

**МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

Ефимов В.В., Чернигин К.О.

**КОНСТРУКЦИЯ И ПРОЧНОСТЬ
САМОЛЕТА**

*для студентов IV курса направления и 25.03.01
всех форм обучения*

Москва – 2016

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА

**ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ»**

**Кафедра аэродинамики, конструкции и прочности
летательных аппаратов
Ефимов В.В., Чернигин К.О.**

КОНСТРУКЦИЯ И ПРОЧНОСТЬ САМОЛЕТА

*для студентов IV курса направления и 25.03.01
всех форм обучения*

Москва – 2016

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

Ефимов В.В., Чернигин К.О.

Конструкция и прочность самолета: учебное пособие. Часть I. – М.: МГТУ ГА, 2016. – 56 с.

Данное пособие издается в соответствии с учебным планом для студентов IV курса направления 25.03.01 всех форм обучения.

Рассмотрено и одобрено на заседаниях кафедры 19.04.2016 и методического совета по направлению 26.04.2016.

Содержание

Введение.....	4
1. Общие сведения о летательных аппаратах гражданской авиации и оценка их эффективности.....	5
1.1. Летательные аппараты гражданской авиации и их классификация.....	5
1.1.1. Летательные аппараты и принципы их полета.....	5
1.1.2. Гражданская авиация и ее задачи.....	6
1.1.3. Классификация самолетов гражданской авиации.....	7
1.2. Комплекс требований, предъявляемых к ЛА ГА.....	10
1.2.1. Общие технические требования.....	10
1.2.2. Эксплуатационно-технические требования.....	11
1.3. Характерные массы летательного аппарата.....	13
1.4. Уравнение существования летательного аппарата.....	15
1.5. Оценка эффективности и технического уровня летательных аппаратов гражданской авиации.....	19
1.5.1. Общие принципы построения показателей и критериев качества.....	19
1.5.2. Эффективность летательных аппаратов гражданской авиации.....	23
1.5.3. Технический уровень летательных аппаратов гражданской авиации.....	25
Вопросы для самопроверки по разделу 1.....	27
2. Нагрузки, действующие на самолет. Нормы прочности.....	28
2.1. Виды нагрузок и их классификация.....	28
2.2. Перегрузки.....	30
2.2.1. Перегрузки в центре масс самолета.....	30
2.2.2. Перегрузки вне центра масс самолета.....	32
2.2.3. Маневренные перегрузки при различных режимах полета.....	32
2.2.4. Перегрузки при полете в беспокойном воздухе.....	35
2.2.5. Перегрузки при движении по земле.....	42
2.2.6. Измерение и регистрация перегрузок.....	47
2.3. Условие прочности конструкции. Коэффициент безопасности.....	47
2.4. Нормы прочности самолетов.....	49
Вопросы для самопроверки по разделу 2.....	55
Литература.....	56

Введение

Для грамотной эксплуатации современной авиационной техники (АТ) важно хорошо знать объект эксплуатации – летательный аппарат (ЛА), его назначение, технические требования к нему, основные параметры и их влияние на эффективность эксплуатации, а также конструктивно-силовые схемы, принципы функционирования и виды конструктивного исполнения элементов конструкции, виды действующих нагрузок и работу элементов конструкции под нагрузкой, причины изменения прочности ЛА в эксплуатации. Кроме того, авиационный специалист должен уметь оценивать конструктивные параметры, функциональные и эксплуатационно-технические свойства самолетов и их соответствие требованиям Авиационных правил (Норм летной годности) и другой нормативно-технической документации, разрабатывать и предъявлять эксплуатационно-технические требования к новым образцам АТ, оценивать эффективность и технический уровень существующих и перспективных ЛА, оценивать прочность, жесткость, долговечность и живучесть элементов конструкции ЛА, анализировать нарушения работоспособности конструкции, разрабатывать меры по их предупреждению. Для этого авиационный специалист должен владеть методами оценки эффективности ЛА, расчета нагрузок, действующих на ЛА, расчета на прочность и жесткость элементов их конструкции, оценки ресурса конструкции ЛА.

В связи с этим в учебный план подготовки бакалавров по направлению 25.03.01 – «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей» включена дисциплина «Конструкция и прочность самолета», которая посвящена изучению общих принципов создания и функционирования конструкций ЛА применительно к самолетам гражданской авиации.

В данной части учебного пособия излагаются общие сведения о самолетах гражданской авиации, а также вопросы, связанные с оценкой их эффективности, определением действующих на самолет нагрузок в соответствии с Нормами прочности.

1. Общие сведения о летательных аппаратах гражданской авиации и оценка их эффективности

1.1. Летательные аппараты гражданской авиации и их классификация

1.1.1. Летательные аппараты и принципы их полета

Летательный аппарат – это устройство, предназначенное для совершения полетов в атмосфере Земли или в космическом пространстве.

В авиации также используется более узкое понятие воздушного судна (ВС) – летательного аппарата, поддерживаемого в атмосфере за счет взаимодействия с воздухом, отличного от взаимодействия с воздухом, отраженным от поверхности земли или воды. Такое определение ВС дано в Воздушном кодексе Российской Федерации – документе, устанавливающем правовые основы использования воздушного пространства России и деятельности в области авиации.

Вообще, деятельность человека с использованием ЛА делится на три вида: воздухоплавание, авиацию и космонавтику. При этом в основе любого полета лежит преодоление силы тяжести. Это осуществляется за счет создания подъемной силы, которая может создаваться различными способами. В зависимости от способа создания подъемной силы различают следующие принципы полета [8]:

- аэростатический – подъемная сила определяется архимедовой силой, равной силе тяжести воздуха, вытесненного корпусом ЛА;

- аэродинамический – подъемная сила определяется воздействием на ЛА набегающего потока воздуха, обтекающего ЛА при его движении;

- ракетодинамический (реактивный) – подъемная сила определяется реактивной силой, возникающей в результате отбрасывания части массы ЛА;

- баллистический – подъемная сила определяется центробежной силой инерции ЛА, летящего по криволинейной траектории в поле сил тяготения за счет начального запаса скорости и/или высоты.

В соответствии с этим можно дать следующие определения видам деятельности человека с использованием ЛА:

- воздухоплавание – это выполнение полетов с помощью ЛА, использующих аэростатический принцип полета (ЛА легче воздуха);

- авиация – это выполнение полетов с помощью ЛА, использующих аэродинамический принцип полета (ЛА тяжелее воздуха);

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

Существует соответствующая классификация ЛА, т.е. классификация по принципу полета:

– аэростатические ЛА: аэростаты (свободные и привязные), дирижабли;

– аэродинамические ЛА: самолеты, планеры, вертолеты, автожиры, махолеты (орнитоптеры);

– ракетодинамические (реактивные) ЛА: ракеты-носители, ракеты авиационные, геофизические и метеорологические ракеты и др.;

– баллистические ЛА: искусственные спутники Земли, космические корабли, орбитальные станции, головные части боевых ракет и др.

Отметим, что существуют ЛА, которые на разных этапах своего полета используют разные 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. Их, в принципе, можно считать перспективными ЛА для гражданской авиации.

Стоит также упомянуть о проектах гибридных ЛА, которые для создания подъемной силы используют одновременно несколько принципов полета. Обычно используется сочетание аэродинамического и аэростатического 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 силу тяжести конструкции ЛА, а аэродинамическая сила – силу тяжести коммерческой нагрузки. Кроме того, аэродинамическая подъемная сила используется для управления полетом ЛА в вертикальной плоскости. Известно большое число проектов гибридных летательных аппаратов – вертостатов, которые являются гибридом вертолета и дирижабля. Такие ЛА обладают повышенной грузоподъемностью по сравнению с вертолетами и улучшенной управляемостью по сравнению с дирижаблями. Однако до настоящего времени такие ЛА по разным причинам серийно не строились.

1.1.2. Гражданская авиация и ее задачи

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

Государственная авиация – это авиация, используемая в целях осуществления функций государства. Она в свою очередь подразделяется на военную государственную авиацию и государственную авиацию специального назначения (например, авиацию Министерства по чрезвычайным ситуациям).

Экспериментальная авиация – это авиация, используемая для проведения опытно-конструкторских, экспериментальных, научно-исследовательских работ, а также испытаний авиационной и другой техники.

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

Коммерческая гражданская авиация – это ГА, используемая для предоставления услуг (по осуществлению воздушных перевозок пассажиров, багажа, грузов, почты) и (или) выполнения авиационных работ. Воздушные перевозки заключаются в выполнении транспортной операции по перемещению коммерческой нагрузки (пассажиров, багажа, грузов, почты) из пункта отправления в пункт назначения. Авиационные работы – это работы, выполняемые с использованием полетов гражданских ВС в сельском хозяйстве, строительстве, для охраны и защиты окружающей природной среды, оказания медицинской помощи и других целей, перечень которых устанавливается уполномоченным органом в области ГА.

Авиация общего назначения – это ГА, не используемая для осуществления коммерческих воздушных перевозок и выполнения авиационных работ. Следует отметить, что несмотря на то, что определение АОН в Воздушном кодексе РФ аналогично таковому в основополагающих документах Международной организации гражданской авиации ИКАО (International Civil Aviation Organization, ICAO), в некоторых странах (США, некоторые страны Европы) под понятие АОН подпадают некоторые виды авиационных работ, рейсы самолетов бизнес-авиации, аэротакси и пр. Также следует понимать, что разделение на коммерческую ГА и АОН происходит именно исходя из цели полета (вида использования ВС) и не связано с типом ВС.

1.1.3. Классификация самолетов гражданской авиации

Поскольку настоящее учебное пособие ориентировано на изучение конструкции самолетов, дадим вначале определение этому типу ЛА. 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 [1]. Основными частями самолета являются: планер (фюзеляж, крыло и оперение), шасси, силовая установка, система управления и комплекс бортового оборудования (рис. 1.1).

Многообразие типов самолетов определяет необходимость их классификации. Любой исследователь может предложить свою классификацию. Однако существуют виды классификации, общепринятые в авиационном сообществе и даже закрепленные в нормативной документации. Рассмотрим некоторые виды классификации самолетов.

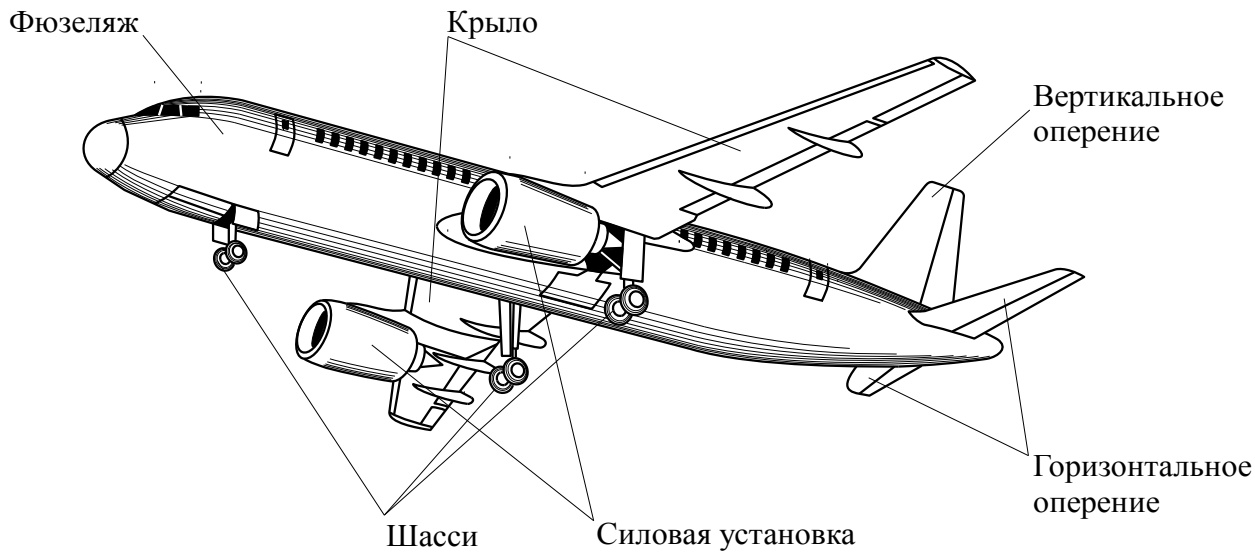


Рис. 1.1. Самолет и его основные части

На рис. 1.2 представлена классификация самолетов ГА по назначению и дальности полета L .

Все самолеты ГА по назначению можно разделить на транспортные, предназначенные для воздушных перевозок, и специального назначения.

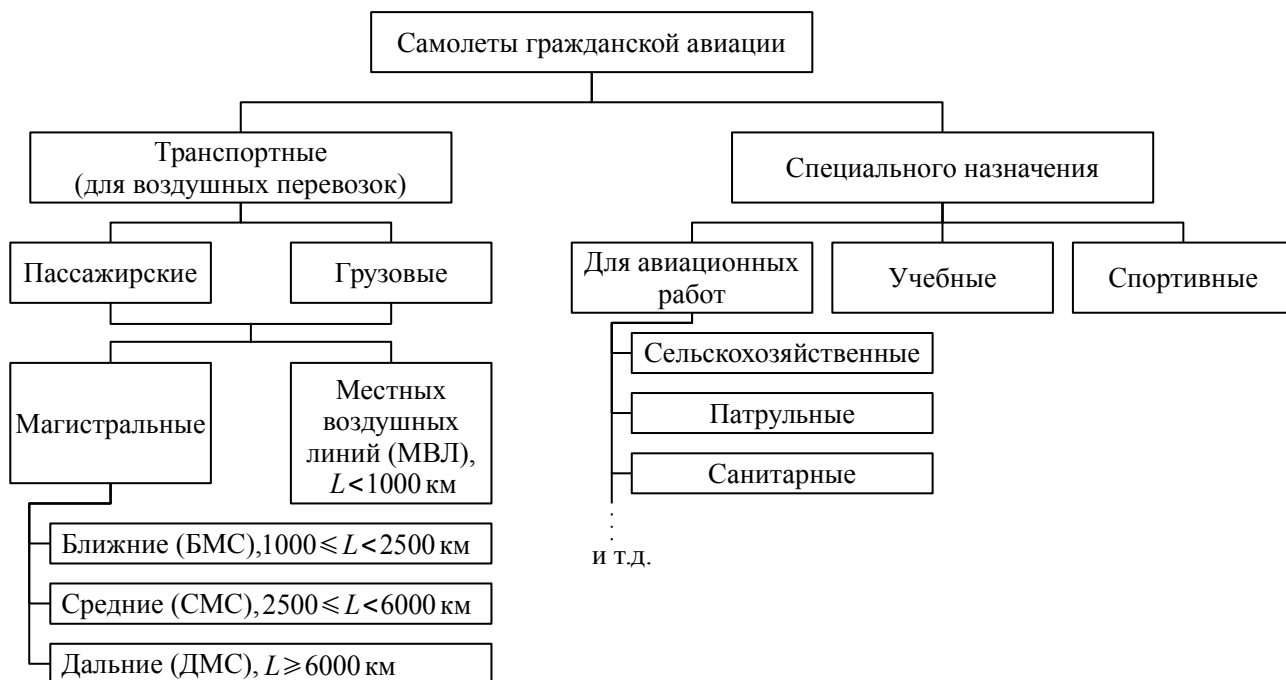


Рис. 1.2. Классификация гражданских самолетов по назначению и дальности полета

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 различаются составом бортового оборудования, компоновкой и конструкцией фюзеляжа.

Самолеты специального назначения предназначены для выполнения различных авиационных работ, обучения пилотированию, занятий авиационным спортом.

Классификация самолетов по дальности полета, представленная на рис. 1.2, соответствует принятой в Наставлении по производству полетов в ГА СССР (НПП ГА–85), которое было введено в действие в 1985 г. В настоящее время этот документ считается утратившим силу в связи с введением в действие Федеральных авиационных правил (ФАП) «Подготовка и выполнение полетов в ГА РФ», однако там отсутствует такого рода классификация. Тем не менее, приведенная в НПП ГА–85 классификация самолетов по дальности и по сей день широко распространена в авиационном сообществе. Необходимо обратить внимание, что здесь под дальностью полета L понимается дальность с максимальной коммерческой нагрузкой. Как видно из рис. 1.2, по дальности самолеты делятся на самолеты местных воздушных линий (МВЛ) и магистральные самолеты, которые в свою очередь подразделяются на ближние (БМС), средние (СМС) и дальние (ДМС).

Для целей допуска определенного типа воздушного судна к эксплуатации на конкретном аэродроме используется классификация самолетов по категориям ИКАО, представленная в табл. 1.1. Она основана на скорости, в 1,3 раза превышающей скорость сваливания при максимально сертифицированной посадочной массе.

Таблица 1.1

Классификация самолетов по категориям ИКАО

Категория	Диапазон классификации скоростей, км/ч
A	< 169
B	169...223
C	224...260
D	261...306
E	307...390

Основываясь на действующих в настоящее время в России Авиационных правилах (АП-23 и АП-25), можно классифицировать самолеты по максимальной взлетной массе и количеству посадочных мест, исключая места пилотов. Данная классификация представлена в табл. 1.2. В соответствии с данной классификацией в зависимости от категории к самолету предъявляются различные требования к летной годности.

Классификация самолетов в соответствии с Авиационными правилами

Категория	Максимальная взлетная масса, кг	Количество посадочных мест, исключая места пилотов
легкий самолет	$\leq 5700^*$	$\leq 9^*$
переходная категория	$\leq 8600^{**}$	$\leq 19^{**}$
транспортный самолет	$> 8600^{***}$	$> 19^{***}$

* – условия должны выполняться одновременно;

** – условия должны выполняться одновременно;

*** – должно выполняться хотя бы одно условие.

Существуют и другие виды классификации самолетов, например, по компоновочным и конструктивным признакам: по количеству и расположению крыльев; по форме и расположению оперения; по типу, количеству и расположению двигателей; по расположению и конструкции шасси и др. Но эти виды классификации мы будем рассматривать в дальнейшем при необходимости по мере изложения материала.

1.2. Комплекс требований, предъявляемых к ЛА ГА

Комплекс требований, предъявляемых к проектируемому ЛА, можно разделить на общие технические требования (ОТТ) и эксплуатационно-технические требования (ЭТТ).

1.2.1. Общие технические требования

ОТТ содержат минимальный набор требований, направленных на обеспечение безопасности полетов. Они вырабатываются на основе глубоких и обширных теоретических и экспериментальных исследований, а также с учетом практики проектирования и опыта эксплуатации ЛА. Каждый ЛА при поступлении в эксплуатацию должен соответствовать этим требованиям, т.е. должна быть обеспечена его летная годность.

Летная годность – это комплексная характеристика ЛА, определяемая реализованными в его конструкции принципами и решениями, позволяющая совершать безопасные полеты в ожидаемых условиях и при установленных методах эксплуатации [15].

Деятельность по подтверждению соответствия ЛА установленным требованиям называется с е р т и ф и к а ц и е й . Сертификация АТ является частью

системы обеспечения безопасности полетов в ГА и направлена на обеспечение допуска в эксплуатацию гражданской АТ, соответствующей государственным требованиям к летной годности и охране окружающей среды. Соответствие объекта сертификации установленным требованиям удостоверяется документом, выдаваемым специально уполномоченным органом, на который возложены организация и проведение обязательной сертификации АТ гражданского назначения.

Требования к ЛА и процедуры проведения сертификации содержатся в Авиационных правилах (АП). А в и а ц и о н н ы е п р а в и л а – это свод требований, процедур и норм, выполнение которых является обязательным условием обеспечения безопасности полетов и охраны окружающей среды.

К настоящему времени сформирована отечественная система АП, максимально гармонизированная с соответствующими АП США и объединенной Европы. В нее входят:

- процедуры сертификации АТ и ее производства;
- нормы летной годности АТ – воздушных судов, маршевых двигателей, вспомогательных двигателей и воздушных винтов;
- нормы эмиссии (выбросов в атмосферу) вредных веществ для авиационных двигателей; стандарты по шуму воздушных судов на местности;
- другие авиационные правила, обеспечивающие проведение сертификации АТ и поддержание ее летной годности.

В настоящем учебном пособии особое внимание уделяется Н о р м а м л е т н о й г о д н о с т и (НЛГ) самолетов:

- АП-23. Авиационные правила, часть 23. Нормы летной годности гражданских легких самолетов;
- АП-25. Авиационные правила, часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории.

В них содержатся требования к конструкции, параметрам, характеристикам и летным качествам самолетов, направленные на обеспечение безопасности полетов.

1.2.2. Эксплуатационно-технические требования

Любой ЛА характеризуется набором свойств и параметров, среди которых можно выделить функциональные свойства, эксплуатационные свойства, комфортабельность, производственную технологичность, конструктивные и экономические параметры.

Ф у н к ц и о н а л ь н ы е с в о й с т в а – это совокупность свойств ЛА, характеризующих его назначение. К этой группе свойств можно отнести: дальность полета, крейсерскую скорость полета, пассажировместимость или массу коммерческой нагрузки, класс аэродрома базирования и др. Это так называемые летно-технические характеристики (ЛТХ).

Эксплуатационные свойства – это совокупность свойств ЛА, которые проявляются в процессе эксплуатации. К ним относятся: надежность, живучесть, безопасность и эксплуатационная технологичность. Количественные показатели этих свойств образуют комплекс эксплуатационно-технических характеристик (ЭТХ).

Комфортабельность – это свойство ЛА, характеризующее степень его соответствия требованиям комфорта, т.е. удобства пользования им. Параметрами комфорта на борту ЛА могут быть: уровень шума и вибраций, объем пассажирского салона в расчете на одного пассажира, температура и давление воздуха в пассажирской кабине.

Производственная технологичность – свойство ЛА, характеризующее его приспособленность к изготовлению с заданным качеством при минимальных затратах труда и времени.

Конструктивные параметры – это параметры, характеризующие строение ЛА и его частей. К этой группе параметров относятся: компоновочная схема самолета, форма крыла в плане, взлетная масса, тяга двигателей, площадь крыла и т.п.

Экономические параметры – это параметры, характеризующие затраты на проектирование, изготовление, испытания и эксплуатацию ЛА.

ЭТТ включают в себя ЛТХ и ЭТХ нового ЛА, экономические и другие параметры и свойства, задаваемые заказчиком.

ЭТТ можно разделить на следующие основные группы:

- требования к ЛТХ, коммерческой нагрузке, оборудованию, составу экипажа;

- требования к комфортабельности, производственной и эксплуатационной технологичности;

- специфические требования к конструкции, компоновке, силовой установке, оборудованию, обусловленные особенностями применения проектируемого ЛА.

Эти группы требований часто противоречат одна другой. Например, требования к ЛТХ противоречат комфортабельности и технологичности.

Кроме того, противоречия возникают между требованиями к отдельным свойствам в каждой группе. Так, существуют противоречия между требованиями обеспечения высокой крейсерской скорости и малой посадочной скорости, между требованиями высокой производственной и высокой эксплуатационной технологичности. Из-за этих противоречий, как правило, ни одно из требований не может быть удовлетворено по максимуму. Поэтому при разработке ЭТТ необходимо оценивать возможность реализации требуемых свойств в одном ЛА. Это можно сделать с помощью так называемого уравнения существования ЛА, которое рассматривается ниже.

ЭТТ содержатся в Техническом задании (ТЗ) на проектирование ЛА.

1.3. Характерные массы летательного аппарата

При проектировании и эксплуатации ЛА, оценке его эффективности и технического уровня используются определенные понятия и термины, касающиеся массы ЛА. Прежде всего, необходимо отметить, что в практике проектирования исторически сложилась терминология, основанная на использовании слова «вес» и прилагательных от этого слова: «весовой расчет», «весовая эффективность», «весовая отдача» и т.п. Разница понятий «вес», «сила тяжести» и «масса» известна из школьного курса физики, их нельзя отождествлять. Однако в некоторых учебных пособиях и даже нормативных документах встречается некорректное использование этих понятий, например, часто вместо понятия «сила тяжести» используется понятие «вес». На это следует обращать внимание. Но в силу традиций, например, фраза «в результате весового расчета определяется масса ЛА» не содержит противоречий. Всем известно также, что массу можно определить путем взвешивания. В связи с этим в настоящем учебном пособии там, где это не вызывает противоречий и согласуется со сложившейся терминологией, используются производные от слова «вес».

Дадим определения некоторым часто используемым характерным массам ЛА [18] и покажем их взаимосвязь (рис. 1.3).

Максимальная взлетная масса – наибольшая масса ЛА на старте, разрешенная в эксплуатации.

Полетная масса – мгновенное значение изменяющейся массы ЛА в полете.

Максимальная посадочная масса – наибольшая масса ЛА, разрешенная в эксплуатации, при которой разрешается производить посадки (кроме вынужденных).

Масса коммерческой нагрузки – масса пассажиров, багажа, почты, грузов.

Потребный запас топлива – потребный на полет запас топлива, состоящий из основного и резервного запасов топлива.

Основной запас топлива – масса топлива, расходуемая при запуске и прогреве двигателя, рулении, взлете, полете по маршруту, заходе на посадку и посадке, определяется при принятых прогнозируемых условиях (температура наружного воздуха и скорость ветра по трассе), а также при выдерживании расчетных режимов и профиля полета.

Резервный запас топлива – запас топлива, состоящий из аэронавигационного и компенсационного запасов топлива.

Аэронавигационный запас топлива – масса топлива, необходимая для ухода на второй круг и выполнения полета на запасной аэродром с расчетной точки полета по маршруту в прогнозируемых метеоусловиях, на рекомендованной РЛЭ высоте со скоростью, соответствующей минимальному ки-

лометровому расходу топлива; выполнения полета на режиме ожидания над запасным аэродромом в течение 30 мин; осуществления захода на посадку до высоты принятия решения.



Рис. 1.3 – Взаимосвязь характерных масс летательного аппарата

Компенсационный запас топлива – масса топлива, необходимая для компенсации погрешностей, связанных с точностью самолетовождения и топливоизмерительных систем, с разбросом индивидуальных характеристик эксплуатируемых самолетов и двигателей, с возможными отклонениями метеорологических условий от прогнозируемых, а также дополнительное количество топлива, необходимое для компенсации методических погрешностей расчета потребного на полет запаса топлива. Масса устанавливаемого компенсационного запаса топлива должна быть не менее 3% от массы основного запаса топлива.

Снаряжение – съемное оборудование, без которого полет ЛА возможен и состав которого может изменяться в зависимости от характера линий и условий эксплуатации. К снаряжению, кроме того, относится экипаж, включая бортпроводников, масло для двигателей, невырабатываемый остаток топлива и запас продуктов в буфете.

Масса пустого – масса ЛА без коммерческой нагрузки, топлива и снаряжения.

Масса снаряженного (масса пустого снаряженного) – сумма массы пустого ЛА и массы снаряжения.

Максимальная масса без топлива – сумма массы пустого ЛА, массы снаряжения и максимальной массы коммерческой нагрузки.

Полезная нагрузка – сумма масс коммерческой нагрузки и топлива.

Полная нагрузка – сумма масс коммерческой нагрузки, топлива и снаряжения (или сумма массы полезной нагрузки и снаряжения).

1.4. Уравнение существования летательного аппарата

Уравнение существования ЛА [2, 9, 13, 18] может использоваться при разработке ЭТТ, а также при оценке технического уровня. Основная идея, заложенная в это уравнение, состоит в том, что для получения какого-либо свойства ЛА необходимо затратить определенное количество материала, обладающего массой. То есть каждое свойство ЛА обязательно связано с массой, определяющей условие существования этого свойства.

Рассмотрим для примера транспортный самолет. Чтобы такой самолет мог перевозить груз заданной массы на заданное расстояние при определенных условиях полета (скорость, высота и др.), т.е. обладал определенными функциональными свойствами, он должен иметь фюзеляж для размещения этого груза, крыло для создания подъемной силы, органы управления, взлетно-посадочные устройства, силовую установку, оборудование и систему управления, запас топлива, служебную нагрузку и снаряжение.

Таким образом, взлетная масса самолета складывается из масс вышеперечисленных составляющих его частей:

$$m_0 = m_k + m_{\text{СУ}} + m_{\text{об. упр}} + m_T + m_{\text{сл}} + m_{\text{ком}}, \quad (1.1)$$

где m_k – масса конструкции;
 $m_{\text{СУ}}$ – масса силовой установки;
 $m_{\text{об. упр}}$ – масса оборудования и системы управления;
 m_T – масса топлива;
 $m_{\text{сл}}$ – масса служебной нагрузки и снаряжения;
 $m_{\text{ком}}$ – масса коммерческой нагрузки.

Это уравнение называется уравнением баланса масс (или уравнением весового баланса) в абсолютных величинах. Каждая составляющая взлетной массы самолета, представленная в правой части этого уравнения, обеспечивает существование какого-либо свойства самолета, либо группы свойств.

Если все члены правой части уравнения (1.1) выразить через соответствующие свойства самолета, на осуществление которых была затрачена данная масса, то получится уравнение, связывающее взлетную массу самолета с его свойствами. При неизменной взлетной массе ($m_0 = \text{const}$) это уравнение будет показывать возможность получения комплекса свойств, заданных в ЭТТ для данного самолета, т.е. оно будет отвечать на вопрос о возможности существования на данном этапе развития науки и техники ЛА с заданными свойствами.

Поэтому такое уравнение называется уравнением существования ЛА.

Для получения уравнения существования самолета рассмотрим подробнее, от каких свойств и параметров зависят составляющие уравнения (1.1).

Масса конструкции самолета зависит от его взлетной массы, от условий эксплуатации (например, от величины эксплуатационной перегрузки), заданного ресурса конструкции, физических свойств материала конструкции, удельной нагрузки на крыло, геометрических параметров частей самолета, компоновочной схемы самолета и др. Поэтому массу конструкции можно представить в виде функции

$$m_k = f_1(m_0, T, n^3, f, \rho_k, \sigma_b, E, p_0, \lambda, \bar{c}, \dots), \quad (1.2)$$

где T – ресурс конструкции;
 n^3 – эксплуатационная перегрузка;
 f – коэффициент безопасности;
 ρ_k – плотность материала конструкции;
 σ_b – предел прочности;
 E – модуль упругости;
 p_0 – удельная нагрузка на крыло;
 λ – удлинение крыла;
 \bar{c} – относительная толщина профиля крыла.

Массу силовой установки можно представить зависимостью

$$m_{СУ} = f_2(m_0, V_{крейс}, H_{крейс}, L_{разб}, K, \gamma_{дв}, \dots), \quad (1.3)$$

где $V_{крейс}$ – крейсерская скорость полета;
 $H_{крейс}$ – крейсерская высота полета;
 $L_{разб}$ – длина разбега;
 K – аэродинамическое качество;
 $\gamma_{дв} = \frac{m_{дв} g}{P_0}$ – удельный вес двигателей;
 $m_{дв}$ – масса двигателей, [кг];
 P_0 – стартовая тяга двигателей, [Н].

Масса топлива описывается функцией

$$m_T = f_3(m_0, L, V_{крейс}, H_{крейс}, K, c_{уд}, \dots) \quad (1.4)$$

где L – дальность полета;
 $c_{уд}$ – удельный часовой расход топлива (количество топлива на единицу тяги и час полета), [кг/(кгс · ч)].

Эта зависимость выражается известной формулой:

$$m_T = m_0 \left[1 - \exp\left(-\frac{L c_{уд}}{K V_{крейс}}\right) \right]. \quad (1.5)$$

Масса оборудования и управления описывается следующей функцией:

$$m_{\text{об.упр}} = f_4(m_0, L, V_{\text{крейс}}, H_{\text{крейс}}, n_{\text{эк}}, n_{\text{пас}}, \Delta h, \Delta l, \bar{m}_{\text{об.упр}}, \dots), \quad (1.6)$$

где $n_{\text{эк}}$ – количество членов экипажа;

$n_{\text{пас}}$ – пассажировместимость;

Δh – высота нижней кромки облачности;

Δl – горизонтальная видимость;

$\bar{m}_{\text{об.упр}} = \frac{m_{\text{об.упр}}}{m_0}$ – относительная масса оборудования и системы управления.

Вид конкретных зависимостей (1.2), (1.3) и (1.6) весьма сложен. Тот факт, что зависимость (1.4) предстает в виде простой формулы (1.5) является счастливым исключением.

Перепишем уравнение баланса масс (1.1) с учетом (1.2) ... (1.6):

$$m_0 = f_1 + f_2 + f_3 + f_4 + m_{\text{сл}} + m_{\text{ком}}. \quad (1.7)$$

Анализ полученного уравнения говорит о том, что составляющие части массы самолета можно разделить на две группы. К одной группе относятся величины, которые можно считать независимыми от уровня развития науки и техники, а зависящими только от задаваемых ЭТТ. Это масса служебной нагрузки и снаряжения $m_{\text{сл}}$ и масса коммерческой нагрузки $m_{\text{ком}}$. Ко второй группе относятся величины, зависящие как от задаваемых ЭТТ, так и от уровня развития науки и техники. К параметрам, характеризующим уровень развития науки и техники можно отнести, например, следующие: удельный вес двигателя $\gamma_{\text{дв}}$, аэродинамическое качество K , удельный часовой расход топлива $c_{\text{уд}}$, относительная масса оборудования и системы управления $\bar{m}_{\text{об.упр}}$.

Таким образом, возможность реализации предъявляемых ЭТТ зависит от уровня развития науки и техники. Именно поэтому самолет мог быть впервые создан лишь на определенном этапе развития науки и техники, когда удалось выдержать баланс масс при соблюдении необходимого минимума летных свойств самолета.

Формула (1.7) иллюстрирует также тот факт, что на данном уровне развития науки и техники при $m_0 = \text{const}$ улучшение одного из свойств самолета ведет к ухудшению других. Например, увеличение дальности полета (для этого нужно увеличить запас топлива $m_{\text{т}}$) может быть достигнуто за счет уменьшения массы коммерческой нагрузки $m_{\text{ком}}$.

Из формул (1.2) ... (1.6) следует, что массы отдельных частей самолета ($m_{\text{к}}$, $m_{\text{СУ}}$, $m_{\text{т}}$, $m_{\text{об.упр}}$) являются функциями взлетной массы m_0 , в то же время сама взлетная масса самолета зависит от массы составляющих его частей. Это говорит о том, что определение взлетной массы возможно только путем последовательных приближений. Сначала задаются каким-либо значением взлетной массы в первом приближении (например, используя статистические данные),

затем рассчитывают массы составляющих частей, а потом вычисляют взлетную массу. Этот цикл расчетов может повторяться многократно.

Разделив все члены уравнения (1.1) на взлетную массу m_0 , получим уравнение весового баланса в относительной форме, которое также называют уравнением существования:

$$1 = \bar{m}_k + \bar{m}_{\text{СУ}} + \bar{m}_T + \bar{m}_{\text{об.упр}} + \frac{m_{\text{сл}} + m_{\text{ком}}}{m_0}, \quad (1.8)$$

где $\bar{m}_k = \frac{m_k}{m_0}$ – относительная масса конструкции;

$\bar{m}_{\text{СУ}} = \frac{m_{\text{СУ}}}{m_0}$ – относительная масса силовой установки;

$\bar{m}_T = \frac{m_T}{m_0}$ – относительная масса топлива;

$\bar{m}_{\text{об.упр}} = \frac{m_{\text{об.упр}}}{m_0}$ – относительная масса оборудования и системы управления.

ния.

Из формулы (1.8) следует:

$$m_0 = \frac{m_{\text{сл}} + m_{\text{ком}}}{1 - (\bar{m}_k + \bar{m}_{\text{СУ}} + \bar{m}_T + \bar{m}_{\text{об.упр}})}. \quad (1.9)$$

Анализ формулы (1.9) говорит о том, что создание самолета возможно только при таком сочетании свойств, заданных в ЭТТ, при котором:

$$\bar{m}_k + \bar{m}_{\text{СУ}} + \bar{m}_T + \bar{m}_{\text{об.упр}} < 1. \quad (1.10)$$

Уравнение существования позволяет также анализировать целесообразность того или иного совершенствования ЛА. Формула (1.9) показывает, что при заданных величинах $m_{\text{сл}}$ и $m_{\text{ком}}$ масса ЛА будет тем меньше, чем меньше сумма $(\bar{m}_k + \bar{m}_{\text{СУ}} + \bar{m}_T + \bar{m}_{\text{об.упр}})$. Следовательно, изменения конструктивных параметров ЛА рациональны, если при сохранении его ЛТХ они приводят к уменьшению упомянутой суммы.

Из всего вышесказанного следует, что на каждом этапе развития науки и техники возможно создание ЛА лишь с определенным качеством, которое определяется набором свойств. Для того же, чтобы улучшение одних свойств происходило не только за счет ухудшения других, необходим научно-технический прогресс. Применение достижений научно-технического прогресса позволяет достичь высокого технического уровня ЛА, обеспечивая его высокую конкурентоспособность.

1.5. Оценка эффективности и технического уровня летательных аппаратов гражданской авиации

Как производитель, так и эксплуатант АТ заинтересованы в ее высоком качестве. В современных нормативных документах системы менеджмента качества дается следующее определение качества продукции: **качество** – это степень соответствия совокупности присущих характеристик требованиям [6]. При этом под **характеристикой** понимается отличительное свойство, а под **требованием** – потребность или ожидание, которое установлено, обычно предполагается или является обязательным. Таким образом, качество продукции является ее комплексным свойством, объединяющим многие ее свойства, что позволяет сделать заключение о соответствии данного продукта требованиям к нему. Если отдельные свойства продукта можно оценить количественно с помощью соответствующих показателей и по определенным законам объединить эти показатели в один комплексный показатель, то это позволяет количественно оценить качество продукта в целом.

Из всего комплекса свойств высокотехнологичной продукции машиностроения, какой является ЛА, можно выделить две наиболее важные группы, характеризующие соответственно эффективность ЛА и его технический уровень.

1.5.1. Общие принципы построения показателей и критериев качества

Первым шагом на пути исследования качества любых объектов является построение соответствующих показателей и критериев. Не следует путать понятия «показатель» и «критерий».

Показателем качества продукции называется количественная характеристика одного или нескольких свойств продукции, определяющих ее качество, рассматриваемая применительно к условиям ее создания и эксплуатации или потребления.

Критерием называется показатель, по которому производится оценка, или принцип обработки показателей для оценки, если показателей несколько. Показателей может быть много, а критерий всегда один [3].

Показатель качества продукции численно характеризует степень проявления определенного свойства, входящего в состав качества. Его наименование определяет характеризующее свойство, например прочность, долговечность и т. п. Численные значения могут выражаться как в размерных, так и в безразмерных единицах.

Показатель качества продукции в зависимости от описываемого им свойства можно отнести к одному из следующих классов:

- 1) показатели качества, которые можно измерить объективными средствами (например, тяга двигателя, удельный часовой расход топлива и т. п.);
- 2) показатели качества, которые невозможно определить объективными средствами (например, внешний вид изделия, удобство управления ЛА и т. п.).

В данном случае численные значения показателей определяются квалифицированными экспертами и выражаются в условных единицах – баллах.

Выбор или построение показателей качества является важнейшей задачей, которую приходится решать при оценке эффективности и технического уровня изделий. При этом рекомендуется учитывать следующие основные требования к показателям качества:

- показатели должны обеспечивать оценку основных свойств изделия;
- показатели должны быть чувствительными к изменению основных свойств изделия, т. е. заметно изменяться при изменении свойств;
- показатели должны быть простыми и наглядными, иметь ясный физический смысл, чтобы быть убедительными для лица, принимающего решение.

Показатели качества могут быть единичными и комплексными [5].

Единичный показатель – количественная характеристика какого-либо одного свойства изделия.

Комплексный показатель – количественная характеристика некоторой совокупности свойств изделия. Если комплексный показатель характеризует всю совокупность свойств изделия, по которым производится оценка качества, то такой комплексный показатель называется **обобщенным**.

Методы оценки качества продукции можно разделить на три группы: дифференциальные, интегральные и смешанные.

Дифференциальный метод оценки качества основан на сопоставлении единичных показателей. При использовании этого метода считается, что качество рассматриваемого изделия выше или соответствует базовому изделию, если все единичные показатели качества рассматриваемого изделия лучше соответствующих базовых показателей или совпадают с ними. Здесь используется слово «лучше», а не «больше» или «меньше», поскольку часто для повышения качества одни показатели должны быть увеличены (например, скорость полета ЛА), а другие уменьшены (например, удельный часовой расход топлива).

Под базовым значением показателя качества понимается его значение, принятое за основу при сравнительной оценке качества.

За базовые значения в зависимости от задачи оценки могут приниматься:

- значения показателей качества лучших образцов изделий;
- значения показателей качества, достигнутые в некотором предыдущем периоде времени или планируемые значения показателей качества перспективных образцов, найденные экспериментальным или теоретическим методами;
- значения показателей качества, которые заданы в требованиях на продукцию.

В тех случаях, когда установлен базовый образец продукции, значения показателей качества этого образца могут являться базовыми значениями показателя качества продукции. Базовый образец следует выбирать из группы

продукции, аналогичной по назначению, условиям изготовления, эксплуатации или потребления.

На практике при использовании дифференциального метода часто возникает проблема, связанная с тем, что часть единичных показателей качества оказывается лучше, а часть хуже соответствующих базовых показателей. Один из способов решения данной проблемы состоит в выделении главного показателя из всей совокупности единичных показателей, характеризующих рассматриваемое изделие. При этом оценка качества изделия производится по главному показателю, а на остальные показатели накладываются ограничения.

Интегральный метод применяется тогда, когда требуется комплексная оценка качества изделия. Для этих целей дифференциальный метод с большим числом показателей не подходит, здесь требуется обозримое представление об изделии как о единой системе. При таком подходе единичные показатели объединяют по определенным принципам и выражают в виде небольшого числа комплексных показателей или в виде одного обобщенного показателя.

Смешанный метод основан на совместном применении единичных и комплексных показателей. Его применяют в следующих случаях:

– когда совокупность единичных показателей является достаточно обширной и оценка качества изделия дифференциальным методом не позволяет получить обобщающих выводов;

– когда комплексный показатель функционального совершенства в интегральном методе недостаточно полно учитывает все существенные свойства изделия и не позволяет получить выводы относительно некоторых определенных свойств.

При использовании смешанного метода часть единичных показателей объединяют в группы и для каждой группы определяют соответствующий комплексный показатель. Отдельные, как правило, важные показатели допускается не объединять в группы, а применять их при дальнейшем анализе наряду с комплексными. Затем на основе полученной совокупности показателей можно оценить качество изделия дифференциальным методом.

Процесс объединения единичных показателей в комплексный, в том числе в обобщенный, называется сверткой.

Возможно самый распространенный способ свертки состоит в построении дробного показателя. При этом в числителе дроби располагают показатели, характеризующие положительный эффект, а в знаменателе – показатели, характеризующие отрицательный эффект, или наоборот:

$$W = \frac{\prod_{i=1}^m w_i}{\prod_{i=m+1}^n w_i}, \quad (1.11)$$

где w_i – i -й единичный показатель;

m – число единичных показателей, характеризующих положительный эффект;

n – общее число единичных показателей.

Здесь необходимо дать некоторые пояснения, касающиеся положительного и отрицательного эффектов. Для транспортного средства, каким является ЛА, под положительным эффектом обычно понимается выполняемая работа или отдача за определенный период времени, которая может выражаться в натуральных или стоимостных единицах. Отрицательный эффект – это затраты на создание положительного эффекта, которые также могут быть выражены как в натуральных, так и в стоимостных единицах.

Основным недостатком дробного показателя является то, что он может дать одинаковую оценку изделиям с сильно различающимися положительными эффектами, т. е., например, изделие с большим положительным и большим отрицательным эффектами будет иметь ту же оценку, что и изделие с недопустимо малым положительным эффектом, но дающее и малый отрицательный эффект. В связи с этим при использовании дробных показателей необходимо накладывать ограничения либо на числитель, либо на знаменатель. Кроме того, малая величина одного единичного показателя может быть компенсирована большой величиной другого. В этом случае необходимо накладывать ограничения на единичные показатели.

Необходимо отметить, что встречающееся иногда желание достижения максимального положительного эффекта при минимальных затратах является невыполнимым, т. к. положительный эффект прямопропорционален затратам на его достижение. Это значит, что уменьшение затрат ведет к уменьшению положительного эффекта, а не к его увеличению. Поэтому минимальные затраты никогда не дадут максимального эффекта. Корректными можно считать задачи максимизации эффекта при заданных затратах или задачи достижения заданного эффекта при минимизации затрат.

Следующий способ свертки состоит в вычислении среднего взвешенного арифметического показателя:

$$W = \sum_{i=1}^n b_i w_i, \quad (1.12)$$

где b_i – ранг, коэффициент «весомости» (значимости) i -го единичного показателя (обычно этот коэффициент нормируется: $\sum_{i=1}^n b_i = 1$).

Еще один способ свертки состоит в вычислении среднего взвешенного геометрического показателя:

$$W = \prod_{i=1}^n (w_i)^{b_i}. \quad (1.13)$$

Можно упомянуть также средний взвешенный квадратиче-
ский показатель:

$$W = \sqrt{\sum_{i=1}^n b_i w_i^2}. \quad (1.14)$$

Последние три комплексных показателя имеют те же недостатки, что и дробный показатель. Кроме того, к недостаткам комплексных средних взвешенных показателей можно отнести то, что они часто не имеют физического смысла. При этом коэффициенты «весомости» либо вычисляются методами математической статистики, либо назначаются с помощью экспертных методов, что отрицательно сказывается на убедительности показателей.

1.5.2. Эффективность летательных аппаратов гражданской авиации

Эффективностью называется связь между достигнутым результатом и использованными ресурсами [6], а ее мерой, следовательно, может служить соотношение положительного и отрицательного эффектов.

Существует несколько видов эффективности ЛА ГА. В работе [12] предлагается следующая классификация видов эффективности пассажирских самолетов:

- техническая;
- производственная;
- эксплуатационная;
- экономическая.

Техническая эффективность определяется функциональными свойствами ЛА, т.е. его основными летно-техническими характеристиками.

Техническая эффективность в свою очередь подразделяется на:

- топливную;
- весовую;
- целевую.

При оценке топливной эффективности в качестве положительного эффекта рассматривается транспортная работа, определяемая как произведение массы перевозимой коммерческой нагрузки или числа пассажиров на дальность полета. За отрицательный эффект принимается масса расходуемого в течение полета топлива. Показатель топливной эффективности выглядит обычно следующим образом:

$$W = \frac{m_T}{m_{\text{ком}} L} \quad \text{или} \quad W = \frac{m_T}{n_{\text{пасс}} L}, \quad (1.15)$$

где m_T – масса топлива;

$m_{\text{ком}}$ – максимальная масса коммерческой нагрузки;

$n_{\text{пасс}}$ – максимальное число пассажиров;

L – дальность полета при максимальной коммерческой нагрузке.

В качестве показателя *весовой эффективности* часто используется *весовая отдача* по коммерческой нагрузке:

$$W = \frac{m_{\text{ком}}}{m_0} = \bar{m}_{\text{ком}}. \quad (1.16)$$

Целевая эффективность – это степень приспособленности ЛА к выполнению поставленной задачи (степень соответствия своему назначению). Если это транспортный ЛА, то под *целевой эффективностью* понимают *транспортную эффективность*. В этом случае в качестве единичных показателей часто используются те же показатели, что и при составлении комплексных показателей топливной и *весовой эффективности*. Одним из показателей *транспортной эффективности* является показатель *производительной отдачи*:

$$W = \frac{m_{\text{ком}} L}{m_0} = \bar{m}_{\text{ком}} L, \quad (1.17)$$

где m_0 – максимальная взлетная масса.

Однако данный показатель не учитывает времени, в течение которого совершается работа, расходуемого топлива, амортизации материальной части.

Иногда в качестве показателя *транспортной эффективности* используется относительная величина *часовой производительности*, предложенная Рове:

$$W = \frac{m_{\text{ком}} V_{\text{крейс}}}{m_0} = \bar{m}_{\text{ком}} V_{\text{крейс}}, \quad (1.18)$$

где $V_{\text{крейс}}$ – крейсерская скорость полета.

Однако сравнительная оценка транспортных ЛА с помощью этого показателя также может привести к ошибочным результатам, т. к. здесь не учитывается дальность полета, которая для транспортного ЛА имеет большое значение.

Производственная эффективность ЛА отражает его качество как объекта промышленного производства. Она зависит от таких свойств конструкции, как технологичность, взаимозаменяемость, уровень унификации и т.п. В качестве показателей *производственной эффективности* используются: себестоимость производства, стоимость одного килограмма ЛА, отношение цены ЛА к числу пассажиров.

Эксплуатационная эффективность ЛА отражает его качество как объекта эксплуатации и зависит от таких его свойств, как надежность, живучесть, безопасность, эксплуатационная технологичность.

Экономическая эффективность ЛА – наиболее общий вид *эффективности*. Сущность ее сводится к сопоставлению отрицательного эффекта, выраженного в стоимостных единицах, с положительным эффектом, выраженным либо в стоимостных единицах, либо в натуральных единицах. Она зависит от многих свойств ЛА, от его технической, производственной и эксплуатационной *эффективности*.

Экономическая эффективность дает наиболее общую оценку результативности использования коммерческих ЛА ГА. Однако она имеет существенный недостаток – зависимость от случайных, часто конъюнктурных факторов (например, колебания цен, особенности организации производства ЛА, его летной эксплуатации и ТОиР).

Для оценки экономической эффективности обычно используются либо дробные показатели (1.11), либо показатели вида (1.12).

В качестве примера дробного показателя можно привести себестоимость тонно-километра (или себестоимость перевозок):

$$W = \frac{C_{\text{ч}}}{k_{\text{ком}} m_{\text{ком}} V_{\text{рейс}}}, \quad (1.19)$$

где $C_{\text{ч}} = C_{\text{ч}}^{\text{п}} + C_{\text{ч}}^{\text{к}}$ – расходы на эксплуатацию ЛА, приходящиеся на один час полета, [руб/ч];

$C_{\text{ч}}^{\text{п}}$ – прямые эксплуатационные расходы;

$C_{\text{ч}}^{\text{к}}$ – косвенные эксплуатационные расходы;

$k_{\text{ком}}$ – коэффициент коммерческой нагрузки, учитывающий среднегодовую неполную загрузку ЛА из-за сезонности перевозок ($k_{\text{ком}} \leq 1$).

К п р я м ы м эксплуатационным расходам относятся расходы на:

– амортизацию ЛА;

– ТОиР;

– горюче-смазочные материалы (ГСМ);

– заработную плату и социальные отчисления для экипажа и обслуживающего персонала.

К к о с в е н н ы м (аэропортовым) эксплуатационным расходам относятся расходы на содержание аэропортов и различных наземных служб.

Похожий вид имеет показатель себестоимости эксплуатации [14]:

$$W = \frac{C}{k_{\text{ком}} m_{\text{ком}} L}, \quad (1.20)$$

где C – все эксплуатационные расходы на выполнение одного рейса (рейсовые расходы);

L – дальность полета при данной коммерческой нагрузке.

В качестве примера показателя вида (1.12) можно привести рейсовую прибыль [14]:

$$W = D - C, \quad (1.21)$$

где D – рейсовые доходы.

1.5.3. Технический уровень летательных аппаратов гражданской авиации

Повышение эффективности АТ является важнейшим условием развития воздушного транспорта. Этим объясняется важность проблемы измерения эффективности. Вместе с тем она не является исчерпывающей характеристикой технической системы особенно на стадии прогноза и заказа новой техники [3].

Для разработчика АТ выбор рациональной и прогрессивной технической политики – исключительно важная задача, т.к. достижение победы в конкурентной борьбе на рынке сбыта требует постоянных корректирующих действий, которые могут быть осуществлены только в результате проведения оценок перспективности того или иного технического решения. Причем достаточно точно рассчитать экономический эффект в этом случае не представляется возможным.

Эксплуатанту новой АТ процесс ее заказа также не следует связывать лишь с экономической эффективностью. Это объясняется тем, что новые технические средства на первых порах чаще всего бывают экономически невыгодными из-за дорогой и трудоемкой доводки, неизбежность которой обусловлена самой новизной. Кроме того, даже при стабильной экономике нельзя уберечься от случайностей и неопределенностей. Они проявляются в поставках и расходах ресурсов, возможностях и результатах хозяйственной деятельности авиапредприятий, внешних условиях авиапроизводства и т.д.

Отсюда вытекает потребность в проведении неэкономической оценки технических систем. Выше были изложены методы оценки технической и эксплуатационной эффективности ЛА, т.е. именно неэкономические методы оценки эффективности. Однако данные методы не позволяют определить техническое совершенство ЛА. Между тем, знать это очень важно, т.к. только технически совершенное на данный момент изделие способно достаточно долгое время морально не стареть, обладать сравнительно высокой эффективностью продолжительное время, иметь высокую конкурентоспособность на рынке АТ. Для эксплуатантов АТ это тоже крайне важно, поскольку современная АТ отличается высокой ценой и имеет длительные сроки эксплуатации. Неверно принятое решение при покупке новой техники может привести к серьезным экономическим потерям в будущем.

Таким образом, при оценке высокотехнологичной продукции, такой как авиационная техника, важно знать степень использования при ее создании последних достижений научно-технического прогресса. Для этого используется понятие технического уровня – относительной характеристики качества продукции, основанной на сопоставлении значений показателей качества, характеризующих техническое совершенство оцениваемой продукции, с соответствующими базовыми значениями. При этом под техническим совершенством понимается основная составляющая качества продукции, которая создается только за счет использования достижений науки и техники [4].

Технический уровень является обобщенным показателем, включающим совокупность показателей технического совершенства. Техническое совершенство отражается в показателях материалоемкости и энергоемкости, в эргономических показателях, в показателях безопасности и т.д. и достигается в результате оригинальных конструктивных решений, применения новых высо-

копечных материалов малой плотности, внедрения прогрессивных технологических процессов, методов расчета, контроля, испытаний и т.д.

Показатели технического уровня могут использоваться при выдаче ТЗ на проектирование новой продукции, планировании научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ, исследованиях рынка, при оценке конкурентоспособности продукции и пр.

Выше при рассмотрении уравнения существования самолета было отмечено, что имеется тесная связь между свойствами изделия и его массой, т.к. масса является материальной формой этих свойств. Поэтому обычно улучшение свойств изделия, т.е. повышение его качества, ведет к интенсивному увеличению его массы. Бороться с этим явлением можно только с помощью широкого использования результатов научно-технического прогресса – стремления к удовлетворению повышенных требований без увеличения массы материалов или сокращения массы материалов для создания изделий с заданными требованиями.

Сокращение массы изделий влечет за собой процессы сокращения масс полуфабрикатов, масс материалов, массы полезных ископаемых, а также сокращение потребных энергетических ресурсов на их производство и эксплуатацию. Такое направление развития позволяет успешно решать не только технико-экономические проблемы, но и проблемы экологические.

В соответствии с этим техническое совершенство можно трактовать как основную составляющую качества, которая создается без увеличения массы. Такой подход требует вложения средств в научные исследования и отработку новых технических решений. Полученные результаты распространяются затем, по меньшей мере, на все ЛА одной серии, а иногда и на всю авиацию в целом. Это дает возможность через некоторое время окупить вложенные в науку средства.

Чтобы сравнивать ЛА между собой в части технического совершенства, т.е. судить о техническом уровне, существуют методы количественной оценки технического уровня. Однако рассмотрение этих методов выходит за рамки настоящего учебного пособия.

Вопросы для самопроверки по разделу 1

1. Приведите классификацию ЛА по принципу полета.
2. В чем принципиальное отличие коммерческой гражданской авиации от авиации общего назначения?
3. Приведите классификацию самолетов гражданской авиации.
4. Перечислите основные функциональные и эксплуатационные свойства самолета.
5. В каких документах излагаются общие технические и эксплуатационно-технические требования к летательным аппаратам?

6. Приведите уравнение существования летательного аппарата. В чем его основная идея?

7. Перечислите характерные массы летательного аппарата и укажите их взаимосвязи.

8. Что такое эффективность? Перечислите виды эффективности летательных аппаратов гражданской авиации.

9. Приведите примеры показателей эффективности летательных аппаратов гражданской авиации.

10. Что такое технический уровень летательных аппаратов?

2. Нагрузки, действующие на самолет. Нормы прочности

2.1. Виды нагрузок и их классификация

В процессе эксплуатации ЛА и его агрегаты подвергаются воздействию различных нагрузок. При этом конструкция ЛА должна обладать достаточной прочностью и жесткостью. Прочностью называется способность конструкции воспринимать внешние нагрузки без разрушения, а жесткостью – способность конструкции воспринимать внешние нагрузки без существенных деформаций [17].

При создании ЛА сначала определяют действующие на него нагрузки, а затем разрабатывают конструкцию ЛА и проверяют ее на прочность и жесткость.

Нагрузки, действующие на ЛА, классифицируют по различным принципам [9].

По характеру воздействия нагрузки делятся на статические и динамические. Статические нагрузки – это такие нагрузки, изменением которых можно пренебречь. Динамические нагрузки изменяются сравнительно быстро и их изменением пренебрегать нельзя.

По характеру распределения нагрузки делятся на сосредоточенные и распределенные. Сосредоточенные нагрузки приложены в одной точке. Распределенные нагрузки соответственно могут быть распределены по длине, поверхности и объему.

Кроме этого, все силы, действующие на ЛА, разделяются на массовые и поверхностные.

Массовые силы – это силы, пропорциональные массе. К ним относятся силы тяжести и инерционные силы.

Поверхностные силы – это силы, не связанные с массой. Они, как правило, приложены к поверхности ЛА (отсюда их название). К поверхностным силам относятся: аэродинамические силы, тяга двигателей, силы реакции земли (при посадке, разбеге, пробеге и рулении), силы взаимодействия между агрегатами ЛА. Кроме того, на отдельные агрегаты ЛА могут действовать следующие дополнительные нагрузки:

- от сил избыточного давления в герметических отсеках;
- акустические;
- возникающие при нагреве конструкции.

При рассмотрении сил, действующих на ЛА, используют принцип Д'Аламбера, который гласит, что движущееся с ускорением тело можно рассматривать как находящееся в состоянии равновесия, если учесть силы инерции.

Рассмотрим криволинейный полет самолета в вертикальной плоскости (рис. 2.1).

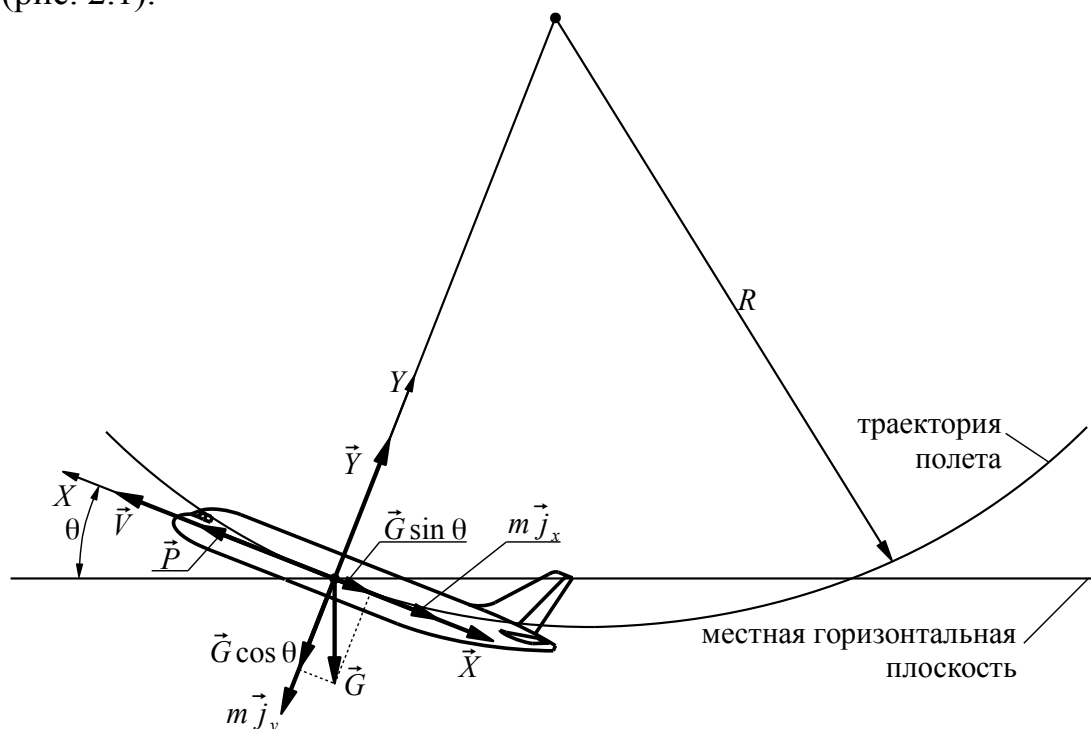


Рис. 2.1. Силы, действующие на самолет при криволинейном полете в вертикальной плоскости

Пусть самолет движется с переменной линейной скоростью \vec{V} по дуге окружности радиуса R . При этом равнодействующая массовых сил будет равна:

$$\vec{R}_m = \vec{G} + m \vec{j}_x + m \vec{j}_y, \quad (2.1)$$

где $\vec{G} = m \vec{g}$ – сила тяжести;

$m \vec{j}_x, m \vec{j}_y$ – силы инерции;

m – масса самолета;

$j_x = \frac{dV}{dt}$ – тангенциальное ускорение;

V – тангенциальная (поступательная) скорость самолета;

$j_y = \frac{V^2}{R}$ – центробежное ускорение.

Равнодействующая поверхностных сил равна:

$$\vec{R}_{\Pi} = \vec{X} + \vec{Y} + \vec{P}, \quad (2.2)$$

где \vec{X} – аэродинамическая продольная сила;
 \vec{Y} – аэродинамическая нормальная сила;
 \vec{P} – суммарная тяга двигателей.

В соответствии с принципом Д'Аламбера:

$$\vec{R}_{\Pi} + \vec{R}_{M} = 0. \quad (2.3)$$

Отсюда:

$$\vec{R}_{\Pi} = -\vec{R}_{M}. \quad (2.4)$$

Или в скалярной форме:

$$R_{\Pi} = R_{M}. \quad (2.5)$$

Это справедливо для любого i -го агрегата самолета: $R_{\Pi i} = R_{M i}$.

2.2. Перегрузки

2.2.1. Перегрузки в центре масс самолета

При оценке нагрузок, действующих на ЛА, удобно пользоваться безразмерной величиной – перегрузкой. Полной перегрузкой в центре масс ЛА называется отношение равнодействующей поверхностных сил \vec{R}_{Π} к величине силы тяжести G :

$$\vec{n} = \frac{\vec{R}_{\Pi}}{G}. \quad (2.6)$$

Из этой формулы следует, что перегрузка – величина векторная и безразмерная. Направление вектора \vec{n} совпадает с направлением вектора \vec{R}_{Π} .

Абсолютное значение полной перегрузки можно вычислить как по значению равнодействующей поверхностных сил, так и по значению равнодействующей массовых сил:

$$n = \frac{R_{\Pi}}{G} = \frac{R_{M}}{G}. \quad (2.7)$$

Вышеприведенные рассуждения о силах и перегрузке, действующих в центре масс (ц.м.) ЛА, можно распространить на отдельные части ЛА и на грузы, размещенные в них. Так, например, полная перегрузка, действующая на груз массой m_i , будет равна:

$$\vec{n} = \frac{\vec{R}_{\Pi i}}{m_i g}, \quad (2.8)$$

где $\vec{R}_{\Pi i}$ – равнодействующая поверхностных сил, действующих на груз (реакций опор, если груз расположен внутри ЛА).

На практике удобнее пользоваться не полной перегрузкой, а ее проекциями на оси связанной $OXYZ$ или скоростной $OX_aY_aZ_a$ систем координат, известных из дисциплины «Аэродинамика».

На оси связанной системы координат полная перегрузка дает следующие проекции:

$$- n_x = \frac{(R_{\Pi})_x}{G} \text{ – продольная перегрузка;}$$

$$- n_y = \frac{(R_{\Pi})_y}{G} \text{ – нормальная перегрузка;}$$

$$- n_z = \frac{(R_{\Pi})_z}{G} \text{ – поперечная перегрузка.}$$

В скоростной системе координат:

$$- n_{xa} = \frac{(R_{\Pi})_{xa}}{G} \text{ – тангенциальная перегрузка;}$$

$$- n_{ya} = \frac{(R_{\Pi})_{ya}}{G} \text{ – нормальная скоростная перегрузка;}$$

$$- n_{za} = \frac{(R_{\Pi})_{za}}{G} \text{ – боковая перегрузка.}$$

Здесь $(R_{\Pi})_x$, $(R_{\Pi})_y$, $(R_{\Pi})_z$, $(R_{\Pi})_{xa}$, $(R_{\Pi})_{ya}$, $(R_{\Pi})_{za}$ – проекции равнодействующей поверхностных сил на соответствующие оси координат.

Перегрузка в направлении координатной оси может быть положительной, отрицательной или равной нулю. Знак перегрузки определяется знаком проекции равнодействующей поверхностных сил на эту ось.

Абсолютное значение полной перегрузки определяется по формулам:

$$n = \sqrt{n_x^2 + n_y^2 + n_z^2} \quad (2.9)$$

или

$$n = \sqrt{n_{xa}^2 + n_{ya}^2 + n_{za}^2} \quad (2.10)$$

Из дисциплины «Аэродинамика» известно, что взаимное положение скоростной и связанной систем координат определяется углами атаки α и скольжения β . Чаще всего эти углы невелики. Поэтому при прочностных расчетах можно считать, что оси связанной и скоростной систем координат совпадают. Это значит, что сила лобового сопротивления X_a мало отличается от продольной силы X , подъемная сила Y_a – от нормальной Y , а боковая сила Z_a – от поперечной Z . Следовательно, можно принять, что $n_x \approx n_{xa}$, $n_y \approx n_{ya}$ и $n_z \approx n_{za}$. При дальнейшем изложении материала будут использоваться силы и перегрузки в связанной системе координат.

2.2.2. Перегрузки вне центра масс самолета

Если самолет совершает вращательные движения вокруг своего ц.м., то в точках, не совпадающих с ц.м., перегрузки будут отличаться от перегрузок в ц.м. [9].

Рассмотрим перегрузки вне ц.м. самолета, возникающие, например, при вращении самолета вокруг поперечной оси OZ связанной системы координат с угловой скоростью ω_z , которое может также происходить с угловым ускорением $\frac{d\omega}{dt} = \dot{\omega}_z$.

В точке M , лежащей на расстоянии x_M от ц.м. (рис. 2.2), к перегрузкам n_x и n_y , действующим в ц.м., добавятся приращения Δn_x и Δn_y , обусловленные возникшими ускорениями от вращательного движения:

$$\Delta n_x = \frac{m \omega_z^2 x_M}{G} = \frac{\omega_z^2 x_M}{g}; \quad \Delta n_y = \frac{m \dot{\omega}_z x_M}{G} = \frac{\dot{\omega}_z x_M}{g}. \quad (2.11)$$

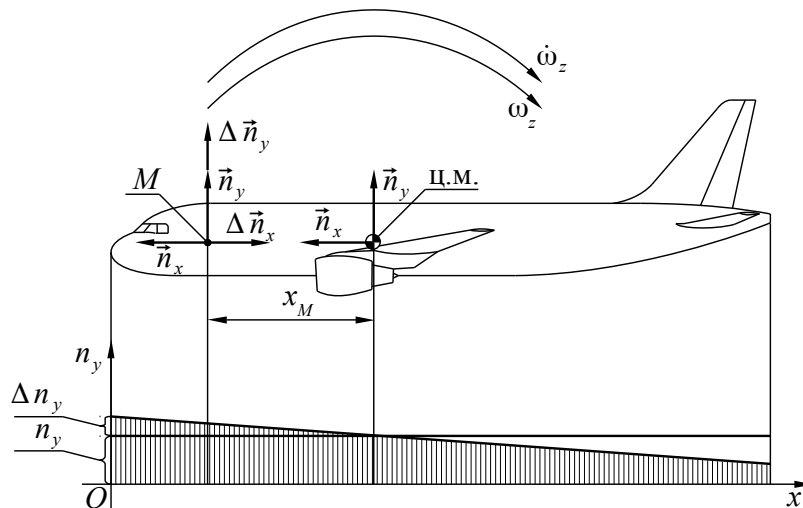


Рис. 2.2. Перегрузки вне центра масс самолета

Таким образом, суммарные перегрузки в точке M будут:

$$n_{x\Sigma} = n_x \pm \frac{\omega_z^2 x_M}{g}; \quad n_{y\Sigma} = n_y \pm \frac{\dot{\omega}_z x_M}{g}. \quad (2.12)$$

Здесь знак «+» берется, если приращение перегрузки совпадает по направлению с перегрузкой в ц.м.. В противном случае берется знак «-».

2.2.3. Маневренные перегрузки при различных режимах полета

Установившийся прямолинейный полет в горизонтальной плоскости

Пусть самолет совершает установившийся ($V = \text{const}$) горизонтальный ($H = \text{const}$), прямолинейный полет (рис. 2.3). Запишем уравнения движения

самолета так, чтобы в левых частях этих уравнений стояли поверхностные силы, а в правых – массовые:

$$\left. \begin{aligned} P - X &= 0; \\ Y &= G; \\ Z &= 0. \end{aligned} \right\} \quad (2.13)$$

Разделив эти уравнения на G , получим выражения для перегрузок в ц.м. самолета [9]:

$$\left. \begin{aligned} n_x &= \frac{P - X}{G} = 0; \\ n_y &= \frac{Y}{G} = 1; \\ n_z &= 0. \end{aligned} \right\} \quad (2.14)$$

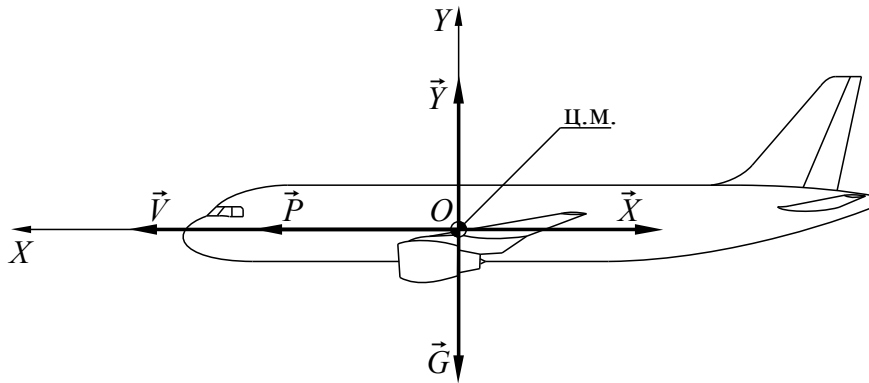


Рис. 2.3. Силы, действующие на самолет в установившемся прямолинейном полете в горизонтальной плоскости

Криволинейный полет в вертикальной плоскости

Пусть самолет совершает криволинейный полет в вертикальной плоскости (рис. 2.1). Запишем уравнения движения самолета [9]:

$$\left. \begin{aligned} P - X &= G \sin \theta + m j_x; \\ Y &= G \cos \theta + m j_y; \\ Z &= 0, \end{aligned} \right\} \quad (2.15)$$

где θ – угол наклона траектории.

Разделим эти уравнения на G и получим выражения для перегрузок:

$$\left. \begin{aligned} n_x &= \frac{P - X}{G} = \sin \theta + \frac{j_x}{g}; \\ n_y &= \frac{Y}{G} = \cos \theta + \frac{j_y}{g}; \\ n_z &= 0. \end{aligned} \right\} \quad (2.16)$$

Легко видеть, что максимального значения нормальная перегрузка будет достигать в нижней точке траектории, когда $\theta=0$:

$$n_{y \max} = 1 + \frac{j_y}{g} = 1 + \frac{V^2}{gR}. \quad (2.17)$$

Криволинейный полет в горизонтальной плоскости (вираж)

Правильный вираж совершается с некоторым углом крена γ (рис. 2.4), но без скольжения ($\beta=0$), без изменения высоты полета ($H=\text{const}$) и с постоянной скоростью ($V=\text{const}$). Уравнения движения в проекциях на оси связанной системы координат будут иметь вид:

$$\left. \begin{aligned} P - X &= 0; \\ Y &= G \cos \gamma + m j_z \sin \gamma; \\ Z &= G \sin \gamma - m j_z \cos \gamma = 0, \end{aligned} \right\} \quad (2.18)$$

где γ – угол крена (определяется взаимным положением связанной $OXYZ$ и нормальной $OX_gY_gZ_g$ систем координат);

j_z – центробежное ускорение.

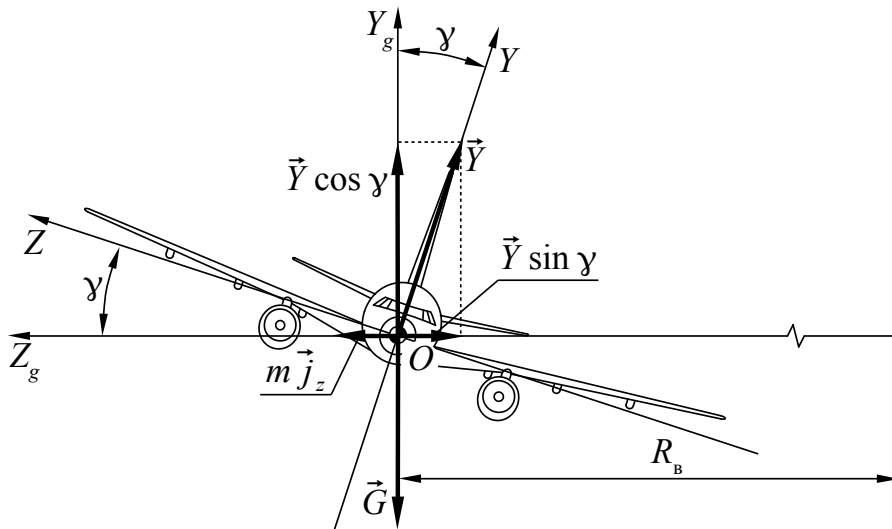


Рис. 2.4. Силы, действующие на самолет при правильном вираже

Как видно из этих уравнений, при правильном вираже перегрузки $n_x = n_z = 0$. Из этих же уравнений, а также непосредственно из рис. 2.4 видно, что

$$\left. \begin{aligned} Y \cos \gamma &= G; \\ Y \sin \gamma &= m j_z. \end{aligned} \right\} \quad (2.19)$$

Следовательно, при правильном вираже нормальная перегрузка будет равна [9]:

$$n_y = \frac{Y}{G} = \frac{1}{\cos \gamma}. \quad (2.20)$$

Из этой формулы вытекает, что при отсутствии крена ($\gamma=0$) перегрузка $n_y=1$, а при $\gamma \rightarrow 90^\circ$ перегрузка $n_y \rightarrow \infty$. Но возможности самолета по созданию перегрузки и по прочности конструкции ограничены. Поэтому угол крена при правильном вираже также ограничен.

Из формул (2.19) получим выражение для радиуса виража R_b , учитывая, что $j_z = \frac{V^2}{R_b}$:

$$R_b = \frac{V^2}{g \sqrt{n_y^2 - 1}}. \quad (2.21)$$

Из формулы (2.21) видно, что чем больше перегрузка n_y , тем меньше будет радиус виража R_b , т.е. выше маневренность самолета, но и нагрузки на конструкцию будут больше.

Рассмотрим влияние характеристик самолета и параметров полета на величину нормальной перегрузки [9]. Нормальная перегрузка будет тем больше, чем больше аэродинамическая нормальная сила. Зная формулу для аэродинамической нормальной силы, запишем:

$$n_y = \frac{Y}{G} = c_y \frac{\rho V^2}{2} \frac{S_{кр}}{G} = c_y \frac{\rho V^2}{2} \frac{1}{p}, \quad (2.22)$$

где $p = \frac{G}{S_{кр}}$ – удельная нагрузка на крыло.

Таким образом, нормальная перегрузка будет тем больше, чем больше коэффициент нормальной аэродинамической силы и скорость полета, и чем меньше высота полета (т.е. больше плотность воздуха) и удельная нагрузка на крыло.

2.2.4. Перегрузки при полете в неспокойном воздухе

Воздух в земной атмосфере практически никогда не бывает спокойным. При полете самолета в турбулентной атмосфере затрудняется пилотирование из-за возникновения разворотов самолета по крену, тангажу и рысканию, что вызывает утомляемость экипажа и пассажиров. Это явление принято называть **б о л т а н к о й**.

Размеры вихрей и скорости движения воздуха в них могут существенно различаться и зависят от внешних воздействий. Двумя основными параметрами атмосферной турбулентности являются масштаб и интенсивность [16].

М а с ш т а б о м **а т м о с ф е р н о й** **т у р б у л е н т н о с т и** называется характерный размер (диаметр) вихрей, содержащих основную долю кинетической энергии турбулентности. Масштаб атмосферной турбулентности примерно пропорционален высоте вплоть до высоты 300 м, а на больших высотах его уве-

личение происходит медленнее. Характер этой турбулентности определяется самой атмосферой и не зависит от самолета.

Интенсивность атмосферной турбулентности – это кинетическая энергия турбулентности, приходящаяся на единицу массы воздуха.

При встрече самолета с атмосферной турбулентностью происходит постепенное нарастание скорости движения воздуха, т.е. имеет место быть градиент скорости. Если этот градиент достаточно велик, то такое воздушное течение называется **п о р ы в о м** (в том случае, если скорость движения воздуха возрастает до своего максимального значения за время, меньшее 2 с); если градиент мал, то воздушное течение называется **п о т о к о м** [7]. Изменение скорости движения воздуха приводит к изменению перегрузки, а значит, и нагрузок, действующих на самолет. Таким образом, атмосферная турбулентность вызывает как значительные одиночные перегрузки, которые могут привести к остаточным деформациям и разрушению конструкции, так и сравнительно небольшие по величине высокочастотные знакопеременные нагрузки, которые могут привести к резонансным явлениям и усталостному разрушению конструкции.

При оценке прочности самолета рассматривают одиночные порывы высокой интенсивности (однократная болтанка), которые вызваны турбулентностью большого масштаба, а также часто повторяющиеся порывы (циклическая болтанка или непрерывная атмосферная турбулентность), вызванные турбулентностью малого масштаба и невысокой интенсивности.

Перегрузки от воздействия одиночных порывов

Горизонтальный встречный порыв

Пусть самолет совершает установившийся горизонтальный прямолинейный полет со скоростью V и испытывает воздействие встречного порыва ветра, имеющего скорость U (рис. 2.5).

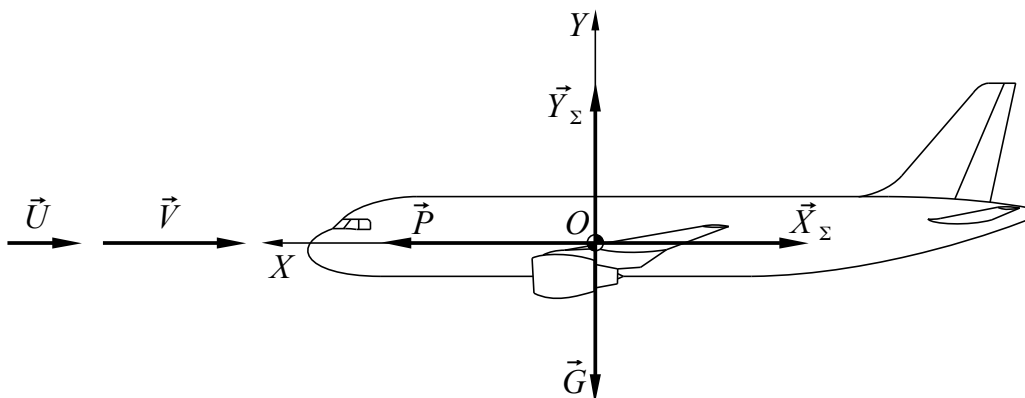


Рис. 2.5. Воздействие горизонтального порыва на самолет

Пусть при этом скорость обтекания крыла увеличится мгновенно и будет равна:

$$V_{\Sigma} = V + U. \quad (2.23)$$

Это приведет к увеличению подъемной силы. В результате возрастет нормальная перегрузка, которая до встречи с порывом была $n_y = \frac{Y}{G} = 1$:

$$n_y = \frac{Y_\Sigma}{G} = \frac{Y_\Sigma}{Y} = \frac{c_y \frac{\rho(V+U)^2}{2} S_{\text{кр}}}{c_y \frac{\rho V^2}{2} S_{\text{кр}}} = \frac{(V+U)^2}{V^2}, \quad (2.24)$$

где c_y – коэффициент нормальной аэродинамической силы крыла;

ρ – плотность воздуха;

$S_{\text{кр}}$ – площадь крыла.

Скорость горизонтального порыва ветра U , как правило, невелика по сравнению со скоростью горизонтального полета самолета V . Поэтому горизонтальные порывы ветра чаще всего не опасны с точки зрения прочности самолета. Исключение может составлять ураган или струйное течение в верхних слоях тропосферы.

Вертикальный порыв

Пусть, как и в предыдущем примере, самолет совершает установившийся прямолинейный полет в горизонтальной плоскости со скоростью V и встречает вертикальный восходящий порыв ветра, имеющий скорость U (рис. 2.6).

Так как скорость порыва значительно меньше скорости полета $U \ll V$, то можно считать, что скорость обтекания крыла по величине не изменилась ($V_\Sigma \approx V$), а изменилось лишь ее направление на угол:

$$\Delta \alpha \approx \text{tg } \Delta \alpha = \frac{U}{V}. \quad (2.25)$$

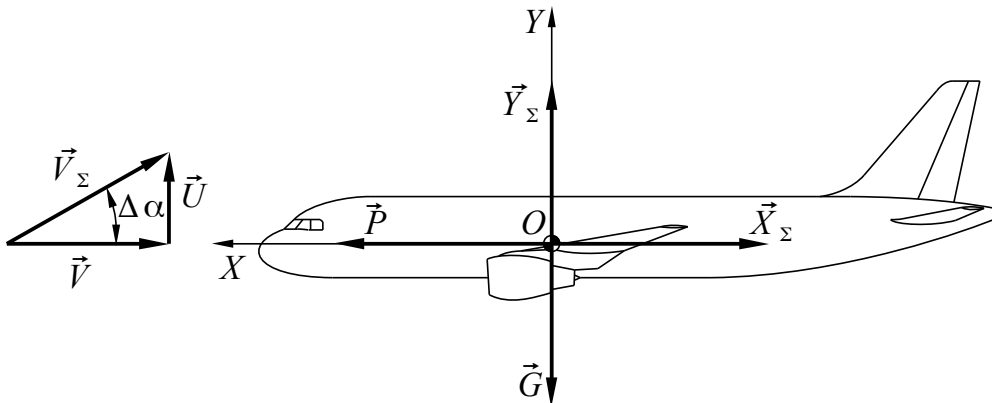


Рис. 2.6. Воздействие вертикального порыва на самолет

Такое изменение угла атаки приведет к увеличению коэффициента нормальной аэродинамической силы c_y на величину:

$$\Delta c_y = c_y^\alpha \Delta \alpha \approx c_y^\alpha \frac{U}{V}, \quad (2.26)$$

где c_y^α – частная производная коэффициента нормальной аэродинамической силы крыла по углу атаки.

По аналогии с формулой (2.24) запишем выражение для нормальной перегрузки при встрече с вертикальным восходящим порывом ветра:

$$n_y = \frac{Y_\Sigma}{G} = \frac{Y_\Sigma}{Y} = \frac{(c_y + \Delta c_y) \frac{\rho V^2}{2} S_{\text{кр}}}{c_y \frac{\rho V^2}{2} S_{\text{кр}}} = \frac{c_y + \Delta c_y}{c_y} = 1 + \frac{\Delta c_y}{c_y} = 1 + \frac{c_y^\alpha U}{c_y V}, \quad (2.27)$$

Учитывая, что в установившемся горизонтальном прямолинейном полете $c_y = \frac{2G}{\rho V^2 S_{\text{кр}}}$, можно записать:

$$n_y = 1 \pm \frac{c_y^\alpha \rho U V S_{\text{кр}}}{2G}. \quad (2.28)$$

В этой формуле знак «+» берется для восходящего порыва, а знак «-» – для нисходящего. Нисходящие порывы также необходимо рассматривать, т. к. вызываемая ими отрицательная перегрузка тоже может выйти за допустимые пределы.

Формула (2.28) выводилась в предположении, что скорость порыва U в момент встречи с ним самолета имеет максимальную величину. В реальном полете скорость порыва нарастает постепенно. Поэтому к моменту, когда скорость порыва достигнет максимума, самолет уже будет иметь некоторую вертикальную скорость в направлении порыва. Это уменьшит воздействие порыва. Для учета этого обстоятельства в формулу для расчета перегрузки вводится коэффициент ослабления порыва $k_g < 1$:

$$n_y = 1 \pm \frac{k_g c_y^\alpha \rho U V S_{\text{кр}}}{2G}. \quad (2.29)$$

Перегрузки от воздействия непрерывной атмосферной турбулентности

Непрерывную атмосферную турбулентность необходимо описать математически таким образом, чтобы можно было определить нагрузки, действующие на самолет, которые зависят от эффекта комбинации турбулентности и основного воздушного течения.

Любая турбулентность возникает при некотором воздействии на основное течение и во время ее возникновения происходит быстро изменяющееся взаимодействие двух течений. Для упрощения математического описания непрерывного воздействия беспокойного воздуха на самолет вводится допущение о том, что турбулентность представляет собой совокупность турбулентных зон, в пределах которых турбулентность можно считать однородной и изотропной. Турбулентность считается однородной, если ее интенсивность во всех точках

одинакова, и изотропной, если ее параметры одинаковы по любому направлению, проведенному из данной точки. Это может быть при условии, что расстояния, требуемые для значительного изменения интенсивности турбулентности или скорости потока, велики по сравнению с масштабом турбулентности.

Для описания атмосферной турбулентности широко используется стохастический подход. В соответствии с этим подходом турбулентная скорость в данной точке с течением времени меняется случайным образом, причем ее изменения носят колебательный характер. При этом кинетическая энергия турбулентности имеет различные компоненты на различных длинах волн.

Таким образом, в основу математической модели непрерывной атмосферной турбулентности положены следующие предположения и допущения:

- атмосфера представляет собой совокупность спокойных участков и турбулентных зон;
- атмосферная турбулентность в пределах одной зоны считается однородной и изотропной;
- в турбулентных зонах изменение по времени компонентов турбулентной скорости является стационарным случайным процессом с дисперсией, случайно меняющейся от зоны к зоне.

Суммарная кинетическая энергия турбулентности, приходящаяся на единицу массы воздуха:

$$\bar{E} = \frac{1}{2} \sigma^2, \quad (2.30)$$

где σ^2 — дисперсия турбулентной скорости.

Откуда:

$$\sigma^2 = 2 \bar{E}, \quad (2.31)$$

Поскольку энергия турбулентности имеет различные компоненты на различных частотах, для аналитического описания турбулентности используется спектральное разложение энергии по частотам с использованием аппарата спектральной теории случайных функций.

Прежде всего необходимо отметить, что изменение турбулентной скорости в одной точке по времени является стационарным случайным процессом, т.е. все вероятностные характеристики этого процесса (математическое ожидание, дисперсия) не зависят от времени. Это допущение основано на гипотезе об однородности турбулентности в отдельной турбулентной зоне.

Спектр стационарной случайной функции описывает распределение дисперсий по различным частотам. Так как в нашем случае дисперсия равна удвоенной кинетической энергии турбулентности (формула (2.31)), то спектр дисперсий будет соответствовать спектру удвоенных энергий турбулентности.

В качестве функции, описывающей распределение энергии по частотам, используется спектральная плотность $S(\Omega)$, где $\Omega = \frac{\omega}{V}$ — про-

странственная частота, [1/м]; ω – круговая частота порывов, [1/с]. Функция $S(\Omega)$ представляет собой удвоенную плотность энергии, приходящейся на единицу массы воздуха при данном значении Ω .

Удвоенная суммарная энергия единицы массы воздуха равна дисперсии турбулентной скорости:

$$\sigma^2 = \int_0^{\infty} S(\Omega) d\Omega. \quad (2.32)$$

Турбулентность по своей природе является трехмерной, но при оценке прочности обычно рассматривают вертикальный и боковой компоненты турбулентной скорости. Рассмотрим далее вертикальный компонент турбулентной скорости U , т. к. при прочих равных условиях он обычно вызывает наибольшие перегрузки. Дисперсия турбулентной скорости в направлении вертикали равна:

$$\sigma_U^2 = \int_0^{\infty} S_U(\Omega) d\Omega, \text{ [м}^2\text{/с}^2\text{]} \quad (2.33)$$

где $S_U(\Omega)$ – спектральная плотность вертикального компонента турбулентной скорости.

Для функции $S_U(\Omega)$ имеется несколько эмпирических выражений. Чаще всего используется модель Кармана:

$$S_U(\Omega) = \frac{L_U \sigma_U^2}{\pi} \cdot \frac{1 + \frac{8}{3} (1,339 L_U \Omega)^2}{[1 + (1,339 L_U \Omega)^2]^{11/6}}, \text{ [м}^3\text{/с}^2\text{]} \quad (2.34)$$

где L_U – масштаб турбулентности, [м].

Для описания атмосферной турбулентности по формуле (2.34) необходимо знать дисперсию σ_U^2 и масштаб L_U , которые можно определить с помощью стандартной модели турбулентности атмосферы [11]. Данный стандарт устанавливает характеристики непрерывной турбулентности атмосферы до высоты 25 км.

В указанном стандарте масштаб турбулентности L_U для разных диапазонов высот полета H принимается:

- при $10 \leq H \leq 760$ м $L_U = H$;
- при $H > 760$ м $L_U = 760$ м.

С учетом вышеизложенных предположений и допущений задача полного представления турбулентности сводится к проблеме определения вероятностного распределения средней квадратической величины вертикального компонента турбулентной скорости, что делается с помощью функции плотности распределения $f(\sigma_U)$.

Функция $f(\sigma_U)$ существует при $\sigma_U \geq 0$ и является убывающей функцией, так как зоны с более интенсивной турбулентностью встречаются реже, чем

зоны с малой интенсивностью. В вышеупомянутой стандартной модели турбулентности атмосферы предлагается использовать следующую функцию плотности распределения средних квадратических значений вертикального компонента турбулентной скорости:

$$f(\sigma_U) = \sqrt{\frac{\pi}{2}} \frac{P_1}{b_1} \exp\left(-\frac{\sigma_U^2}{2b_1^2}\right) + \sqrt{\frac{\pi}{2}} \frac{P_2}{b_2} \exp\left(-\frac{\sigma_U^2}{2b_2^2}\right), [\text{с/м}] \quad (2.35)$$

где P_1 – вероятность полета в зоне умеренной турбулентности;
 P_2 – вероятность полета в зоне интенсивной турбулентности;
 b_1 – коэффициент, характеризующий умеренную турбулентность, [м/с];
 b_2 – коэффициент, характеризующий интенсивную турбулентность, [м/с].
 Если обозначить вероятность полета в спокойной атмосфере P_0 , то:

$$P_0 + P_1 + P_2 = 1. \quad (2.36)$$

Значения P_1, P_2, b_1, b_2 приведены в стандарте в табличной и графической формах в зависимости от высоты полета.

Перейдем от спектральной плотности порывов $S_U(\Omega)$ к спектральной плотности приращений перегрузок $S_n(\Omega)$. Делается это с помощью следующего выражения в предположении, что приращение перегрузки Δn_y на любой длине волны вызвано турбулентностью с той же самой длиной волны [16]:

$$S_n(\Omega) = |T_n(\Omega)|^2 S_U(\Omega), [\text{м}] \quad (2.37)$$

где $T_n(\Omega)$ – частотная характеристика приращения перегрузки при действии синусоидального порыва постоянной амплитуды с пространственной частотой Ω .

Частотные характеристики определяются теоретическими или экспериментальными методами. В первом приближении можно воспользоваться, например, следующим выражением [10]:

$$|T_n(\Omega)|^2 = \frac{V^2}{g^2} \frac{4\Omega^2}{\left[4 + \Omega^2 \left(\frac{2m}{\pi\rho S_{\text{кр}}} + 0,5 b_{\text{СГХ}}\right)^2\right] (1 + \pi\Omega b_{\text{СГХ}})}, [\text{с}^2/\text{м}^2] \quad (2.38)$$

где $b_{\text{СГХ}}$ – средняя геометрическая хорда крыла, [м].

Суммарную реакцию самолета на непрерывную атмосферную турбулентность можно охарактеризовать двумя параметрами:

- 1) величиной реакции, измеряемой в единицах среднего квадратического значения приращения перегрузки σ_n ;
- 2) количеством пересечений N_n заданного уровня приращения перегрузки Δn_y в единицу времени (повторяемостью перегрузок).

Величину реакции можно описать следующим образом:

$$\sigma_n^2 = \int_0^{\infty} S_n(\Omega) d\Omega, \quad (2.39)$$

где σ_n – среднее квадратическое значение приращения перегрузки.

Среднюю повторяемость перегрузок в соответствии с [11] можно определить по формуле:

$$\bar{N}_n = \bar{N}_0 \left[P_1 \exp\left(-\frac{\Delta n_y}{A_n b_1}\right) + P_2 \exp\left(-\frac{\Delta n_y}{A_n b_2}\right) \right], \text{ [Гц]} \quad (2.40)$$

где $\bar{N}_0 = \frac{V}{2\pi} \left[\frac{\int_{\Omega_{\min}}^{\Omega_{\max}} \Omega^2 S_n(\Omega) d\Omega}{\int_{\Omega_{\min}}^{\Omega_{\max}} S_n(\Omega) d\Omega} \right]^{\frac{1}{2}}$, [Гц] – число превышений в единицу времени

нулевого уровня приращений перегрузки $\Delta n_y = 0$;

$$A_n = \frac{\sigma_n}{\sigma_U} = \left[\frac{\int_{\Omega_{\min}}^{\Omega_{\max}} S_n(\Omega) d\Omega}{\int_0^{\infty} S_U(\Omega) d\Omega} \right]^{\frac{1}{2}}, \text{ [с/м]} – \text{ передаточный коэффициент от порыва к}$$

реакции (приращению перегрузки) самолета;

$$\Omega_{\min} = 10^{-4}, \text{ [1/м]};$$

$$\Omega_{\max} = \frac{2\pi f_{\max}}{V}, \text{ [1/м]};$$

$$f_{\max} = 3 \text{ Гц.}$$

Величину \bar{N}_n можно использовать для оценки расходования ресурса конструкции самолета и возможности возникновения резонансных явлений.

2.2.5. Перегрузки при движении по земле

При нахождении на земле самолет также испытывает нагрузки, которые как и при полете в беспокойном воздухе можно разделить на одиночные, имеющие относительно большую величину, и часто повторяющиеся нагрузки малой величины. Одиночные нагрузки возникают при посадке самолета в момент касания ВПП, при наезде на высокой скорости на большие неровности, при резком торможении, а также в процессе разворотов при рулении. Малые, но часто повторяющиеся нагрузки возникают из-за движения самолета по небольшим неровностям ВПП, которая никогда не бывает идеально ровной.

Перегрузки от воздействия одиночных нагрузок при движении по земле

Рассмотрим несколько типичных случаев воздействия одиночных нагрузок при нахождении самолета на земле.

Горизонтальная посадка

Пусть самолет имеет трехопорное шасси с носовой опорой, что является наиболее распространенной схемой шасси у современных магистральных самолетов. Пусть также его снижение происходит равномерно с некоторой вертикальной скоростью. Касание земли происходит всеми опорами одновременно. При касании земли на самолет будут действовать силы, показанные на рис. 2.7.

Очевидно, что при этом перегрузки $n_x = n_z = 0$. Найдем перегрузку n_y .

Нормальная аэродинамическая сила \vec{Y} , а также силы реакции земли от носовой опоры $\vec{R}_{\text{нос}}$ и от двух основных опор $2\vec{R}_{\text{осн}}$ (поверхностные силы) в соответствии с принципом Д'Аламбера должны быть уравновешены массовыми силами – силой тяжести \vec{G} и силой инерции $m\vec{j}_y$, приложенными в ц.м. самолета. В соответствии с формулой (2.5) запишем:

$$Y + R_{\text{нос}} + 2R_{\text{осн}} = G + mj_y. \quad (2.41)$$

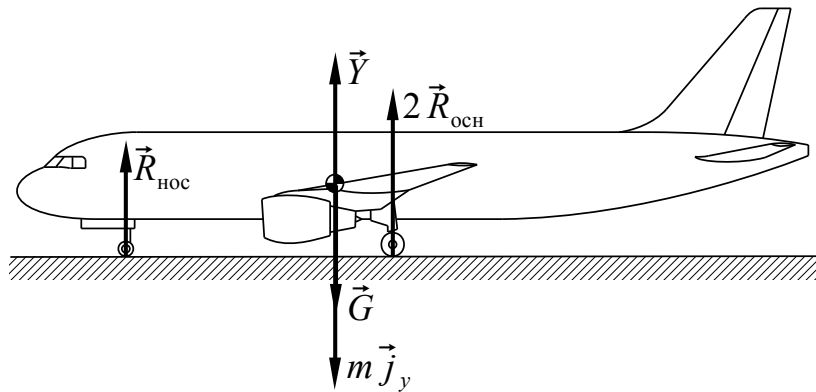


Рис. 2.7. Горизонтальная посадка самолета

Из определения перегрузки вытекает:

$$n_y = \frac{Y + R_{\text{нос}} + 2R_{\text{осн}}}{G} = \frac{G + mj_y}{G}. \quad (2.42)$$

Поскольку выше было принято, что снижение самолета происходит равномерно, нормальная аэродинамическая сила будет равна силе тяжести $Y = G$. Тогда:

$$n_y = 1 + \frac{R_{\text{нос}} + 2R_{\text{осн}}}{G} = 1 + \frac{j_y}{g}. \quad (2.43)$$

Величина реакций $R_{\text{нос}}$ и $R_{\text{осн}}$, а значит и перегрузки n_y при посадке, зависит от вертикальной скорости снижения самолета V_y и жесткости амортизации. Если не учитывать деформации планера самолета и грунта, то кинетическая энергия вертикального снижения самолета

$$T = \frac{m V_y^2}{2} \quad (2.44)$$

переходит в работу сил, сжимающих амортизаторы стоек и пневматики колес шасси:

$$A = R_{\text{ср}} H_{\text{цм}}, \quad (2.45)$$

где $R_{\text{ср}}$ – среднее значение силы, равной сумме реакций опор:
 $R_{\text{ср}} = (R_{\text{нос}} + 2R_{\text{осн}})_{\text{ср}}$;

$H_{\text{цм}}$ – вертикальное перемещение ц.м. самолета от момента касания земли до момента, соответствующего $V_y = 0$.

Из условия $T = A$ получим:

$$R_{\text{ср}} = \frac{m V_y^2}{2 H_{\text{цм}}}, \quad (2.46)$$

откуда видно, что чем больше V_y , тем больше $R_{\text{ср}}$. Чем жестче амортизация, тем меньше ход амортизатора и сжатие пневматиков, т.е. тем меньше $H_{\text{цм}}$, а значит, тем больше $R_{\text{ср}}$.

Посадка с опущенным хвостом

Этот тип посадки чаще всего используется в летной эксплуатации самолетов, имеющих трехопорную схему шасси с носовой опорой (рис. 2.8).

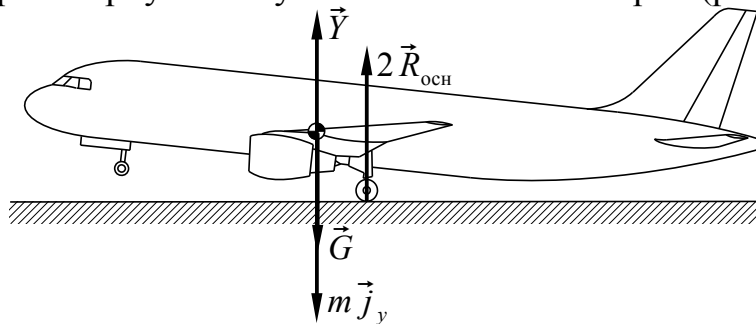


Рис. 2.8. Посадка самолета с опущенным хвостом

При условии, что угол тангажа невелик, можно считать, что перегрузки $n_x = n_z = 0$. Найдем перегрузку n_y . В рассматриваемом случае реакция от носовой опоры отсутствует ($R_{\text{нос}} = 0$). Тогда нормальную перегрузку можно определить по следующей формуле:

$$n_y = 1 + \frac{2 R_{\text{осн}}}{G} = 1 + \frac{j_y}{g}. \quad (2.47)$$

Пробег с торможением

Для сокращения длины пробега в конструкции колес шасси используются тормоза. Обычно тормозами оборудованы только колеса основных опор. На рис. 2.9 показаны силы, действующие на самолет при торможении во время движения его по прямолинейной траектории.

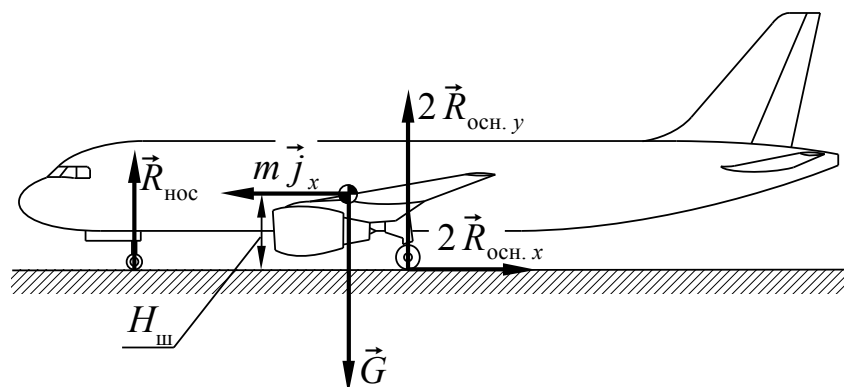


Рис. 2.9. Пробег самолета с торможением

При этом принято, что нормальная аэродинамическая сила пренебрежимо мала ($\vec{Y} \approx 0$) из-за малой поступательной скорости V . Торможение осуществляется за счет силы трения колес основных опор $\vec{R}_{\text{очн.}x}$. Эти силы трения в соответствии с принципом Д'Аламбера уравниваются силой инерции $m\vec{j}_x$, приложенной в ц.м. самолета.

Запишем уравнения движения:

$$\left. \begin{aligned} 2R_{\text{очн.}x} &= m j_x; \\ R_{\text{нос}} + 2R_{\text{очн.}y} &= G; \\ Z &= 0. \end{aligned} \right\} \quad (2.48)$$

Отметим, что сила $R_{\text{нос}}$ будет увеличиваться, а силы $R_{\text{очн.}y}$ – уменьшаться относительно своих стояночных значений из-за действия момента $m j_x H_{\text{ш}}$, где $H_{\text{ш}}$ – высота шасси (высота ц.м. самолета над поверхностью земли).

Перегрузки в ц.м. самолета будут иметь вид:

$$\left. \begin{aligned} n_x &= \frac{2R_{\text{очн.}x}}{G} = \frac{j_x}{g} < 0; \\ n_y &= \frac{R_{\text{нос}} + 2R_{\text{очн.}y}}{G} = 1; \\ n_z &= 0. \end{aligned} \right\} \quad (2.49)$$

Разворот при рулении

При рулении по земле самолет совершает развороты. При этом он движется по криволинейной траектории в горизонтальной плоскости. Центробежная сила создается силами трения колес о землю $\vec{R}_{\text{нос.}z}$, $\vec{R}_{\text{очн.}z}^{\text{лев}}$ и $\vec{R}_{\text{очн.}z}^{\text{прав}}$, которые будут уравновешены центробежной силой $m\vec{j}_z$ (рис. 2.10), приложенной в ц.м. самолета.

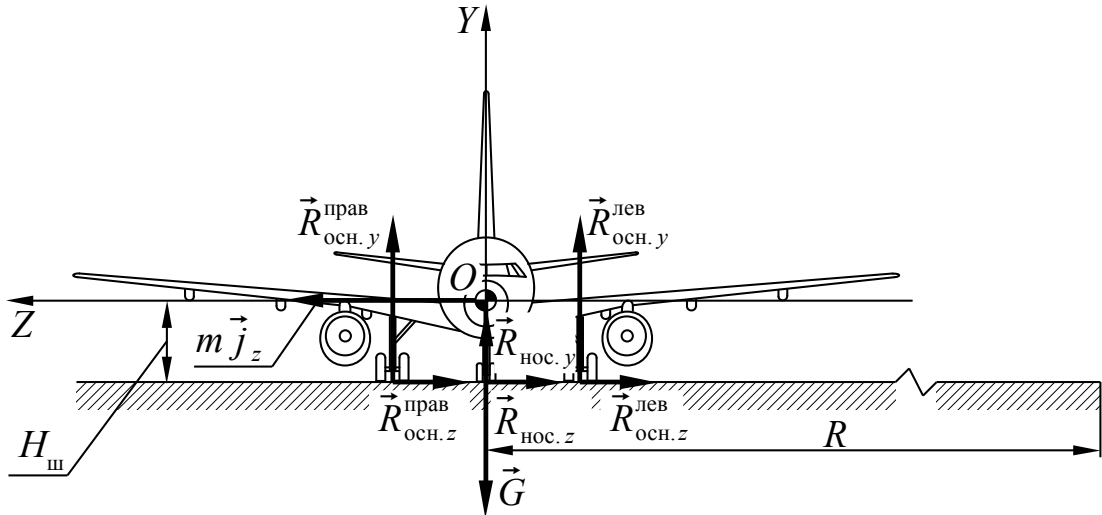


Рис. 2.10. Разворот самолета при рулении

Пусть самолет движется по дуге окружности радиуса R и движение это равномерно, т.е. тангенциальная (поступательная) скорость постоянна ($V = \text{const}$), а подъемная сила пренебрежимо мала из-за малой величины скорости V , тогда уравнения движения будут иметь вид:

$$\left. \begin{aligned} X &= 0; \\ R_{\text{нос.}y} + R_{\text{осн.}y}^{\text{лев}} + R_{\text{осн.}y}^{\text{прав}} &= G; \\ R_{\text{нос.}z} + R_{\text{осн.}z}^{\text{лев}} + R_{\text{осн.}z}^{\text{прав}} &= m j_z. \end{aligned} \right\} \quad (2.50)$$

Отметим, что сила $R_{\text{осн.}y}^{\text{прав}}$ будет увеличиваться, а сила $R_{\text{осн.}y}^{\text{лев}}$ — уменьшаться относительно своих стояночных значений из-за действия момента $m j_z H_{\text{ш}}$.

Перегрузки в ц.м. самолета будут равны:

$$\left. \begin{aligned} n_x &= 0; \\ n_y &= \frac{R_{\text{нос.}y} + R_{\text{осн.}y}^{\text{лев}} + R_{\text{осн.}y}^{\text{прав}}}{G} = 1; \\ n_z &= \frac{R_{\text{нос.}z} + R_{\text{осн.}z}^{\text{лев}} + R_{\text{осн.}z}^{\text{прав}}}{G} = \frac{j_z}{g} = \frac{V^2}{gR}. \end{aligned} \right\} \quad (2.51)$$

Отсюда видно, что чем больше скорость V и чем меньше радиус разворота R , тем больше поперечная перегрузка n_z .

Часто повторяющиеся перегрузки при движении по земле

Часто повторяющиеся перегрузки при движении самолета по земле можно определить, используя подход, описанный выше при определении перегрузок от воздействия непрерывной атмосферной турбулентности. Только в этом случае вместо спектральной плотности вертикального компонента турбулентной скорости $S_U(\Omega)$ необходимо использовать спектральную плотность неровностей ВПП, а вместо частотной характеристики приращения перегрузки при

действии порыва $T_n(\Omega)$ использовать соответствующую частотную характеристику приращения перегрузки при наезде на неровности.

2.2.6. Измерение и регистрация перегрузок

Для измерения перегрузок в полете используются специальные приборы – акселерометры. Акселерометр для измерения линейных перегрузок обычно состоит из корпуса, внутри которого может линейно перемещаться грузик определенной массы, связанный с корпусом при помощи упругого тарированного элемента (пружины). Внутренняя полость корпуса, в которой перемещается грузик, заполнена жидкостью для обеспечения демпфирования колебаний грузика.

При движении ЛА с ускорением, направленным вдоль оси возможного перемещения грузика, появляется сила инерции, действующая на грузик. Под действием этой силы грузик перемещается внутри корпуса, деформируя упругий элемент. Перемещение грузика относительно корпуса преобразуется в изменение электрического сопротивления, пропорциональное перегрузке. Это позволяет выдавать соответствующий электрический сигнал на указатель перегрузки на панели приборов в кабине пилота и производить запись перегрузок за время полета с помощью бортовых устройств регистрации параметров полета.

Измерение и регистрация перегрузок в полете позволяют контролировать в полете значения перегрузок, не допуская превышения их допустимых значений, уточнять нагрузки, действующие на ЛА в различных условиях полета, а также вести историю нагружения конкретного ЛА в течение всего срока эксплуатации.

2.3. Условие прочности конструкции. Коэффициент безопасности

Конструкция считается достаточно прочной, если действующие нагрузки не превышают своих допустимых значений. Таким образом, условие прочности в общем виде можно записать следующим образом:

$$P \leq P_{\text{доп}}, \quad (2.52)$$

где P – действующая нагрузка;

$P_{\text{доп}}$ – допустимая нагрузка.

В практике расчетов на прочность авиационных конструкций в качестве допустимых нагрузок принято использовать нагрузки разрушающие. Но из курса «Сопротивление материалов» известно, что если напряжения в материале детали превышают предел упругости, то после снятия нагрузки деталь будет иметь остаточную деформацию. В авиационных конструкциях это недопустимо. Поэтому, казалось бы, следует в качестве допустимых нагрузок использовать не разрушающие нагрузки, вызывающие напряжения, равные пределу прочности, а меньшие нагрузки, вызывающие напряжения, равные пределу упругости материала. Но для многих материалов, используемых в авиационных конструкциях,

трудно достаточно надежно определить величину предела упругости. Выход можно найти, если искусственно завысить действующую нагрузку, умножив ее на некоторый коэффициент $f > 1$, и сравнивать ее с разрушающей нагрузкой.

Для многих конструкционных материалов справедливо следующее соотношение:

$$\frac{\sigma_{\text{в}}}{\sigma_{\text{упр}}} \approx 1,5, \quad (2.53)$$

где $\sigma_{\text{в}}$ – предел прочности;

$\sigma_{\text{упр}}$ – предел упругости.

Поэтому, умножив действующую нагрузку на коэффициент $f = 1,5$, можно в качестве допустимой использовать разрушающую нагрузку $P_{\text{разр}}$ и при этом обеспечить отсутствие остаточных деформаций, что подтверждается опытом эксплуатации ЛА. Данный коэффициент f называется коэффициентом безопасности, а действующая нагрузка, умноженная на него, называется расчетной:

$$P^{\text{р}} = P \cdot f, \quad (2.54)$$

Тогда условие прочности будет выглядеть следующим образом:

$$P^{\text{р}} \leq P_{\text{разр}}. \quad (2.55)$$

Коэффициент безопасности может иметь и бóльшую величину (обычно он находится в пределах от 1,5 до 2,0), или могут использоваться дополнительные коэффициенты безопасности с целью перекрытия возможных неточностей расчета величин внешних нагрузок, разброса свойств материалов, отклонений технологических процессов при изготовлении конструкции.

Однако для выдачи заключения о прочности необходимо знать не только действующие (расчетные) нагрузки, но и разрушающие.

Разрушающие нормальные напряжения $\sigma_{\text{разр}}$ для растягиваемых и сжимаемых элементов определяются по-разному.

Разрушающие нормальные напряжения $\sigma_{\text{разр}}$ для элементов, подверженных в основном растяжению, определяются с учетом некоторых условий их работы в составе конструкции.

Прежде всего, необходимо учесть уменьшение площади поперечных сечений силовых элементов за счет наличия отверстий под соединительные элементы (заклепки, болты и т.п.). На практике при проектировочных расчетах это делается путем введения поправочного коэффициента $k_1 = 0,9$.

Необходимо также учесть влияние концентрации напряжений из-за наличия отверстий в силовых элементах. Сделать это можно путем введения коэффициента k_2 . Его значение зависит от материала детали. Так, например, для стали $k_2 = 0,95$, для алюминиевых сплавов – 0,90, для магниевых сплавов – 0,80.

Кроме этого, необходимо принимать во внимание многократность нагружения конструкции, чтобы учесть усталость материала детали. Для различных материалов, используемых в авиационной технике, имеются зависимости

коэффициента $k_3 = \frac{\sigma_{ц}}{\sigma_B}$ от числа циклов нагружения $N_{ц}$ (где $\sigma_{ц}$ – разрушающие напряжения при данном числе циклов нагружения). Типовой вид зависимости $k_3 = f(N_{ц})$ показан на рис. 2.11.

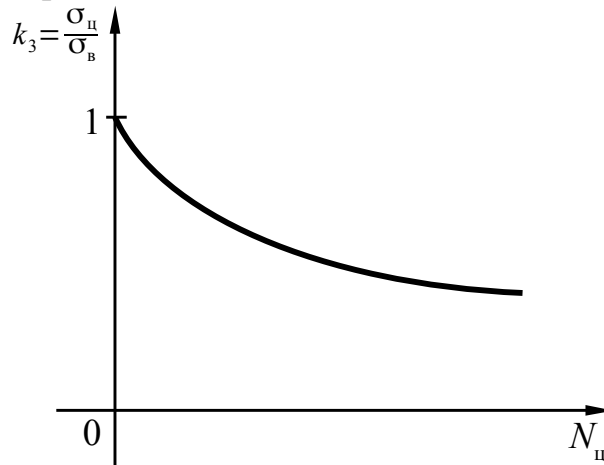


Рис. 2.11. Кривая усталости

Таким образом, разрушающее напряжение для силового элемента, работающего на растяжение, будет равно:

$$\sigma_{\text{разр}} = \sigma_B k_1 k_2 k_3. \quad (2.56)$$

Помимо всего вышеперечисленного учитывается также влияние аэродинамического нагрева конструкции на механические характеристики материалов (σ_B , τ_B , E , G).

Элементы крыла, подверженные в основном сжатию, если это длинные и тонкие элементы (обшивка, стрингеры), могут потерять устойчивость раньше, чем напряжения достигнут предела прочности. Потеря же устойчивости в авиационных конструкциях обычно не допускается, т.к. это сопровождается большими деформациями и чаще всего приводит к последующему разрушению. Поэтому для тонких и длинных элементов за разрушающие напряжения принимаются критические напряжения общей $\sigma_{\text{кр}}^{\text{общ}}$ или местной $\sigma_{\text{кр}}^{\text{мест}}$ потери устойчивости (выбирается наименьшее из этих напряжений).

При работе элементов на сдвиг, что характерно для обшивки и стенок, в качестве разрушающих обычно принимаются критические касательные напряжения потери устойчивости при сдвиге $\tau_{\text{кр}}$.

2.4. Нормы прочности самолетов

Из материала, изложенного в 1-м разделе настоящего учебного пособия, вытекает, что для обеспечения высокой эффективности функционирования самолета необходимо, чтобы его конструкция обладала минимально возможной массой. Но задача создания такой конструкции должна решаться с учетом

требований прочности и жесткости, предъявляемых к конструкциям самолетов с целью обеспечения безопасности полетов.

Недостаточная прочность конструкции может привести к ее разрушению или появлению остаточных деформаций, а недостаточная жесткость приводит к искажению формы самолета, снижению аэродинамических характеристик, ухудшению устойчивости и управляемости, может стать причиной незаглухающих аэроупругих колебаний конструкции, приводящих к ее разрушению.

Требования, предъявляемые к прочности и жесткости конструкций самолетов, от которых зависит безопасность полетов, изложены в ОТТ, т.е. в Нормах летной годности (АП-23 и АП-25).

Содержащиеся в ОТТ требования по прочности и жесткости конструкции самолета условно называются *Нормами прочности*. В АП-23 и АП-25 имеется соответствующий раздел: «Раздел С – ПРОЧНОСТЬ».

Нормы прочности регламентируют характер и значения нагрузок, которые должны учитываться при расчете конструкции самолета на прочность и жесткость.

В Нормах прочности используется понятие *эксплуатационной нагрузки* P^3 . Это максимальная по абсолютному значению нагрузка, возможная в эксплуатации. Таким образом, в качестве действующей нагрузки принимается эксплуатационная нагрузка, а расчетная нагрузка получается путем умножения ее на коэффициент безопасности.

В Нормах прочности величины нагрузок, которые действуют на самолет в целом и его отдельные агрегаты, определяются сочетанием нормальной перегрузки n_y и индикаторной скорости полета V_i .

Напомним, что индикаторная скорость равна:

$$V_i = V \sqrt{\frac{\rho_H}{\rho_0}}, \quad (2.57)$$

где V – истинная скорость полета относительно воздушной среды;

ρ_H – плотность воздуха на высоте полета H ;

ρ_0 – плотность воздуха у земли ($H = 0$).

При прочностных расчетах для краткости вместо словосочетания «нормальная перегрузка» часто говорят просто «перегрузка», а индекс «у» в ее обозначении опускают.

Предельными значениями *эксплуатационной перегрузки* являются ее максимальное n_{\max}^3 и минимальное n_{\min}^3 значения.

Расчетная перегрузка получается путем умножения эксплуатационной перегрузки на коэффициент безопасности:

$$n^p = n^3 \cdot f. \quad (2.58)$$

Если нет других указаний, то $f = 1,5$.

В Нормах прочности указывается, что конструкция должна выдерживать эксплуатационные нагрузки без появления опасных остаточных деформаций.

При всех нагрузках, вплоть до эксплуатационных, деформации конструкции не должны влиять на безопасность эксплуатации.

Соответствие требованиям к прочности и жесткости должно быть показано для каждого критического случая нагружения. Подтверждение прочности конструкции только расчетами допускается лишь в том случае, если данная конструкция соответствует тем конструкциям, для которых, как показал опыт, примененный метод расчета является надежным. В остальных случаях должны проводиться подтверждающие статические или динамические испытания.

В Нормах прочности описаны методики расчета полетных нагрузок (при выполнении маневров и при полете в неспокойном воздухе), наземных нагрузок, нагрузок при аварийной посадке, гидродинамических нагрузок для гидросамолетов, нагрузок на поверхности и систему управления и др.

В Нормах прочности используется так называемая система расчетных случаев нагружения. Произведя расчет на прочность и соответствующие испытания на эти случаи, можно считать, что самолет будет удовлетворять условиям прочности и жесткости во всех других возможных в эксплуатации случаях.

В АП-25 записано, что полетные нагрузки, определенные с учетом сжимаемости воздуха при всех скоростях, должны быть рассмотрены:

- 1) во всем диапазоне расчетных высот, определенных в ТЗ;
- 2) при всех значениях полетной массы – от расчетной минимальной до расчетной максимальной, соответствующих каждому отдельному полетному случаю нагружения;
- 3) при всех требуемых сочетаниях высоты и массы при любом практически возможном распределении коммерческой нагрузки самолета, масс топлива и масла в пределах эксплуатационных ограничений, предписанных в Руководстве по летной эксплуатации.

Должно быть рассмотрено достаточно большое количество точек, соответствующих расчетным случаям, на и внутри огибающей условий полета (рис. 2.12) с тем, чтобы была уверенность, что получена максимальная эксплуатационная нагрузка на каждую часть конструкции самолета. Обязательные расчетные случаи показаны точками 1...9.

На рис. 2.12:

- 1) V_C – расчетная крейсерская скорость, [м/с]:

$$V_C \geq V_B + 1,32 U_{\text{ref}}, \quad (2.59)$$

где U_{ref} – эффективная индикаторная скорость порыва, задаваемая в АП-25 в зависимости от скорости и высоты полета, [м/с];

- 2) V_D – расчетная скорость пикирования, причем $V_C \leq 0,8 V_D$;

- 3) V_A – расчетная маневренная скорость:

$$V_A \geq V_{S1} \sqrt{n_{\text{max}}^3}, \quad (2.60)$$

где n_{\max}^3 – максимальная эксплуатационная маневренная перегрузка;
 4) V_{S1} – скорость сваливания при убранной механизации;

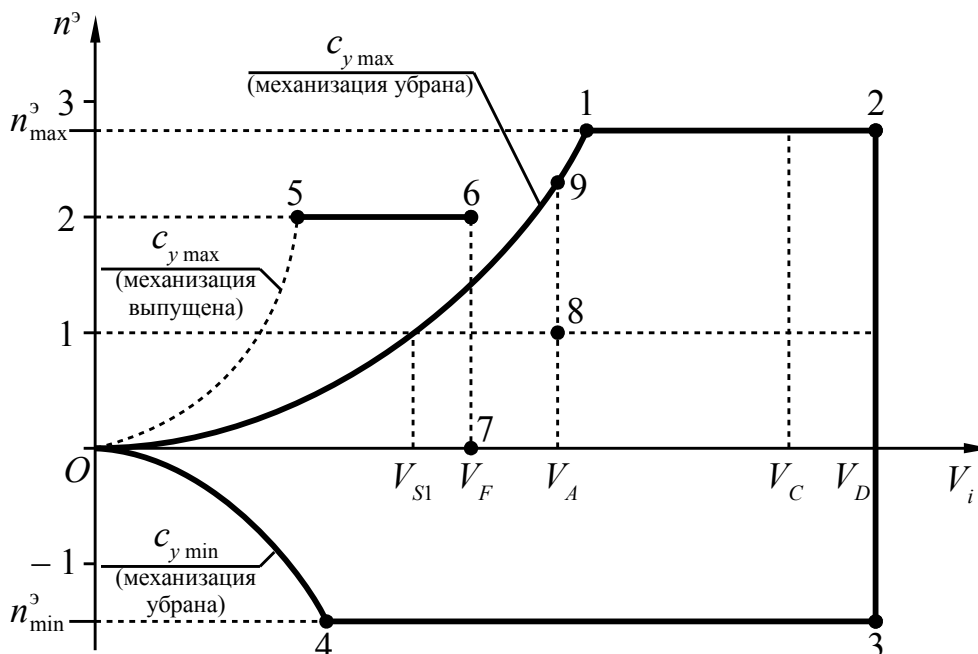


Рис. 2.12. Огибающая условий полета при маневре

5) V_B – расчетная скорость при максимальной интенсивности порыва, [м/с]:

$$V_B \geq V_{S1} \sqrt{1 + \frac{k_g c_y^\alpha U_{\text{ref}} V_C S_{\text{кр}}}{16m}}, \quad (2.61)$$

где $k_g = \frac{0,88 \mu_g}{5,3 + \mu_g}$ – коэффициент ослабления порыва;

$\mu_g = \frac{2m}{\rho b_{\text{СГХ}} c_y^\alpha S_{\text{кр}}}$ – массовый параметр самолета;

6) V_F – расчетная скорость полета при выпущенной механизации, при этом:

– $V_F \geq 1,6 V_{S1}$ – при взлетном положении механизации и при максимальной взлетной массе самолета;

– $V_F \geq 1,8 V_{S1}$ – при механизации, отклоненной для захода на посадку, и при максимальной посадочной массе;

– $V_F \geq 1,8 V_{S0}$ – при механизации в посадочном положении и при максимальной посадочной массе, где V_{S0} – скорость сваливания при выпущенной механизации.

Перегрузки в Нормах прочности задаются следующим образом.

Максимальная (положительная) эксплуатационная маневренная перегрузка должна удовлетворять следующему неравенству, но при условии, что ее величина будет лежать в пределах 2,5...3,8:

$$n_{\max}^3 \geq 2,1 + \frac{10890}{m + 4540}, \quad (2.62)$$

где m – максимальная взлетная масса самолета, [кг].

Минимальная (отрицательная) эксплуатационная маневренная перегрузка должна быть по абсолютной величине не меньше, чем 1, т.е. $n_{\min}^3 \leq -1,0$.

Кривые 0-1 и 0-5 на рис. 2.12 строятся при максимальных значениях c_y соответственно для убранной и выпущенной механизации. Кривая 0-4 на том же рисунке строится при минимальном значении c_y для убранной механизации.

В АП-25 при расчете перегрузок при полете в неспокойном воздухе предполагается, что в горизонтальном полете самолет подвергается воздействию симметричных вертикальных и боковых порывов. Нагрузки на каждую часть конструкции должны быть получены из динамического расчета. При расчете следует принять во внимание нестационарные аэродинамические характеристики и все существенные степени свободы самолета, включая его движение как твердого тела.

Форма порыва принимается в виде:

$$\left. \begin{aligned} U(s) &= \frac{U_{ds}}{2} \left[1 - \cos\left(\pi \frac{s}{H}\right) \right] \text{ для } 0 \leq s \leq 2H; \\ U(s) &= 0 \text{ для } s > 2H, \end{aligned} \right\} \quad (2.63)$$

где s – расстояние, пройденное в порыве (глубина проникновения в порыв), [м];

H – длина участка нарастания порыва (расстояние от начала порыва до его максимального значения, измеренное вдоль траектории полета), $H = 9,2 \dots 106,8$ м;

$$U_{ds} = U_{\text{ref}} F_g \left(\frac{H}{106,8} \right)^{\frac{1}{6}} - \text{индикаторная скорость порыва, [м/с];}$$

F_g – коэффициент снижения порыва, задаваемый в АП-25 в зависимости от профиля полета. Он изменяется от некоторого рассчитываемого значения $F_g < 1,0$ на уровне моря до $F_g = 1,0$ на максимальной эксплуатационной высоте полета.

Графически форма порыва представлена на рис. 2.13.

В АП-25 указывается, что должна быть принята во внимание динамическая реакция самолета на вертикальную и боковую непрерывную турбулентность. Спектральная плотность атмосферной турбулентности должна определяться по модели Кармана (2.34).

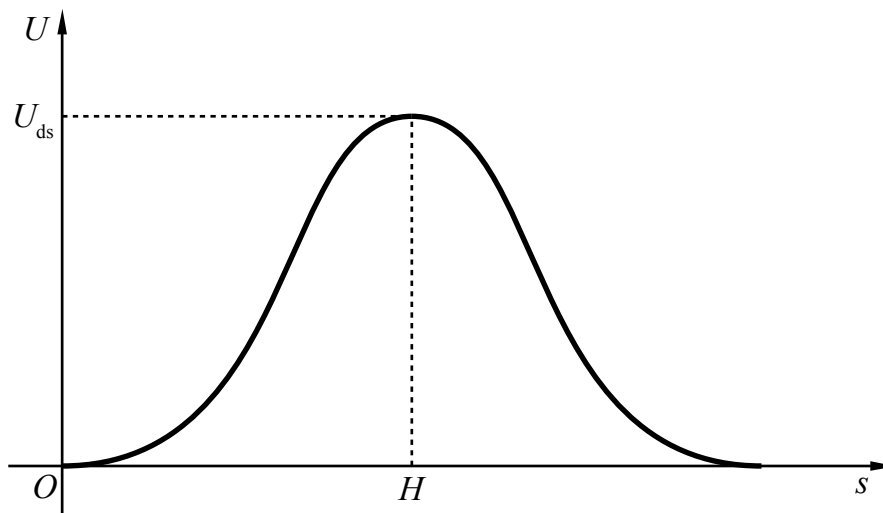


Рис. 2.13. Форма порыва

В АП-23 перегрузки при полете в неспокойном воздухе при отсутствии более точного метода расчета предлагается определять по следующей формуле, аналогичной (2.29):

$$n^3 = 1 \pm \frac{k_g c_y^\alpha U_{de} V_i S_{кр}}{16m}, \quad (2.64)$$

где U_{de} – эффективная индикаторная скорость порыва, задаваемая в АП-23 в зависимости от скорости и высоты полета, [м/с].

С помощью формулы (2.64) строится огибающая условий полета в неспокойном воздухе (рис. 2.14).

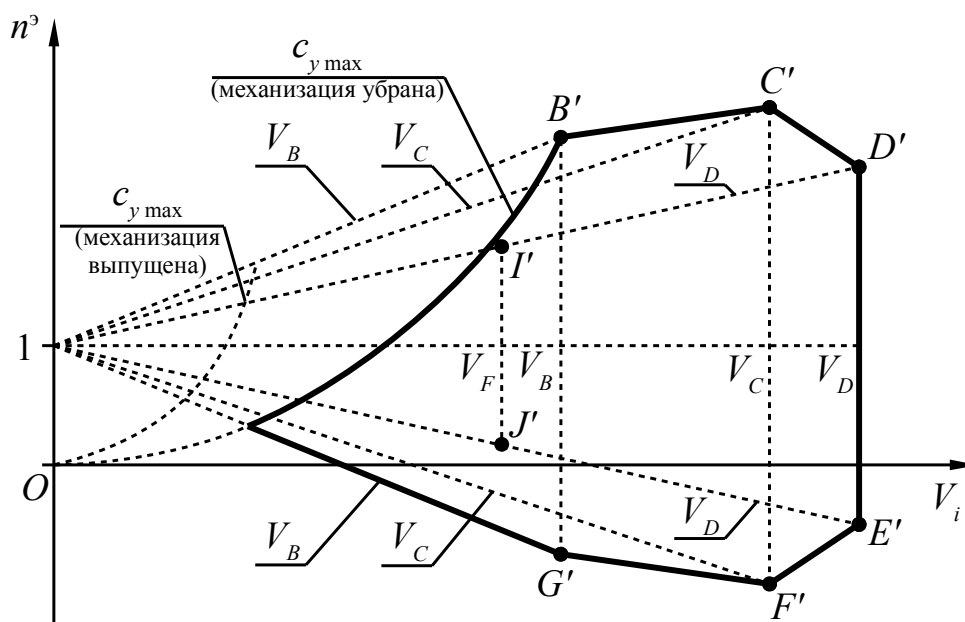


Рис. 2.14. Огибающая условий полета в неспокойном воздухе

В Нормам прочности рассматриваются также случаи нагружения самолета при посадке и движении по поверхности аэродрома. Здесь тоже используется

упомянутая выше система расчетных случаев. Рассматриваются следующие случаи нагружения:

- горизонтальная посадка;
- посадка с опущенным хвостом;
- посадка на одну опору;
- боковая нагрузка при посадке на основные опоры;
- отскок при посадке;
- руление, взлет и пробег;
- качение с торможением;
- и др.

Вопросы для самопроверки по разделу 2

1. Перечислите виды нагрузок, действующих на самолет.
2. Дайте определение полной перегрузки в центре масс самолета. Почему перегрузки в центре масс и вне центра масс могут различаться?
3. Приведите примеры определения маневренных перегрузок при различных режимах полета.
4. Как определяются перегрузки при полете в беспокойном воздухе?
5. Как определяются перегрузки при движении по земле?
6. Как производится измерение и регистрация перегрузок?
7. Приведите условие прочности конструкции. Что такое коэффициент безопасности и какова его минимальная величина?
8. Что такое «Нормы прочности», и в каком документе они излагаются?
9. Что такое эксплуатационная нагрузка (перегрузка), и как она связана с расчетной нагрузкой (перегрузкой)?
10. В чем суть системы расчетных случаев в Нормах прочности?
11. Как строятся огибающие условий полета при маневре и при полете в беспокойном воздухе?

Литература

1. **Авиация:** Энциклопедия / Гл. ред. Г.П. Свищев. – М.: Большая Российская энциклопедия, 1994.
2. **Болховитинов В.Ф.** Пути развития летательных аппаратов. – М.: Оборонгиз, 1962.
3. **Голубев И.С.** Эффективность воздушного транспорта. – М.: Транспорт, 1982.
4. **Голубев И.С., Протопопов В.И.** Проектная конкурентоспособность авиа- и автотранспортных средств: Основы теории и практические приложения: Учеб. пособие. – М.: Изд-во МАИ, 2000.
5. **Голубев И.С., Самарин А.В.** Проектирование конструкций летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1991.
6. **ГОСТ Р ИСО 9000 – 2008.** Системы менеджмента качества. Основные положения и словарь.
7. **Гудков А.И., Лешаков П.С., Райков Л.Г.** Внешние нагрузки и прочность летательных аппаратов. – М.: Оборонгиз, 1963.
8. **Егер С.М., Матвеев А.М., Шаталов И.А.** Основы авиационной техники: учебник / под ред. И.А. Шаталова. – Изд. третье, исправл. и доп. – М.: Машиностроение, 2003.
9. **Житомирский Г.И.** Конструкция самолетов: учебник для студентов авиационных специальностей вузов. – М.: Машиностроение, 2005.
10. **Кашин Г.М., Протопопов В.И., Соломатина Р.Д.** Определение спектра вибраций, действующих на пилота и пассажира, при полете в самолете общего назначения. – Техника воздушного флота. – Том LXIX, №3-4 (614-615), 1995. С. 80 – 83.
11. **ОСТ 1 02514-84.** Модель турбулентности атмосферы. Характеристики.
12. **Проектирование гражданских самолетов: Теории и методы.** Под ред. Г.В. Новожилова. – М.: Машиностроение, 1991.
13. **Протопопов В.И., Арепьев А.Н.** Основы авиационной техники. – М.: МИИГА, 1981.
14. **Скрипниченко С.Ю.** Теоретические основы повышения экономичности полета. – М.: Издание ГосНИИ ГА, 2005.
15. **Смирнов Н.Н., Чинючин Ю.М., Тарасов С.П.** Сохранение летной годности воздушных судов: учебное пособие. – М.: МГТУ ГА, 2005.
16. **Тейлор, Дж.** Нагрузки, действующие на самолет. – М.: Машиностроение, 1971.
17. **Феодосьев В.И.** Соппротивление материалов: Учебник для вузов – 9-е изд., переаб. – М.: Наука, 1986.
18. **Шейнин В.М., Козловский В.И.** Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. Т. 1. Весовой расчет самолета и весовое планирование. – М.: Машиностроение, 1977.