА, 2006. – 108 с.

Данное пособие издается в соответствии с учебным планом для студентов 1-го курса специальности 350400 всех форм обучения.

Рассмотрено и одобрено на заседаниях кафедры 13.12.05 и методического совета \_\_\_\_\_.06.

## Содержание

1.	Роль и место гражданской авиации в единой транспортной системе страны .....	6
1.1	Единая транспортная система .....	6
1.2	Структура транспортной системы .....	7
1.3	Общая характеристика авиационной отрасли .....	8
1.4	Гражданская авиация и ее задачи .....	10
1.5	Летательные аппараты и их классификация .....	12
2.	Основы аэродинамики летательных аппаратов .....	16
2.1	Строение атмосферы .....	16
2.2	Основные параметры и свойства воздуха .....	18
2.3	Стандартная атмосфера .....	21
2.4	Основы кинематики и динамики воздуха .....	21
2.5	Основы аэродинамики самолета .....	25
2.5.1	Геометрические характеристики основных частей самолета .....	25
2.5.2	Системы координат .....	31
2.5.3	Аэродинамические силы и моменты, действующие на самолет .....	34
2.5.4	Подъемная сила .....	38
2.5.5	Сила лобового сопротивления .....	41
2.5.6	Аэродинамическое качество. Поляра .....	43
2.5.7	Аэродинамическая интерференция .....	44
2.5.8	Аэродинамические рули и механизация крыла самолета .....	45
3.	Основы динамики полета летательных аппаратов .....	49
3.1	Траекторное движение самолета .....	49
3.1.1	Уравнения движения центра масс самолета .....	49
3.1.2	Перегрузка .....	53
3.1.3	Метод тяг Н.Е. Жуковского .....	54
3.1.4	Дальность и продолжительность полета .....	57
3.2	Движение самолета вокруг центра масс .....	59
3.2.1	Управляемость самолета .....	60
3.2.2	Устойчивость самолета .....	63
4.	Основные элементы конструкции летательных аппаратов .....	65
4.1	Основные конструкционные материалы .....	65
4.2	Внешние нагрузки и реакции опор .....	66
4.2.1	Нагрузки, действующие на ЛА. Нормы прочности и жесткости .....	66
4.2.2	Растяжение .....	68
4.2.3	Сжатие .....	69
4.2.4	Сдвиг .....	69
4.2.5	Кручение .....	70
4.2.6	Изгиб .....	71
4.3	Конструктивные элементы планера самолета .....	72
4.4	Основные части планера самолета .....	74
4.4.1	Крыло .....	74

4.4.2	Основные конструктивно-силовые схемы крыльев .....	76
4.5	Фюзеляж .....	76
4.5.1	Конструктивно-силовые схемы фюзеляжей .....	77
4.6	Оперение .....	78
4.7	Шасси .....	80
4.7.1	Схемы шасси .....	80
4.7.2	Геометрические характеристики (параметры) шасси .....	81
4.7.3	Основные части шасси .....	82
4.7.4	Амортизаторы .....	83
4.8	Система управления самолета .....	84
5.	Основные функциональные системы ЛА .....	88
5.1	Гидравлическая система .....	88
5.1.1	Рабочие жидкости .....	89
5.1.2	Принципиальная схема гидравлической системы .....	89
5.2	Особенности высотного полета .....	90
5.2.1	Герметические кабины .....	90
5.2.2	Кондиционирование воздуха .....	91
5.2.3	Программа регулирования давления в гермокабине .....	92
5.3	Противообледенительные системы ЛА .....	93
5.3.1	Виды обледенения .....	93
5.3.2	Влияние обледенения на летно-технические характеристики ЛА .....	94
5.3.3	Способы защиты ЛА от обледенения .....	94
5.3.4	Системы защиты ЛА от обледенения .....	95
5.4	Противопожарные системы .....	98
5.4.1	Условия возникновения пожаров .....	98
5.4.2	Методы повышения пожарной безопасности .....	99
5.4.3	Система защиты от пожара .....	99
6.	Основы проектирования ЛА .....	101
6.1	Самолет как объект проектирования .....	102
6.2	Требования, предъявляемые к ЛА ГА .....	102
6.3	Основные этапы разработки проекта самолета .....	103
6.3.1	Взлетная масса как критерий выбора проектного решения .....	104
6.3.2	Уравнение существования ЛА .....	104
6.4	Пути увеличения эффективности за счет весового совершенства конструкции ЛА .....	106
6.4.1	Повышение эффективности за счет прогресса в свойствах конструкционных материалов .....	106
6.4.2	Оптимизация авиационных конструкций .....	107
6.4.3	Применение прогрессивных технологий .....	107

## Введение

Учебное пособие по дисциплине «Авиация в системе транспортных коммуникаций» предназначено для студентов 2-го курса специальности «Связи с общественностью».

В настоящем учебном пособии основные сведения по аэродинамике, динамике полета, конструкции и основных функциональных системах ЛА, а также основах их проектирования излагаются в максимально упрощенной форме. Это связано с тем, что студенты специальности 350400 не знакомы с математическим аппаратом и не обладают глубокими знаниями для серьезного изучения этих наук. Однако для того, чтобы грамотно решать задачи, связанные с их будущей специальностью, студентам необходимо быть знакомыми со специальной лексикой, знать основные понятия, связанные с авиацией вообще и функционированием самолета в частности, понимать их физическую сущность.

Пособие состоит из шести частей. В первой части дается понятие единой транспортной системы, рассматриваются вопросы взаимодействия отдельных частей этой системы. Основное внимание уделяется авиационному комплексу как части единой транспортной системы страны.

Во второй части излагаются основы аэродинамики: дается представление о строении земной атмосферы и свойствах воздуха, вводится понятие стандартной атмосферы, рассмотрены свойства воздуха и основные законы аэродинамики, физика взаимодействия воздуха с обтекаемыми телами.

Третья часть пособия посвящена динамике полета. В ней рассматривается движение центра масс ЛА, а также движение ЛА вокруг его центра масс, т.е. вопросы устойчивости и управляемости.

В четвертой части пособия рассматривается конструкция основных частей планера самолета и наиболее общие вопросы его прочности.

Основные функциональные системы самолета, их назначение, разновидности и принципы действия рассмотрены в пятой части настоящего пособия.

В шестой части излагаются основные понятия теории проектирования ЛА и основные этапы создания ЛА.

В конце пособия дан список литературы, которая при желании или необходимости может быть использована для более глубокого изучения материала.

# 1. Роль и место гражданской авиации в единой транспортной системе страны

## 1.1 Единая транспортная система

Потребность в перемещении – одна из важнейших для человека. В условиях современного мира удовлетворить эту потребность без привлечения транспортных средств (причем, как правило, нескольких их видов) практически невозможно. Перемещение человека в современных условиях возможно лишь при четком взаимодействии отдельных частей транспортного комплекса. Организация работы такого комплекса (единой транспортной системы) является сложной задачей и насущной необходимостью для экономики страны, соответствующей интеграционным тенденциям социально-экономического развития каждого общества и всего человечества.

Единая транспортная система (ЕТС) – это совокупность эффективно взаимодействующих независимо от форм собственности и ведомственной подчиненности видов транспорта – путей сообщения и транспортных средств (с их производственно-управленческим персоналом), обеспечивающих погрузочно-разгрузочные работы, перевозку людей и грузов с использованием современных прогрессивных технологий в целях наилучшего удовлетворения спроса населения и грузовладельцев на транспортные услуги.

Транспорт выполняет две роли:

1. Перемещая средства труда и рабочих внутри определенного производства (предприятия или производственного цикла), транспорт осуществляет связи, порождаемые технологическим разделением труда.

2. Перемещая различные виды продукции между поставщиками и производителями, транспорт осуществляет связи, обусловленные территориальным разделением труда.

Задача ЕТС России состоит в том, чтобы, перемещая огромные объемы массовых грузов между производственными предприятиями, способствовать продолжению и завершению процесса производства продукции (товаров и услуг).

Транспорт является одной из отраслей экономической инфраструктуры, которая, кроме всех видов магистрального транспорта, включает в себя энергетику, связь, коммунальное хозяйство, инженерные сооружения и т. д. Однако, транспорт отличается от других отраслей экономики тем, что

- не производит новой вещественной продукции,
- продукцию транспорта (перевозку грузов и пассажиров) нельзя накопить, создать ее запасы,
- продукция транспорта не содержит сырья, поэтому резервы снижения себестоимости перевозок кроются в увеличении производительности труда, сокращении расходов топлива, электроэнергии и т.д.

Непосредственно с транспортом связана работа многих отраслей экономики: машиностроения (автомобиле-, вагоно-, судо-, авиастроение), топливноэнергетического комплекса, металлургии и т.д.

Транспортный комплекс – это совокупность нескольких отраслей экономики, предназначенных для удовлетворения потребностей в перевозке грузов и пассажиров.

Транспортная система (ТС) – целостная отрасль экономики, в состав которой входят: транспортная сеть всех видов транспорта, подвижные транспортные средства, трудовые ресурсы транспорта и система управления всеми видами транспорта на федеральном, региональном и местном уровнях.

Транспортная сеть – один из элементов ТС, а именно, пути сообщения (наземные, водные и воздушные): коммуникации с расположенными на них объектами инфраструктуры.

## 1.2 Структура транспортной системы

Транспорт можно представить себе как систему, состоящую из двух подсистем: транспорта общего и необщего пользования (см. табл. 1). При этом обе части системы могут быть представлены предприятиями любой формы собственности.

Таблица 1

ТРАНСПОРТНАЯ СИСТЕМА		
Транспорт общего пользования		Транспорт необщего пользования
Железнодорожный	рельсовый путь с искусственными сооружениями	Транспорт отраслей материального производства (промышленности, строительства, сельского хозяйства)
	станции и их инфраструктура	
	подвижной состав (вагоны, локомотивы)	
	устройства электроснабжения	
	средства регулирования, обеспечения безопасности движения и управления процессом перевозок	
	управленческий, инженерно-технический (ИТ), обслуживающий персонал	
эксплуатационные (линейные) службы		
Морской	морские суда (пароходства)	Транспорт организаций сферы обслуживания и управления
	морские порты	
	судоремонтные заводы	
	управленческий, ИТ, обслуживающий персонал	
	эксплуатационные (линейные) службы	
Внутренний водный	речные суда и суда «река-море»	Транспорт населенных пунктов (общественный и индивидуальный)
	речные порты	
	судоремонтные заводы	
	управленческий, ИТ, обслуживающий персонал	
	эксплуатационные (линейные) службы	

Автомобильный	автодороги различных категорий	
	подвижной состав различного назначения	
	автотранспортные предприятия, грузовые терминалы	
	автозаправки, станции технического обслуживания, инфраструктура	
	управленческий, ИТ, обслуживающий персонал	
	эксплуатационные (линейные) службы	
<i>Воздушный транспорт более подробно рассмотрен в данном учебном пособии</i>		
Трубо- про- водный	трубопровод	
	насосные и компрессорные станции	
	управленческий, ИТ, обслуживающий персонал	

Структуру транспортной сети России составляют наземные, водные и воздушные пути (линии) сообщения, протяженность которых составляет, тыс. км:

- железные дороги МПС – 87,6
- железнодорожные подъездные пути предприятий – 95
- внутренние водные (речные) судоходные пути – 101
- автодороги с твердым покрытием – 750
- воздушные линии – 1115 (в том числе международные – более 200)
- магистральные газопроводы – 145
- магистральные нефтепроводы – 65.

Различные виды транспорта имеют различную долю участия в ТС России (по данным на 1999 г.).

Грузооборот:

- 84.8% - железнодорожный транспорт
- 8,6% - морской транспорт
- 5% - речной транспорт
- 1.5% - автомобильный транспорт
- 0.1% - воздушный транспорт.

Пассажирооборот:

- 46.8% - автомобильный транспорт
- 37.5% - железнодорожный транспорт
- 15.6% - воздушный транспорт
- 0.2% - речной транспорт
- 0.1% - морской транспорт.

### 1.3 Общая характеристика авиационной отрасли

Авиационная отрасль включает в себя широкий спектр сфер деятельности по разработке, производству, эксплуатации, обслуживанию и ремонту ле-

тательных аппаратов (ЛА). В настоящий момент в состав отрасли входит примерно 300 предприятий авиационной промышленности, которые занимаются производством самолетов и вертолетов, двигателей к ним, приборов, агрегатов и оборудования, разработкой технологий производства, и более 260 эксплуатантов гражданской авиатехники. В состав отрасли входят и научные организации, которые занимаются как разработкой новой техники, так и различными вопросами, связанными с эксплуатацией летательных аппаратов (например, вопросы продления летной годности воздушных судов). Количественно структура авиационной отрасли представлена в табл. 2 (данные 2002 г.).

Таблица 2

Численность персонала, тыс. чел.	224,7
Количество эксплуатируемых воздушных судов	6014
в том числе: иностранного производства отечественных нового поколения	4630
Количество авиакомпаний	267
Количество гражданских аэропортов	496
Количество авиаремонтных заводов	13
Количество организаций по техническому обслуживанию	384
Количество научных организаций	5

В транспортной системе современной России воздушный транспорт является одним из основных видов пассажирского транспорта. В его общей работе перевозки пассажиров составляют 4/5 от всего объема перевозок, а грузов и почты – 1/5.

С середины 90-х годов произошло существенно изменилось соотношение перевозок пассажиров на внутренних и международных авиалиниях (см. рис. 1.1).

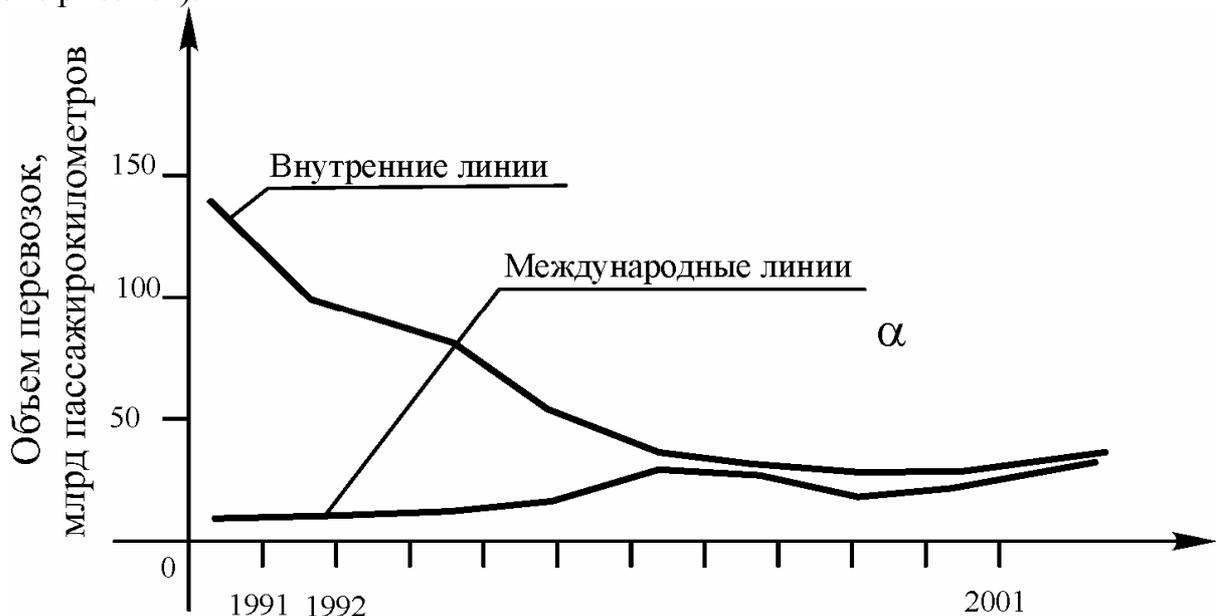


Рис. 1.1

В настоящее время продолжается рост объема перевозок как на внутренних так и на международных линиях. Это диктует необходимость модернизации и обновления парка самолетов российских авиакомпаний, приведение их в соответствие с международными нормами (например, по шуму). Хотя доля иностранных и отечественных самолетов нового поколения в последние годы несколько увеличилась, около 70% всех авиаперевозок выполняется на отечественных самолетах старого поколения. В табл. 3 приведены некоторые технические характеристики зарубежных и аналогичных российских самолетов гражданской авиации последних модификаций. Их сравнение говорит о том, что новые образцы отечественных ЛА в целом близки к западным аналогам, однако практически по всем позициям несколько им уступают.

Таблица 3

Тип	Наименование ЛА	Количество пассажиров	Дальность полета, км	Скорость, км\ч	Потребная длина ВПП, м
Дальнемагистральные	Boeing 777	370	8000	905	2100
	A-340-300	330	13300	925	2790
	Ил-96-300	300	7500	870	2600
Среднемагистральные	Boeing 757-200	212	4700	935	19–
	Boeing 767-200	230	3580	910	1720
	Ty-204	170-214	3600	850	2250
Ближнемагистральные	Boeing 737	130	1700	910	2350
	Ty-334	102	2000	820	2200

#### 1.4 Гражданская авиация и ее задачи

В соответствии с Воздушным кодексом Российской Федерации авиация страны делится на гражданскую, государственную и экспериментальную.

Гражданская авиация – это авиация, используемая в целях обеспечения потребностей граждан и экономики. Гражданская авиация (ГА) делится на коммерческую ГА и авиацию общего назначения (АОН).

Коммерческой гражданской авиацией называется ГА, используемая для воздушных перевозок пассажиров, багажа, грузов, почты и авиационных работ, которые осуществляются за плату. Под авиационными работами понимаются работы, выполняемые с использованием полетов воздушных судов в сельском хозяйстве, строительстве, для охраны и защиты

окружающей природной среды, оказания медицинской помощи и других целей.

Авиацией общего назначения называется ГА, используемая на безвозмездной основе.

В состав парка ЛА ГА входят самолеты и вертолеты. Основу же парка составляют самолеты. Многообразие типов самолетов определяет необходимость их классификации. Нас в первую очередь будут интересовать следующие классификационные признаки самолетов: назначение, тип авиалиний, дальность полета. На рис. 1.2 представлена классификация самолетов по этим трем признакам.

Транспортные самолеты перевозят пассажиров, почту и различные грузы. Они делятся на пассажирские и грузовые. Часто один и тот же тип самолета может быть как пассажирским, так и грузовым, которые отличаются отсутствием бытового оборудования, увеличенными размерами грузовых отсеков, наличием больших грузовых дверей, более прочным полом, установкой на борту устройств, облегчающих погрузку и разгрузку.

Самолеты специального назначения выполняют самые различные задачи и отличаются от транспортных в основном составом оборудования.

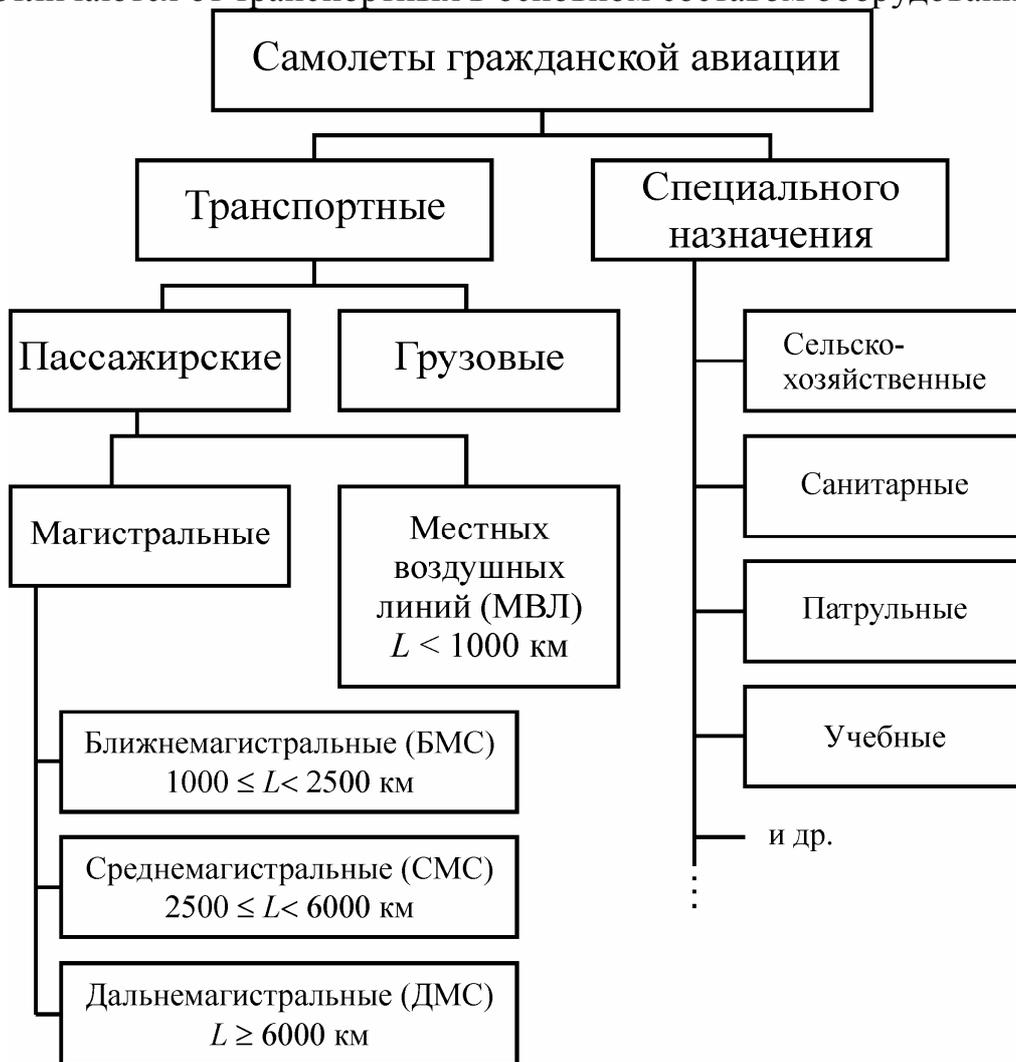


Рис. 1.2

Существуют также и другие признаки, по которым производится классификация самолетов: количество и расположение крыльев; тип фюзеляжа; форма и расположение оперения; тип, количество и расположение двигателей; расположение и конструкция шасси и др. Но эти виды классификации мы рассмотрим в дальнейшем.

### 1.5 Летательные аппараты и их классификация

Основной структурной единицей авиационного комплекса является летательный аппарат. Для гражданской авиации это, в основном, самолеты. Но общая картина будет не полной, если мы не рассмотрим весь спектр существующих воздушных судов. Они различаются не только по назначению (см. выше), но и физическим принципам своего функционирования.

**Летательный аппарат** – это устройство, предназначенное для совершения полетов в атмосфере или в космическом пространстве. В основе любого полета лежит преодоление силы тяжести. Это осуществляется за счет создания подъемной силы. В зависимости от способа ее создания различают следующие принципы полета:

**аэростатический** – подъемная сила обеспечивается архимедовой силой, равной силе тяжести вытесненного ЛА воздуха;

**аэродинамический** – подъемная сила создается воздушным потоком, обтекающим ЛА при его движении;

**ракетодинамический** – подъемная сила определяется реактивной силой, возникающей в результате отбрасывания части массы ЛА;

**баллистический** – подъемная сила определяется силой инерции ЛА, летящего в поле сил тяготения за счет начального запаса скорости или высоты.

Деятельность человека с использованием ЛА делится на три вида: воздухоплавание, авиация и космонавтика.

**Воздухоплавание** – это выполнение полетов с помощью ЛА легче воздуха, т.е. использующих аэростатический принцип полета.

**Авиация** – это выполнение полетов с помощью ЛА тяжелее воздуха, использующих аэродинамический принцип полета.

**Космонавтика** – это выполнение полетов в космическом пространстве с помощью ЛА, использующих ракетодинамический и баллистический принципы полета.

К аэростатическим ЛА относятся: свободные аэростаты, привязные аэростаты и дирижабли.

**Аэростат** – это ЛА легче воздуха. Он использует подъемную силу заключенного в газонепроницаемую оболочку подъемного газа, имеющего плотность меньшую, чем плотность атмосферного воздуха. Это может быть водород, гелий или теплый воздух. К оболочке подвешивается гондола, в которой размещается полезная нагрузка. Управление полетом свободного аэростата сводится к изменению высоты полета. Увеличение высоты полета производится путем сброса балласта или повышения температуры подъемного

газа, уменьшение высоты – путем выпуска части газа через специальный клапан.

**Дирижабль** – это управляемый аэростат, состоящий из корпуса, оперения и гондолы. Дирижабль имеет силовую установку, размещаемую, как правило, на гондоле. С помощью силовой установки дирижабль может совершать управляемый горизонтальный полет. Изменение направления вектора тяги позволяет совершать взлет, спуск и висение.

Свободные аэростаты используются для спортивных, исследовательских, военных и других целей. Привязные аэростаты используются для подъема различной исследовательской аппаратуры, средств связи, метеозондирования. Дирижабли могут использоваться и использовались для выполнения транспортных операций, экспедиций, туристических полетов, в военных целях.

К ЛА, использующим аэродинамический принцип полета, относятся: самолеты, планеры, вертолеты, автожиры, орнитоптеры (махолеты).

**Самолет** – это ЛА тяжелее воздуха для полетов в атмосфере с помощью силовой установки, создающей тягу, и неподвижного относительно других частей ЛА крыла, на котором при движении в воздушной среде образуется аэродинамическая подъемная сила. Основными частями самолета являются: фюзеляж, крыло, оперение, шасси, система управления, силовая установка, комплекс бортового оборудования (см. рис. 1.3). Самолеты используются для выполнения транспортных операций, в военных целях, для проведения сельскохозяйственных работ, патрулирования, аэрофотосъемки, мониторинга, занятия спортом, туризма и др.



Рис. 1.3

**П л а н е р** – это бездвигательный ЛА тяжелее воздуха с неподвижным относительно других частей ЛА крылом для создания аэродинамической подъемной силы. Для взлета планера используются резиновые амортизаторы, наземные мотолебедки, автомобили, а также самолеты. В свободном полете планер движется вперед со снижением (планирует) под действием собственного веса. Горизонтальный полет или полет с набором высоты (парение) осуществляется благодаря использованию энергии восходящих потоков воздуха. Планеры бывают спортивные, экспериментальные и транспортно-десантные.

**Вертолет (геликоптер)** – это ЛА тяжелее воздуха, у которого подъемная сила и сила, необходимая для горизонтального полета (пропульсивная сила), создаются одним или несколькими несущими винтами (рис. 1.4). В отличие от самолета, подъемная сила, на крыле которого создается только при поступательном движении, несущий винт вертолета может создавать подъемную силу без поступательного перемещения ЛА. Благодаря этому, вертолет может совершать вертикальный взлет и посадку, а также находиться в режиме висения. Однако при прочих равных условиях (одинаковые взлетные массы и скорости полета) энергетические затраты на полет вертолета существенно больше, чем на полет самолета. Тем не менее, вертолеты широко используются как в военных целях, так и в гражданской авиации. Вертолеты бывают транспортные, сельскохозяйственные, санитарные, спасательные, вертолеты-краны для выполнения строительно-монтажных работ и др.

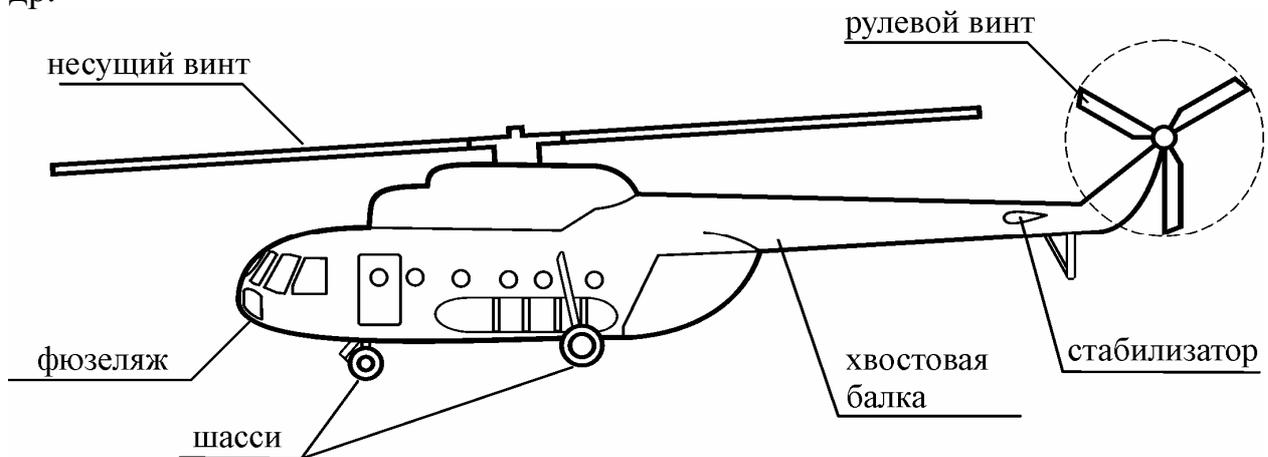


Рис. 1.4.

**А в т о ж и р** – это ЛА тяжелее воздуха, у которого подъемная сила создается свободно вращающимся несущим винтом (ротатором), не имеющим привода от двигателя. Вращение несущего винта осуществляется под действием набегающего потока воздуха при поступательном движении автожира, которое обеспечивается в отличие от вертолета обычным тянущим или толкающим воздушным винтом, вращаемым двигателем. В классической схеме автожир взлетает с разбега, как самолет. Однако существуют схемы, когда ротор раскручивается с помощью двигателя для осуществления вертикально-

го «прыжкового» взлета. Преимуществами автожира перед самолетом являются небольшая минимальная скорость полета и малая взлетная дистанция, а перед вертолетом – простота конструкции. Однако автожиры не получили широкого распространения из-за того, что значительно уступают самолетам в скорости полета, а по сравнению с вертолетами – не могут зависать и осуществлять вертикальную посадку.

Орнитоптер (махолет) – это ЛА тяжелее воздуха, у которого подъемную силу и пропульсивную силу создают крылья, осуществляющие машущие движения, имитирующие движения крыльев птицы или насекомого. Разработка проектов орнитоптеров ведется со времен Леонардо да Винчи. Этот вид ЛА привлекает возможностью сочетать преимущества вертолета (вертикальный взлет и посадка, висение) и планера (при закрепленном крыле – возможность осуществлять поступательное движение, не используя энергии силовой установки).

Ракетодинамический принцип полета используют такие ЛА, как ракеты-носители, ракеты авиационные, геофизические и метеорологические ракеты и др. Баллистический принцип полета используют космические ЛА, головные части боевых ракет и др. Мы не будем подробно останавливаться на рассмотрении этих ЛА, т.к. они далеки от решения тех задач, которые стоят перед гражданской авиацией. Отметим лишь, что существуют ЛА, которые используют на разных этапах своего полета ракетодинамический, баллистический и аэродинамический принципы полета. Таковы, например, многоразовые воздушно-космические аппараты «Спейс шаттл» и «Буран». В настоящее время разрабатываются проекты транспортных и туристических ЛА, которые также будут осуществлять полеты как в атмосфере, так и в космическом пространстве (например, российский «Клипер»). Их, в принципе, можно считать перспективными ЛА для гражданской авиации.

Стоит также упомянуть о проектах гибридных ЛА, которые для создания подъемной силы используют сочетание аэродинамических и аэростатических принципов полета. У таких ЛА в качестве средств создания аэродинамической подъемной силы используются воздушные винты, а также расположенные под углом атаки корпус ЛА или крыло. Аэростатическая подъемная сила компенсирует вес конструкции ЛА, а аэродинамическая – вес коммерческой нагрузки. Кроме того, аэродинамическая подъемная сила используется для управления полетом ЛА в вертикальной плоскости.

## 2. Основы аэродинамики летательных аппаратов

**Аэродинамика** – это наука об общих законах движения газа (преимущественно воздуха), а также о взаимодействии газа с движущимися в нем телами. Это взаимодействие может быть механическим и тепловым, в результате чего на ЛА в процессе его полета в атмосфере действуют аэродинамические силы, происходит нагрев его поверхности. Именно благодаря аэродинамическим силам возможен полет самолета или вертолета, т.е. аппаратов тяжелее воздуха. Однако аэродинамические силы не только поднимают ЛА в воздух, но и создают вредное сопротивление его движению, а нагрев поверхности ЛА приводит к изменению прочностных характеристик его конструкции. Величины аэродинамических и тепловых нагрузок зависят от формы ЛА и режимов его полета (скорости, высоты). В связи с этим основной задачей аэродинамики является выбор рациональной внешней формы ЛА с целью получения заданных летно-технических характеристик (ЛТХ), а также определение аэродинамических нагрузок и тепловых потоков, действующих на поверхность ЛА, для прочностных расчетов.

### 2.1 Строение атмосферы

Полеты ЛА гражданской авиации происходят в атмосфере Земли, поэтому при создании и эксплуатации ЛА необходимо учитывать строение и параметры атмосферы (давление, плотность, температуру).

Рассмотрим строение атмосферы. **А т м о с ф е р о й** называют газовую оболочку, которая благодаря воздействию гравитационного поля Земли удерживается ею и вращается вместе с планетой как единое целое. Плотность воздуха и атмосферное давление максимальны у поверхности Земли, а с подъемом на высоту постепенно уменьшаются. Воздух, составляющий атмосферу, представляет собой механическую смесь газов. В нижних слоях атмосферы содержание газов в объемных долях следующее: азот ( $N_2$ ) ~ 78 %, кислород ( $O_2$ ) ~ 21 %, аргон (Ar) ~ 0,93 %, другие газы (в том числе  $CO_2$  – углекислый газ) ~ 0,07 %. До высоты 90 км относительный состав основных компонентов атмосферы практически не изменяется. Кроме газов в нижних слоях атмосферы содержится большое количество паров воды, а также пыль, различные химические соединения (особенно над городами и промышленными центрами).

Атмосфера Земли имеет четкое слоистое строение (см. рис. 2.1). При этом под влиянием центробежных сил, возникающих при вращении планеты, атмосфера, как и сама Земля, сплюснута у полюсов, а в районе экватора имеет несколько большую толщину. Нижний слой атмосферы (от поверхности Земли до высоты 8 км над полюсами и 18 км в над экватором) называется **т р о п о с ф е р о й**. Для тропосферы характерно интенсивное перемещение воздушных масс, наличие облачности. В ней наблюдаются различные метеорологические явления: осадки, молнии, струйные течения. В этом слое атмосферы температура воздуха заметно уменьшается с высотой (в среднем на  $6,5^\circ C$  через каждые 1000 м), а также подвержена суточным и сезонным ко-

лебаниям. В верхнем слое тропосферы (для средних широт начиная с 11 км) температура воздуха практически неизменна и равна приблизительно  $-56^{\circ}\text{C}$  ( $217\text{ K}$ ). Это явление носит название т р о п о п а у з ы . Толщина тропопаузы колеблется на различных широтах от нескольких сотен метров до нескольких километров.

Тропопауза как и другие п а у з ы (переходные зоны между основными слоями атмосферы) отделяет тропосферу от следующего слоя – с т р а т о - с ф е р ы , которая простирается до высоты приблизительно 55 км. Интересно отметить, что в верхних слоях стратосферы температура повышается до  $+0,8^{\circ}\text{C}$ . Это происходит из-за поглощения молекулами озона и кислорода, находящимися на этих высотах, ультрафиолетового излучения Солнца. В нижних слоях стратосферы, как и в верхних слоях тропосферы, встречаются струйные течения шириной в сотни километров со скоростью потока до 100 – 150 м/с.

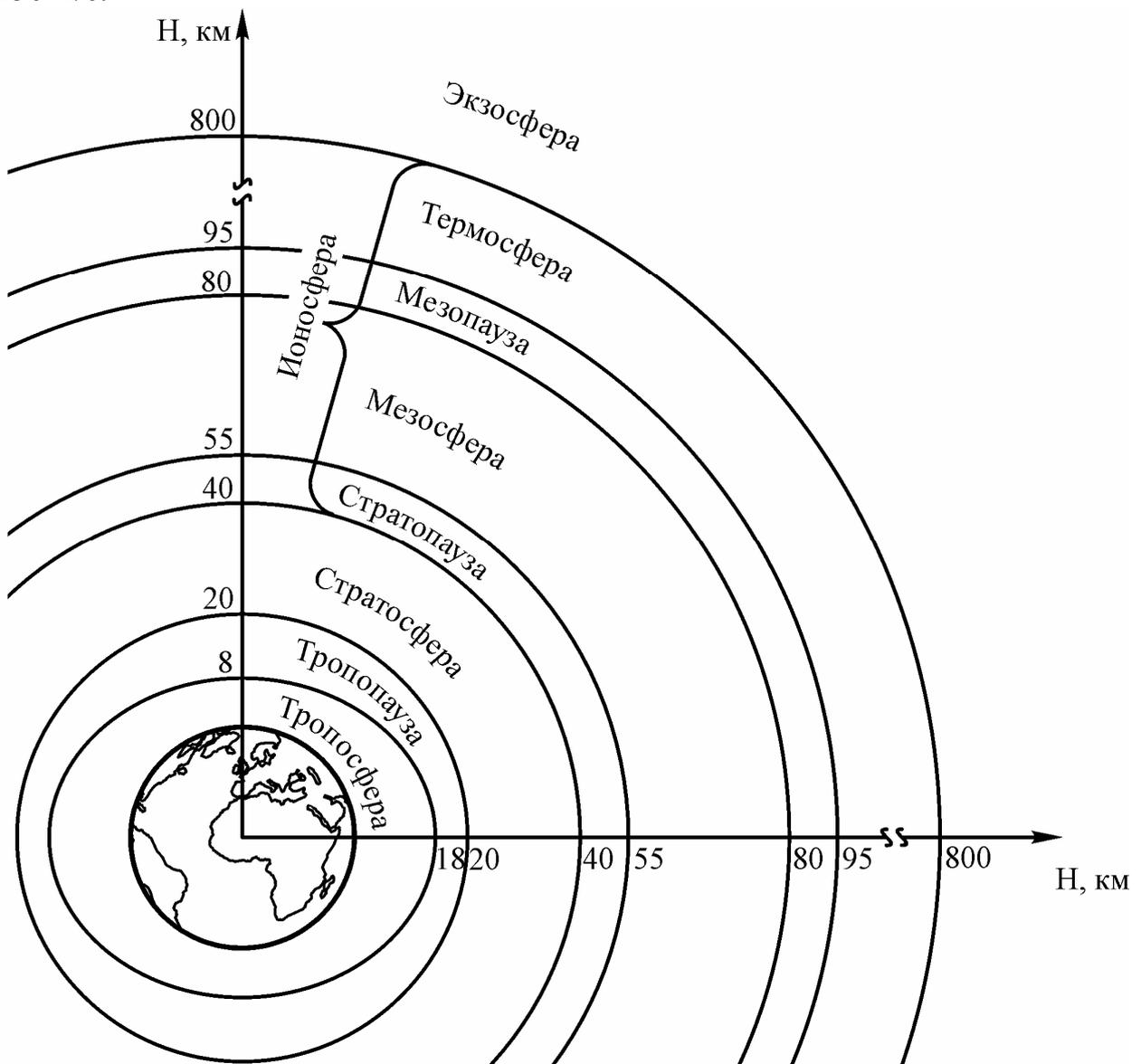


Рис. 2.1. Строение атмосферы

Выше стратосферы располагается мезосфера. Она доходит до высоты 80 км, и в ней снова происходит постепенное понижение температуры до  $-88^{\circ}\text{C}$ .

Далее до высоты 800 км следует термосфера. В этом слое лучи Солнца, ионизируя воздух, доводят его температуру до  $750^{\circ}\text{C}$ . Но вследствие малой плотности воздуха в термосфере эта высокая температура не оказывает заметного воздействия на находящиеся здесь тела. Из-за сильной ионизации воздуха часть атмосферы на высотах 40 – 800 км (в основном мезосфера и термосфера) получила название ионосферы.

Выше 800 км над поверхностью Земли находится экзосфера, которая является переходной зоной к космическому пространству.

Практическое значение для гражданской авиации в настоящее время имеют нижние слои атмосферы: тропосфера и нижняя часть стратосферы (до высоты 20 км).

## 2.2 Основные параметры и свойства воздуха

Основными параметрами воздуха, которые характеризуют его состояние, являются: температура, плотность и давление. Определения этих параметров известны из школьного курса физики. Напомним лишь уравнение состояния газа, которое связывает эти параметры между собой (уравнение Менделеева – Клайперона):

$$p = \frac{\rho}{m} RT, \quad (1)$$

где  $p$  – давление газа [Па];

$\rho$  – плотность газа [ $\text{кг}/\text{м}^3$ ];

$m$  – молекулярная масса газа [ $\text{кг}/\text{моль}$ ];

$R$  – универсальная газовая постоянная  $\left[ \frac{\text{Дж}}{\text{К} \cdot \text{моль}} \right]$ ;

$T$  – температура газа [К].

К свойствам воздуха относятся вязкость и сжимаемость. Из опыта известно, что при обтекании поверхности набегающим потоком воздуха на некотором удалении от этой поверхности скорость частиц воздуха начинает уменьшаться вплоть до полного торможения частиц, непосредственно контактирующих с поверхностью (см. рис. 2.2). Разделим условно поток по вертикали к поверхности на отдельные слои. В этом случае слой, находящийся ближе к поверхности будет двигаться с меньшей скоростью, чем смежный с ним слой, расположенный выше. Нижний слой будет оказывать сопротивление верхнему слою. В этом явлении проявляется вязкость воздуха, т.е. его способность сопротивляться сдвигу слоев, их относительному перемещению.

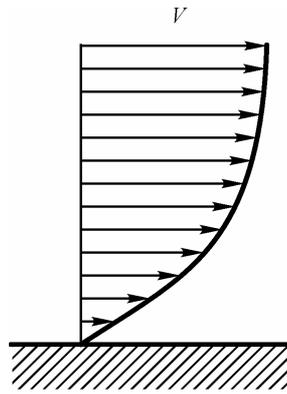


Рис. 2.2. Профиль скоростей потока вблизи поверхности

При таком взаимодействии слоев между ними возникают касательные напряжения  $\tau$ , которые пропорциональны приращению скорости набегающего потока по нормали к поверхности:

$$\tau = \mu \frac{\Delta V_x}{\Delta y}, \quad (2)$$

где  $\mu$  – коэффициент динамической вязкости, [Па · с];  
 $V_x$  – скорость набегающего потока [м / с].

Если коэффициент динамической вязкости разделить на плотность воздуха  $\rho$ , то получится коэффициент кинематической вязкости:

$$\nu = \frac{\mu}{\rho}. \quad (3)$$

Динамическая вязкость воздуха возрастает при повышении температуры. Это происходит в связи с тем, что с ростом температуры скорость хаотического теплового движения молекул увеличивается.

Кинематическая вязкость зависит от высоты полета. При ее увеличении кинематическая вязкость растет.

Опыт показывает, что влияние вязкости на поток проявляется только на небольшом удалении от поверхности тела. Слой воздуха, где проявляется его вязкость, называется **пограничным**. Толщина пограничного слоя невелика, на носке тела она минимальна и увеличивается вниз по потоку (см. рис. 2.3). Максимальная толщина пограничного слоя во много раз меньше характерного линейного размера обтекаемого тела (на задних кромках крыльев современных самолетов гражданской авиации, летящих на высотах около 10 км, толщина пограничного слоя не превышает нескольких сантиметров).

Другим важным свойством воздуха является его сжимаемость. **Сжимаемостью** называется свойство среды изменять свой объем при изменении давления. Это свойство воздуха определяет возможность распространения в нем малых возмущений давления в виде упругих волн сжатия-разрежения. Эти волны воспринимаются нашим слуховым аппаратом как звук. Скорость распространения звуковых волн называется **скоростью звука**:

$$a = \sqrt{\frac{\Delta p}{\Delta \rho}} . \quad (4)$$

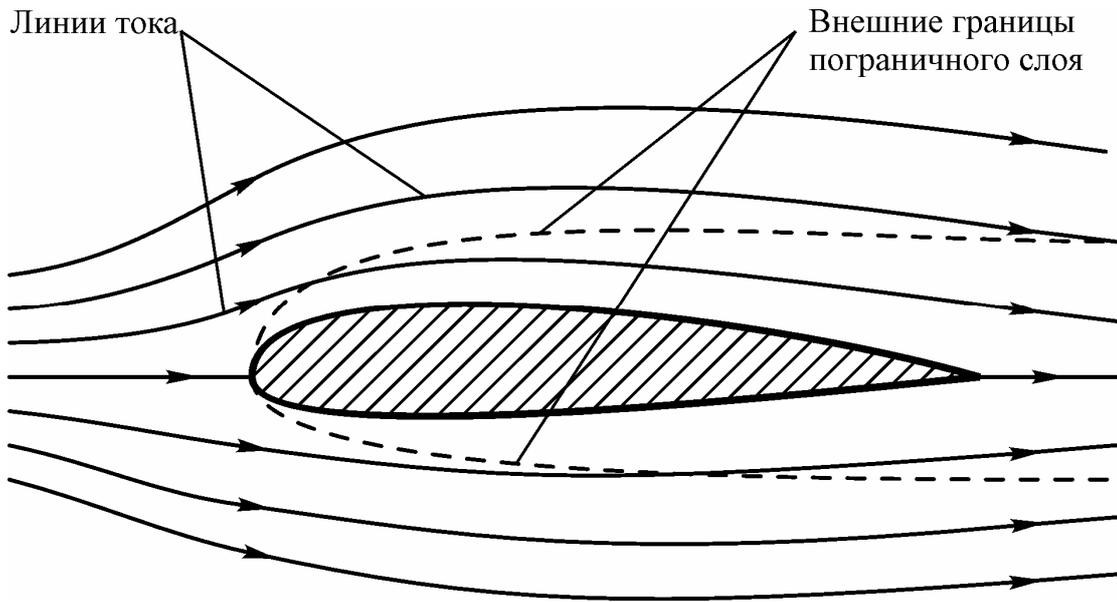


Рис. 2.3. Схема обтекания тела вязким газом  
(толщина пограничного слоя увеличена)

Подставим в эту формулу значение универсальной газовой постоянной  $R$  и молекулярной массы воздуха  $M$  и получим:

$$a \approx 20,1\sqrt{T} . \quad (5)$$

Таким образом, скорость звука однозначно определяется температурой воздуха. При повышении температуры возрастает интенсивность хаотического движения молекул газа, а значит, увеличивается его сопротивляемость сжатию, т.е. газ становится менее сжимаемым. При понижении температуры наблюдается обратная картина. Так, например, с ростом высоты температура воздуха падает, что приводит к уменьшению скорости звука. При абсолютном нуле скорость звука также равна нулю, поскольку движение молекул газа отсутствует, и они теряют способность передавать малые возмущения. Следовательно, скорость звука является характеристикой сжимаемости воздуха.

При рассмотрении явлений в движущемся потоке пользуются мерой сжимаемости воздуха, которой является число Маха – отношение скорости потока  $V$  к скорости звука  $a$  при данных условиях:

$$M = \frac{V}{a} . \quad (6)$$

Если  $M < 1$ , то течение называется дозвуковым, если  $M = 1$ , то течение называется звуковым (если  $M$  чуть больше или чуть меньше 1, то – трансзвуковым или околозвуковым), а если  $M > 1$ , то говорят, что течение сверхзвуковое.

### 2.3 Стандартная атмосфера

Параметры атмосферы зависят не только от высоты, но и от времени года и суток, координат места наблюдения и других факторов. Поэтому для удобства аэродинамических расчетов и сравнения результатов летных испытаний ЛА, проведенных при различных атмосферных условиях, используют модель атмосферы – с т а н д а р т н у ю а т м о с ф е р у. Это условная атмосфера, представленная в виде распределения средних значений параметров воздуха по высоте. Параметры стандартной атмосферы, принятой в России, находятся в соответствии с Международной стандартной атмосферой и примерно равны средним значениям параметров реальной атмосферы на средних широтах в летнее время. Параметры стандартной атмосферы для нулевого уровня, в качестве которого принят средний уровень моря, называют стандартными (или нормальными) и отмечают индексом «с»:  $T_c = 288,15 \text{ К}$ ;  $p_c = 101300 \text{ Па}$ ;  $\rho_c = 1,225 \text{ кг/м}^3$ ;  $a_c = 340,29 \text{ м/с}$ ;  $\nu_c = 1,46 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2/\text{с}$ .

Изменение параметров стандартной атмосферы по высоте представляют, как правило, в табличной форме, но можно рассчитать и по формулам.

### 2.4 Основы кинематики и динамики воздуха

В аэродинамике при изучении движения воздуха иногда удобнее использовать не модель сплошной среды, а модель, рассматривающую среду как совокупность множества частиц. В этой модели движение частиц представляют в виде траекторий и линий тока. Т р а е к т о р и е й движения частицы называется геометрическое место точек, в которых частица находилась в процессе своего движения. При этом вектор скорости частицы в всех точках траектории направлен по касательной к ней (см. рис. 2.4). Л и н и я т о к а – это линия, составленная из точек, в которых движущиеся частицы находятся в фиксированный момент времени, причем векторы скоростей частиц направлены по касательной к этой линии так же, как и в случае с траекторией. Траектория и линия тока различаются тем, что траектория описывает движение одной частицы в разные моменты времени, а линия тока – движение совокупности частиц в каждый фиксированный момент времени. При определенном условии траектория и линия тока совпадают. Это происходит в том случае, если в каждой фиксированной точке линии тока вектор скорости не изменяется с течением времени по величине и направлению. Такое течение называется у с т а н о в и в ш и м с я . При н е у с т а н о в и в ш е м с я течении вектор скорости со временем изменяется, что приводит к изменению формы линии тока и она уже не совпадает с траекторией движения отдельной частицы.

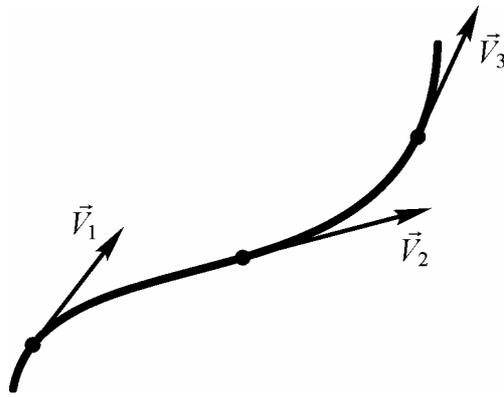


Рис. 2.4. Траектория частицы

Представим себе замкнутую линию и через точки этой линии проведем линии тока. В результате получим замкнутую поверхность, образованную линиями тока. Такая поверхность называется *трубкой тока*. Поскольку, как следует из определения линии тока, векторы скорости движения частиц направлены по касательной к поверхности трубки тока, то эта поверхность является непроницаемой для частиц воздуха. Воздух, движущийся внутри трубки тока называется *стружкой*. Стружка называется *элементарной*, если ее поперечное сечение достаточно мало и можно считать, что в каждый фиксированный момент времени скорости частиц воздуха в этом сечении равны. Рассмотрим такую стружку (см. рис. 2.5).

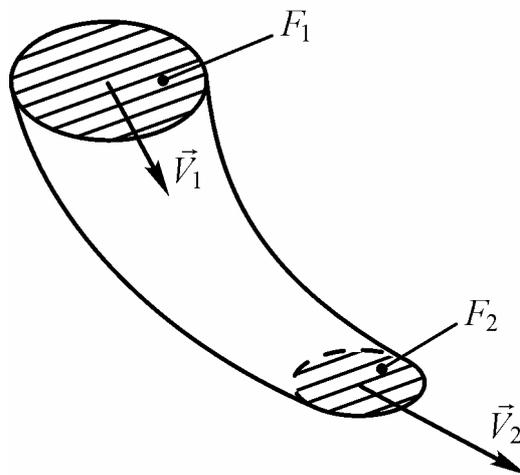


Рис. 2.5. Элементарная стружка

Поскольку поверхность трубки тока непроницаема для частиц воздуха, то при установившемся течении через каждое поперечное сечение элементарной стружки в единицу времени будет протекать одна и та же масса воздуха. Это вытекает из закона сохранения массы, если принять, что трубка тока не имеет разрывов, через которые может поступать или уходить воздух. Поэтому формула, описывающая это явление, называется *уравнением неразрывности* и имеет вид:

$$m = \rho VF = \text{const}, \quad (7)$$

где  $m$  – масса воздуха, протекающего через поперечное сечение струйки в единицу времени;

$\rho$  – плотность воздуха в данном сечении струйки;

$V$  – скорость воздуха в данном сечении струйки;

$F$  – площадь поперечного сечения струйки.

Для малых скоростей течения (при  $M < 0,3$ ) можно принять, что воздух несжимаем, т.е. плотность воздуха не меняется от сечения к сечению ( $\rho = \text{const}$ ). Тогда ее можно исключить из уравнения (10) и, возвращаясь к рис. 5, записать:

$$V_1 F_1 = V_2 F_2. \quad (8)$$

Из этого уравнения можно сделать важный вывод: при уменьшении площади поперечного сечения струйки скорость течения воздуха в ней возрастает, а при увеличении – падает. Но это справедливо только для дозвуковых течений ( $M < 1$ ). При сверхзвуке ( $M > 1$ ) картина меняется с точностью до наоборот, так как здесь уже важную роль играет сжимаемость.

Важное место в аэродинамике отводится также закону сохранения энергии, который используется для получения взаимосвязи давления и скорости воздуха в струе. На рис. 2.6 показана струйка при виде сбоку. Рассмотрим относительно некоторого уровня баланс энергии масс воздуха, проходящих через сечения 1 и 2 за одинаковый промежуток времени  $\Delta t$ . Движение воздуха в струйке будем считать установившимся, а сжимаемость и трение учитывать не будем. Выделим для рассмотрения некоторую массу воздуха  $m$ , проходящую через сечение 1 со скоростью  $V_1$  за время  $\Delta t$ . Эта масса обладает кинетической энергией, равной  $\frac{mV_1^2}{2}$  и имеет потенциальную энергию, равную работе силы тяжести  $mgh_1$ . Кроме этого, на рассматриваемую массу действует сила давления воздуха  $p_1 F_1$ , лежащего выше сечения 1, поэтому необходимо также учесть работу, совершаемую этой силой. Работа, как известно, равна произведению силы на перемещение, которое в данном случае можно вычислить, умножив скорость  $V_1$  на промежуток времени  $\Delta t$ , в течение которого рассматриваемая масса воздуха проходит через сечение 1. Согласно закону сохранения суммарная энергия рассматриваемой массы воздуха при прохождении ею сечения 2 не изменится, поэтому можно записать:

$$p_1 F_1 V_1 \Delta t + \frac{mV_1^2}{2} + mgh_1 = p_2 F_2 V_2 \Delta t + \frac{mV_2^2}{2} + mgh_2. \quad (9)$$

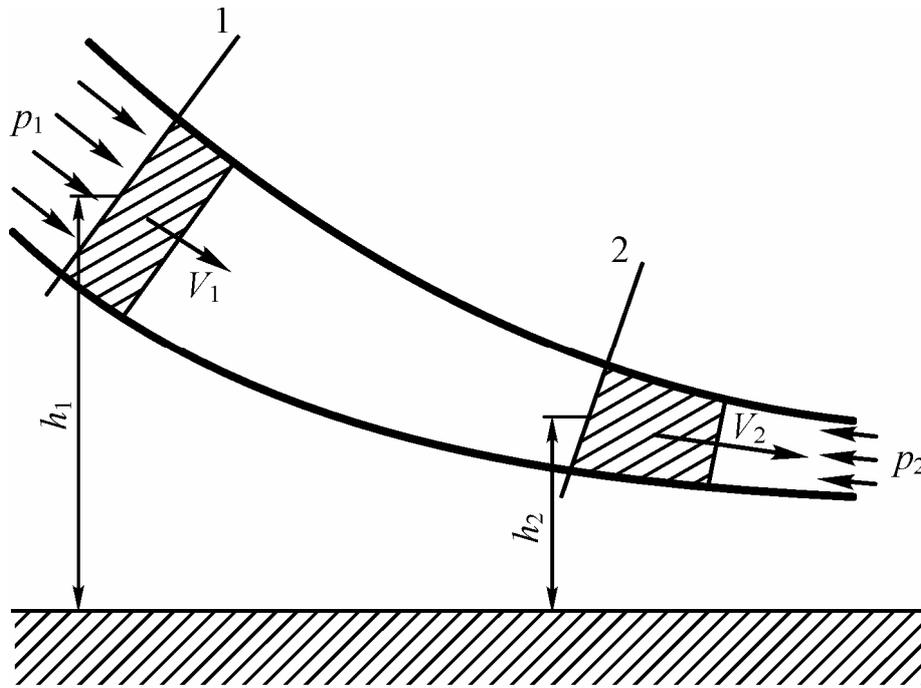


Рис. 2.6. Движение воздуха в струйке

В соответствии с уравнением (11) объем воздуха, проходящий через сечение 1 должен быть равен объему воздуха, проходящего через сечение 2:

$$F_1 V_1 \Delta t = F_2 V_2 \Delta t. \quad (10)$$

Поделим уравнение (12) на уравнение (13) и получим:

$$p_1 + \frac{\rho V_1^2}{2} + \rho g h_1 = p_2 + \frac{\rho V_2^2}{2} + \rho g h_2. \quad (11)$$

Или:

$$p + \frac{\rho V^2}{2} + \rho g h = \text{const}. \quad (12)$$

Мы получили уравнение Бернулли для газа без учета сжимаемости. Если пренебречь действием силы тяжести или предположить, что движение воздуха происходит в горизонтальной плоскости, то потенциальная энергия рассматриваемой массы воздуха не изменится, и из выражения (12) произведение  $\rho g h$  можно исключить:

$$p + \frac{\rho V^2}{2} = \text{const}. \quad (13)$$

Слагаемое  $p$  называется статическим давлением, а слагаемое  $\frac{\rho V^2}{2}$  – динамическим давлением (или скоростным напором). Сумма же статического и динамического давлений называется полным давлением и обозначается  $p_0$ :

$$p_0 = p + \frac{\rho V^2}{2} = \text{const}. \quad (14)$$

При внимательном рассмотрении уравнения Бернулли можно заметить, что при увеличении скорости потока динамическое давление будет расти, а

статическое соответственно – падать, т.к. их сумма изменяться не должна. Так, при обтекании тела набегающим потоком воздуха (см. рис. 2.7) на его носке существует точка *A* (критическая точка), в которой скорость потока из-за полного торможения равна 0. В этой точке динамическая составляющая равна нулю, а статическое давление максимально и равно полному давлению. В любой другой точке поверхности тела скорость потока будет больше 0, а это значит, что статическое давление будет меньше, чем в критической точке.

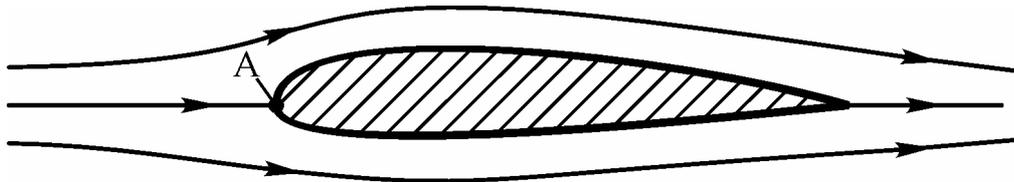


Рис. 2.7. Обтекание тела набегающим потоком

## 2.5 Основы аэродинамики самолета

До сих пор мы рассматривали взаимодействие набегающего потока с неким абстрактным телом. Однако в авиации эксплуатируются вполне конкретные летательные аппараты: самолеты, вертолеты, планеры, аэростаты, дирижабли и др. Все они, так или иначе, взаимодействуют с окружающим воздухом в процессе своего полета. Окружающая среда в свою очередь формирует условия обтекания ЛА и непосредственно влияет на параметры полета.

### 2.5.1 Геометрические характеристики основных частей самолета

Основными частями самолета являются: крыло, фюзеляж, оперение, шасси, силовая установка, бортовое оборудование (см. рис. 1.3). В данном разделе нас интересуют, прежде всего, те части самолета, которые непосредственно взаимодействуют с набегающим потоком воздуха и создают основную долю аэродинамических сил, т.е. крыло, фюзеляж и оперение. Шасси и силовая установка, как правило, тоже обтекаются потоком воздуха, но в данном курсе мы не будем заострять на этом внимание.

Крыло предназначено для создания подъемной силы, которая уравновешивает силу тяжести, действующую на самолет, а также обеспечивает изменение траектории полета. Подъемная сила на крыле появляется во время движения самолета относительно окружающего воздуха. Этот эффект создается благодаря тому, что крыло имеет определенную форму, которая характеризуется в свою очередь формой профиля, формой крыла при виде сверху (формой крыла в плане) и при виде спереди.

Профиль крыла – это сечение крыла плоскостью, параллельной плоскости симметрии самолета. Это плоскость, относительно которой большинство элементов самолета располагаются симметрично слева и справа, ее иногда называют базовой плоскостью самолета.

Формы профилей разнообразны, они выбираются, прежде всего, исходя из соображений обеспечения требуемых летно-технических характеристик самолета. На рис. 2.8 приведены наиболее распространенные формы профилей. Геометрические характеристики профиля показаны на рис. 2.9. Для описания формы профиля используют такие геометрические характеристики, как хорда, относительная толщина, относительная вогнутость и др. Хордой профиля называется отрезок прямой, соединяющий две наиболее удаленные точки профиля. Хорда обозначается, как правило, буквой  $b$ . Формы верхнего и нижнего контуров профиля задаются с помощью таблиц с координатами точек или в виде аналитических зависимостей:  $y_{\text{в}} = f(x)$  и  $y_{\text{н}} = f(x)$ . При этом начало системы координат располагают в передней точке хорды, а саму хорду – на оси  $Ox$ .

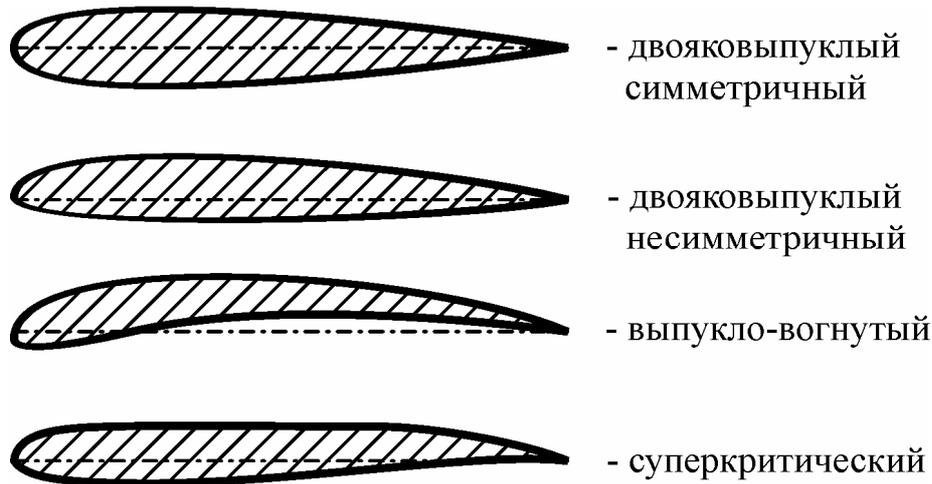


Рис. 2.8. Формы профилей

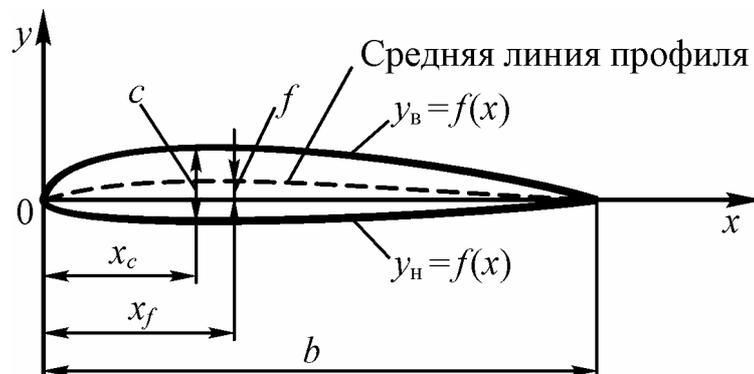


Рис. 2.9. Геометрические характеристики профиля

Относительная толщина профиля равна отношению максимальной толщины профиля к его хорде, выраженному в процентах:

$$\bar{c} = \frac{c_{\max}}{b} \cdot 100\%, \quad (15)$$

где  $c_{\max}$  – наибольшее расстояние между точками профиля, лежащими на прямой, перпендикулярной хорде:  $c_{\max} = (y_{\text{в}} - y_{\text{н}})_{\max}$ .

В зависимости от типа самолета величина относительной толщины профиля колеблется в пределах от 2 до 20 %. Сверхзвуковые самолеты имеют крылья с тонкими профилями (до 5 %), у дозвуковых – профили крыльев толще (как правило, свыше 10 %).

Положение максимальной толщины профиля по длине хорды определяется относительной координатой:

$$\bar{x}_c = \frac{x_c}{b} \cdot 100\%, \quad (16)$$

где  $x_c$  – абсцисса максимальной толщины профиля.

Величина  $\bar{x}_c$  для дозвуковых самолетов колеблется в пределах 25 ÷ 30 %, для сверхзвуковых – 40 ÷ 50 %.

Средняя линия профиля – это геометрическое место точек, соответствующих серединам отрезков, соединяющих точки профиля, лежащие на прямой, перпендикулярной хорде, т.е. это координаты середин толщин профиля:  $y_{\text{ср}}(x) = 0,5[y_{\text{в}}(x) + y_{\text{н}}(x)]$ .

Относительная вогнутость профиля – это отношение максимальной вогнутости профиля к его хорде, выраженное в процентах:

$$\bar{f} = \frac{f_{\max}}{b} \cdot 100\%, \quad (17)$$

где  $f_{\max}$  – максимальная по абсолютной величине ордината средней линии профиля, т.е. максимальное отклонение средней линии профиля от хорды, ее еще называют стрелой прогиба:  $f_{\max} = 0,5(y_{\text{в}} + y_{\text{н}})_{\max}$ .

Вогнутость профиля иногда называют кривизной профиля. Положение максимальной вогнутости по длине хорды определяется относительной координатой:

$$\bar{x}_f = \frac{x_f}{b} \cdot 100\%, \quad (18)$$

где  $x_f$  – абсцисса максимальной вогнутости профиля.

Формы крыла в плане, т.е. при виде сверху, столь же разнообразны, как и формы профилей. Однако на современных самолетах чаще всего используются прямоугольные, трапециевидные, стреловидные и треугольные крылья (см. рис. 2.12). Форма крыла в плане сильно влияет на летно-технические характеристики самолета и выбирается исходя из условия их обеспечения.

Геометрия крыла в плане описывается следующими характеристиками: размах крыла, площадь крыла, корневая и концевая хорды, удлинение крыла, сужение крыла и др.

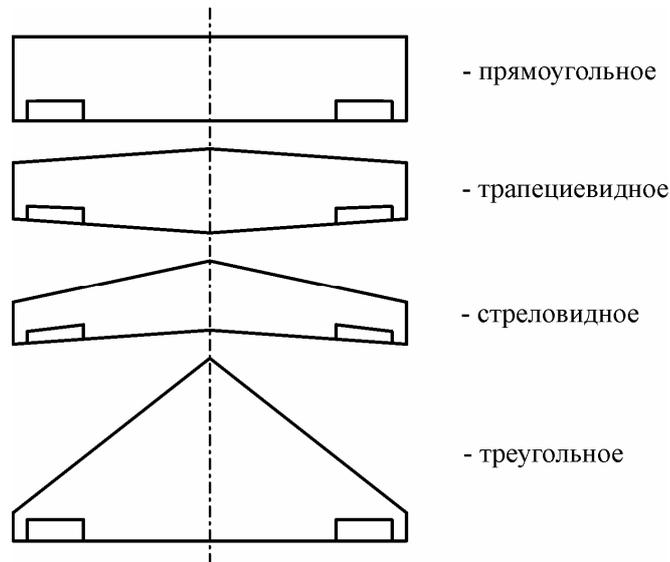


Рис. 2.12. Формы крыла в плане

Размах крыла  $l_{кр}$  – расстояние между двумя плоскостями, параллельными базовой плоскости самолета и проходящими через концы крыла (см. рис. 2.13).

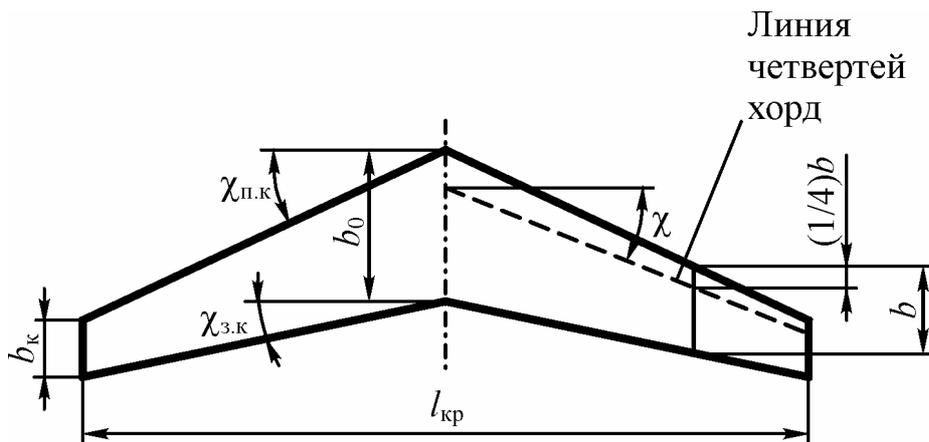


Рис. 2.13. Геометрические характеристики крыла в плане

Корневая хорда крыла  $b_0$  – хорда крыла в базовой плоскости самолета.

Концевая хорда крыла  $b_к$  – хорда крыла в его концевом сечении.

Площадь крыла  $S_{кр}$  – площадь проекции крыла на базовую плоскость крыла (не путать с базовой плоскостью самолета). Базовой плоскостью крыла называется плоскость, проходящая через корневую хорду крыла и перпендикулярная базовой плоскости самолета. При аэродинамических расчетах в площадь крыла включается также площадь подфюзеляжной части.

Средняя геометрическая хорда крыла  $b_{\text{ср}}$  – хорда условного прямоугольного крыла, равного по площади рассматриваемому и имеющего тот же размах:

$$b_{\text{ср}} = \frac{S_{\text{кр}}}{l_{\text{кр}}}. \quad (19)$$

Удлинение крыла  $\lambda$  – отношение квадрата размаха крыла к его площади:

$$\lambda = \frac{l_{\text{кр}}^2}{S_{\text{кр}}}. \quad (20)$$

Сужение крыла  $\eta$  – отношение длины корневой хорды крыла к длине его концевой хорды:

$$\eta = \frac{b_0}{b_k}. \quad (21)$$

Линия четвертей хорд крыла – линия, проходящая через точки, отстоящие от передних точек хорд на расстоянии, равном  $\frac{1}{4}$  длин хорд. В общем случае крыло в плане имеет сложную форму, а линия четвертей хорд не является прямой линией. Однако в авиации наибольшее распространение получили крылья с прямолинейными передней и задней кромками. В этом случае линия четвертей хорд будет прямой. Эта линия используется для определения угла стреловидности крыла.

Угол стреловидности крыла  $\chi$  – угол между линией четвертей хорд крыла и плоскостью, перпендикулярной корневой хорде. При описании геометрии крыла используются также углы стреловидности крыльев по передней кромке  $\chi_{\text{п.к}}$  и по задней кромке  $\chi_{\text{з.к}}$  (см. рис. 2.13). Если  $\chi \neq 0$ , то крыло является стреловидным. У современных пассажирских и транспортных самолетов  $\chi = 20 \div 35^\circ$ .

Форма крыла при виде спереди характеризуется углом  $\psi$  между базовой плоскостью крыла и линией четвертей хорд полукрыла (см. рис. 2.14). Как правило, линия четвертей хорд крыла располагается таким образом, что напоминает своими очертаниями латинскую букву V. Поэтому угол  $\psi$  называют углом поперечного V крыла.

Оперение самолета предназначено для обеспечения его устойчивости и управляемости. Устойчивость и управляемость самолета мы будем рассматривать в следующем разделе настоящего пособия. Здесь же мы отметим лишь, что оперение самолета делится на горизонтальное и вертикальное (см. рис. 1.3). Горизонтальное оперение по форме напоминает крыло, поэтому к нему применимы все рассмотренные выше геометрические характеристики. Вертикальное оперение подобно полукрылу, но располагается оно в базовой плоскости самолета или в плоскости, ей параллельной. Поэтому площадь

вертикального оперения равна площади его проекции на базовую плоскость самолета.

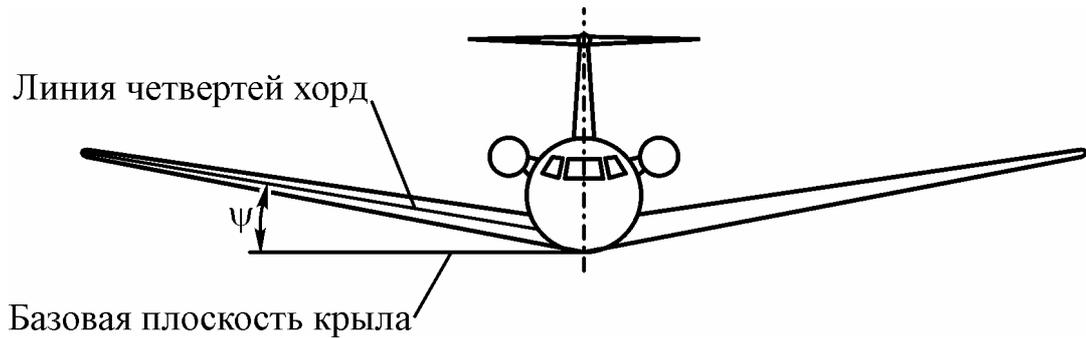


Рис. 2.14. Угол поперечного V крыла

Фюзеляж же, напротив, сильно отличается по форме от рассмотренных выше частей самолета. Фюзеляж — это основная часть конструкции самолета, соединяющая в единое целое все его части и предназначенная для размещения экипажа, пассажиров, багажа, грузов и оборудования самолета. Формы фюзеляжей самолетов весьма разнообразны и выбираются исходя из стремления получить большой полезный объем при малом аэродинамическом сопротивлении и невысокой массе конструкции, а также для удовлетворения специальных технических требований (обеспечение перевозки крупногабаритных грузов, обеспечение комфорта пассажиров и т.п.). Следствием этих требований является вытянутая удобообтекаемая форма фюзеляжа при виде сбоку (см. рис. 2.15). Формы поперечных сечений фюзеляжа при этом могут сильно различаться (см. рис. 2.16). Однако на практике фюзеляж чаще всего имеет форму тела вращения. Перейдем к рассмотрению геометрических характеристик фюзеляжа.

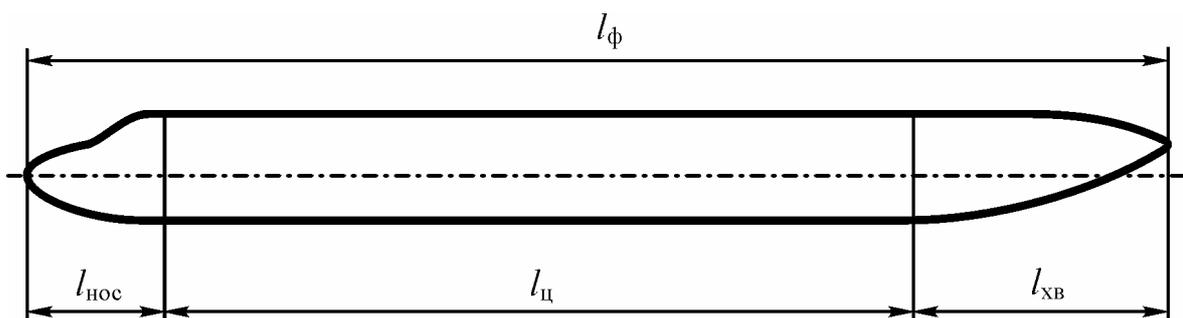


Рис. 2.15. Геометрические характеристики фюзеляжа

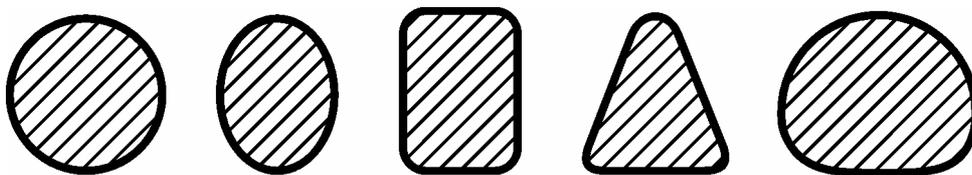


Рис. 2.16. Формы поперечных сечений фюзеляжа

Длина фюзеляжа  $l_{\phi}$  – наибольший размер фюзеляжа вдоль его продольной оси.

Площадь миделевого сечения фюзеляжа  $S_{\text{м.ф}}$  – наибольшая площадь поперечного сечения фюзеляжа плоскостью, перпендикулярной продольной оси фюзеляжа.

Максимальный эквивалентный диаметр фюзеляжа  $d_{\text{э.ф}}$  – диаметр условного круга, площадь которого равна площади миделевого сечения фюзеляжа (этот геометрический размер определяется для фюзеляжей некруглого сечения):

$$d_{\text{э.ф}} = \sqrt{\frac{4S_{\text{м.ф}}}{\pi}}. \quad (22)$$

Удлинение фюзеляжа  $\lambda_{\phi}$  – отношение длины фюзеляжа к его максимальному эквивалентному диаметру:

$$\lambda_{\phi} = \frac{l_{\phi}}{d_{\text{э.ф}}}. \quad (23)$$

Нетрудно заметить, что  $l_{\phi} = l_{\text{нос}} + l_{\text{ц}} + l_{\text{хв}}$ .

### 2.5.2 Системы координат

При аэродинамических расчетах и изучении динамики движения самолетов используются различные системы координат. Чаще всего используются связанная, скоростная, нормальная и траекторная системы координат.

Связанная система координат  $OXYZ$  жестко связана с самолетом (отсюда ее название). Начало этой системы совпадает с центром масс самолета (см. рис. 2.17). Ось  $OX$  лежит в базовой плоскости самолета, она направлена в сторону носовой части и, как правило, параллельна  $CAH$ . Эта ось называется продольной осью. Ось  $OY$  тоже лежит в базовой плоскости самолета, при этом она перпендикулярна оси  $OX$  и направлена к верхней части самолета. Она называется нормальной осью. Ось  $OZ$  перпендикулярна базовой плоскости самолета и направлена в сторону правого полукрыла. Эта ось называется поперечной осью.

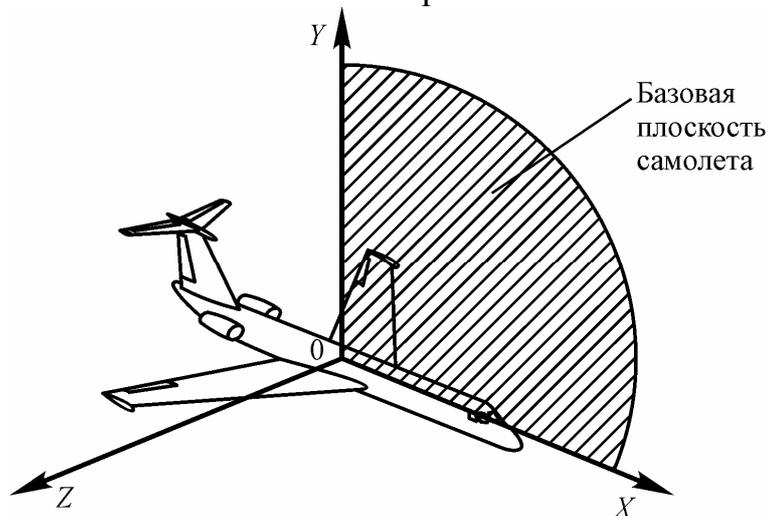


Рис. 2.17. Связанная система координат

Скоростная система координат  $0X_aY_aZ_a$  связана с вектором скорости движения центра масс самолета относительно воздушной среды  $\vec{V}$  (см. рис. 2.18), ее начало также помещают в центре масс самолета. Ось  $0X_a$  в скоростной системе координат всегда совпадает с вектором скорости и называется скоростной осью. Ось  $0Y_a$  перпендикулярна вектору скорости, лежит в базовой плоскости самолета и направлена к верхней части самолета. Она называется осью подъемной силы. Ось  $0Z_a$  проводят так, чтобы она дополняла оси  $0X_a$  и  $0Y_a$  до правой системы координат. Эта ось называется боковой осью.

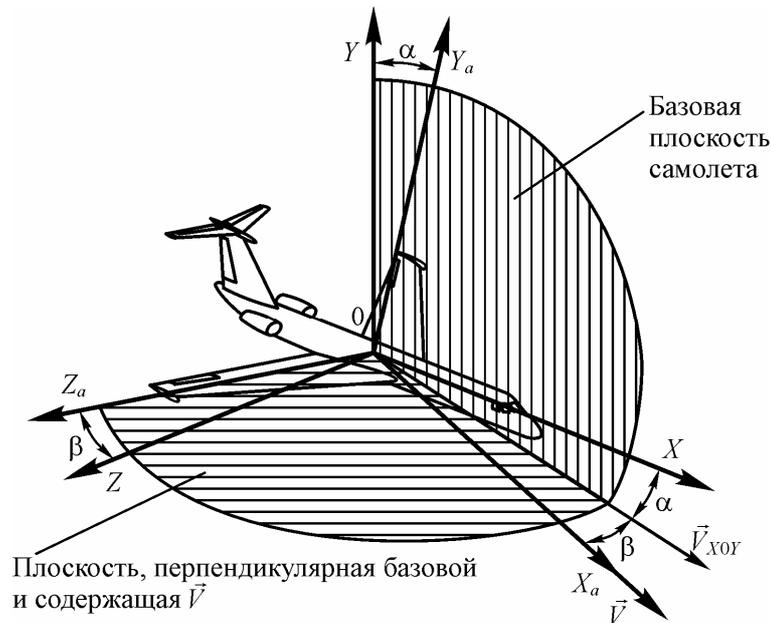


Рис. 2.18. Скоростная система координат

Для описания взаимного положения осей связанной и скоростной систем координат используются угол атаки и угол скольжения. Углом атаки  $\alpha$  называется угол между осью  $0X$  связанной системы координат и проекцией вектора скорости  $\vec{V}$  на базовую плоскость самолета –  $\vec{V}_{X0Y}$ . Углом скольжения  $\beta$  называется угол между вектором скорости  $\vec{V}$  и базовой плоскостью самолета. Легко заметить, что если скольжение отсутствует ( $\beta = 0$ ), то определение угла атаки упрощается: угол  $\alpha$  будет равен углу между продольной осью  $0X$  и вектором скорости  $\vec{V}$ .

Нормальная система координат  $0X_gY_gZ_g$  используется для описания пространственного положения самолета относительно поверхности Земли. Начало координат этой системы совпадает с началом связанной системы координат (см. рис. 2.19). Ось  $0Y_g$  всегда направлена вверх по местной вертикали, а направление осей  $0X_g$  и  $0Z_g$  выбирается в соответствии с решаемой задачей, при этом плоскость  $X_g0Z_g$  всегда расположена горизонтально. Угол между осью  $0X_g$  и проекцией оси  $0X$  на горизонтальную плоскость  $X_{Xg0Zg}$  называется углом рыскания и обозначается  $\psi$ . Угол между про-

дольной осью  $OX$  и горизонтальной плоскостью  $X_gOZ_g$  называется углом тангажа и обозначается  $\varphi$ . Угол между поперечной осью  $OZ$  и горизонтальной плоскостью  $X_gOZ_g$  называется углом крена и обозначается  $\gamma$ .

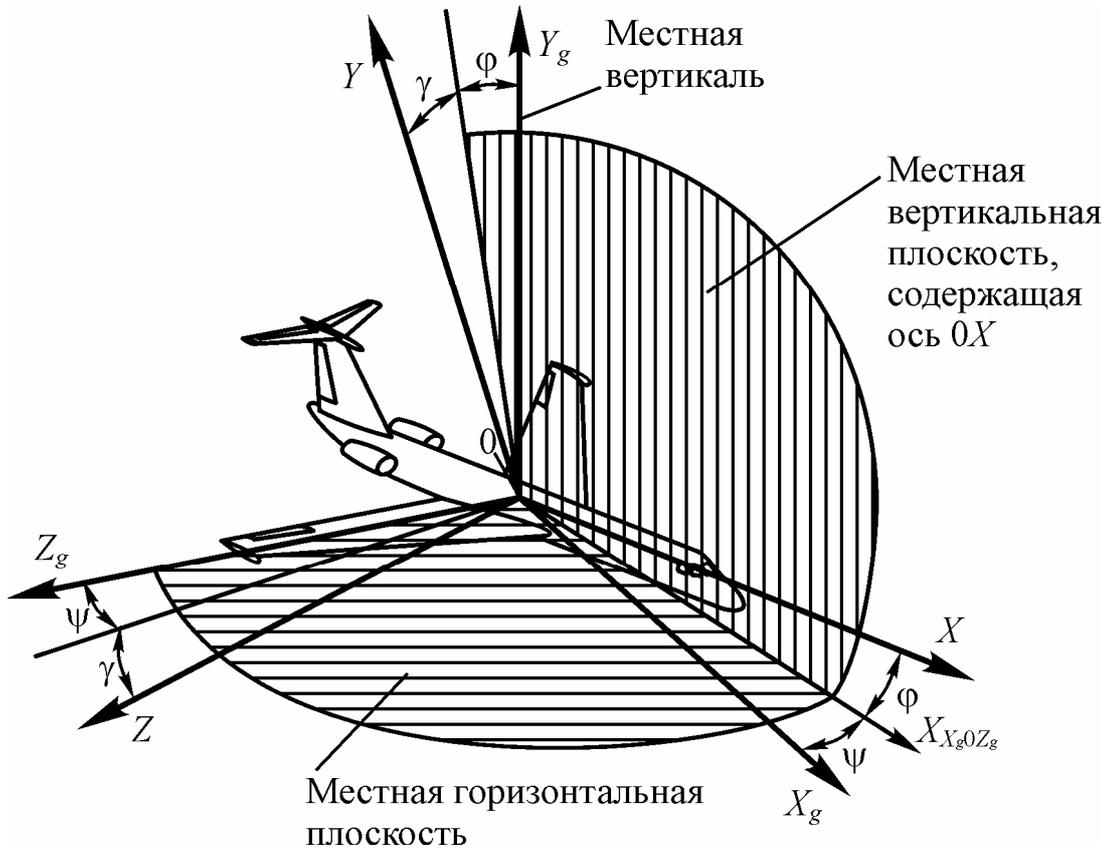


Рис. 2.19. Нормальная система координат

Траекторная система координат  $OX_kY_kZ_k$  используется главным образом в динамике полета для описания движения самолета относительно поверхности Земли. В общем случае скорость полета относительно воздушной среды может не совпадать со скоростью полета относительно Земли, т.к. в реальной атмосфере почти всегда имеется движение воздушных масс, проще говоря, ветер. Ветер оказывает воздействие на самолет, и суммарная скорость его движения относительно поверхности Земли  $\vec{V}_k$  (земная скорость) будет равна:

$$\vec{V}_k = \vec{V} + \vec{W}, \quad (24)$$

где  $\vec{V}$  – скорость самолета относительно воздушной среды;

$\vec{W}$  – скорость ветра относительно Земли.

Траекторная система координат связана с вектором земной скорости  $\vec{V}_k$ . Начало координат этой системы совпадает с началом связанной системы координат (см. рис. 2.20). Ось  $OX_k$  совпадает с направлением вектора земной скорости  $\vec{V}_k$ . Ось  $OY_k$  размещается в вертикальной плоскости, проходящей через ось  $OX_k$ , и направлена вверх от Земли. Ось  $OZ_k$  образует правую систему координат. Траекторная система координат может быть получена из нор-

мальной путем поворота последней на угол пути  $\xi$  и угол наклона траектории  $\theta$ .

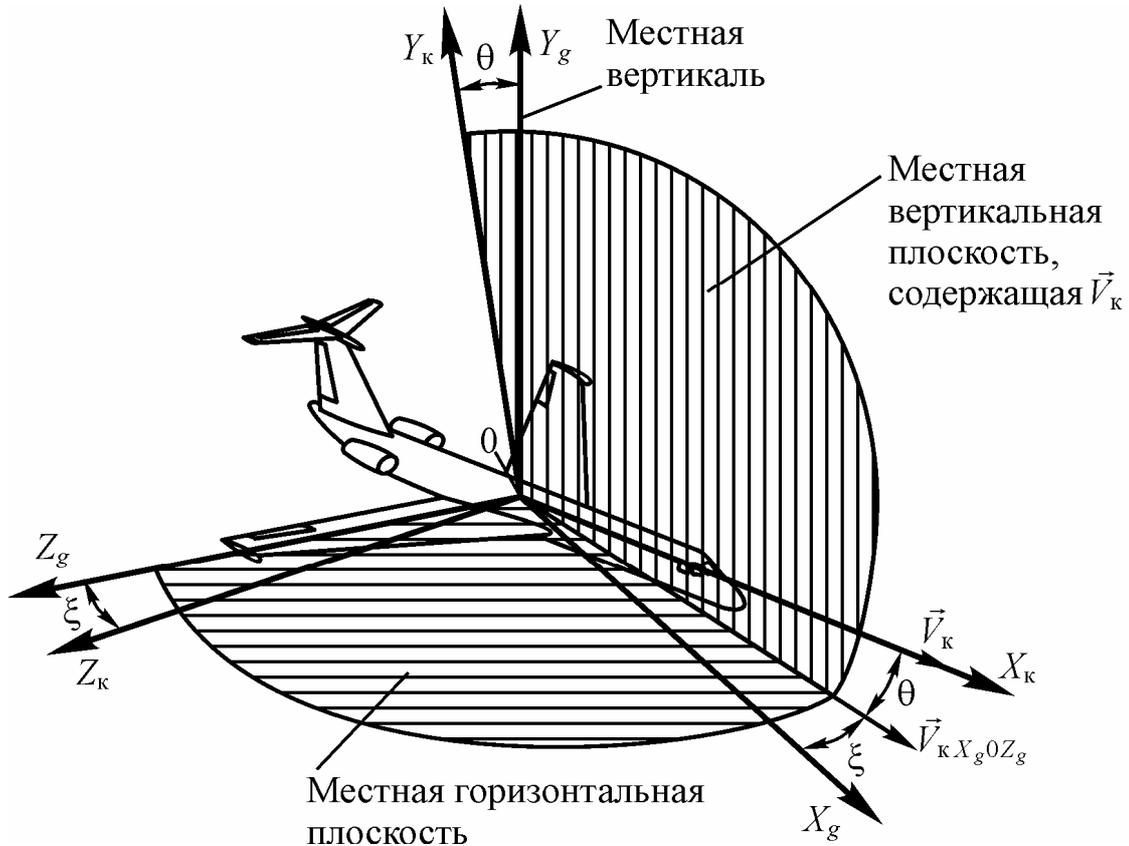


Рис. 2.20. Траекторная система координат

Углом пути  $\xi$  называется угол между проекцией вектора  $\vec{V}_k$  на горизонтальную плоскость  $X_gOZ_g$  и осью  $OX_g$ . Угол наклона траектории  $\theta$  – это угол между вектором земной скорости  $\vec{V}_k$  и местной горизонтальной плоскостью  $X_gOZ_g$ .

### 2.5.3 Аэродинамические силы и моменты, действующие на самолет

Механическое воздействие набегающего потока на самолет сводится к нагрузкам, непрерывно распределенным по его поверхности. Для удобства изучения эти распределенные нагрузки приводят к результирующей силе, приложенной в центре масс самолета, которая называется аэродинамической силой и обозначается  $\vec{R}_A$  (см. рис. 2.21), а также моменту вокруг центра масс, который называется аэродинамическим моментом и обозначается  $\vec{M}$ .

Теоретические и экспериментальные исследования показали, что величина аэродинамической силы прямопропорциональна скоростному напору набегающего потока  $\frac{\rho V^2}{2}$  и характерной площади обтекаемого тела  $S$ :

$$R_A = C_R \frac{\rho V^2}{2} S, \quad (25)$$

где  $C_R$  – коэффициент пропорциональности, который носит название коэффициента аэродинамической силы.

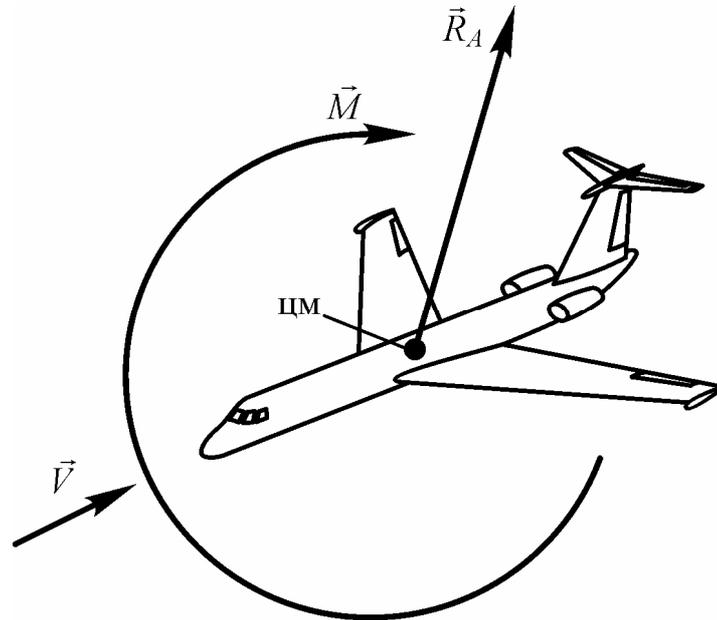


Рис. 2.21. Аэродинамическая сила и аэродинамический момент, действующие на самолет при его обтекании набегающим потоком

Аэродинамический момент также прямопропорционален скоростному напору  $\frac{\rho V^2}{2}$ , характерной площади  $S$  и характерному линейному размеру обтекаемого тела  $l$ :

$$M = m \frac{\rho V^2}{2} S l, \quad (26)$$

где  $m$  – коэффициент пропорциональности, который называется коэффициентом аэродинамического момента.

За характерную площадь и характерный размер берутся соответственно площади и размеры тех частей самолета, которые вносят основную долю в создание рассчитываемой силы или момента.

Разложим аэродинамическую силу  $\vec{R}_A$  на составляющие по осям связанной и скоростной систем координат. В связанной системе координат эти проекции обозначаются и называются следующим образом:

$\vec{X}$  – аэродинамическая продольная сила;

$\vec{Y}$  – аэродинамическая нормальная сила;

$\vec{Z}$  – аэродинамическая поперечная сила.

В скоростной системе координат:

$\vec{X}_a$  – сила лобового сопротивления;

$\vec{Y}_a$  – аэродинамическая подъемная сила;

$\vec{Z}_a$  – аэродинамическая боковая сила.

На рис. 2.22 показаны проекции аэродинамической силы  $\vec{R}_A$  на оси связанной и скоростной систем координат при отсутствии скольжения.

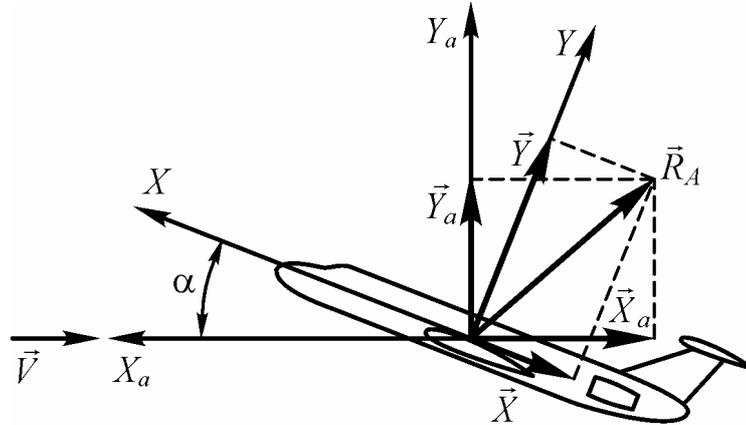


Рис. 2.22. Разложение аэродинамической силы по осям связанной и скоростной систем координат при  $\beta = 0$

В дальнейшем мы будем иметь дело в основном с проекциями аэродинамической силы на оси скоростной системы координат. При этом в качестве характерной будем брать характерную площадь того элемента, который играет основную роль в создании данной силы.

Так, сила лобового сопротивления самолета складывается из сил лобового сопротивления фюзеляжа, крыла, оперения и других частей самолета. За характерную площадь можно принять площадь миделевого сечения фюзеляжа  $S_{м.ф}$ :

$$X_a = C_{xa} \frac{\rho V^2}{2} S_{м.ф}, \quad (27)$$

где  $C_{xa}$  – коэффициент лобового сопротивления.

В создании подъемной силы самолета основную роль играет крыло, поэтому в качестве характерной берется площадь крыла  $S_{кр}$ :

$$Y_a = C_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S_{кр}, \quad (28)$$

где  $C_{ya}$  – коэффициент подъемной силы.

Аэродинамическая боковая сила в основном определяется вертикальным оперением и фюзеляжем, значительно меньший вклад в создание этой силы вносят крыло, горизонтальное оперение и другие части самолета. Поскольку вертикальное оперение является основным элементом при создании боковой силы (оно для этого предназначено), то его площадь  $S_{в.о}$  и принимают за характерную:

$$Z_a = C_{za} \frac{\rho V^2}{2} S_{B.O.}, \quad (29)$$

где  $C_{za}$  – коэффициент боковой силы.

Так как аэродинамические моменты, действующие на самолет, рассчитываются в основном относительно связанных осей координат, найдем проекции момента  $\vec{M}$  на оси связанной системы координат (см. рис. 2.23).

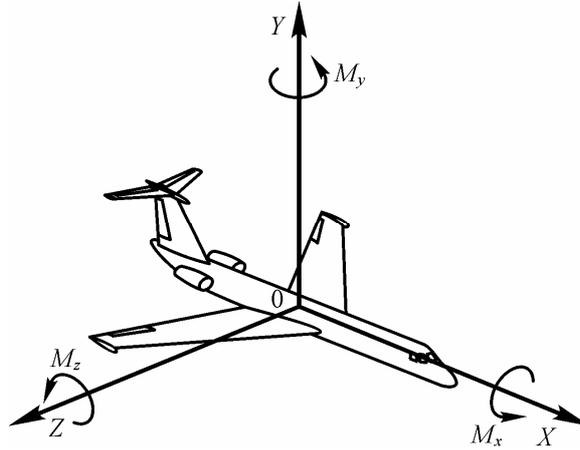


Рис. 2.23. Составляющие аэродинамического момента в связанной системе координат

Аэродинамический момент относительно оси  $OX$  называется м о м е н - т о м к р е н а . Он определяется в основном силами, действующими на крыло самолета и в меньшей степени – на вертикальное и горизонтальное оперения:

$$M_x = m_x \frac{\rho V^2}{2} S_{кр} l_{кр}, \quad (30)$$

где  $m_x$  – коэффициент момента крена.

Аэродинамический момент относительно оси  $OY$  называется м о м е н - т о м р ы с к а н и я . Он создается силами, действующими в основном на вертикальное оперение и фюзеляж. Этот момент вычисляется по следующей формуле:

$$M_y = m_y \frac{\rho V^2}{2} S_{B.O.} L_{B.O.}, \quad (31)$$

где  $m_y$  – коэффициент момента рыскания;

$L_{B.O.}$  – плечо вертикального оперения (расстояние от точки приложения аэродинамической силы, возникающей на вертикальном оперении, до центра масс самолета).

Аэродинамический момент относительно оси  $OZ$  называется м о м е н - т о м т а н г а ж а . Он создается силами, действующими на крыло, горизонтальное оперение и фюзеляж. Вертикальное оперение практически не участвует в создании момента тангажа. Момент тангажа вычисляют по формуле:

$$M_z = m_z \frac{\rho V^2}{2} S_{\text{кр}} b_A, \quad (32)$$

где  $m_z$  – коэффициент момента тангажа.

#### 2.5.4 Подъемная сила

Рассмотрим обтекание двояковыпуклого симметричного профиля идеальным газом (см. рис. 2.24). Профиль считается симметричным, если он симметричен относительно хорды. Пусть он сначала установлен под углом атаки  $\alpha = 0$ . В данном случае угол атаки равен углу между вектором скорости набегающего потока  $\vec{V}$  и хордой профиля.

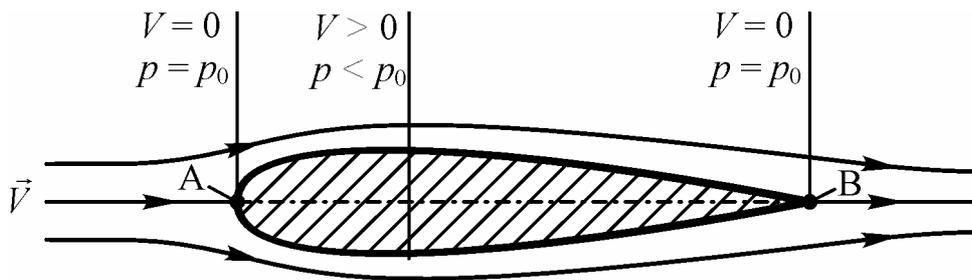


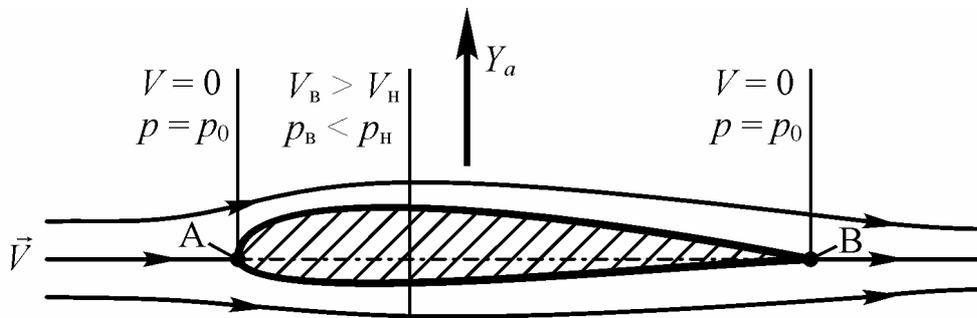
Рис. 2.24. Обтекание симметричного профиля при  $\alpha = 0$  (без образования подъемной силы)

У носка профиля в передней критической точке  $A$  происходит полное торможение потока, статическое давление в этой точке максимально и равно полному давлению. Далее поток разделяется на два: один обтекает верхнюю поверхность профиля, другой – нижнюю. У задней кромки профиля потоки опять сливаются в задней критической точке  $B$ . В точке  $B$  также как и в точке  $A$  скорость потока равна 0, потому что здесь сходятся линии тока, идущие по верхней и нижней поверхностям профиля, а частица газа не может одновременно двигаться по двум направлениям. Следовательно, в точке  $B$  статическое давление также как и в точке  $A$  максимально и равно полному давлению. Но между точками  $A$  и  $B$  статическое давление отличается от полного давления. Это является следствием того, что в процессе движения от точки  $A$  к точке  $B$  площади поперечных сечений струек сначала уменьшаются, а потом растут. При этом в соответствии с уравнением неразрывности (7) скорость в

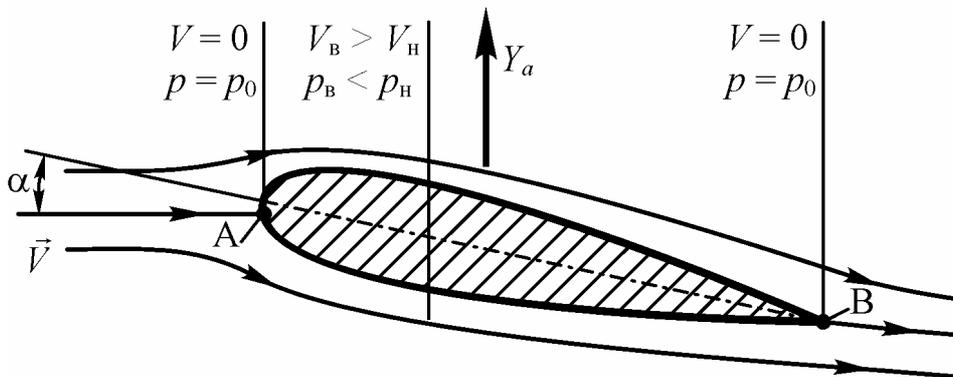
струйках будет соответственно сначала расти, а затем падать. Из закона сохранения энергии в аэродинамике (см. уравнение Бернулли (13)) следует, что при увеличении скорости статическое давление уменьшается. Значит, от точки  $A$  до точки  $B$  на верхней и нижней поверхностях профиля будут располагаться зоны относительного разрежения. Поскольку мы рассматриваем симметричный профиль, то величины падения статического давления в этих зонах будут одинаковыми. Это значит, что в направлении, перпендикулярном вектору скорости набегающего потока, на профиль не будет действовать составляющая аэродинамической силы, названная выше подъемной.

Очевидно, что для того, чтобы получить подъемную силу нужно сделать профиль несимметричным или установить симметричный профиль под некоторым углом атаки  $\alpha \neq 0$  (см. рис. 2.25).

Рассмотрим обтекание профиля потоком под углом атаки  $\alpha > 0$ . В этом случае струйка, обтекающая профиль сверху будет иметь большее сужение, чем струйка, обтекающая профиль снизу, а значит, скорость в верхней струйке будет больше, чем в нижней ( $V_B > V_H$ ). Это приведет к тому, что на верхней поверхности профиля статическое давление будет меньше, чем на нижней ( $p_B < p_H$ ). Из-за этой разности образуется аэродинамическая подъемная сила, направленная вверх.



а) обтекание несимметричного профиля при  $\alpha = 0$



б) обтекание симметричного профиля при  $\alpha > 0$

Рис. 2.25. Обтекание профилей с образованием подъемной силы

Естественно предположить, что чем больше угол атаки или вогнутость профиля, тем больше будет и подъемная сила. Рассмотрим вначале влияние угла атаки на подъемную силу симметричного профиля. В формуле подъемной силы (28) имеется коэффициент, который зависит от угла атаки – это коэффициент подъемной силы  $C_{ya}$ . График зависимости  $C_{ya}$  от  $\alpha$  для симметричного и несимметричного профилей представлен на рис. 2.26, из которого видно, что при малых углах атаки коэффициент подъемной силы зависит от  $\alpha$  линейно.

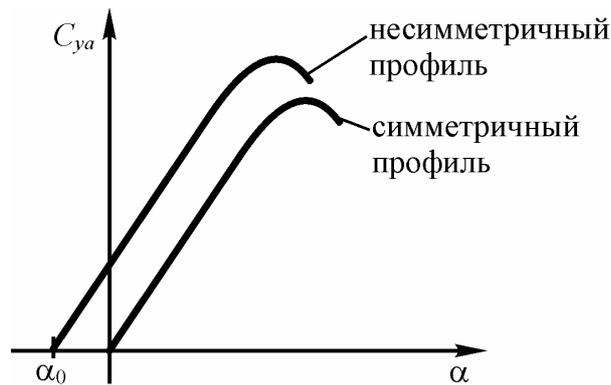


Рис. 2.26. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки

Если профиль имеет положительную относительную вогнутость, то кривая  $C_{ya} = f(\alpha)$  смещается плоскопараллельно вверх. Угол атаки, при котором  $C_{ya} = 0$  обозначается  $\alpha_0$ , в данном случае  $\alpha_0 < 0$ . Легко видеть, что при одном и том же угле атаки профиль, имеющий большую относительную вогнутость, будет иметь больший коэффициент подъемной силы.

На больших углах атаки нарушается плавное обтекание профиля. Это происходит из-за влияния вязкости на движение частиц в пограничном слое. В процессе движения вдоль верхней поверхности профиля частицы воздуха будут терять скорость. На каком-то этапе им не хватит кинетической энергии, чтобы двигаться дальше вдоль поверхности. В итоге на некотором участке верхней поверхности профиля произойдет отрыв пограничного слоя. Это явление приводит к нарушению линейности зависимости  $C_{ya} = f(\alpha)$ . При увеличении угла атаки зона отрыва также будет увеличиваться, но коэффициент подъемной силы  $C_{ya}$  при этом продолжает расти и достигает своего максимального значения  $C_{ya\max}$ . Угол атаки, который соответствует  $C_{ya\max}$ , называется критическим углом атаки  $\alpha_{кр}$  (см. рис. 2.27). Величина критического угла атаки, как правило, не превышает  $20^\circ$ . При дальнейшем увеличении угла атаки отрыв потока достигнет интенсивности, при которой коэффициент подъемной силы будет резко падать.

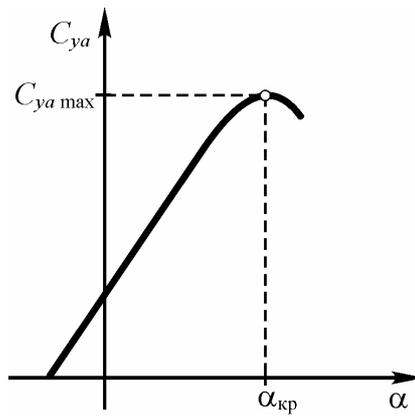


Рис. 2.27. Соответствие максимального значения коэффициента подъемной силы критическому углу атаки

### 2.5.5 Сила лобового сопротивления

Выше мы отметили, что сила лобового сопротивления складывается из сил, действующих на все части самолета, обтекаемые потоком. Но для упрощения и сокращения объема излагаемого материала рассмотрим только силу лобового сопротивления, возникающую на крыле самолета. Соответственно в качестве характерной площади будем использовать площадь крыла.

Сила лобового сопротивления крыла складывается из сил различной природы. В общем случае силу лобового сопротивления можно представить в виде следующей суммы:

$$X_a = X_{a\text{тр}} + X_{a\text{д}} + X_{ai} \quad (33)$$

где  $X_{a\text{тр}}$  — сила сопротивления трения;

$X_{a\text{д}}$  — сила сопротивления давления;

$X_{ai}$  — сила индуктивного сопротивления.

Сила сопротивления трения  $X_{a\text{тр}}$  возникает из-за вязкости воздуха. Выше мы рассматривали это свойство воздуха и выяснили, что у поверхности обтекаемого тела образуется тонкий пограничный слой, в котором возникают касательные напряжения трения  $\tau$  (см. формулу (2)). Из-за действия этих напряжений и возникает сила сопротивления трения.

Коэффициент сопротивления трения будет равен:

$$C_{xa\text{тр}} = \frac{X_{a\text{тр}}}{\frac{\rho V^2}{2} S_{\text{кр}}} \quad (34)$$

Сила сопротивления давления  $X_{a\text{д}}$  возникает из-за разности давлений, действующих на носовую и хвостовую части обтекаемого

тела. Здесь также играет роль вязкость. В процессе обтекания профиля крыла (см. рис. 2.28), толщина пограничного слоя  $\delta$  постепенно нарастает от 0 (в передней критической точке  $A$ ) до некоторого значения у задней кромки крыла. В результате задняя критическая точка  $B$  не реализуется, т.е. скорость потока на задней кромке не равна 0, как это имеет место быть в случае идеального газа. Вследствие этого статическое давление здесь будет несколько меньше полного давления, т.е. давления в точке  $A$ . Таким образом, возникнет перепад давлений, действующих на носовую и хвостовую части профиля. Результирующая сила будет направлена в сторону хвостовой части, а значит будет создавать сопротивление движению летательного аппарата.

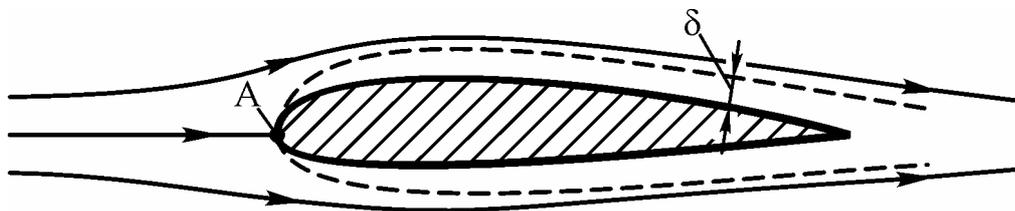


Рис. 2.28. Обтекание профиля крыла вязким газом

Коэффициент сопротивления давления будет равен:

$$C_{xад} = \frac{X_{ад}}{\frac{\rho V^2}{2} S_{кр}}. \quad (35)$$

Сила индуктивного сопротивления  $X_{ai}$  появляется, когда на крыле самолета возникает подъемная сила. Реальное крыло самолета имеет конечный размах. Поэтому при возникновении перепада давлений над крылом и под ним частицы воздуха из зоны повышенного давления под крылом перетекают через боковые кромки в зону пониженного давления над крылом (см. рис. 2.29). В результате возникают вихри, уносимые набегающим потоком. Помимо уменьшения подъемной силы эти вихри создают также дополнительное лобовое сопротивление, называемое индуктивным, т.е. индуцируемым подъемной силой.

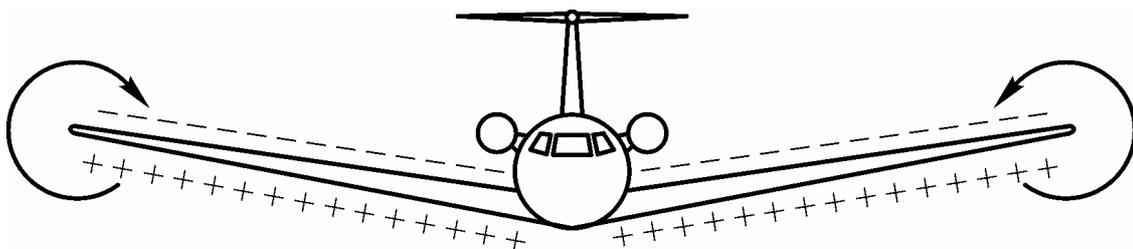


Рис. 2.29. Образование концевых вихрей на крыле конечного размаха

Перепишем формулу (33), перейдя к коэффициентам сил:

$$C_{xa} = C_{xa \text{ тр}} + C_{xa \text{ д}} + C_{xa \text{ и}}. \quad (36)$$

Сумма первых двух слагаемых называется коэффициентом профильного сопротивления и обозначается  $C_{xa \text{ пр}}$ .

Коэффициенты профильного и индуктивного сопротивления зависят от угла атаки (последний – в гораздо большей степени). Поэтому и коэффициент силы лобового сопротивления также зависит от угла атаки. График зависимости  $C_{xa} = f(\alpha)$  для симметричного и несимметричного профилей показан на рис. 2.30.

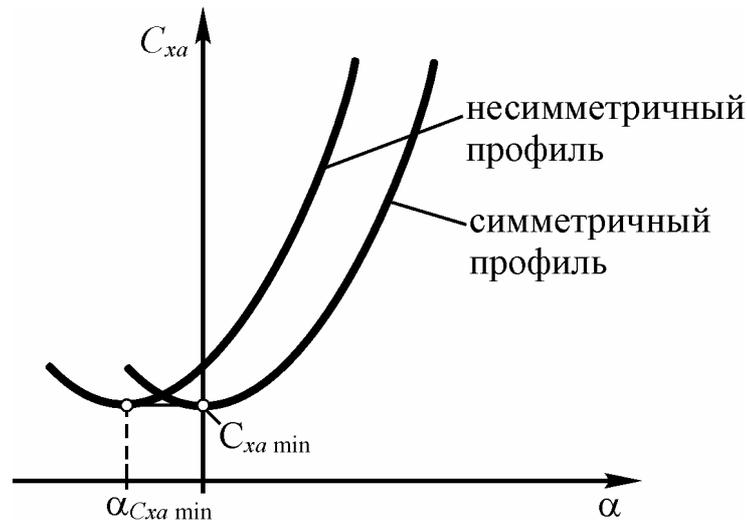


Рис. 2.30. Зависимость коэффициента силы лобового сопротивления от угла атаки

Угол атаки, при котором коэффициент силы лобового сопротивления минимален обозначается  $\alpha_{C_{xa \text{ min}}}$ .

### 2.5.6 Аэродинамическое качество. Поляра

Аэродинамическим качеством называется отношение аэродинамической подъемной силы к силе лобового сопротивления или отношение соответствующих коэффициентов:

$$K = \frac{Y_a}{X_a} = \frac{C_{ya}}{C_{xa}}. \quad (37)$$

Аэродинамическое качество является одной из важнейших характеристик, отражающих техническое совершенство самолета. Например, от аэродинамического качества в значительной степени зависит дальность полета. Ясно, поэтому, что при создании самолета, задаваясь величиной подъемной силы, стремятся уменьшить лобовое сопротивление, чтобы увеличить качество.

Из формулы (37) видно, что существует взаимосвязь между коэффициентами  $C_{ya}$  и  $C_{xa}$ . Эта зависимость называется *п о л я р о й*. На рис. 2.31 приведен график этой зависимости.

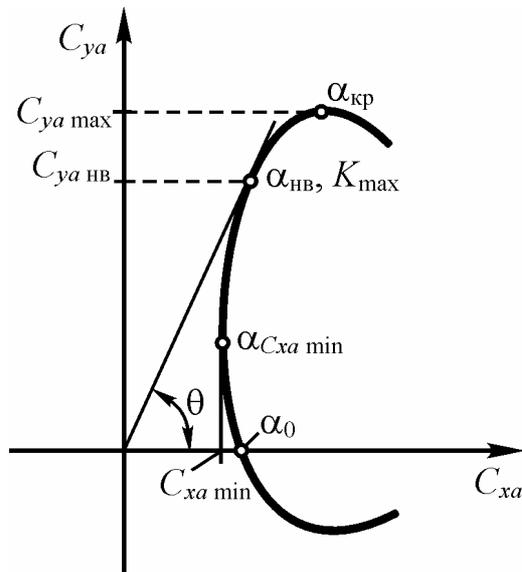


Рис. 2.31. Поляра крыла

Попытаемся найти такое сочетание значений  $C_{ya}$  и  $C_{xa}$ , при котором аэродинамическое качество будет максимальным. Это легко сделать графически, проведя касательную к поляре из начала координат. Тангенс угла наклона касательной будет равен максимальному значению аэродинамического качества:  $\operatorname{tg}\theta = K_{\max}$ . Коэффициент подъемной силы и угол атаки, соответствующие  $K_{\max}$ , называются *наивыгоднейшими* и отмечаются индексом «нв»:  $C_{ya \text{ нв}}$ ,  $\alpha_{\text{нв}}$ .

### 2.5.7 Аэродинамическая интерференция

Практика показывает, что сумма аэродинамических сил, действующих на изолированные части самолета, не равна аэродинамическим силам, действующим на самолет в целом. Это происходит из-за взаимного влияния частей самолета друг на друга в процессе обтекания их набегающим потоком воздуха. Такое явление называется *аэродинамической интерференцией*.

Интерференция возникает как между частями самолета, находящимися в непосредственном соприкосновении (например, крыло и фюзеляж), так и между разнесенными в пространстве (например, крыло и оперение).

Физическая сущность аэродинамической интерференции заключается в том, что одна из частей самолета вносит в поток возмущения, вызывающие искривление линий тока, которые обтекают другую часть, что приводит к изменению ее аэродинамических коэффициентов. Причем, как правило, это

влияние является взаимным, т.е. части самолета испытывают влияние друг друга.

Влияние аэродинамической интерференции на характеристики самолета может быть как положительным, так и отрицательным. Поэтому при создании самолета стремятся снизить отрицательное влияние интерференции и развить положительное.

### 2.5.8 Аэродинамические рули и механизация крыла самолета

В процессе полета самолета должно обеспечиваться управление его пространственным положением. Для этой цели чаще всего используются аэродинамические рули. Рулями называются подвижные устройства, обтекаемые воздухом, предназначенные для изменения геометрических характеристик частей самолета с целью обеспечения его управления.

На самолетах нормальной схемы рули располагаются на оперении и крыле. Оперение самолета делится на вертикальное и горизонтальное. На дозвуковых самолетах оперение состоит из неподвижных частей и рулей. Неподвижная часть вертикального оперения называется килем, подвижная – рулем направления (см. рис. 2.32). Руль направления обеспечивает управление самолетом по углу рыскания (вокруг нормальной оси связанной системы координат). Неподвижная часть горизонтального оперения называется стабилизатором, а подвижная – рулем высоты. Руль высоты обеспечивает управление самолетом по углу тангажа (вокруг поперечной оси).

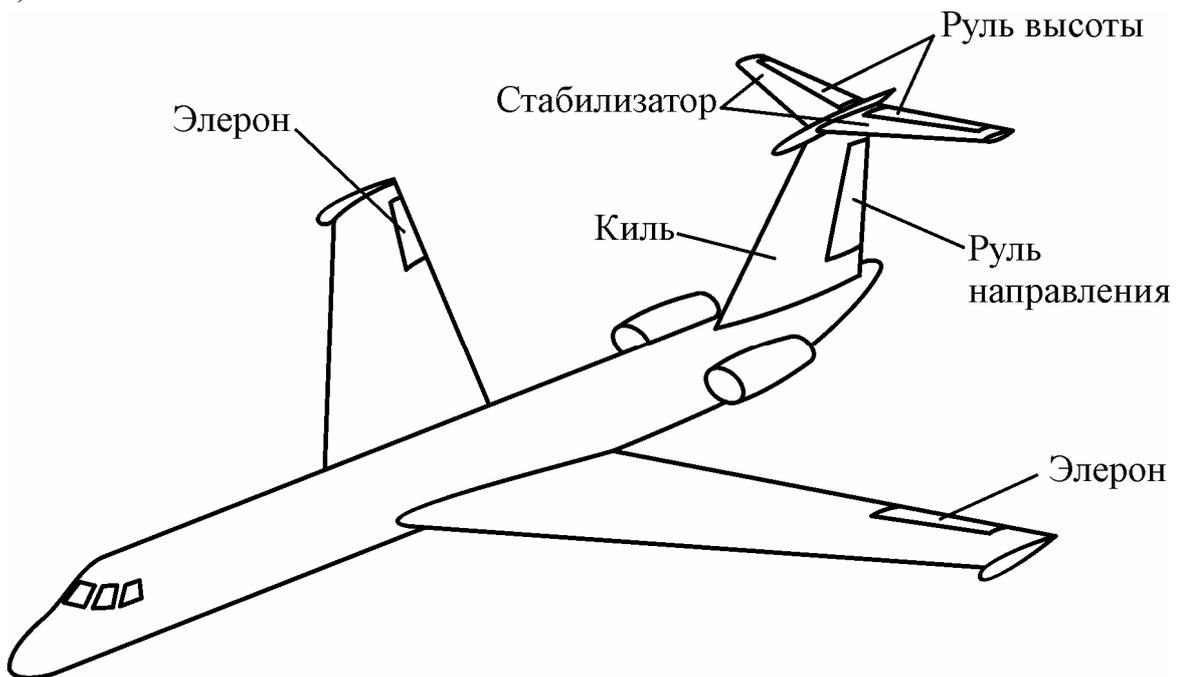


Рис. 2.32. Расположение аэродинамических рулей на самолете

Для управления самолетом по углу крена (вокруг продольной оси) используются рули, носящие специфическое название – э л е р о н ы . Эти рулевые поверхности располагаются на концевых частях крыла. Особенность элеронов состоит в том, что они всегда работают в паре, но отклоняются в противоположные стороны. Если левый элерон отклоняется вниз, то правый отклоняется вверх, и наоборот.

Принцип действия рулей состоит в том, что, отклоняясь, они изменяют кривизну средней линии профиля, т.е. вогнутость профиля (см. рис. 2.33), вследствие чего происходит изменение аэродинамических сил, действующих на крыло или оперение (в зависимости от того, где эти рули расположены). Это, в свою очередь, вызывает изменение действующих на самолет моментов, что приводит к повороту самолета вокруг той или иной оси.

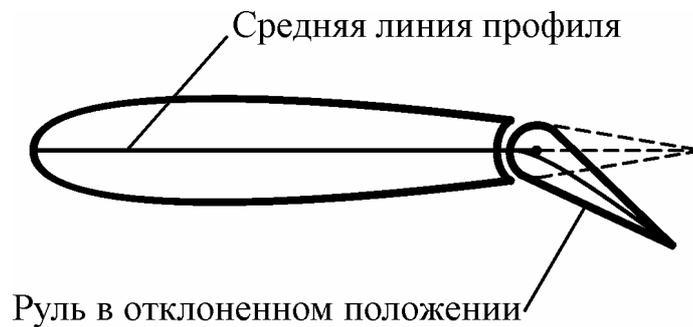


Рис. 2.33. Изменение кривизны профиля с помощью аэродинамического руля

Так, например, если на левом полукрыле отклонить элерон вверх, а на правом соответственно вниз (см. рис. 2.34), то на левой половине крыла подъемная сила уменьшится, а на правой – увеличится. В результате возникнет момент вокруг продольной оси самолета  $\Delta M_x$ , и самолет накренится на левое полукрыло.

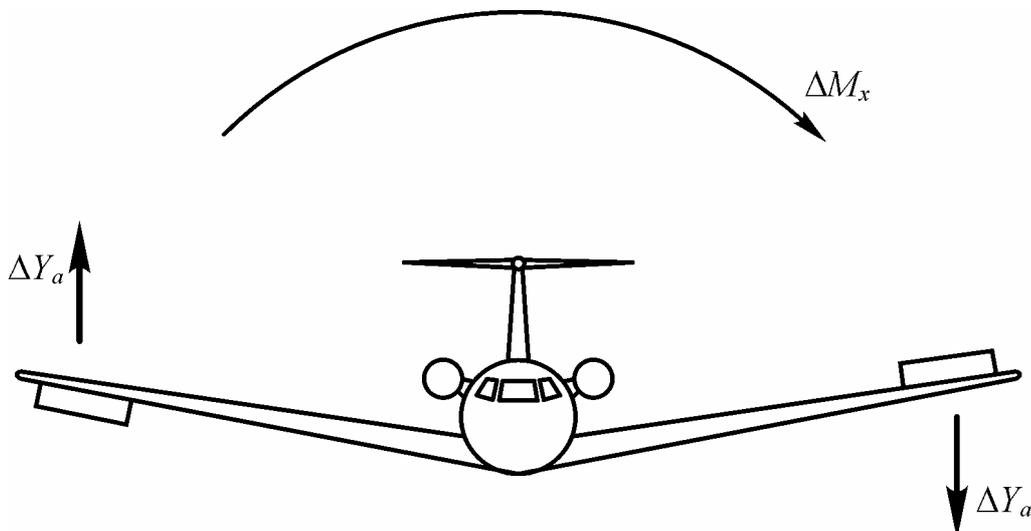


Рис. 2.34. Создание момента крена с помощью элеронов

Кроме рулей самолет имеет, как правило, еще целый ряд подвижных устройств, которые также предназначены для изменения его геометрических характеристик. У современных самолетов внешние формы крыльев ориентированы на достижение высоких крейсерских скоростей полета, это приводит к тому, что крылья на режимах взлета и посадки, когда скорости близки к минимальным, не создают достаточной подъемной силы. Чтобы устранить этот недостаток применяют механизацию крыла.

Механизацией крыла называются устройства, предназначенные для изменения аэродинамических характеристик крыла с целью увеличения подъемной силы на режимах взлета и посадки.

Увеличение подъемной силы крыла при использовании механизации происходит в основном за счет увеличения коэффициента подъемной силы  $C_{ya}$ , а также за счет некоторого увеличения площади крыла  $S_{кр}$ .

Выше было показано, что чем больше вогнутость профиля, тем больше будет и коэффициент подъемной силы  $C_{ya}$  при том же угле атаки. Чтобы увеличить вогнутость профиля применяется механизация задней кромки крыла (см. рис. 2.35).

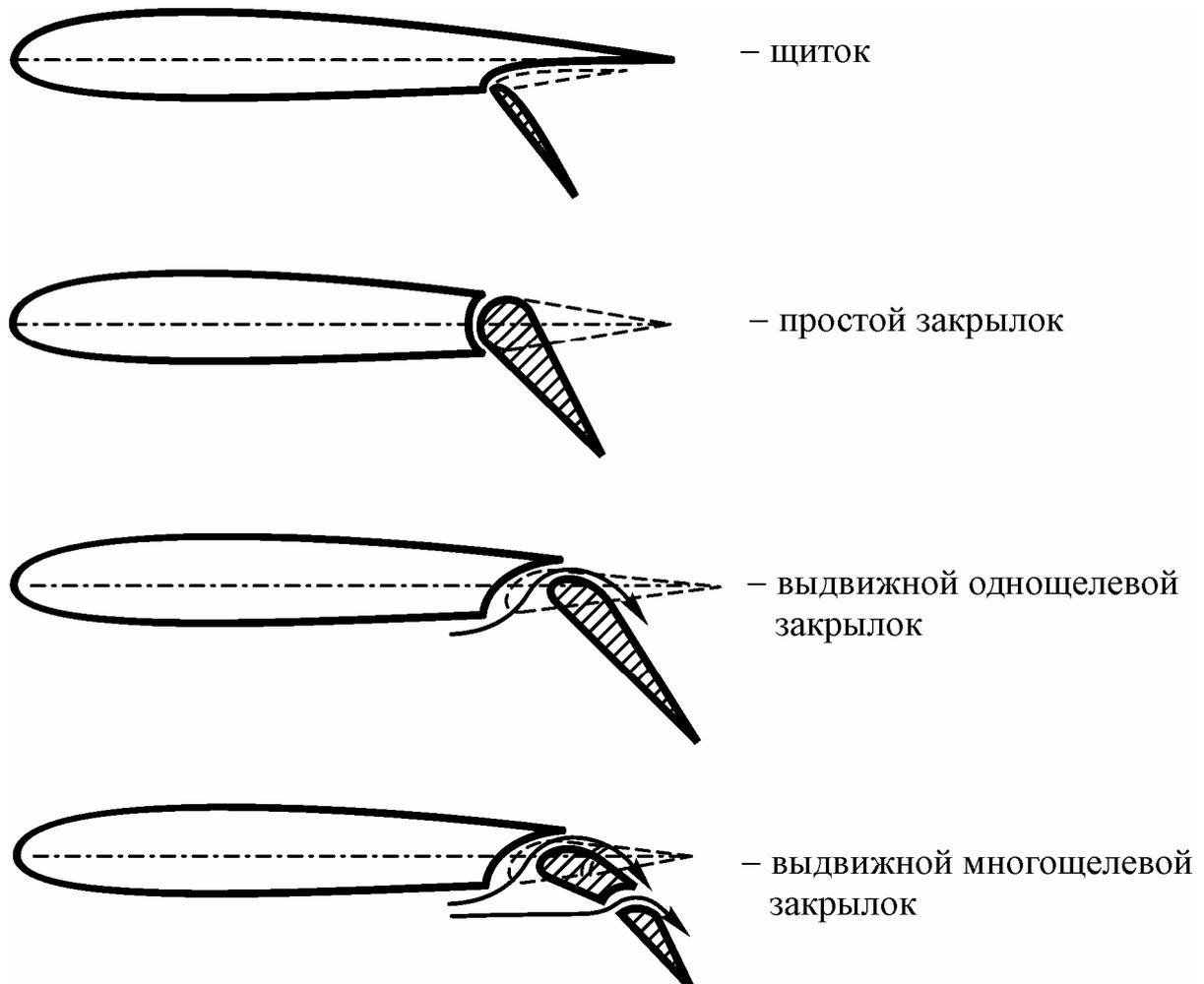


Рис. 2.35. Средства механизации задней кромки крыла

Простейшей механизацией задней кромки крыла является отклоняемый вниз щиток. Выдвижной щиток позволяет не только увеличить вогнутость профиля в выпущенном положении, но и увеличить площадь крыла. Простой закрылок также лишь увеличивает вогнутость профиля, а выдвижной, кроме того, позволяет увеличить площадь крыла. Чаще всего выдвижной закрылок делается щелевым. Щель создается для того, чтобы воздух с нижней поверхности крыла мог перетекать на верхнюю поверхность и ускорять поток, обдувающий закрылок сверху. Это делается для того, чтобы при больших углах отклонения закрылка не происходило отрыва пограничного слоя с его поверхности.

Механизация передней кромки (см. рис. 2.36) слабо влияет на вогнутость профиля, по крайней мере, этим влиянием можно пренебречь. Ее роль заключается в том, чтобы затянуть начало отрыва пограничного слоя на большие углы атаки. Это позволяет повысить максимальное значение  $C_{ya}$  за счет увеличения критического угла атаки. Щитки Крюгера и отклоняемые носки в выпущенном положении уменьшают пик разрежения в районе носовой части профиля, предотвращая тем самым отрыв потока в этом месте. Предкрылок, кроме того, имеет щель подобно той, что используется в щелевых закрылках. Через эту щель воздух перетекает с нижней поверхности профиля на верхнюю, увеличивая при этом скорость потока, что повышает его устойчивость к отрыву.

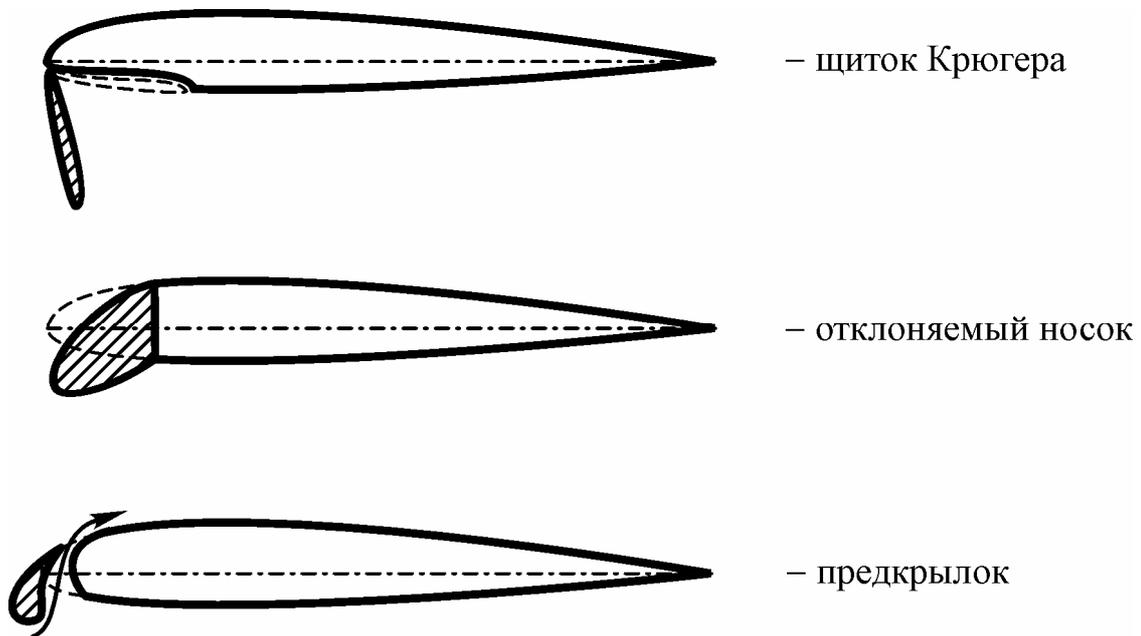


Рис. 2.36. Средства механизации передней кромки крыла

На рис. 2.37 показано влияние механизации на коэффициент подъемной силы крыла.

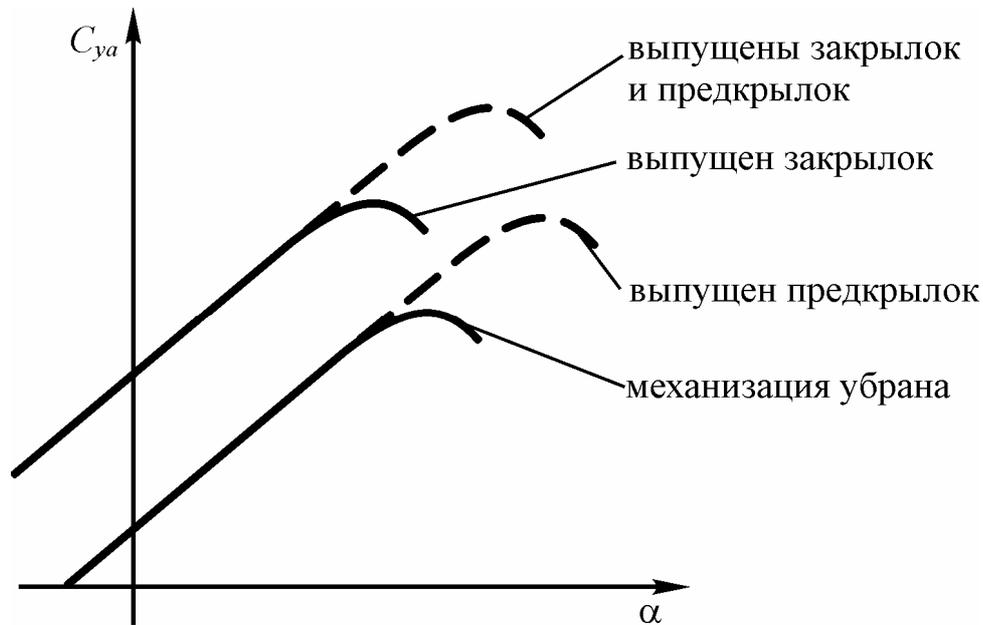


Рис. 2.37. Влияние механизации крыла на вид зависимости  $C_{ya} = f(\alpha)$

### 3. Основы динамики полета летательных аппаратов

Динамика полета – это наука о движении ЛА. Различают движение центра масс ЛА (траекторное движение) и движение ЛА вокруг его центра масс. К первому виду движения относятся горизонтальный полет ЛА, набор высоты, снижение, взлет, посадка, вираж и др. В процессе же движения вокруг центра масс ЛА может наклоняться нос, задирается или опускается нос, поворачиваться влево или вправо, иными словами, ЛА может вращаться вокруг центра масс. При этом ЛА должен сохранять устойчивость своего положения в пространстве и обладать управляемостью.

Рассмотрим сначала траекторное движение, а затем перейдем к устойчивости и управляемости.

#### 3.1 Траекторное движение самолета

##### 3.1.1 Уравнения движения центра масс самолета

Самолет движется в воздухе под действием аэродинамической силы  $\vec{R}_A$ , силы тяги двигателей  $\vec{P}$  и силы тяжести  $\vec{G}$ . С аэродинамической силой и ее проекциями на оси различных систем координат мы познакомились при изучении основ аэродинамики. Сила тяги создается силовой установкой самолета. Вектор  $\vec{P}$  обычно располагается в базовой плоскости самолета и образует некоторый угол с осью  $Ox$  связанной системы координат, но для простоты мы будем полагать, что этот угол равен нулю, а сам вектор  $\vec{P}$  приложен в центре масс.

Полет самолета можно условно разбить на несколько этапов: взлет, набор высоты, горизонтальный полет, снижение и посадка. Самолет также может совершать вираж и другие маневры. На некоторых этапах полета движе-

ние самолета может быть как установившимся, так и неустойчивым. При установившемся движении самолет летит с постоянной скоростью, при неизменных углах атаки, крена и скольжения. Ниже мы будем рассматривать только установившееся движение на этапах горизонтального полета, набора высоты и снижения.

Установившийся горизонтальный полет – это прямолинейный полет с постоянной скоростью на постоянной высоте (см. рис. 3.1). Уравнения движения центра масс самолета запишутся в этом случае следующим образом:

$$\begin{cases} P \cos \alpha = X_a; \\ Y_a + P \sin \alpha = G. \end{cases} \quad (38)$$

Поскольку угол атаки  $\alpha$  мал (при этом  $\cos \alpha \approx 1$ , а  $\sin \alpha \approx 0$ ), то можно записать:

$$\begin{cases} P = X_a; \\ Y_a = G. \end{cases} \quad (39)$$

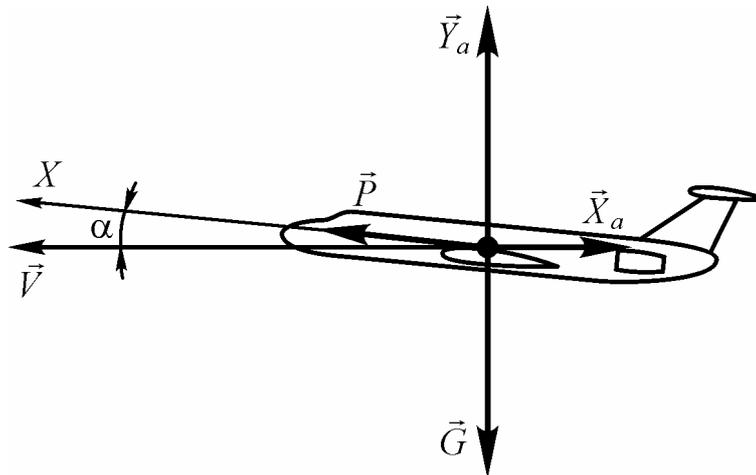


Рис. 3.1. Схема сил, действующих на самолет в установившемся горизонтальном полете

Если первое из этих равенств не будет выполняться, то скорость самолета будет либо увеличиваться, либо уменьшаться, т.е. не будет выполняться условие установившегося движения. Если же подъемная сила не равна силе тяжести, то самолет будет либо подниматься, либо снижаться, а это значит, что не будет выполняться условие горизонтального полета. Из этого равенства, зная формулу подъемной силы (28), можно получить величину скорости, необходимую для выполнения горизонтального полета  $V_{г.п.}$

Учитывая, что  $G = mg$  (где  $m$  – масса самолета, а  $g$  – ускорение свободного падения), можно записать:

$$C_{ya} \frac{\rho V_{г.п}^2}{2} S_{кр} = mg, \quad (40)$$

откуда:

$$V_{г.п} = \sqrt{\frac{2mg}{C_{ya} \rho S_{кр}}} \quad (41)$$

Из этой формулы видно, что скорость горизонтального полета зависит от массы самолета, плотности воздуха  $\rho$  (которая зависит от высоты полета), площади крыла  $S_{кр}$  и коэффициента подъемной силы  $C_{ya}$ . Поскольку  $C_{ya}$  напрямую зависит от угла атаки  $\alpha$ , то каждому значению скорости горизонтального полета будет соответствовать единственное значение угла атаки. Поэтому для обеспечения установившегося горизонтального полета с требуемой скоростью летчик задает определенную тягу двигателей и величину угла атаки.

Установившийся набор высоты – прямолинейное движение самолета вверх с постоянной скоростью. Схема сил, действующих на самолет при установившемся наборе высоты с углом наклона траектории  $\theta$ , показана на рис. 3.2.

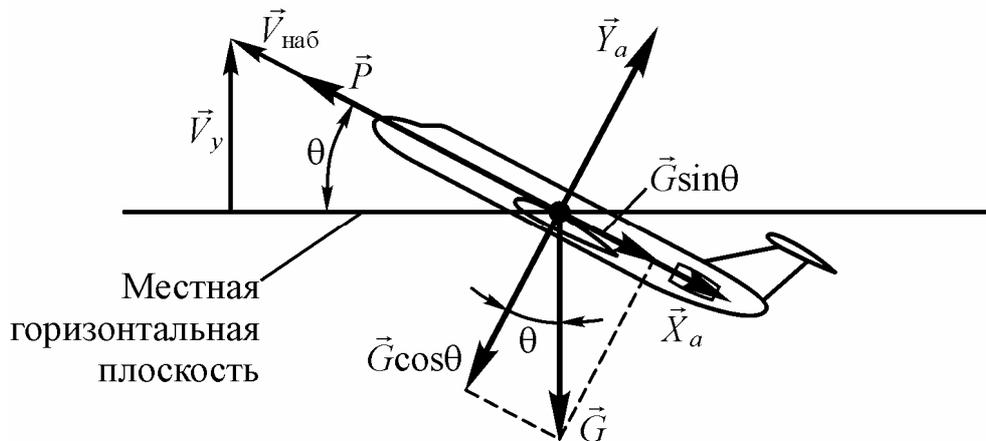


Рис. 3.2. Схема сил, действующих на самолет при установившемся наборе высоты (угол атаки принят малым и не показан)

В этом случае уравнения движения примут вид:

$$\begin{cases} P = X_a + G \sin \theta; \\ Y_a = G \cos \theta. \end{cases} \quad (42)$$

Необходимо отметить, что при наборе высоты тяга двигателей  $P$  уравновешивает не только силу лобового сопротивления  $X_a$ , как в горизонтальном полете, но и составляющую силы тяжести  $G \sin \theta$ . Подъемная сила  $Y_a$  при этом требуется меньшая, поскольку  $G \cos \theta < G$ .

Важной характеристикой самолета является его скороподъемность – вертикальная скорость набора высоты  $V_y$ . Из рис. 3.2 видно, что:

$$V_y = V_{\text{наб}} \sin \theta. \quad (43)$$

Установившееся снижение – прямолинейное движение самолета вниз с постоянной скоростью. На рис. 3.3 показана схема сил, действующих на самолет при снижении.

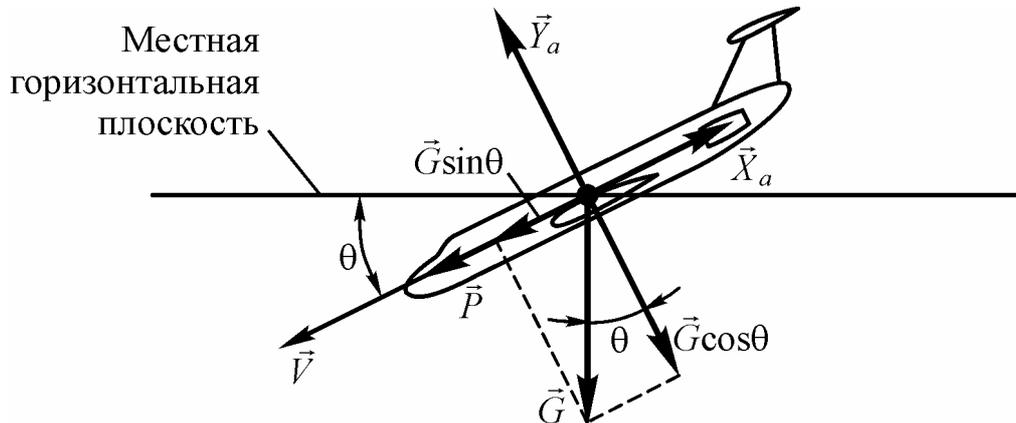


Рис. 3.3. Схема сил, действующих на самолет при установившемся снижении (угол атаки принят малым и не показан)

Уравнения движения для установившегося снижения имеют вид:

$$\begin{cases} P = X_a - G \sin \theta; \\ Y_a = G \cos \theta. \end{cases} \quad (44)$$

Если мы поделим первое уравнение системы (44) на второе, то получим:

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{X_a - P}{Y_a}. \quad (45)$$

Из уравнения (45) видно, что установившееся снижение возможно только, если тяга меньше лобового сопротивления ( $P < X_a$ ). Обычно снижение происходит при малых значениях тяги (при тяге малого газа), поэтому можно принять, что  $P \approx 0$ . Такой режим полета называется **п л а н и р о в а н и е м**. В этом случае:

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{X_a}{Y_a} = \frac{1}{K}. \quad (46)$$

Важной характеристикой является дальность планирования  $L_{\text{пл}}$  с заданной высоты  $H_{\text{пл}}$ . Легко видеть, что:

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{H_{\text{пл}}}{L_{\text{пл}}}, \quad (47)$$

откуда:

$$L_{\text{пл}} = \frac{H_{\text{пл}}}{\text{tg}\theta} = H_{\text{пл}} K. \quad (48)$$

Из формулы (48) видно, что чем выше аэродинамическое качество самолета, тем больше будет дальность планирования.

### 3.1.2 Перегрузка

В авиации широко используется понятие перегрузки. Этим понятием удобно пользоваться как при решении задач динамики полета, так и при расчете самолета на прочность, а также в других случаях.

Перегрузкой называется сумма векторов всех сил, действующих на самолет, кроме силы тяжести, деленная на величину силы тяжести. В полете перегрузка равна:

$$\vec{n} = \frac{\vec{P} + \vec{R}_A}{mg}. \quad (49)$$

При посадке и движении по аэродрому в числитель дроби надо добавить силу реакции опоры.

Как видно из формулы (49) перегрузка – величина безразмерная. Однако иногда перегрузку ошибочно пытаются измерять величиной, представляющей собой произведение некоторого числа на ускорение свободного падения  $g$ , и говорят при этом, например: «Перегрузка равна  $4g$ ». Это неправильно. Грамотно будет сказать: «Перегрузка равна 4».

Перегрузка – величина векторная, т.е. кроме непосредственно величины она имеет направление и может быть отрицательной или положительной в зависимости от ориентации ее вектора относительно осей координат. Проекция перегрузки на оси скоростной системы координат равны:

$$\begin{cases} n_{xa} = \frac{P \cos \alpha \cos \beta - X_a}{mg}; \\ n_{ya} = \frac{P \sin \alpha + Y_a}{mg}; \\ n_{za} = \frac{-P \cos \alpha \sin \beta + Z_a}{mg}. \end{cases} \quad (50)$$

Однако чаще пользуются проекциями перегрузки на оси связанной системы координат. При малых значениях углов атаки  $\alpha$  и скольжения  $\beta$  можно считать, что:

$$\begin{cases} n_x = n_{xa}; \\ n_y = n_{ya}; \\ n_z = n_{za}. \end{cases} \quad (51)$$

Эти проекции носят следующие названия:

$n_x$  – продольная перегрузка;

$n_y$  – нормальная перегрузка;

$n_z$  – поперечная перегрузка.

Легко определить из формул (50) и (51), что, например, в установившемся горизонтальном полете на малом угле атаки:

$$\begin{cases} n_x = 0; \\ n_y = 1; \\ n_z = 0. \end{cases} \quad (52)$$

### 3.1.3 Метод тяг Н.Е. Жуковского

При рассмотрении установившегося движения самолетов с турбореактивными двигателями для определения летно-технических характеристик самолета удобно пользоваться методом тяг, который разработал Н.Е. Жуковский. Метод тяг Жуковского основан на сравнении величин потребной и располагаемой тяг.

Потребной тягой  $P_{\text{п}}$  называется тяга, необходимая для установившегося горизонтального полета на данной высоте с заданной скоростью. Она численно равна силе лобового сопротивления самолета:

$$P_{\text{п}} = X_a. \quad (53)$$

Располагаемая тяга  $P_{\text{р}}$  – это максимально возможная суммарная тяга всех двигателей самолета на данной высоте и при данной скорости полета.

Сравнение потребной и располагаемой тяг удобно осуществлять, построив совмещенный график зависимостей  $P_{\text{п}}$  и  $P_{\text{р}}$  от скорости полета  $V$  для данной высоты полета и данной массы самолета (см. рис. 3.4). Такой график называется диаграммой потребных и располагаемых тяг. Рассмотрим характерные точки на этой диаграмме.

Точка «1», где пересекаются кривые потребных и располагаемых тяг, очевидно соответствует режиму максимально возможной скорости установившегося горизонтального полета  $V_{\text{max}}$ , т.к. при большей скорости полета потребная тяга будет превышать располагаемую. Точки же, лежащие на кривой  $P_{\text{п}} = f(V)$  левее точки «1» (например, точка «2»), соответствуют установившемуся горизонтальному полету со скоростью, меньшей  $V_{\text{max}}$ , в данном случае – со скоростью  $V_2$ . Для осуществления такого режима полета необходимо несколько уменьшить тягу двигателя (см. кривую, выполненную штриховой линией) и увеличить коэффициент подъемной силы  $C_{ya}$ . Не вдаваясь в

подробности, отметим, что летчик имеет возможность в полете управлять тягой двигателя и подбирать угол атаки, обеспечивающий требуемый  $C_{ya}$ .

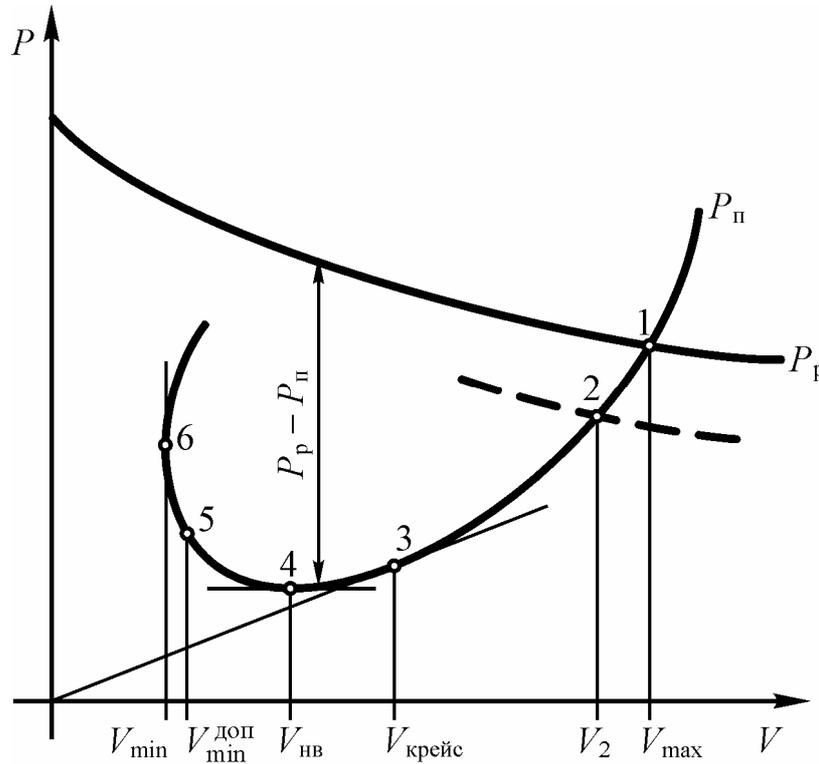


Рис. 3.4. Диаграмма потребных и располагаемых тяг

Характерной точкой, представляющей особый интерес, является точка «3», которая является точкой касания прямой, проведенной из начала координат к кривой потребных тяг  $P_{\Pi} = f(V)$ . Очевидно, что в данной точке отношение  $\frac{P_{\Pi}}{V}$  будет минимальным. При выполнении этого условия, как это станет ясно в дальнейшем, обеспечивается максимальная дальность полета.

В точке «4» потребная тяга  $P_{\Pi}$  минимальна. Перепишем формулу (37) для условий установившегося горизонтального полета:

$$K = \frac{mg}{P_{\Pi}}. \quad (54)$$

Если  $P_{\Pi}$  – минимальна, то аэродинамическое качество  $K$  будет максимальным. В разделе, посвященном аэродинамическому качеству (см. п. 2.5.6), мы отметили, что коэффициент подъемной силы и угол атаки, соответствующие максимальному значению качества называются наивыгоднейшими. Отсюда и скорость, соответствующая минимальному значению потребной тяги также называется наивыгоднейшей и может быть вычислена по формуле:

$$V_{\text{нв}} = \sqrt{\frac{2mg}{C_{ya \text{ нв}} \rho S_{\text{кр}}}}. \quad (55)$$

При дальнейшем уменьшении скорости для обеспечения установившегося горизонтального полета наряду с увеличением угла атаки необходимо увеличивать тягу двигателей, т.к. здесь начинает быстро расти индуктивное сопротивление, что приводит к общему увеличению потребной тяги.

Точка «б» соответствует минимальному значению скорости установившегося горизонтального полета  $V_{\min}$ . При этом значении скорости необходимо, чтобы самолет летел с максимальным значением коэффициента подъемной силы  $C_{ya \max}$ , т.е. на критическом угле атаки  $\alpha_{\text{кр}}$ . По соображениям безопасности полет на критическом угле атаки считается недопустимым, т.к. любая ошибка в пилотировании или вертикальный порыв ветра, приводящие к дальнейшему увеличению угла атаки, вызовут резкое уменьшение  $C_{ya}$  из-за отрыва потока на крыле, что приведет к сваливанию самолета. Поэтому на практике за минимально допустимую скорость полета  $V_{\min}^{\text{доп}}$  принимают скорость, несколько большую, чем  $V_{\min}$  (см. точку «5»). Коэффициент подъемной силы при этом берут несколько меньшим:  $C_{ya \text{ доп}} \approx 0,8 \dots 0,85 C_{ya \max}$ . Минимально допустимая скорость полета вычисляется по формуле:

$$V_{\min}^{\text{доп}} = \sqrt{\frac{2mg}{C_{ya \text{ доп}} \rho S_{\text{кр}}}}. \quad (56)$$

С увеличением высоты полета располагаемая тяга падает, а минимальные значения потребной тяги не изменяются (см. рис. 3.5).

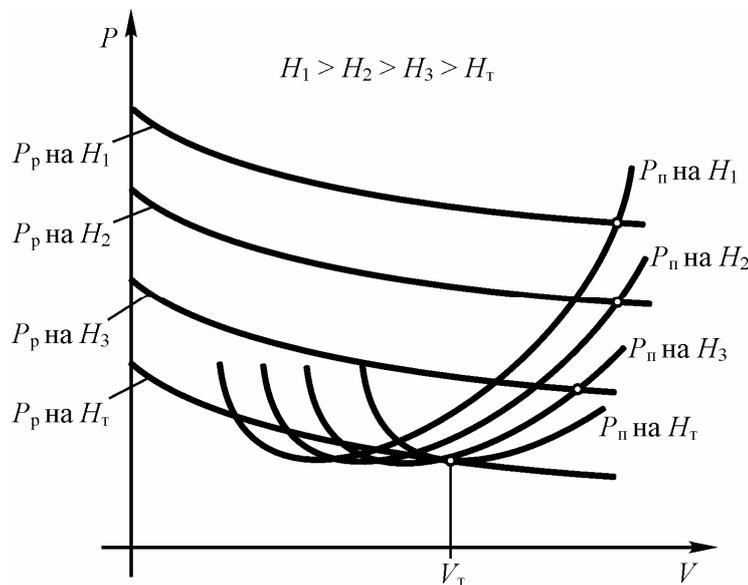


Рис. 3.5. Изменение потребной и располагаемой тяг в зависимости от высоты полета

Наступает такой момент, когда кривые потребных и располагаемых тяг имеют только одну точку пересечения. На этой высоте установившийся набор высоты невозможен, а установившийся горизонтальный полет возможен только на скорости  $V_T$ . Такая высота называется теоретическим потолком самолета. Однако достичь теоретического потолка самолет в уста-

новившемся наборе высоты практически не может, т.к. время набора высоты при этих условиях стремится к бесконечности. Поэтому вводится понятие практического потолка – высоты полета, при которой максимальная скороподъемность не меньше заданной.

### 3.1.4 Дальность и продолжительность полета

Дальность и продолжительность полета – одни из важнейших летно-технических характеристики самолета. Дальность полета  $L_{\text{п}}$  – это максимальное расстояние, которое может преодолеть самолет, израсходовав определенный запас топлива. Продолжительность полета  $t_{\text{п}}$  – промежуток времени, затрачиваемый на достижение дальности полета.

Различают техническую и практическую дальность полета.

Технической дальностью называют максимальную дальность полета самолета в стандартных атмосферных условиях, без ветра при полной заправке самолета топливом и полной его выработке, за исключением невырабатываемого остатка. Наличие невырабатываемого остатка связано с тем, что не все заправленное в баки самолета топливо может выработано, что связано с конструктивными особенностями топливной системы. Обычно невырабатываемый остаток топлива составляет 1,5 % от массы заправляемого запаса топлива.

Техническая дальность является важным показателем предельных возможностей самолета. Однако завершение реального полета с пустыми баками является недопустимым по соображениям безопасности, т.к. любое непредвиденное отклонение от маршрута, наличие встречного ветра и т.п. могут привести к тому, что самолет не достигнет аэродрома назначения. Поэтому более реальным показателем является практическая дальность полета.

Практическая дальность – это максимальная дальность полета самолета в стандартных атмосферных условиях, без ветра при полной заправке самолета топливом и полной его выработке, за исключением невырабатываемого остатка, а также заданного заранее аэронавигационного запаса топлива.

Аэронавигационный запас топлива предназначен для компенсации возможных отклонений условий полета от расчетных, а также для ожидания в воздухе в районе аэродрома назначения или достижения запасного аэродрома в случае возникновения особых обстоятельств. Аэронавигационный запас топлива составляет, как правило, 10...15 % от массы заправляемого топлива.

Дальность полета  $L_{\text{п}}$  складывается из следующих участков (см. рис. 3.6):

$L_{\text{наб}}$  – дальность набора высоты;

$L_{\text{крейс}}$  – дальность крейсерского полета;

$L_{\text{сн}}$  – дальность снижения.

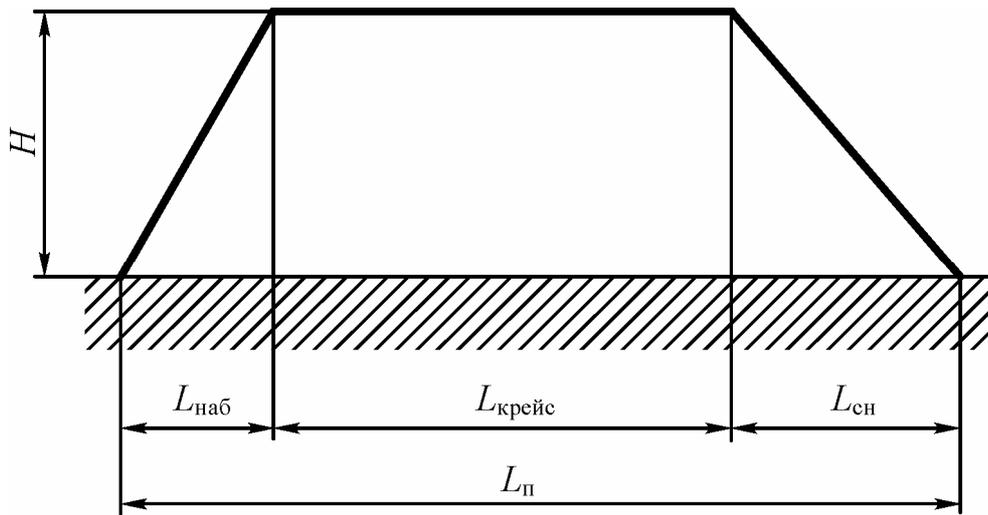


Рис. 3.6. Профиль полета самолета

Крейсерский полет – это основной этап полета, на котором преодолевается большая часть расстояния (до 95 %) между аэродромами вылета и назначения. Крейсерский полет проходит, как правило, с постоянной скоростью на постоянной высоте (или в заданном диапазоне высот – эшелоне). В первом приближении его можно считать установившимся горизонтальным полетом.

При выборе высоты и скорости крейсерского полета стремятся к тому, чтобы минимизировать расход топлива. Различают часовой и километровый расходы топлива. Дальность полета  $L_{\text{крейс}}$  вычисляют, используя километровый расход топлива, а продолжительность  $t_{\text{крейс}}$  – используя часовой расход топлива:

$$L_{\text{крейс}} = \frac{m_{\text{T}}}{q_{\text{км}}}, \quad (57)$$

где  $m_{\text{T}}$  – расходуемая масса топлива [кг];  
 $q_{\text{км}}$  – километровый расход топлива [кг/км].

$$t_{\text{крейс}} = \frac{m_{\text{T}}}{q_{\text{ч}}}, \quad (58)$$

где  $q_{\text{ч}}$  – часовой расход топлива [кг/ч].

Часовой расход топлива  $q_{\text{ч}}$  – расход массы топлива за один час пути. Часовой расход топлива рассчитывается по формуле:

$$q_{\text{ч}} = c_{\text{уд}} P_{\text{п}}, \quad (59)$$

где  $c_{\text{уд}}$  – удельный часовой расход топлива (расход массы топлива за один час пути на единицу тяги  $\left[ \frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{ч}} \right]$ ).

Часовой расход топлива стремятся минимизировать, если основная задача полета связана не с транспортной операцией, а, например, с патрулированием, когда важна именно продолжительность полета. Если же выполняет-

ся перевозка грузов, то при этом важно обеспечить заданную дальность полета. Для этого стараются минимизировать километровый расход.

К и л о м е т р о в ы й р а с х о д т о п л и в а  $q_{\text{км}}$  – расход массы топлива на один километр пути. Километровый расход топлива равен:

$$q_{\text{км}} = \frac{q_{\text{ч}}}{V} = \frac{c_{\text{уд}} P_{\text{п}}}{V}, \quad (60)$$

где  $V$  – скорость полета, которая имеет размерность [км/ч].

Как километровый, так и часовой расходы топлива уменьшаются с увеличением высоты полета. Поэтому в качестве крейсерской высоты полета рекомендуется выбирать высоту практического потолка, если нет других ограничений (например, отсутствие герметичной кабины на самолете). Необходимо отметить, что в процессе полета по мере расходования топлива масса самолета уменьшается, в результате чего постепенно возрастает высота практического потолка. Если самолет будет постоянно лететь на высоте практического потолка, т.е. с небольшим набором высоты, то в этом случае дальность его полета будет больше, чем при горизонтальном полете. Такой способ выполнения крейсерского полета получил название **п о л е т а п о п о т о л к а м**.

### 3.2 Движение самолета вокруг центра масс

Чтобы заставить самолет двигаться по заданной траектории летчик должен иметь возможность управлять величиной и направлением сил, действующих на самолет. На современных транспортных самолетах летчик может, выбирая режим работы двигателей, управлять величиной тяги, а также, используя рули, изменять ориентацию самолета относительно набегающего потока воздуха и поверхности Земли с целью обеспечения необходимой величины и направления аэродинамической силы, при этом он может использовать также механизацию крыла. Если в процессе полета обеспечивается требуемое значение сил и моментов, действующих на самолет, то такое движение самолета называется **о п о р н ы м**. У с т а н о в и в ш и м с я о п о р н ы м д в и ж е н и е м будет такое движение, при котором суммы сил и моментов, действующих на самолет равны нулю, т.е. самолет находится в состоянии **р а в н о в е с и я**.

Однако реальное движение самолета отличается от опорного. На самолет в полете случайным образом воздействуют порывы ветра, пульсации тяги двигателей, неточные действия летчика и др. Чтобы упростить управление самолетом необходимо обеспечить парирование случайных возмущений и возвращение самолета к опорному движению без участия летчика.

Если задача организации опорного движения связана с управляемостью самолета, то задача парирования возмущающих воздействий связана с его устойчивостью.

Устойчивость и управляемость самолета являются его важными свойствами, определяющими возможность и безопасность полета, требуемые усилия летчика при управлении самолетом, уровень комфорта экипажа и

пассажиров в полете. Требования к характеристикам устойчивости и управляемости являются обязательными и нормируются для самолетов различных классов.

### 3.2.1 Управляемость самолета

Управляемостью самолета называется его способность изменять параметры опорного движения в ответ на целенаправленные действия летчика или автоматических устройств.

Самолет может поворачиваться вокруг любой из осей связанной системы координат, поэтому управляемость разделяют на:

продольную (по тангажу) – вокруг оси  $OZ$ ;

поперечную (по рысканию) – вокруг оси  $OY$ ;

поперечную (по крену) – вокруг оси  $OX$ .

Как отмечалось выше (см. п. 2.5.8) для управления самолетом по тангажу, рысканию и крену используются аэродинамические рули (руль высоты, руль направления и элероны соответственно). Для обеспечения заданного опорного режима полета углы отклонения этих рулей, подбираются таким образом, чтобы выполнялось следующее условие:

$$\begin{cases} M_x = 0; \\ M_y = 0; \\ M_z = 0. \end{cases} \quad (61)$$

Отклонения рулей, обеспечивающие выполнение условия (61), называются балансирующими, т.е. обеспечивающими баланс моментов.

На современных самолетах пост управления самолетом организован таким образом, что для управления рулем высоты и элеронами используется ручка управления (или штурвал). А для управления рулем направления – педали. Для управления рулем высоты летчик отклоняет ручку управления самолетом (или штурвальную колонку) от себя или на себя, а для управления элеронами – влево или вправо (при использовании штурвального управления летчик поворачивает штурвал подобно рулевому колесу автомобиля).

В качестве примера рассмотрим продольную управляемость самолетом. На рис. 3.7 показана схема сил, действующих на самолет нормальной аэродинамической схемы. Из рисунка видно, что момент, возникающий от действия подъемной силы крыла  $Y_{a\text{кр}}$ , уравновешивается моментом от подъемной силой горизонтального оперения  $Y_{a\text{го}}$  (для простоты примем, что силы лобового сопротивления  $X_a$  и тяги двигателей  $P$  приложены в центре масс самолета и моментов не создают):

$$Y_{a\text{кр}}L_{\text{кр}} = Y_{a\text{го}}L_{\text{го}}, \quad (62)$$

где  $L_{\text{кр}}$  и  $L_{\text{го}}$  – расстояния от центра масс самолета до точек приложения подъемной силы крыла и горизонтального оперения соответственно.

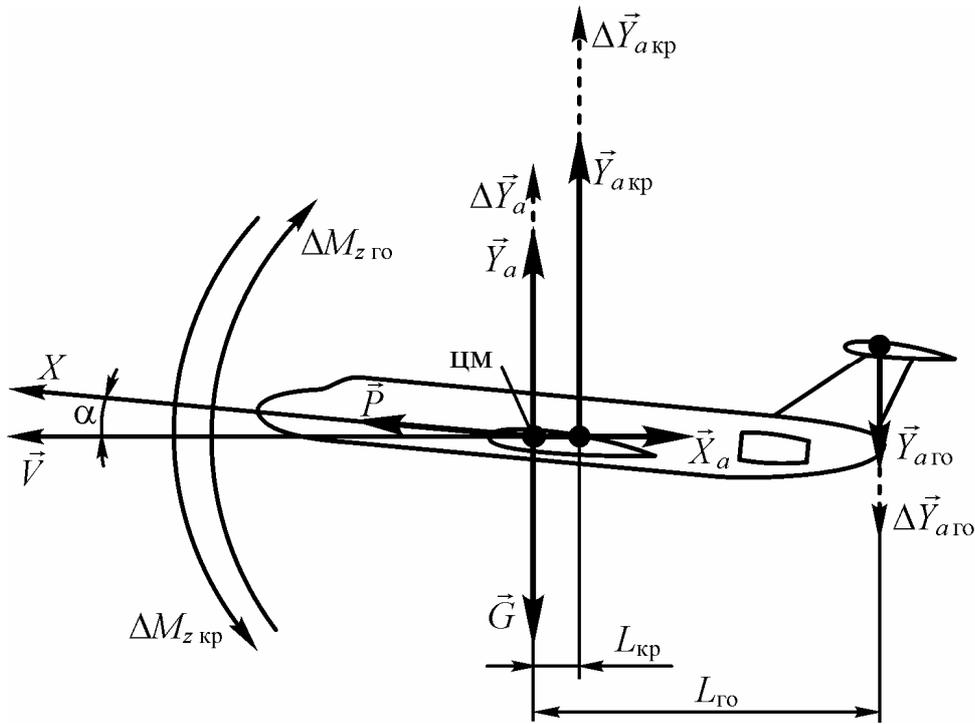


Рис. 3.7. Схема сил и моментов, действующих на самолет при обеспечении продольной управляемости

Кроме этого, равнодействующая подъемных сил крыла и горизонтального оперения  $Y_a = Y_{a \text{ кр}} - Y_{a \text{ го}}$  уравнивается силой тяжести самолета  $G$ :

$$Y_a = G. \quad (63)$$

Для того, чтобы самолет поднял нос вверх и увеличил угол атаки, летчик отклоняет ручку управления (или штурвальную колонку) на себя. Система управления передает это движение на руль высоты, и он в результате отклоняется вверх, изменяя вогнутость профиля и создавая на горизонтальном оперении приращение подъемной силы  $\Delta Y_{a \text{ го}}$ , направленное вниз (см. рис. 3.7). Это приращение силы, в свою очередь, создает приращение момента тангажа  $\Delta M_{z \text{ го}} = \Delta Y_{a \text{ го}} L_{\text{го}}$ , заставляющего выйти самолет из состояния равновесия и начать вращение вокруг оси  $OZ$ . После достижения самолетом некоторого угла атаки произойдет увеличение подъемной силы крыла на величину  $\Delta Y_{a \text{ кр}}$ . Это вызовет приращение момента тангажа  $\Delta M_{z \text{ кр}} = \Delta Y_{a \text{ кр}} L_{\text{кр}}$ , уравновешивающее  $\Delta M_{z \text{ го}}$ , т.е.  $\Delta M_{z \text{ кр}} = \Delta M_{z \text{ го}}$ . Таким образом, моменты относительно оси  $OZ$  вновь будут сбалансированы, но уже на новом угле атаки.

Если перед началом маневра опорное движение самолета было установившимся, т.е. не только сумма моментов, но и сумма сил была равна нулю, то теперь из-за разницы плеч ( $L_{\text{кр}} < L_{\text{го}}$ ) приращение подъемной силы крыла будет больше приращения подъемной силы горизонтального оперения:  $\Delta Y_{a \text{ кр}} > \Delta Y_{a \text{ го}}$ , т.е. равнодействующая подъемных сил крыла и горизонтального оперения получит приращение  $\Delta Y_a$ . Это значит, что суммарная подъемная сила самолета не будет уравновешена силой тяжести ( $Y_a + \Delta Y_a > G$ ), и са-

молет будет осуществлять ускоренное движение вверх с перегрузкой  $n_y > 1$  по криволинейной траектории.

Для отклонения ручки управления самолетом летчику необходимо приложить усилие  $P_B$ . Оно будет тем больше, чем больше отклонение  $x_B$ . Это связано с тем, что с увеличением отклонения руля высоты  $\delta_B$  возрастает шарнирный момент. Аэродинамическим шарнирным моментом  $M_{ш}$  называется момент аэродинамической силы, действующей на руль, относительно оси вращения руля. Шарнирный момент, действующий на руль высоты будет равен (см. рис. 3.8):

$$M_{ш} = Y_B l_{ш}, \quad (64)$$

где  $Y_B$  – аэродинамическая сила, действующая на руль высоты;

$l_{ш}$  – расстояние от оси вращения руля до точки приложения силы  $Y_B$ .

При отклонении руля шарнирный момент возрастает за счет увеличения аэродинамической силы, действующей на него.

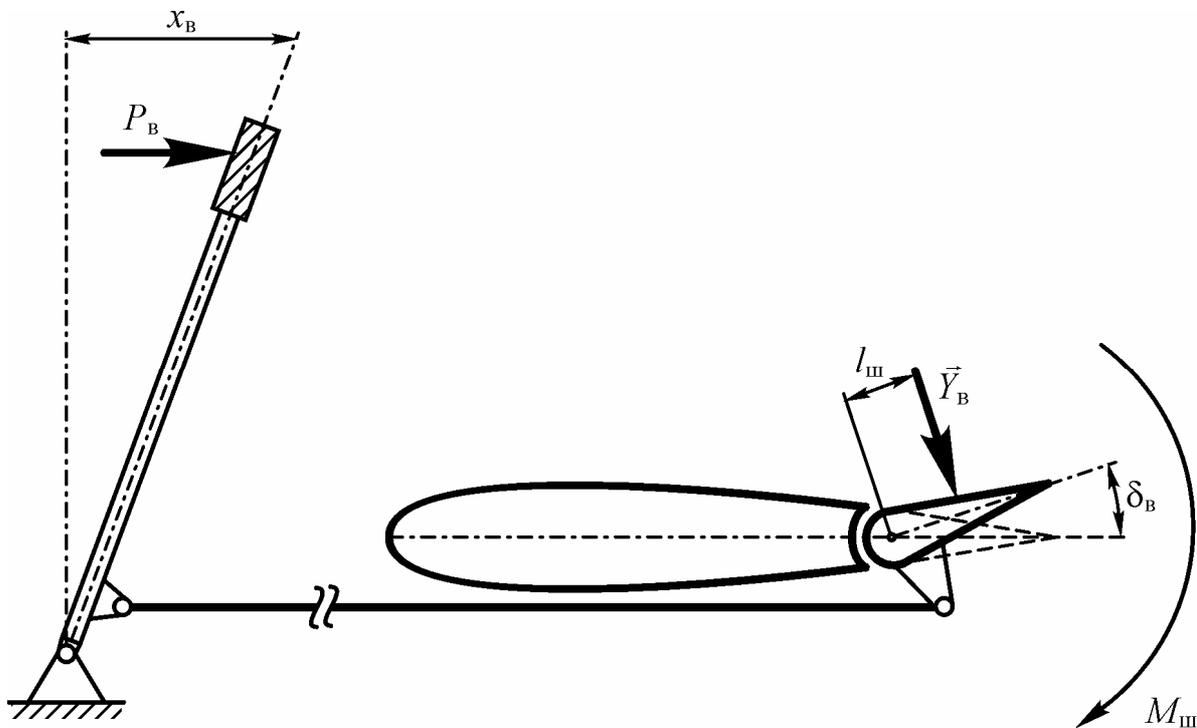


Рис. 3.8. Кинематическая схема продольного управления самолетом

Из представленной на рис. 3.8 упрощенной кинематической схемы продольного управления самолетом видно, что при отклонении ручки управления самолетом на величину  $x_B$  руль высоты отклонится на угол  $\delta_B$ . Летчик при этом должен приложить усилие  $P_B$ , чтобы скомпенсировать шарнирный момент  $M_{ш}$ . Таким образом, можно записать следующее равенство:

$$P_B \Delta x_B = M_{ш} \Delta \delta_B. \quad (65)$$

Откуда:

$$P_B = \frac{\Delta \delta_B}{\Delta x_B} M_{ш} = K_{ш} M_{ш}, \quad (66)$$

где  $K_{ш} = \frac{\Delta\delta_B}{\Delta x_B}$  – передаточный коэффициент в системе продольного управления самолетом.

Аналогичным образом строятся показатели путевой и поперечной управляемости самолета.

### 3.2.2 Устойчивость самолета

Устойчивостью самолета называется его способность без участия летчика сохранять заданный опорный режим полета, возвращаясь к нему после отклонения, вызванного воздействием внешних возмущений, после того, как это воздействие прекратится.

Различают статическую и динамическую устойчивость.

Статически устойчивым самолетом называют самолет, у которого отклонение какого-либо параметра движения приводит к появлению силовых факторов, стремящихся уменьшить это отклонение. Если возникающие силовые факторы приводят к увеличению первоначальных отклонений, то самолет считается статически неустойчивым. Пилотировать такой самолет крайне трудно, т.к. летчик вынужден постоянно вмешиваться в управление, чтобы парировать случайно возникающие отклонения параметров движения от опорных значений.

Статическая устойчивость, как и управляемость, делится на продольную, путевую и поперечную, при этом путевая и поперечная устойчивости объединены в боковую устойчивость. В данном курсе мы рассмотрим только продольную устойчивость ЛА.

#### 3.2.2.1 Продольная статическая устойчивость самолета

Продольная статическая устойчивость самолета – это его способность без участия летчика противодействовать изменению угла атаки.

Рассмотрим продольную статическую устойчивость самолета при воздействии на него восходящего порыва ветра. Восходящий порыв ветра увеличивает угол атаки самолета на величину  $\Delta\alpha$  (см. рис. 3.9). Приращение угла атаки  $\Delta\alpha$  вызовет в свою очередь приращения подъемных сил крыла  $\Delta Y_{a_{кр}}$  и горизонтального оперения  $\Delta Y_{a_{го}}$ , направленные вверх. Суммарное приращение подъемной силы самолета  $\Delta Y_a = \Delta Y_{a_{кр}} + \Delta Y_{a_{го}}$  будет приложено в точке, называемой фокусом самолета по углу атаки. Если фокус расположен позади центра масс самолета (как на рассматриваемом ри-

сунке), то возникнет момент  $\Delta M_z$ , опускающий нос самолета, т.е. возвращающий самолет на прежний угол атаки.

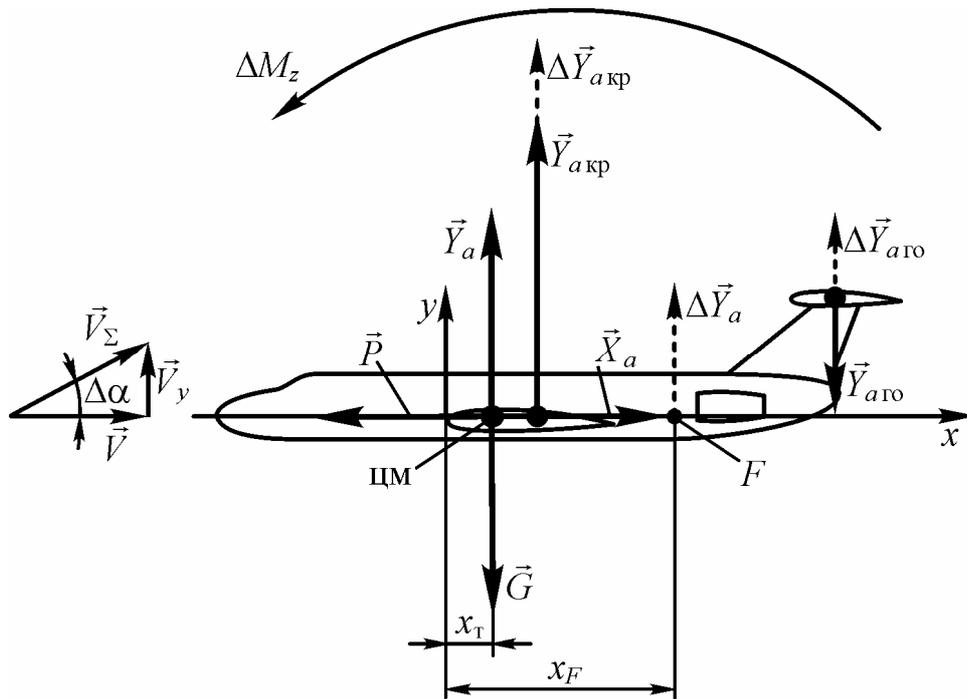


Рис. 3.9. Возникновение силовых факторов, обеспечивающих продольную статическую устойчивость

Количественно продольная статическая устойчивость самолета оценивается степенью продольной статической устойчивости  $\sigma_z$ , которая в первом приближении может быть вычислена по формуле:

$$\sigma_z = \bar{x}_T - \bar{x}_F, \quad (67)$$

где  $\bar{x}_T = \frac{x_T}{b_A}$  – относительная координата центра масс самолета;

$\bar{x}_F = \frac{x_F}{b_A}$  – относительная координата фокуса самолета по углу атаки.

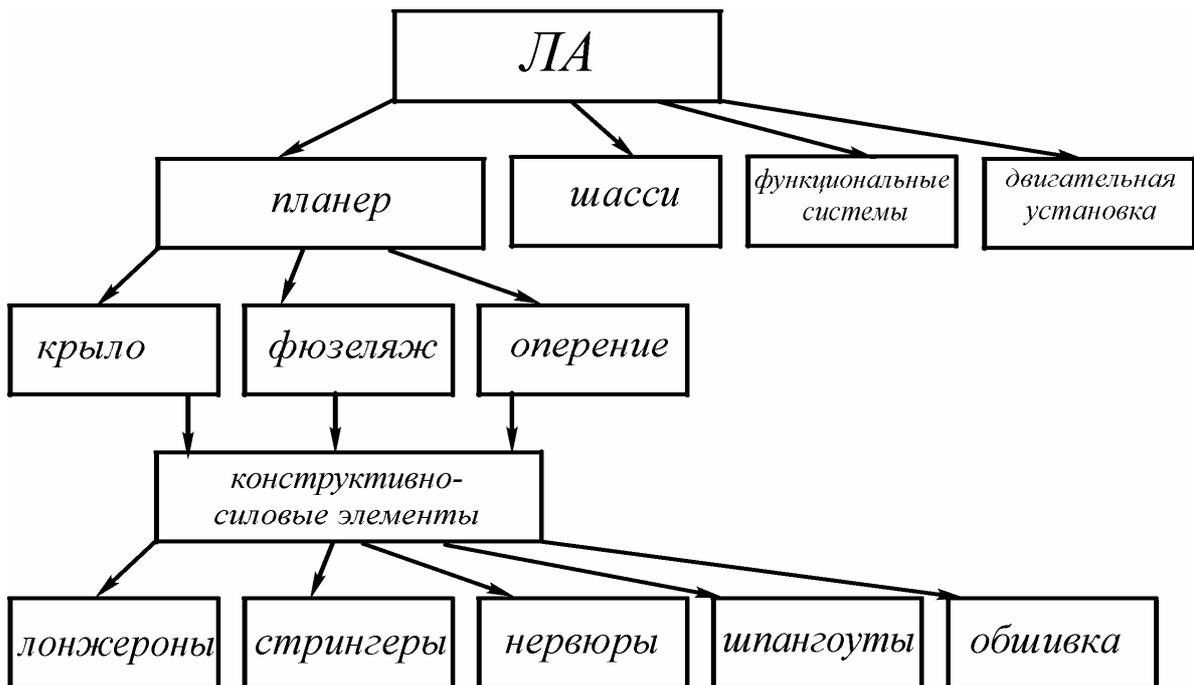
Координаты  $x_T$  и  $x_F$  отсчитываются от носка САХ.

Легко видеть, что если  $\sigma_z < 0$ , то самолет статически устойчив, если  $\sigma_z > 0$ , то самолет статически неустойчив, если же  $\sigma_z = 0$ , то самолет является статически нейтральным.

Аналогичным образом, т.е. за счет конструктивных факторов, на самолете реализуются свойства путевой и поперечной статической устойчивости.

## 4. Основные элементы конструкции летательных аппаратов

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.



### 4.1 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.

## 4.2 Внешние нагрузки и реакции опор

### 4.2.1 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 беспокойном 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:

$$Y_p = n_p G = f n_3 G = f Y_3. \quad (68)$$

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 (рис. 4.1), подразделяют на поверхностные и массовые.

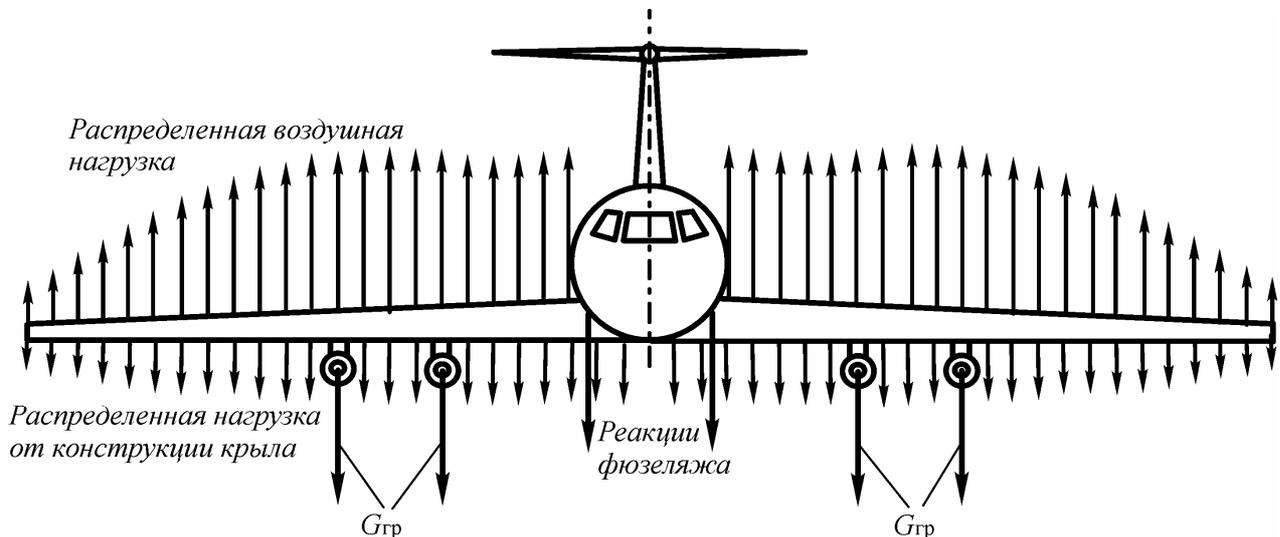


Рис. 4.1. Внешние силы, действующие на ЛА

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 самолет, 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.

#### 4.2.2 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.

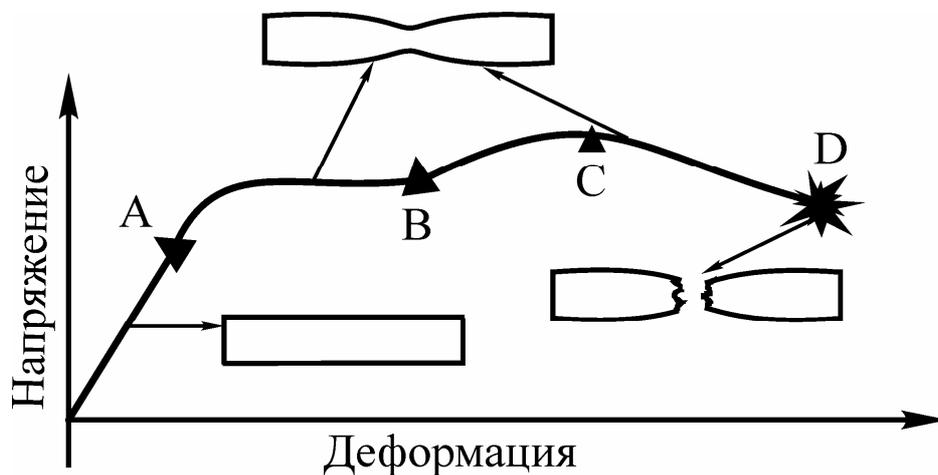


Рис. 4.2. Диаграмма напряжений

Характер работы конструкции под нагрузкой во многом определяется выбором конструкционных материалов. Одной из основных характеристик материала конструкции является диаграмма растяжения (кривая деформирования – рис. 4.2) – зависимость напряжений и деформаций удлинения, получаемая в результате испытаний образцов материала на удлинение. На диаграмме (см. рис. 4.2) до точки А рост напряжения идет без разрушения меж-

атомных связей, а в интервале от  $t_A$  до  $t_D$  межатомные связи постепенно разрушаются, что приводит к значительному местному утонению образца. В  $t_D$  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.

### 4.2.3 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. 4.3 показаны различные виды деформированных состояний при сжатии. На рис. 4.3а и 4.3б 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. 4.3в 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.

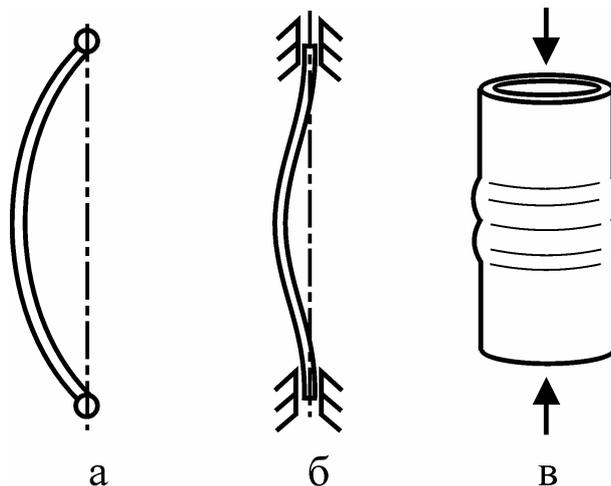


Рис. 4.3.

### 4.2.4 Сдвиг

Пример сдвига (или среза) заклепочного соединения приведен на рис. 4.4. Сдвиг возникает тогда, когда внешние силы смещают два параллельных плоских сечения элемента конструкции одно относительно другого при не-

изменном расстоянии между ними, и напряжения сдвига служат мерой сопротивления сдвигу одной части твердого тела относительно другой.

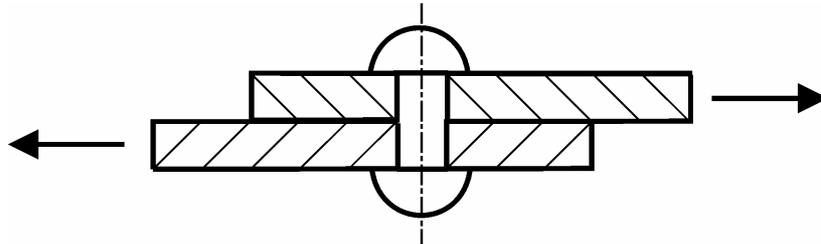


Рис. 4.4.

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.

#### 4.2.5 Кручение

Схема нагружения кручением показана на рис. 4.5. 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.

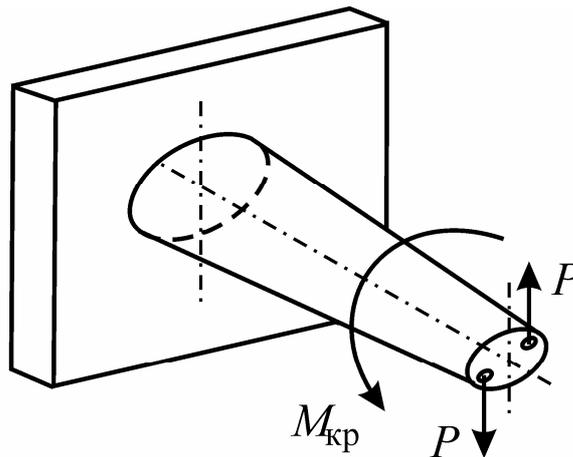


Рис. 4.5

Наиболее рациональным конструктивным элементом, предназначенным для восприятия кручения, является тонкостенная оболочка (см. рис. 4.3в). Но и такая конструкция, нагруженная кручением, может потерять ус-

тойчивость 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.

#### 4.2.6 Изгиб

Некоторые возможные схемы нагружения изгибом показаны на рис. 4.6. 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.

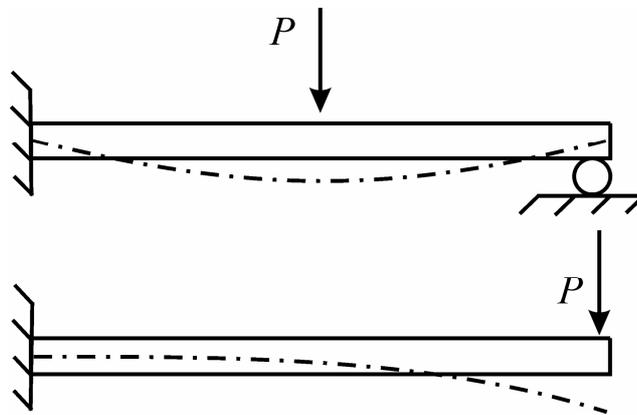


Рис. 4.6.

В технике широко распространен изгиб элементов конструкции, вызванный приложением к ним сосредоточенной силы или распределенной нагрузки. На рис. 4.1 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. 4.1, 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. 4.7).

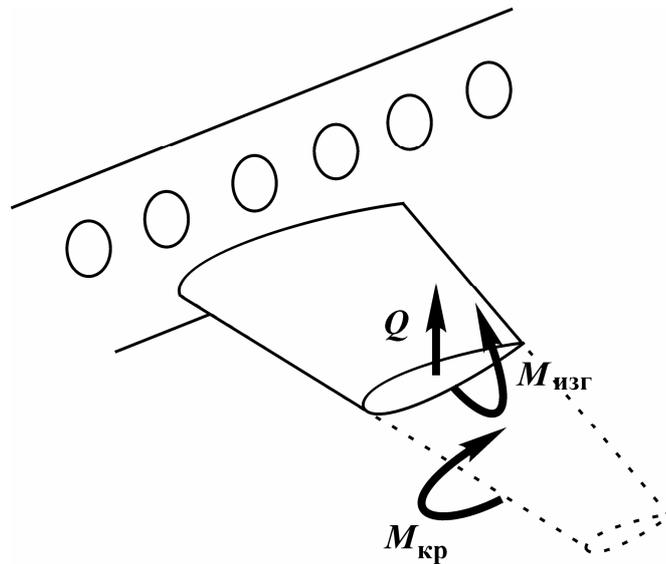


Рис. 4.7.

### 4.3 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 аэродинамический и других характеристиках ЛА. Для того, чтобы деформации обшивки не принимали недопустимых значений, она подкрепляется внутренним силовым набором.

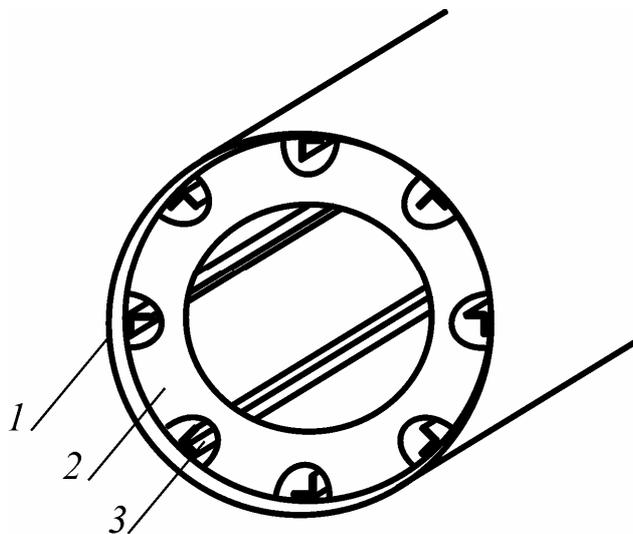


Рис. 4.8.

На рисунках 4.8 и 4.9 представлены конструкции фюзеляжа и крыла ЛА, состоящие из каркаса и обшивки. Конструкция фюзеляжа (рис. 4.8) состоит из обшивки 1, поперечных силовых элементов – шпангоутов 2 и продольных силовых элементов – стрингеров 3; конструкция крыла (рис. 4.9) 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.

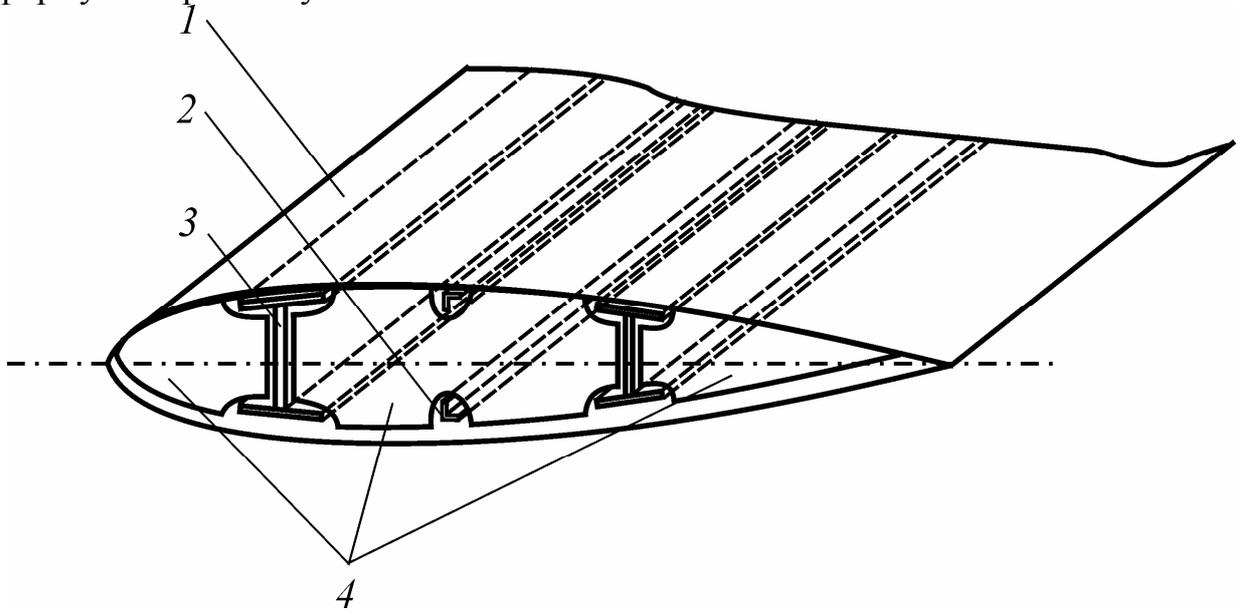


Рис. 4.9.

Стрингеры предназначены для подкрепления обшивки и восприятия местных нагрузок. Они могут иметь различную форму поперечного сечения и выполняются в виде штампованных или пресованных профилей. На рис. 4.10 схематично изображены некоторые типовые профили стрингеров.

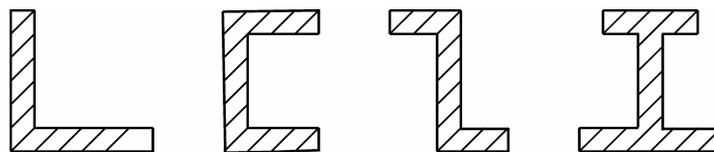


Рис. 4.10.

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. 4.11. 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.

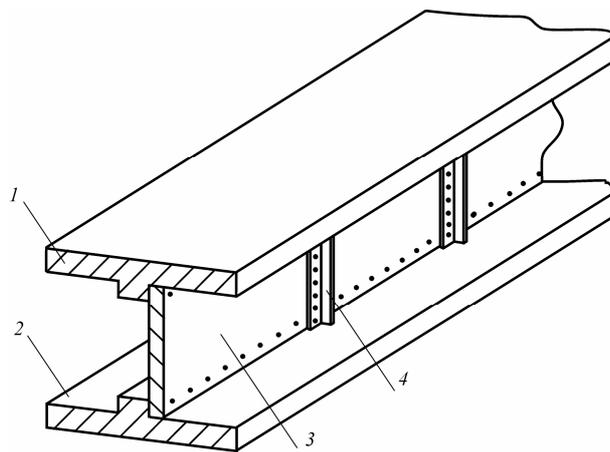


Рис.4.11.

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. 4.9, 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. 4.8, 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.

## 4.4 Основные части планера самолета

### 4.4.1 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:

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

$m_{\text{кр}}$  – масса крыла,

$m_0$  – взлетная масса ЛА,

$m_{\text{кон}}$  – 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.

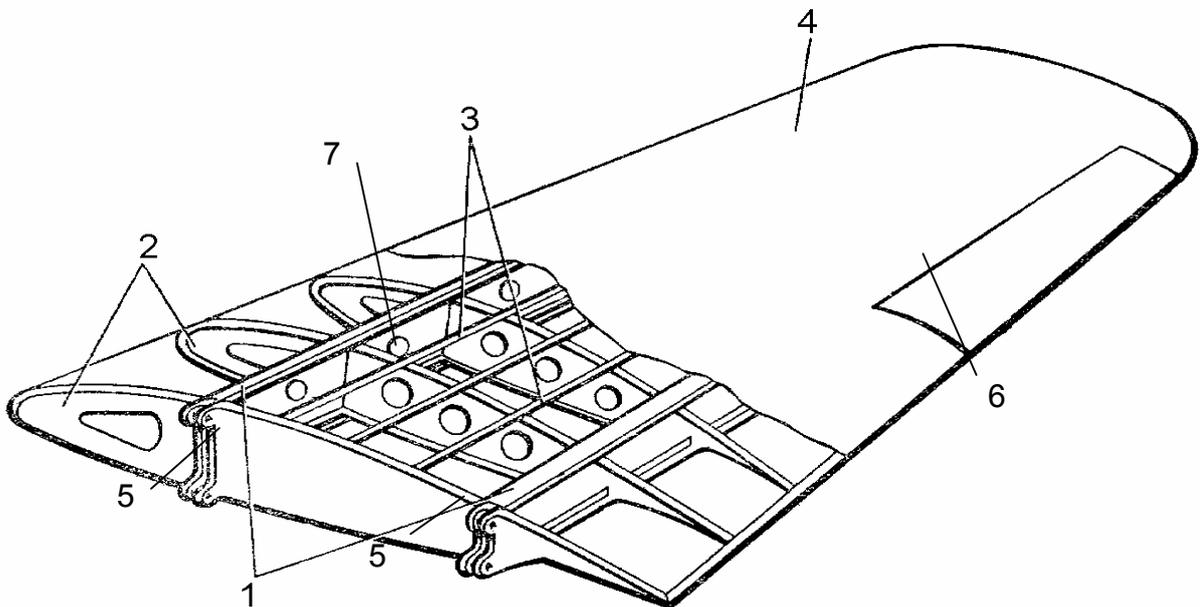


Рис. 4.12.

На рис. 4.12 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 уста-

новлены также в местах навески элерона б. Нормальные нервюры имеют отверстия облегчения 7. Лонжероны  $l$  воспринимают поперечную силу стенкой (рис. 4.11, 3), работающей на сдвиг, и изгибающий момент поясами (рис. 4.11, 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.

#### 4.4.2 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).

#### 4.5 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. 4.13 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.

#### 4.5.1 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.

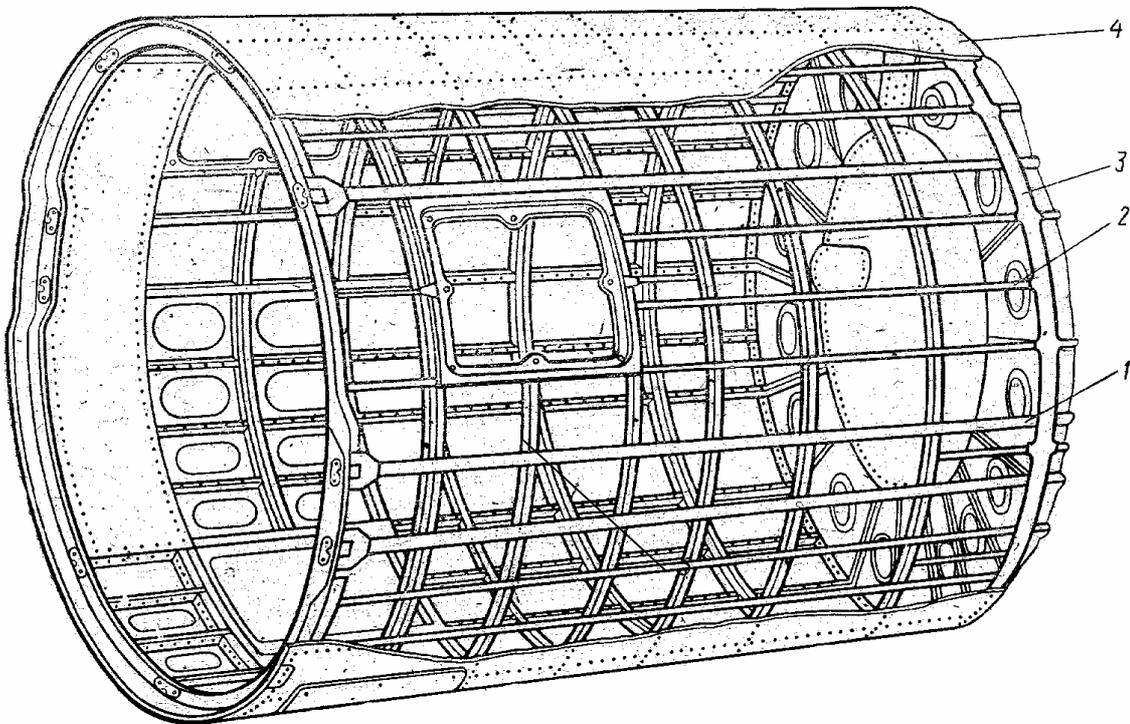


Рис. 4.13.

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.

#### 4.6 Оперение

Оперение – это несущие поверхности, предназначенные для создания устойчивости, управляемости и балансировки самолета. Оперение делится на горизонтальное и вертикальное (рис. 4.14) 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.

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.

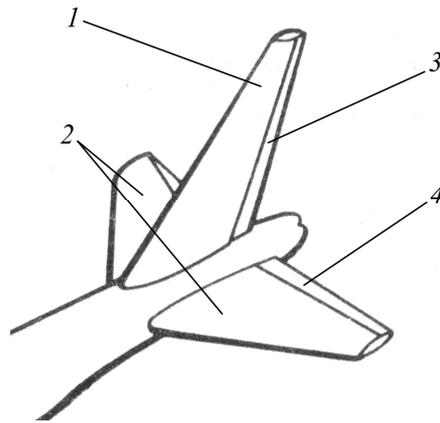


Рис. 4.14.

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.

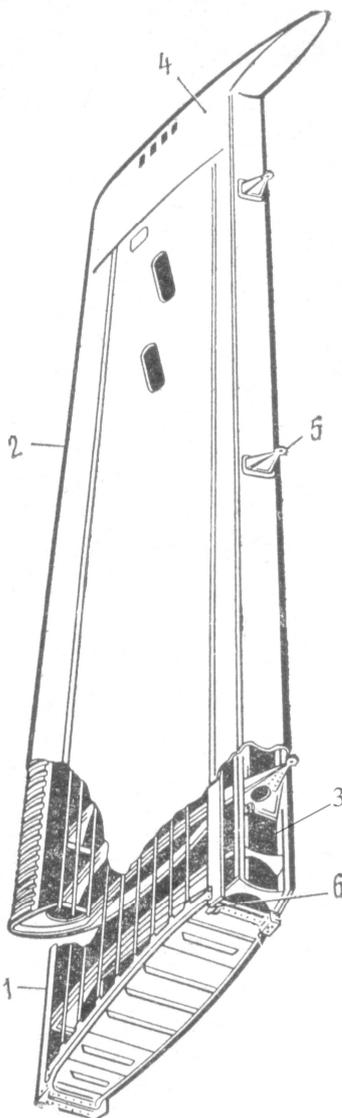


Рис. 4.15

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. 4.15 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».

## 4.7 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.

### 4.7.1 Схемы шасси

В зависимости от расположения опор относительно центра масс ЛА различают следующие основные схемы: трехопорная с хвостовой опорой (рис. 4.16), трехопорная с носовой опорой (рис. 4.17) и велосипедная.

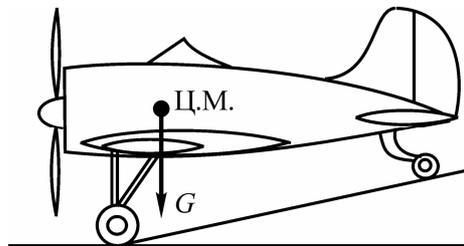


Рис. 4.16.

Шасси с хвостовой опорой (рис. 4.16) 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. 4.17) 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.

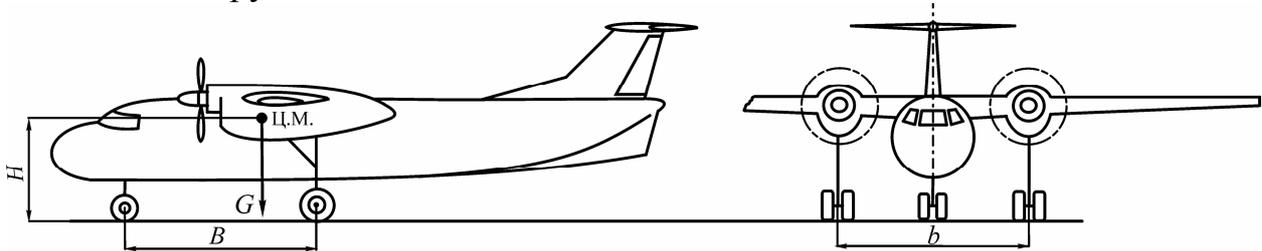


Рис. 4.17

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 предотвращения 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.

#### 4.7.2 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. 4.17).

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.

#### 4.7.3 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, gondолы двигателей или специальные gondолы для уборки основных опор, расположенные на крыле.

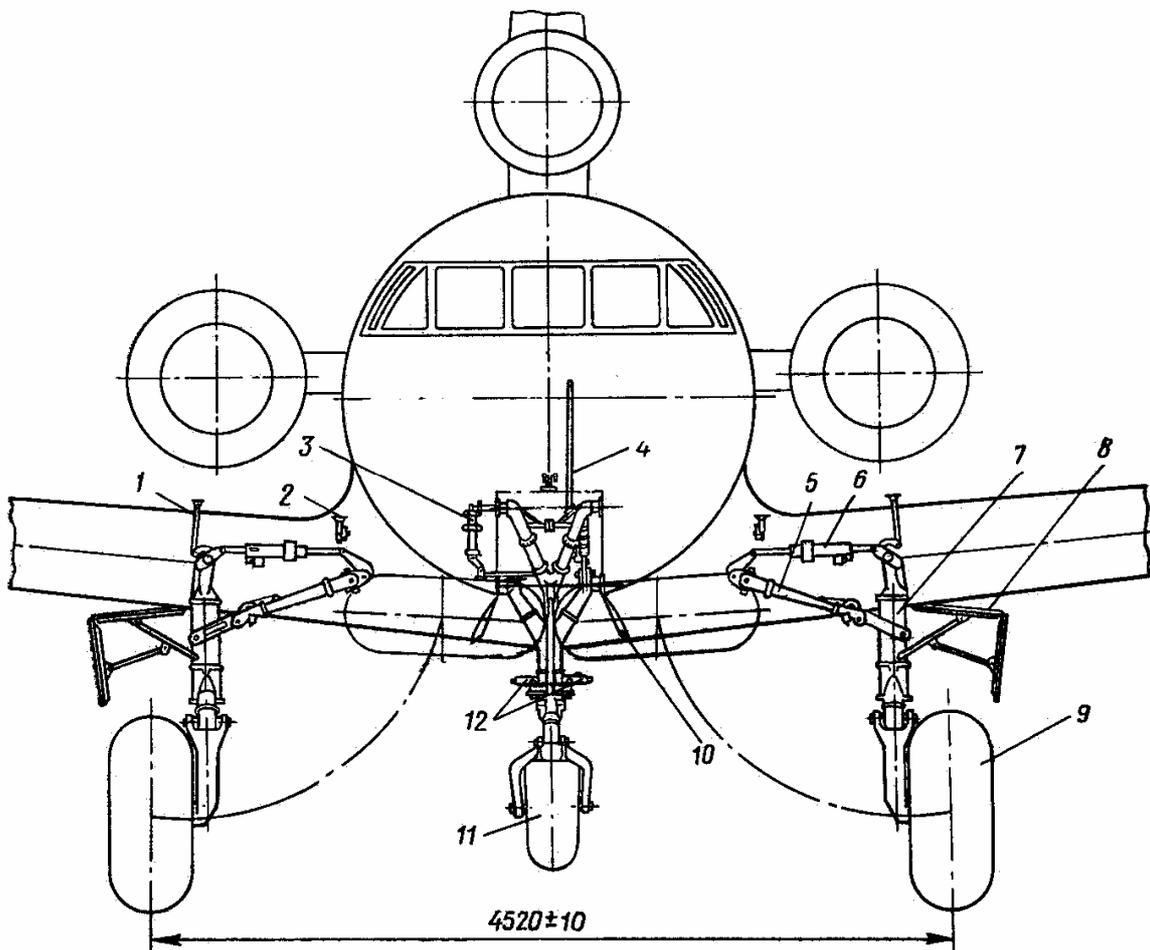


Рис. 4.18

Основными элементами опор убирающегося шасси являются:

- опорные элементы, обеспечивающие соприкосновение самолета с поверхностью базирования – колеса, лыжи, поплавки, лодки, гусеницы, воздушная подушка. На рис. 4.18 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 определения положения стоек (выпущены–убраны) – механические указатели положения главной 1 и передней 4 опор.

#### 4.7.4 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. 4.19.

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. Поэто-

му после восприятия удара необходимо возвращать шток в исходное положение. Для этого существуют различные способы, например, использование упругого элемента.

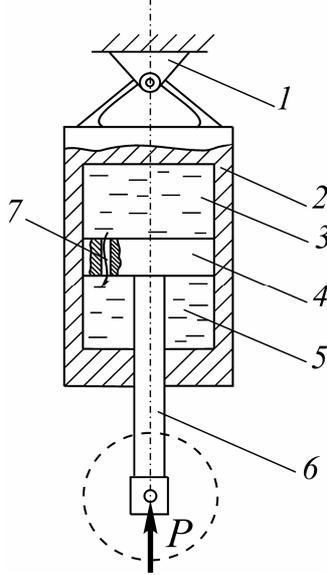


Рис. 4.19.

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.

#### 4.8 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. 4.20), 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 оп-

ределенном 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. 4.20.

На рис. 4.21 показана принципиальная схема системы прямого управления рулем высоты при помощи жесткой проводки управления. Летчик рукой отклоняет рукоятку управления на требуемый угол  $\Delta\theta$  и через систему жестких тяг 1-2, 3-4, 5-6 поворачивает руль высоты на требуемый угол  $\Delta\delta_p$ . 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. 4.21 называется системой прямого управления и применяется на легких дозвуковых самолетах.

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. 4.22).

Триммер – это часть поверхности руля у его задней кромки (заштрихованная область на рис. 4.22), которая отклоняется летчиком в сторону, противоположную отклонению основного руля.

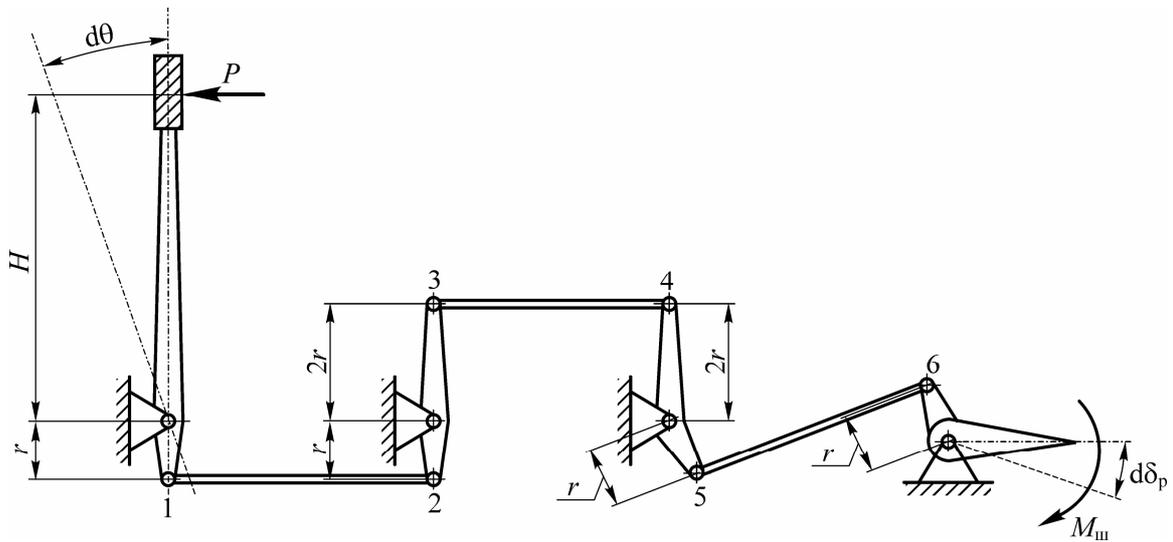


Рис. 4.21. Система прямого управления

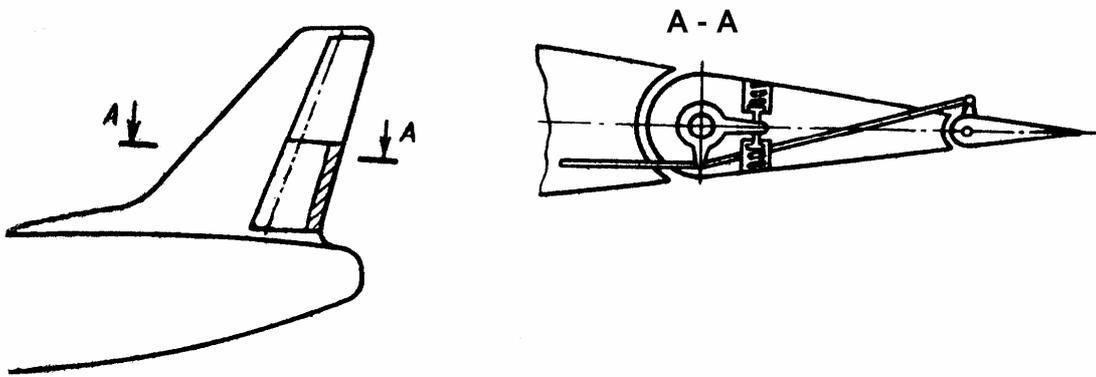


Рис. 4.22. Средства аэродинамической компенсации

Сервокомпенсатор отличается от триммера тем, что отклоняется не летчиком, а автоматически. При отклонении этих поверхностей создается противомoment, 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 непрямым управлением.

На рис. 4.23 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.

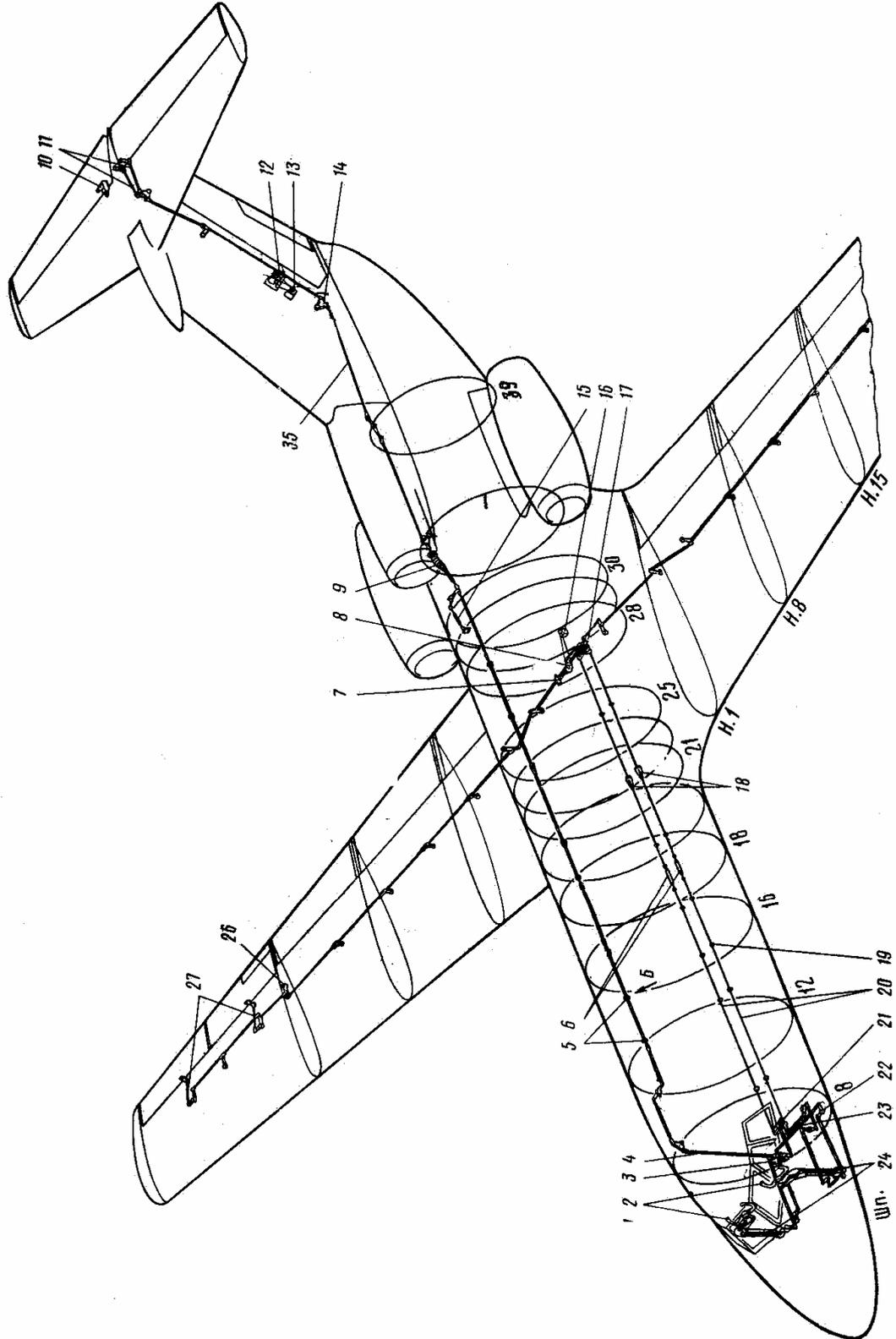


Рис. 4.23

## 5. 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.

### 5.1 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.

### 5.1.1 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  $-60^{\circ}\text{C}$  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.

### 5.1.2 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. 5.1 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.

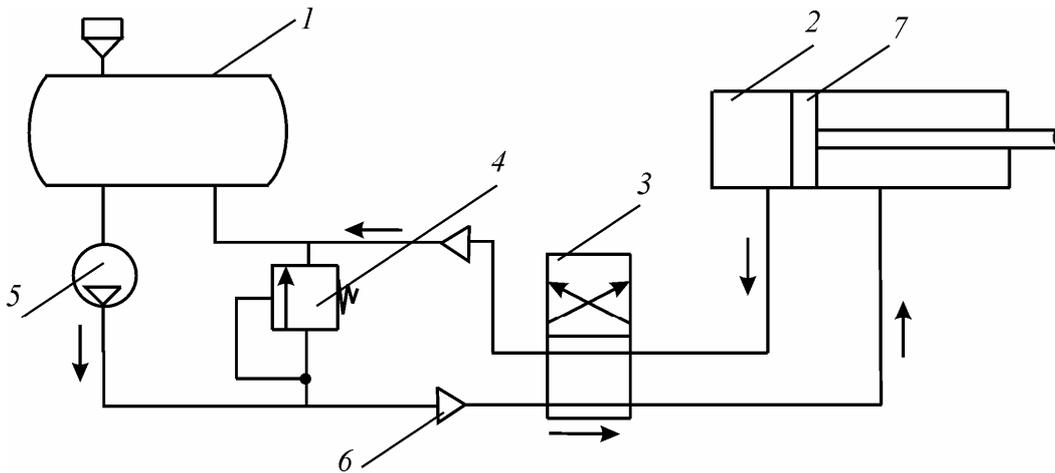


Рис. 5.1

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.

## 5.2 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).

### 5.2.1 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.

### 5.2.2 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. 5.2.

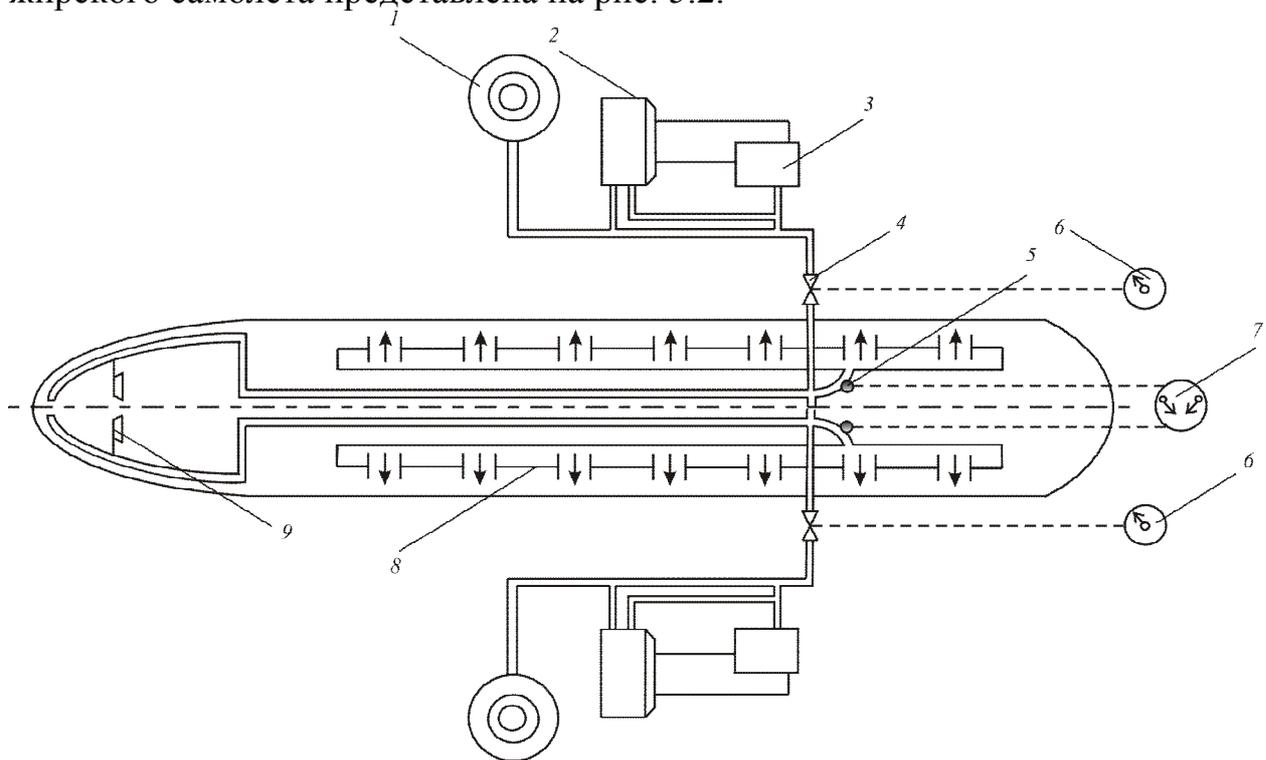


Рис. 5.2.

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 распределит-

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.

### 5.2.3 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.

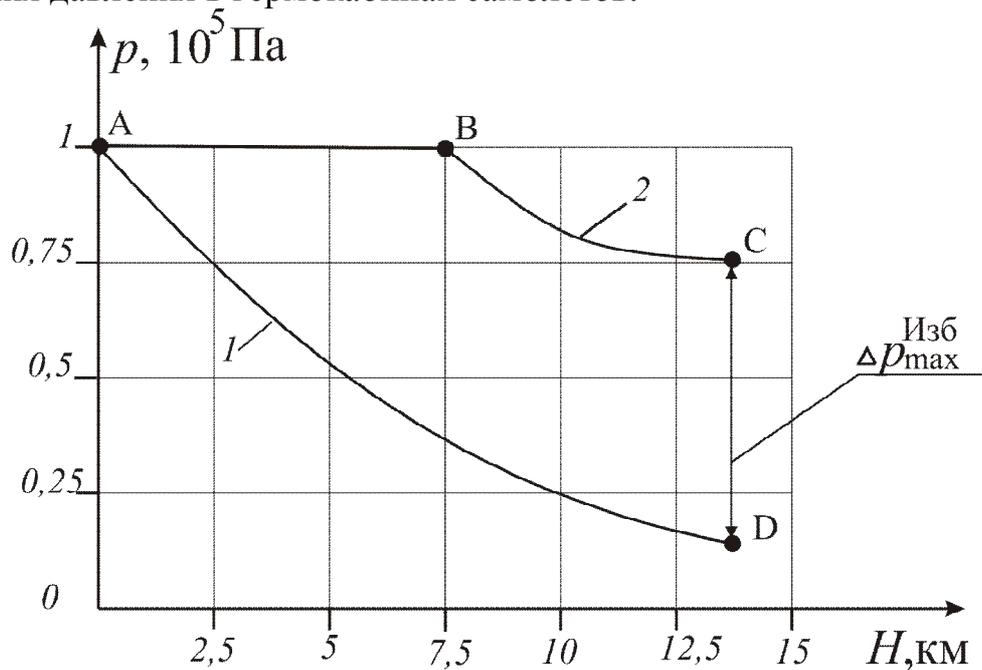


Рис. 5.3

На рис. 5.3 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 АВ), а затем плавно уменьшается (участок ВС). 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).

### 5.3 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.

#### 5.3.1 Виды обледенения

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

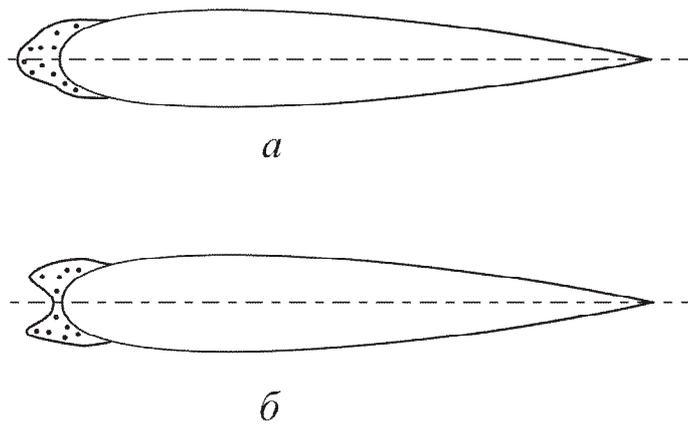


Рис. 5.4

Клинообразный нарост (рис. 5.4, *a*) образуется при температуре наружного воздуха  $-10...-15^{\circ}\text{C}$  и ниже. В этом случае капли воды, попадающие на поверхность ЛА замерзают практически мгновенно, не успевая растечься по поверхности. Желобообразный нарост (рис. 4.27, *б*) образуется при температуре воздуха от  $0$  до  $-7^{\circ}\text{C}$ . 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.

### 5.3.2 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  $6^0 \dots 8^0$ ). 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.

### 5.3.3 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.

### 5.3.4 Системы защиты ЛА от обледенения

#### 5.3.4.1 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. 5.5).

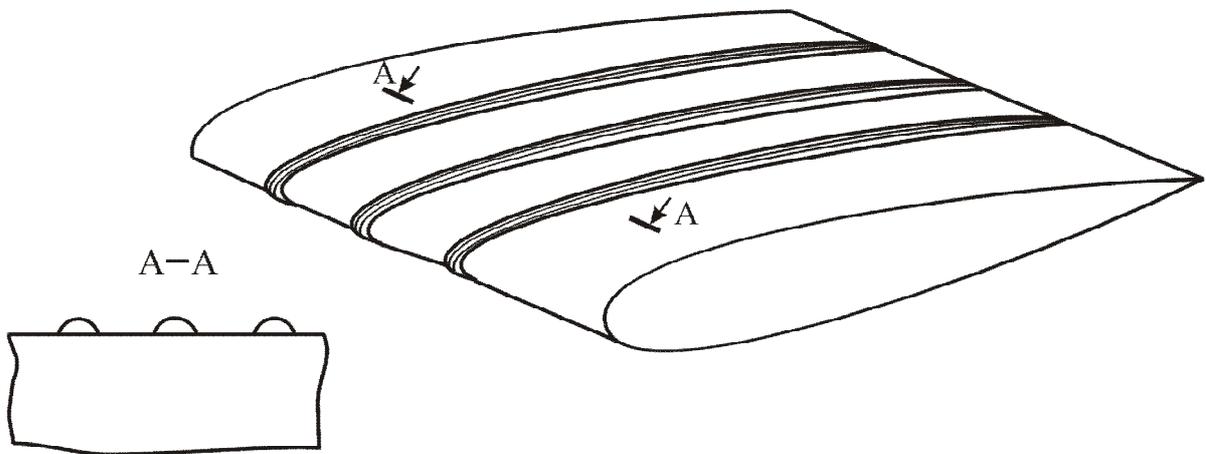


Рис. 5.5.

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. 5.6). 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.

#### 5.3.4.2 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.

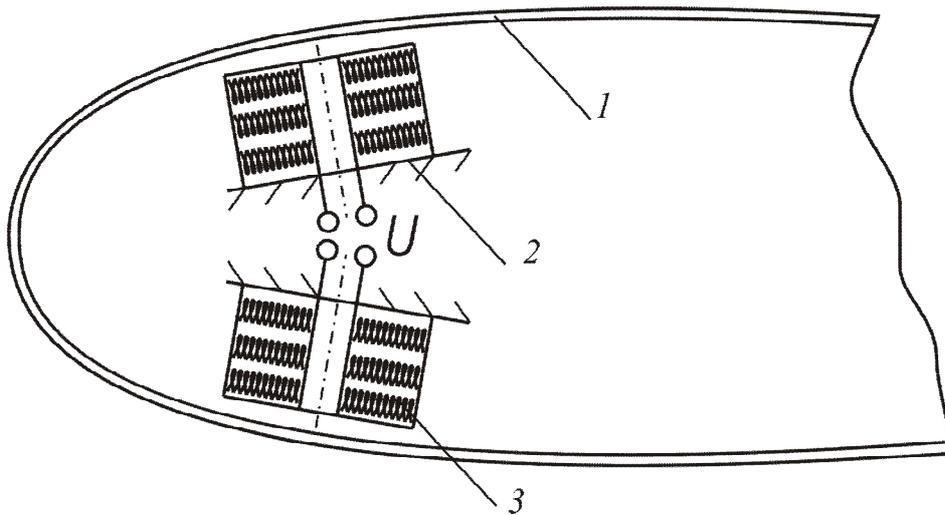


Рис. 5.6

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).

### 5.3.4.3 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. 5.7) 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.

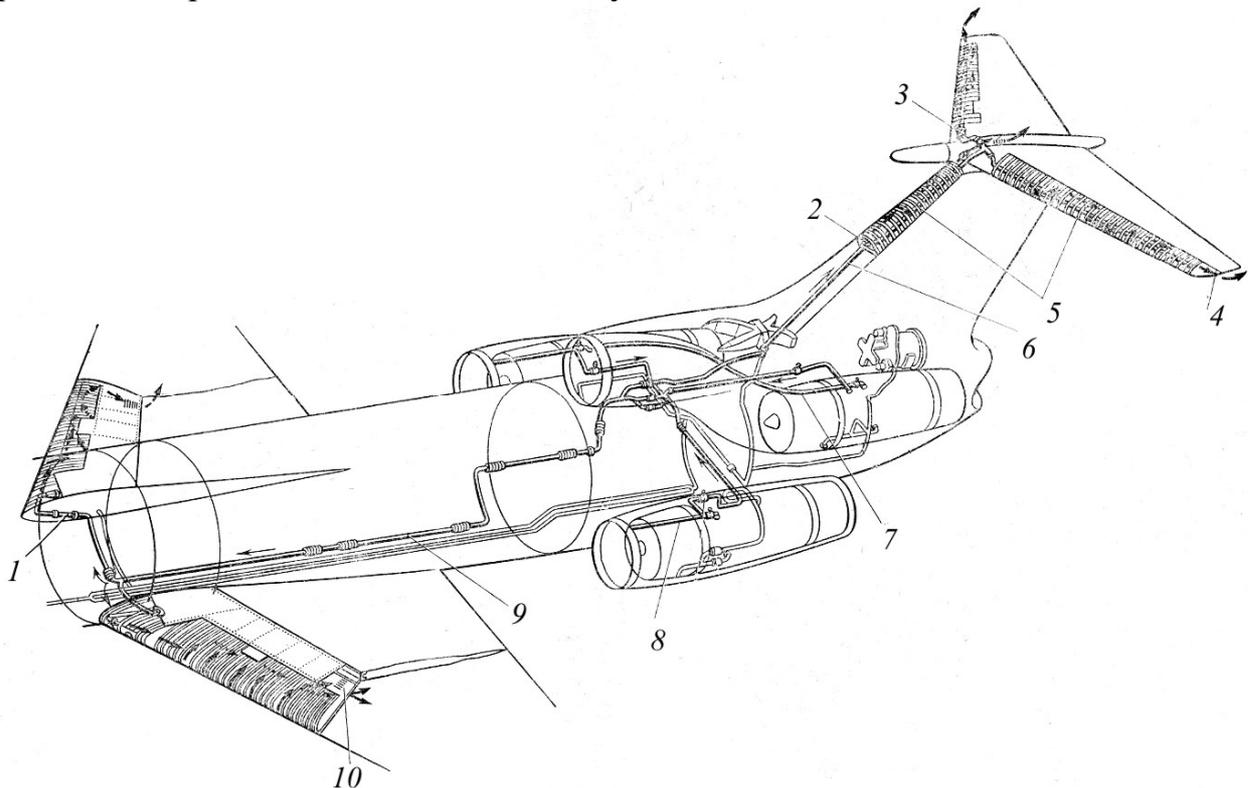


Рис. 5.7.

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.

## **5.4 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...240<sup>0</sup>С, при этом температура их горения достигает 1100<sup>0</sup>С, а температура плавления, например, алюминиевых сплавов – 650<sup>0</sup>С. 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.

### **5.4.1 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.

#### **5.4.2 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.

#### **5.4.3 Система защиты от пожара**

##### **5.4.3.1 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.

### 5.4.3.2 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. 5.8. 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.

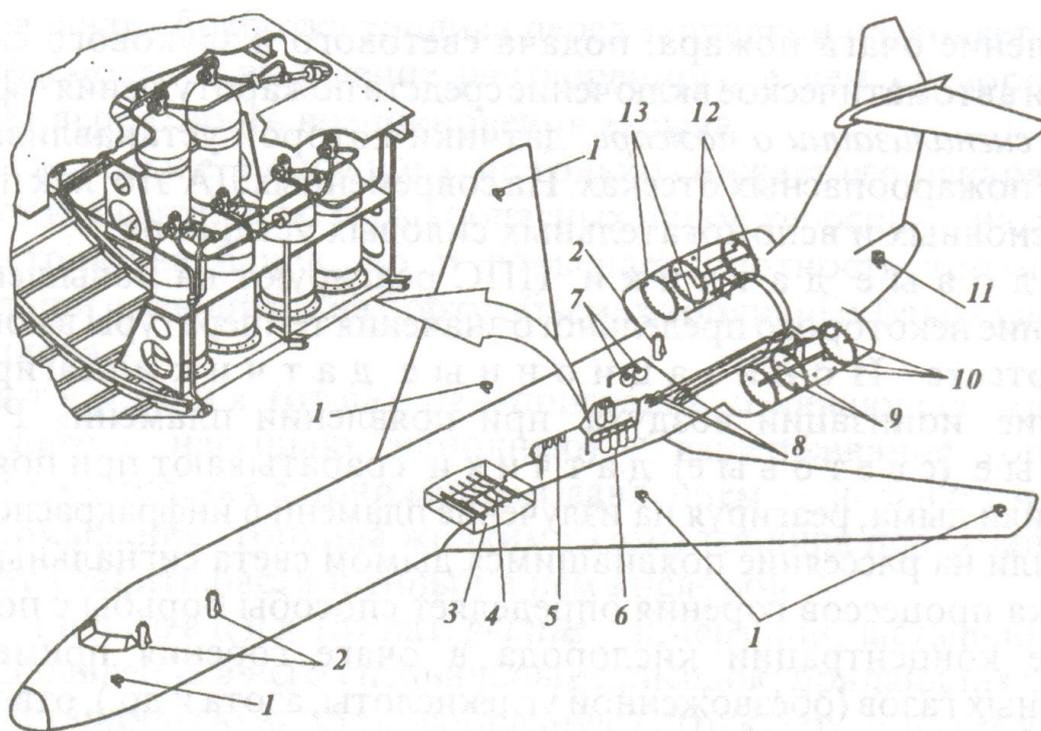


Рис. 5.8.

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.

## 6. 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.

### **6.1 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 единой транспортной системы страны (см. главу 1 настоящего пособия).

### **6.2 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, лётно-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 потребности свойства ЛА. ЭТТ разрабатываются заказчиком и содержат в себе следующие группы требований:

- к лётно-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.

### **6.3 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, продувки 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.

### 6.3.1 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:

$$\bar{m}_{\text{ком}} = \frac{m_{\text{ком}}}{m_0}, \quad (69)$$

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.

### 6.3.2 Уравнение существования ЛА

Полную взлетную массу самолета можно представить в виде схемы на рис. 6.1 или уравнением

$$m_0 = m_{\text{ком}} + m_{\text{сн}} + m_{\text{об}} + m_{\text{дв}} + m_{\text{т}} + m_{\text{кон}}, \quad \text{где} \quad (70)$$

$m_{\text{п.н.}}$  - 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);

$m_T$  - масса топлива на борту;

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

Каждая из составляющих полной взлетной массы, представленная в уравнении (70), 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:

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

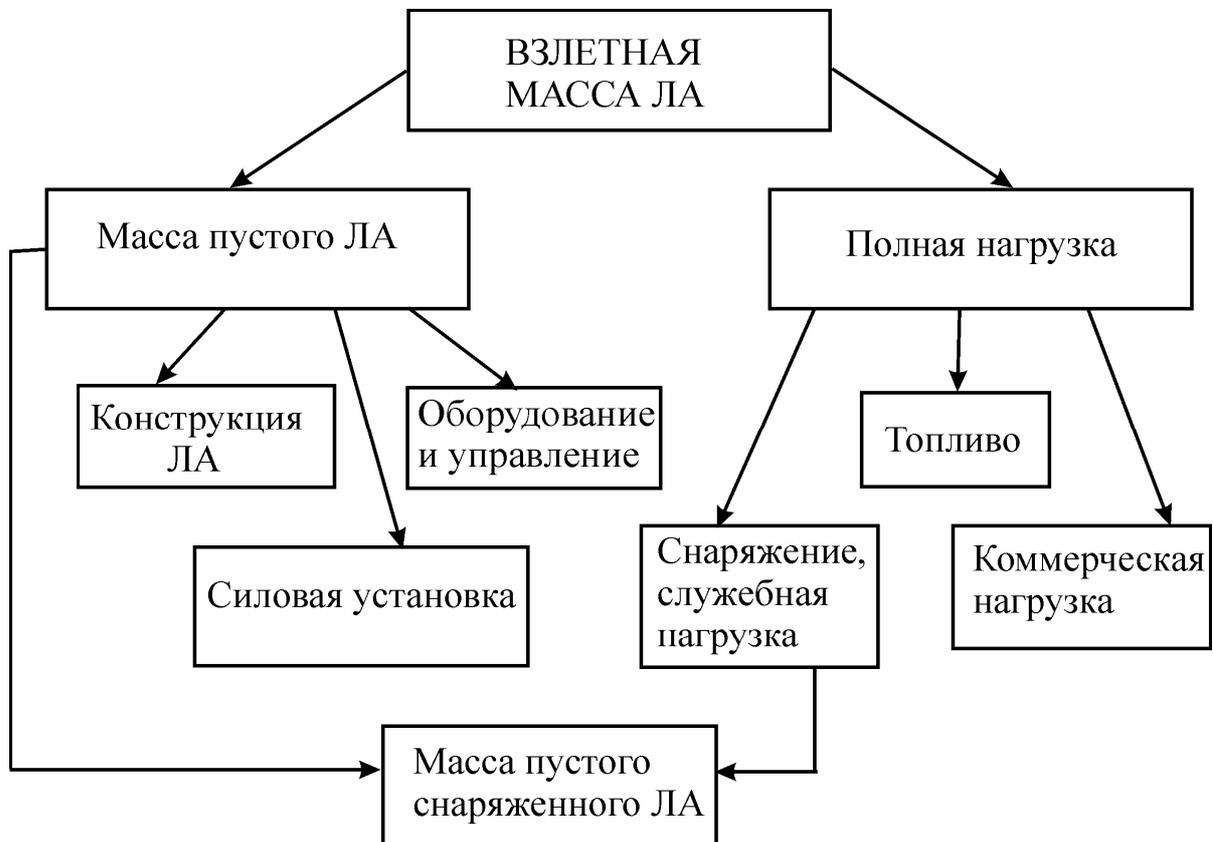


Рис. 6.1.

В этом случае уравнение существования запишется в виде

$$1 = \bar{m}_{\text{ком}} + \bar{m}_{\text{сн}} + \bar{m}_{\text{об}} + \bar{m}_{\text{дв}} + \bar{m}_T + \bar{m}_{\text{кон}}. \quad (71)$$

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

$$m_0 = \frac{m_{\text{КОМ}} + m_{\text{СН}}}{1 - (\overline{m}_{\text{ДВ}} + \overline{m}_{\text{Т}} + \overline{m}_{\text{КОН}} + \overline{m}_{\text{ОБ}})}, \quad (72)$$

где относительные массы, стоящие в знаменателе, известные из статистики для данного типа ЛА величины. Для магистральных пассажирских самолетов  $\overline{m}_{\text{ДВ}} = 0,08 \dots 0,10$ ,  $\overline{m}_{\text{Т}} = 0,35 \dots 0,45$ ,  $\overline{m}_{\text{КОН}} = 0,23 \dots 0,28$ . 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.

#### **6.4 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.

##### **6.4.1 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 из 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.

#### **6.4.2 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.

#### **6.4.3 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.

### **Список литературы**

1. Под ред. Галабурды В.Г.. Единая транспортная система. – М.: Транспорт. 1996. 295с.
2. Никитин Г.А., Баканов Е.А. Основы авиации. – М.: Транспорт. 1984.. 310с.
3. Егер С.М., Матвеевко А.М., Шаталов И.А.. Основы авиационной техники. – М.: Машиностроение. 2003. 720с.