

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ» (МГТУ ГА)

Кафедра аэродинамики, конструкций и прочности
летательных аппаратов

В.В. Ефимов, К.О. Чернигин, Г.Н. Бабенко

**КОНСТРУКЦИЯ И ПРОЧНОСТЬ
САМОЛЕТА.
ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ
И ОБЕСПЕЧЕНИЕ
ЭКСПЛУАТАЦИОННО-ТЕХНИЧЕСКИХ
ХАРАКТЕРИСТИК КОНСТРУКЦИЙ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

Учебное пособие

*Утверждено редакционно-
издательским советом МГТУ ГА
в качестве учебного пособия*

Москва
ИД Академии Жуковского
2020

УДК 629.7.01
ББК 052-021.1
Е91

Печатается по решению редакционно-издательского совета
Московского государственного технического университета ГА

Рецензенты:

Петров Ю.В. (МГТУ ГА) – д-р техн. наук, профессор;
Овчинников В.В. (МГТУ им. Н.Э. Баумана) – д-р техн. наук, профессор

Ефимов В.В.

Е91 Конструкция и прочность самолета. Основы проектирования и обеспечение эксплуатационно-технических характеристик конструкций летательных аппаратов [Текст] : учебное пособие / В.В. Ефимов, К.О. Чернигин, Г.Н. Бабенко. – М. : ИД Академии Жуковского, 2020. – 76 с.

ISBN 978-5-907275-66-9

Данное учебное пособие издается в соответствии с рабочей программой «Конструкция и прочность самолета», по учебному плану для студентов IV курса направления 25.03.01 всех форм обучения.

В учебном пособии подробно рассмотрены научные основы проектирования, комплекс требований, предъявляемых к летательным аппаратам гражданской авиации, задача проектирования и его этапы, основы предварительного проектирования, виды и причины неисправностей и отказов авиационных конструкций, их надежность, эксплуатационная технологичность, безопасность, влияние эксплуатационно-технических характеристик на эффективность эксплуатации летательных аппаратов.

Рассмотрено и одобрено на заседаниях кафедры 15.09.2020 г. и методического совета 16.09.2020 г.

УДК 629.7.01
ББК 052-021.1

Св. тем. план 2020 г.
поз. 3

ЕФИМОВ Вадим Викторович, ЧЕРНИГИН Константин Олегович,
БАБЕНКО Григорий Николаевич
КОНСТРУКЦИЯ И ПРОЧНОСТЬ САМОЛЕТА. ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ
И ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК
КОНСТРУКЦИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Учебное пособие

В авторской редакции

Подписано в печать 04.12.2020 г.

Формат 60x84/16 Печ. л. 4,75 Усл. печ. л. 4,42

Заказ № 708/1008-УП09 Тираж 90 экз.

Московский государственный технический университет ГА
125993, Москва, Кронштадтский бульвар, д. 20

Издательский дом Академии имени Н. Е. Жуковского

125167, Москва, 8-го Марта 4-я ул., д. 6А

Тел.: (495) 973-45-68 E-mail: zakaz@itsbook.ru

ISBN 978-5-907275-66-9

© Московский государственный технический
университет гражданской авиации, 2020

Содержание

Введение.....	4
1. Основы проектирования летательных аппаратов гражданской авиации.....	5
1.1. Характеристика летательного аппарата как объекта проектирования.....	5
1.2. Научные основы проектирования.....	6
1.3. Комплекс требований, предъявляемых к ЛА ГА.....	7
1.3.1. Общие технические требования.....	7
1.3.2. Эксплуатационно-технические требования.....	10
1.4. Задача проектирования и его этапы.....	11
1.5. Основы предварительного проектирования.....	13
1.5.1. Обобщенная математическая модель проектирования самолета.....	13
1.5.2. Формулировка концепции.....	15
1.5.3. Выбор типа, параметров и количества двигателей.....	18
1.5.4. Синтез общей схемы.....	20
1.5.5. Определение основных геометрических параметров самолета и его частей.....	33
1.5.6. Определение основных аэродинамических характеристик самолета.....	39
1.5.7. Определение основных параметров самолета.....	39
1.5.8. Определение абсолютных размеров самолета и его частей.....	42
1.5.9. Компоновка и центровка.....	44
2. Обеспечение эксплуатационно-технических характеристик конструкций летательных аппаратов при проектировании.....	52
2.1. Виды и причины неисправностей и отказов авиационных конструкций.....	52
2.2. Надежность и живучесть.....	56
2.2.1. Терминология надежности.....	57
2.2.2. Терминология живучести.....	59
2.2.3. Различие и взаимосвязь понятий надежности и живучести.....	60
2.2.4. Мероприятия по повышению надежности и живучести конструкций летательных аппаратов.....	63
2.3. Эксплуатационная технологичность.....	70
2.4. Безопасность.....	71
2.5. Влияние эксплуатационно-технических характеристик на эффективность эксплуатации летательных аппаратов.....	73
Литература.....	76

Введение

Авиационный специалист, занимающийся техническим обслуживанием и ремонтом авиационной техники, должен иметь представление об основах ее проектирования, в том числе об обеспечении ее эксплуатационно-технических характеристик при проектировании.

В связи с этим в дисциплину Конструкция и прочность самолета, входящую в учебный план подготовки бакалавров по направлению 25.03.01 – «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей», включены соответствующие разделы. Необходимые теоретические сведения по этим разделам содержатся в настоящем учебном пособии, где изложены основы предварительного проектирования летательных аппаратов гражданской авиации, виды и причины неисправностей и отказов авиационных конструкций, а также мероприятия по обеспечению эксплуатационно-технических характеристик конструкций летательных аппаратов при проектировании.

1. Основы проектирования летательных аппаратов гражданской авиации

1.1. Характеристика летательного аппарата как объекта проектирования

Современный летательный аппарат (ЛА) представляет собой сложную техническую систему с развитой иерархической структурой, состоящей из большого числа элементов и внутренних связей между этими элементами. Иерархичность его структуры заключается в том, что любой ЛА можно разделить на ряд частей, определяющих его полезные свойства. Эти части могут, в свою очередь, состоять из подчастей и отдельных элементов. С другой стороны, ЛА сам является частью сложной технической системы более высокого иерархического уровня – авиационного предприятия.

Любой ЛА характеризуется набором свойств и параметров, среди которых можно выделить функциональные свойства, эксплуатационные свойства, комфортабельность, производственную технологичность, конструктивные и экономические параметры [13].

Функциональные свойства – 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 характеризуют приспособленность к 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: общая 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.

1.2. Научные основы проектирования

Под проектированием ЛА обычно понимается *процесс разработки технической документации*, которая необходима для изготовления ЛА в соответствии с заданными требованиями в определенных производственных условиях. Кроме того, проектирование является *наукой*, которая представляет собой систему знаний о свойствах проектируемого объекта, принципах выбора его параметров.

Как отмечено выше, ЛА представляет собой сложную техническую систему, а также является частью сложной системы более высокого уровня, что говорит о необходимости применения системного подхода при его проектировании.

Системный подход – это учет по возможности всего, что влияет на выполнение системой поставленных перед нею задач, при этом система рассматривается в целом как единый объект, выполняющий определенные функции в конкретных условиях. В основе системного подхода лежит также предположение о возможности расчленения сложных систем на составляющие их относительно самостоятельные части. Это существенно облегчает анализ и синтез сложных технических систем. Здесь важной задачей является обоснованное расчленение системы на подсистемы, процесса проектирования – на подпроцессы (этапы), а также определение существенных и отбрасывание несущественных функциональных связей между отдельными элементами.

Теоретической базой проектирования является *системотехника* – наука, которая имеет своей целью создание и изучение наиболее общих способов описания законов функционирования и методов анализа и синтеза сложных систем.

Из философии известно [7], что *анализом* называется метод научного исследования, состоящий в расчленении, разложении единства на множество, целого – на его части, сложного – на его компоненты. Противоположностью анализа является *синтез* – метод научного исследования, состоящий в соединении разнообразных явлений, вещей, качеств в совершенно новое образование, свойства которого есть не только сумма свойств компонентов, но также и результат их взаимного влияния.

Методы анализа и синтеза при проектировании ЛА неотделимы друг от друга. При этом задачей *анализа* является определение свойств ЛА по значениям параметров, характеризующих его конструкцию, а задачей *синтеза* – определение конструктивных параметров ЛА при заданных его свойствах. При этом синтез обычно значительно сложнее анализа, хотя бы потому что в процессе анализа исследователь имеет дело с существующим объектом или с информацией о нем, пусть даже неполной, а в процессе синтеза требуется создать то, чего еще нет.

Анализ и синтез многократно чередуются в процессе проектирования ЛА, так как выбор конструктивных параметров ЛА осуществляется постепенно с помощью последовательно уточняющих и развивающих друг друга приближений (итераций), что обусловлено сложностью и новизной проектируемого ЛА и, как следствие, невозможностью формализации процесса проектирования, то есть создания его четкого и однозначного алгоритма, его замкнутой математической модели.

При этом, однако, формализация отдельных задач проектирования возможна. В этом случае задача проектирования может быть сведена к задаче нахождения глобального экстремума функции многих переменных при наличии ограничений. Для решения таких задач создаются системы автоматизированного проектирования (САПР) – организационно-технические системы, состоящие из комплекса средств автоматизации проектирования, взаимосвязанного с подразделениями проектной организации, и выполняющего автоматизированное проектирование. Назначение САПР – повышение качества проектируемых изделий, уменьшение трудоемкости проектирования, а также повышение качества проектной документации [12].

Однако полностью автоматизировать процесс проектирования пока невозможно. Это связано, как сказано выше, с тем, что целью проектирования является разработка и создание чрезвычайно сложных и новых, ранее не существовавших объектов. Иногда эта цель может быть достигнута на основе использования известных элементов и принципов, но чаще всего при этом требуется творческий поиск такого сочетания этих элементов и принципов новым, оригинальным способом, который привел бы к достижению новых качественных либо количественных результатов. Поэтому при проектировании большую роль играет и з о б р е т а т е л ь с т в о – творческий процесс, направленный на разработку новых идей и принципов для решения инженерных задач. Потребность в изобретательстве тем острее, чем выше требования к характеристикам проектируемого объекта. Но на сегодняшний день изобретательство не поддается формализации, а значит, не может быть реализовано в виде математической модели и программного кода.

1.3. Комплекс требований, предъявляемых к ЛА ГА

Комплекс требований, предъявляемых к проектируемому ЛА, можно разделить на общие технические требования (ОТТ) и эксплуатационно-технические требования (ЭТТ) [13].

1.3.1. 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 прак-

тики 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 характеристика ЛА, которая определяется реализованными в его конструкции принципами и решениями, позволяющими 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 авиационной техники (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 авиационного и 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.

В России и других странах СНГ в настоящее время действуют Авиационные правила, разработанные в 1990-х годах Межгосударственным авиационным комитетом (МАК), который до 2015 г. отвечал также за проведение сертификации типа АТ и ее производства, одобрение летной годности экземпляров АТ с выдачей сертификатов, свидетельств и эквивалентных им документов. Однако в настоящее время происходит передача вышеперечисленных функций к подведомственной Федеральному агентству воздушного транспорта (Росавиации) федеральной автономной организации «Авиационный регистр Российской Федерации» (Авиарегистр России).

Ранее в СССР также существовали соответствующие правила, которые носили названия: «Нормы летной годности самолетов СССР» (НЛГС), «Нормы летной годности вертолетов СССР» (НЛГВ). В рамках Совета экономической взаимопомощи (СЭВ) были приняты «Единые нормы летной годности гражданских транспортных самолетов стран-членов СЭВ» (ЕНЛГ-С). Но различия между ними и зарубежными правилами, особенно отчетливо выражающиеся в номенклатуре правил и в структуре их построения, вносили большие трудности при проведении работ по сертификации импортируемой АТ и оказались большим препятствием при сертификации отечественной АТ зарубежными авиационными администрациями для ее поставок на экспорт.

В связи с этим с 1990 г. начались работы по гармонизации отечественных правил с правилами США – FAR (Federal Aviation Regulation – Федеральные авиационные правила) и объединенной Европы – JAR (Joint Aviation

Requirements – Единые авиационные требования). Требования FAR и JAR в значительной мере гармонизированы между собой, так как авиационные администрации США и объединенной Европы проводили и продолжают вести целенаправленные работы по минимизации отличий в своих АП.

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.

Приведем перечень АП, используемых при сертификации АТ гражданского назначения:

- АП-21. Авиационные правила, часть 21. Процедуры сертификации авиационной техники;
- АП-23. Авиационные правила, часть 23. Нормы летной годности гражданских легких самолетов;
- АП-25. Авиационные правила, часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории;
- АП-27. Авиационные правила, часть 27. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов нормальной категории;
- АП-29. Авиационные правила, часть 29. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов транспортной категории;
- АП-33. Авиационные правила, часть 33. Нормы летной годности двигателей воздушных судов;
- АП-ВД. Авиационные правила, часть ВД. Нормы летной годности вспомогательных двигателей воздушных судов;
- АП-34. Авиационные правила, часть 34. Охрана окружающей среды. Нормы эмиссии для авиационных двигателей;
- АП-35. Авиационные правила, часть 35. Нормы летной годности воздушных винтов;
- АП-36. Авиационные правила, часть 36. Сертификация воздушных судов по шуму на местности;
- АП-39. Авиационные правила, часть 39. Директивы летной годности;
- АП-145. Авиационные правила, часть 145. Ремонтные организации;
- АП-183. Авиационные правила, часть 183. Представители Авиационного регистра.

В настоящем учебном пособии в основном рассматриваются самолеты, подпадающие под АП-25, которые устанавливают нормы летной годности для

выдачи сертификатов типа и изменений к этим сертификатам на самолеты транспортной категории. Они состоят из следующих разделов:

А – ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ. Общие положения, которые устанавливают применимость данных норм летной годности;

А-0 – ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ САМОЛЕТА ПРИ ОТКАЗАХ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ СИСТЕМ. Детализированные требования, пояснительный материал, а также определения и терминология, относящиеся к общим требованиям к летной годности самолета при отказах функциональных систем. Этот раздел относится ко всем функциональным системам и оборудованию самолета за исключением элементов конструкции (таких как крыло, оперение, поверхности управления, фюзеляж, узлы крепления двигателя, силовые элементы шасси и узлы крепления), которые рассмотрены в разделах С и D. В разделе даны определения видов отказных состояний и допустимые количественные показатели вероятностей их возникновения при выполнении полета, а также сформулированы требования к оценке безопасности полета при отказах функциональных систем и необходимости доказательств возможности завершения полета при этих отказах);

В – ПОЛЕТ. Требования к летным характеристикам, управляемости и маневренности, балансировке, устойчивости и сваливанию самолета в полете, а также требования к характеристикам управляемости самолета на земле и другие летные требования;

С – ПРОЧНОСТЬ. Нормы прочности самолета.

D – ПРОЕКТИРОВАНИЕ И КОНСТРУКЦИЯ. Требования к проектированию и конструкции самолета.

Е – СИЛОВАЯ УСТАНОВКА. Требования к силовой установке.

F – ОБОРУДОВАНИЕ. Требования к бортовому оборудованию самолета.

G – ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ И ИНФОРМАЦИЯ. Требования к эксплуатационным ограничениям и информации, необходимой для безопасной эксплуатации самолета.

Имеется также десять приложений, содержащих пояснения к соответствующим пунктам разделов AP-25, условные обозначения, применяемые в FAR-25, и соответствующие им обозначения, принятые в отечественной практике сертификации.

1.3.2. Эксплуатационно-технические требования

ЭТТ включают в себя ЛТХ и ЭТХ нового ЛА, экономические и другие параметры и свойства, задаваемые заказчиком. ЭТТ содержатся в Техническом задании на проектирование ЛА, вопросы составления которого рассмотрены ниже.

1.4. Задача проектирования и его этапы

Задачей проектирования является разработка конструкции ЛА и составляющих его элементов, которая должна обеспечить при определенных ограничениях создание ЛА, обладающего наибольшей эффективностью.

Проектирование сложных технических систем, таких как ЛА, обычно происходит в несколько этапов. Этапность проектирования ЛА объясняется, во-первых, тем, что процесс проектирования, как это отмечалось выше, до сих пор не формализован. Существующие математические модели проектирования не замкнуты, т.е. число неизвестных больше, чем число уравнений. В связи с этим решить задачу проектирования можно только итерационным методом, т.е. методом последовательных приближений, произвольно задаваясь на первых этапах неизвестными величинами на основе статистических данных по аналогичным ЛА, чтобы таким образом снять неопределенность.

Во-вторых, этапность проектирования ЛА вызвана его высокой стоимостью и непредсказуемостью окончательных результатов, в связи с чем процесс проектирования делится на этапы, и денежные средства на проектирование выделяются также поэтапно. После выполнения каждого из этапов принимается решение о дальнейшем финансировании или о его прекращении.

Процесс проектирования можно разделить на два больших этапа: внешнее проектирование и внутренне проектирование.

На этапе внешнего проектирования происходит формирование эксплуатационно-технических требований (ЭТТ) к ЛА. Основной целью этого этапа является определение потребных свойств нового ЛА. Это выполняется на основе параметрических и оптимизационных исследований перспективного ЛА как элемента авиационного комплекса. При этом осуществляются многовариантные расчеты по определению и оптимизации технико-экономических показателей разрабатываемого ЛА. Эта работа обычно проводится конструкторским бюро совместно с заказчиком авиационной техники (АТ), т.е. с будущим эксплуатантом создаваемого ЛА. Результатом этой работы являются ЭТТ, в которые входят ЛТХ и ЭТХ нового ЛА, экономические и другие параметры и свойства, задаваемые заказчиком. Итоговым документом этапа внешнего проектирования является Техническое задание (ТЗ) на проектирование.

При внутреннем проектировании происходит непосредственная разработка проекта ЛА. Этот большой этап разбивается еще на несколько этапов: предварительное проектирование, эскизное проектирование и рабочее проектирование.

Целью этапа предварительного проектирования является выбор общей схемы и определение наиболее выгодного сочетания основных параметров ЛА и его систем, обеспечивающих выполнение заданных требований, либо обоснование необходимости корректировки ТЗ. Результатом этого этапа работ является Техническое предложение (Предварительный

проект или Аванпроект), включающее чертежи общих видов разрабатываемого ЛА, а также документацию, содержащую его технические и экономические характеристики. На основе этих материалов принимается решение о целесообразности дальнейшей разработки проекта.

Следующим этапом разработки ЛА является этап эскизного проектирования. На этом этапе проводятся следующие работы:

- составление весовой сводки на основе прочностных расчетов и ведомостей комплектующего оборудования;
- компоновка и центровка;
- разработка общих видов ЛА;
- сокращенная проработка конструкции важнейших частей ЛА;
- разработка принципиальных схем систем оборудования, управления и силовой установки;
- аэродинамический расчет, расчет устойчивости и управляемости;
- приближенный расчет на прочность важнейших частей ЛА;
- расчет стоимости производства и эксплуатации;
- определение эффективности ЛА при выполнении им различных задач.

На этапе эскизного проектирования, как правило, строится макет ЛА в натуральную величину. Все шире используются методы и средства компьютерного 3D-моделирования. После заключения макетной комиссии осуществляется окончательная увязка конструкции и элементов системы управления и оборудования, уточняются внешние обводы.

В процессе эскизного проектирования обычно проводят широкие теоретические и экспериментальные исследования.

В заключение уточняется общая схема ЛА, устанавливаются весовые лимиты (наибольшие допускаемые значения массы конструкции ЛА и его частей), а также технические требования для последующего этапа проектирования.

Итогом этого этапа является Эскизный проект, который дает информацию об уточненных характеристиках ЛА, о его форме, размерах и взаимном расположении основных агрегатов и функциональных частей ЛА.

Заключительным этапом проектирования является этап рабочего проектирования. На этом этапе выпускается техническая документация, необходимая для изготовления ЛА (чертежи агрегатов ЛА, сборочные и детализированные чертежи отдельных его частей). Здесь проводятся экспериментально-исследовательские работы, связанные с внедрением новых материалов и типов конструкций, статические и динамические прочностные и ресурсные испытания, а также стендовые испытания систем оборудования и управления. При этом уточняются весовые расчеты и расчеты на прочность всех элементов конструкции. Результатом данного этапа является Технический (Рабочий) проект.

В процесс проектирования включают также изготовление опытных образцов ЛА и их испытания – наземные и летные. При этом осуществляется

отработка технической документации и технологии изготовления ЛА. По итогам этого этапа принимается решение о запуске ЛА в серийное производство.

1.5. Основы предварительного проектирования

На этапе предварительного проектирования ЛА решаются следующие основные задачи:

- выбор концепции;
- выбор типа, параметров и количества двигателей;
- синтез общей схемы;
- определение основных геометрических параметров самолета и его частей;
- определение основных аэродинамических характеристик самолета;
- определение основных параметров самолета;
- расчет масс частей самолета по статистическим формулам;
- определение абсолютных размеров самолета и его частей;
- компоновка и центровка.

Решение большинства этих задач повторяется на каждом этапе проектирования, отличаясь лишь глубиной проработки.

Основной целью предварительного проектирования является, как указывалось ранее, доказательство возможности или невозможности создания ЛА с требуемыми в ТЗ свойствами и экономическими параметрами при современном уровне развития науки и техники.

1.5.1. Обобщенная математическая модель проектирования самолета

Современный подход к проектированию предполагает не просто выбор конструктивных параметров ЛА, например, на основе статистических данных, но выбор *оптимальных* параметров. Под оптимальными параметрами ЛА понимаются такие, которые обеспечивают выполнение ЭТТ (при условии обязательного выполнения общих технических требований – ОТТ) и придают экстремальное значение выбранному показателю качества самолета (критерию), который в данном случае иногда называют целевой функцией. Оптимизация параметров самолета необходима для обеспечения высокой конкурентоспособности самолета на рынке АТ.

Обобщенную математическую модель проектирования оптимального ЛА можно записать в следующем виде [13]:

$$\left. \begin{aligned} W &= W(\vec{X}, \vec{Y}) \rightarrow \max(\underline{\min}); \\ F_i &= F_i(\vec{X}, \vec{Y}) = 0, i = \overline{1, m}; \\ U_j &= U_j(\vec{X}, \vec{Y}) \geq 0, j = \overline{1, n}. \end{aligned} \right\} \quad (1.1)$$

где W – критерий качества ЛА (целевая функция);
 \vec{X} – вектор искомых (неизвестных) параметров ЛА;
 \vec{Y} – вектор заданных параметров ЛА;
 F_i – функции связи параметров (весовые, аэродинамические, экономические и другие зависимости);
 U_j – функции ограничений;
 m – количество функций связи;
 n – количество функций ограничений.

Критерий качества ЛА позволяет ответить на вопрос, какой проект ЛА лучше и на сколько лучше. В качестве критериев могут использоваться как показатели эффективности, так и показатели технического уровня ЛА [9].

Заданными параметрами ЛА \vec{Y} являются ЭТТ, сформулированные в ТЗ.

Например, элементами вектора \vec{Y} могут быть следующие параметры:

- дальность полета L ;
- максимальная скорость полета V_{\max} ;
- крейсерская скорость полета $V_{\text{крейс}}$;
- скороподъемность V_y ;
- практический потолок $H_{\text{пр}}$;
- пассажировместимость $n_{\text{пас}}$ или максимальная масса коммерческой

нагрузки $m_{\text{ком}}$;

- количество членов экипажа $n_{\text{эк}}$;
- назначенный ресурс T ;
- и др.

Искомыми параметрами \vec{X} являются конструктивные параметры, важнейшими из которых для самолета являются:

- 1) взлетная масса m_0 ;
- 2) стартовая удельная нагрузка на крыло $p_0 = \frac{m_0 g}{S}$, где S – площадь крыла;
- 3) стартовая тяговооруженность $\bar{P}_0 = \frac{P_0}{m_0 g}$, где P_0 – суммарная стартовая тяга двигателей.

При выбранной общей схеме самолета к искомым параметрам \vec{X} можно добавить:

- удлинение крыла λ ;
- стреловидность крыла χ ;
- относительную толщину крыла \bar{c} ;
- диаметр фюзеляжа $d_{\text{ф}}$;
- удлинение фюзеляжа $\lambda_{\text{ф}}$;
- и др.

Примером функции связи параметров F_i может служить уравнение существования ЛА. К функциям ограничений U_j можно отнести требования безопасности полетов, условия базирования ЛА и др.

Как уже неоднократно указывалось выше, при проектировании ЛА искомым параметром \bar{X} обычно больше, чем формул, в которые они входят. Поэтому математическая модель проектирования является незамкнутой, из нее нельзя найти все неизвестные, используя чисто математические методы. Так, например, для того чтобы определить взлетную массу самолета, нужно знать массу его конструкции, но для того чтобы рассчитать массу конструкции, нужно знать взлетную массу. Таких, казалось бы, безвыходных ситуаций при создании самолета возникает великое множество.

Решить данную проблему можно с помощью сбора и использования статистической информации об аналогичных ЛА, имеющих то же назначение, что и проектируемый самолет, а также летно-технические характеристики, близкие к характеристикам, оговоренным в ТЗ. Собранная статистическая информация о ЛА-аналогах позволит в первом приближении задаваться величинами неизвестных параметров проектируемого ЛА, уточняя их при последующих итерациях.

1.5.2. Формулировка концепции

Возможность выполнения требований ТЗ зависит прежде всего от технической концепции ЛА. Под концепцией ЛА понимается совокупность основных мероприятий, направленных на обеспечение его высокой конкурентоспособности на рынке АТ за счет повышения его эффективности и технического уровня при обязательном выполнении ОТТ.

Возьмем для примера в качестве критерия эффективности (целевой функции) себестоимость перевозок [9].

$$W = \frac{C_{\text{ч}}}{k_{\text{ком}} m_{\text{ком}} V_{\text{рейс}}}, \quad (1.2)$$

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

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

$V_{\text{рейс}}$ – рейсовая скорость (учитывает потери времени на запуск и прогрев двигателей, рулежку перед взлетом и после посадки, взлет и набор высоты, маневрирование в воздухе после влета и перед посадкой, снижение и посадку);

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

Эффективность ЛА будет повышаться при уменьшении этого критерия, т.е. снижения себестоимости перевозок, которое может происходить за счет:

- 1) уменьшения расходов, приходящихся на один час полета $C_{\text{ч}}$;
- 2) увеличения массы коммерческой нагрузки $m_{\text{ком}}$;
- 3) увеличения коэффициента коммерческой нагрузки $k_{\text{ком}}$;

4) увеличения рейсовой скорости полета $V_{\text{рейс}}$.

Рассмотрим наиболее рациональные пути снижения себестоимости перевозок, т.е. повышения эффективности ЛА. Наиболее рациональными путями повышения эффективности ЛА будут такие, при которых одновременно повышается технический уровень ЛА.

Расходы на эксплуатацию самолета в течение одного летного часа складываются из прямых эксплуатационных расходов (расходы на амортизацию самолета, техническое обслуживание и ремонт (ТОиР), горюче-смазочные материалы, заработную плату, социальные отчисления для экипажа и обслуживающего персонала) и косвенных эксплуатационных расходов (расходы на содержание аэропортов и различных наземных служб).

Рассмотрим, за счет чего рационально обеспечить уменьшение расходов на эксплуатацию еще на этапе проектирования.

Начнем с расходов на амортизацию. Как правило, стоимость ЛА прямопропорциональна его взлетной массе m_0 . Это связано с тем, что чем больше взлетная масса ЛА, тем больше масса его конструкции m_k , силовой установки $m_{\text{СУ}}$ и оборудования $m_{\text{об.упр}}$, а значит, тем больше материалов, энергии и труда затрачивается на его изготовление, тем, следовательно, выше его стоимость. Соответственно для уменьшения стоимости ЛА необходимо стремиться к уменьшению перечисленных составляющих взлетной массы при выполнении требований ТЗ. Кроме того, уменьшение взлетной массы приводит к уменьшению потребной тяги (мощности) для горизонтального полета. При этом снижаются часовой и километровый расходы топлива.

Расходы на ТОиР зависят от эксплуатационной технологичности ЛА, которая характеризует приспособленность ЛА к выполнению всех видов работ по техническому обслуживанию и ремонту. Поэтому при проектировании ЛА необходимо стараться, чтобы его конструкция обеспечивала выполнение всех видов работ с минимальной трудоемкостью.

На потребную для выполнения полета массу топлива m_t при выбранных двигателях и заданных ЛТХ конструктор может влиять уменьшением взлетной массы m_0 и увеличением аэродинамического качества K .

Увеличения массы коммерческой нагрузки $m_{\text{ком}}$ рациональнее добиваться не за счет увеличения размеров ЛА и его взлетной массы, а за счет снижения массы конструкции ЛА m_k .

На коэффициент коммерческой нагрузки $k_{\text{ком}}$, учитывающий среднегодовую неполную загрузку ЛА из-за сезонности перевозок, если таковая имеется, можно влиять проведением гибкой политики установки тарифов на авиаперевозки. На этапе проектирования эту проблему можно частично решить, например, приспособив багажные отделения пассажирских самолетов для перевозки коммерческих грузов.

Наибольшее влияние на рейсовую скорость $V_{\text{рейс}}$ оказывает величина крейсерской скорости полета $V_{\text{крейс}}$, т.к. крейсерский полет является наиболее продолжительным этапом полета ЛА. Наиболее рациональным путем увеличения крейсерской скорости полета является снижение аэродинамического сопротивления, что также приводит к уменьшению часового и километрового расходов топлива.

При всем этом нельзя забывать о комфорте на борту ЛА, особенно если речь идет о пассажирском ЛА. Во-первых, определенный уровень комфорта, заданный в соответствующих нормах (например, ГОСТ 23718-2014, ОСТ 54-1-283.01-94), должен быть обеспечен обязательно. Во-вторых, повышение уровня комфорта при прочих равных условиях и при сохранении цен на билеты повысит привлекательность данного ЛА для пассажиров, а значит и его конкурентоспособность на рынке АТ.

Таким образом, можно выделить следующие основные технические мероприятия, направленные на повышение конкурентоспособности ЛА [2]:

- 1) снижение массы конструкции;
- 2) повышение аэродинамического качества;
- 3) повышение эксплуатационной технологичности;
- 4) повышение уровня комфорта для пассажиров.

Однако эти мероприятия часто противоречат одно другому. Например, осуществить мероприятие № 2 – повышение аэродинамического качества – можно за счет снижения аэродинамического сопротивления путем уменьшения толщины профиля крыла, но это приведет к снижению его строительной высоты как балки, работающей на изгиб. Для сохранения прочности и жесткости крыла придется увеличивать площади поперечных сечений продольных силовых элементов и толщину обшивки, а это приведет к росту массы конструкции, что противоречит мероприятию № 1 – снижению массы конструкции.

Осуществить мероприятие № 3 можно, например, путем повышения доступности элементов, подлежащих обслуживанию. Это можно сделать за счет увеличения количества люков и их размеров, но это вызовет ослабление конструкции планера, что потребует ее усиления и, как следствие, приведет к увеличению массы конструкции, т.е. к противоречию мероприятию № 1.

В связи с этим ни одно из четырех вышеперечисленных мероприятий не может быть реализовано в полной мере. Поэтому для формулировки концепции ЛА конструктору необходимо оценить степень важности каждого из мероприятий, а затем после синтеза нескольких вариантов ЛА выбрать тот, который дает наилучшее сочетание этих мероприятий с учетом их важности. Выбор может быть осуществлен с помощью расчета целевой функции в соответствии с описанной выше обобщенной математической моделью проектирования или с помощью метода экспертных оценок.

1.5.3. Выбор типа, параметров и количества двигателей

Выбор типа, параметров и количества двигателей для проектируемого самолета определяется многими факторами, включая, например, эксплуатационную технологичность силовой установки, уровень шума и т.д. Однако в первую очередь необходимо обеспечить соответствие потребных тяговых характеристик проектируемого самолета располагаемым характеристикам силовой установки. Кроме того, силовая установка должна обеспечивать низкий удельный расход топлива, иметь наименьший удельный вес, а также иметь необходимую надежность и малую стоимость.

На самолетах гражданской авиации в настоящее время используются в основном газотурбинные двигатели (ГТД) и поршневые двигатели (ПД). К ГТД относятся:

- турбореактивные двигатели (ТРД);
- двухконтурные турбореактивные двигатели (ДТРД);
- турбовинтовые двигатели (ТВД).

ПД в настоящее время устанавливаются только на легких самолетах (сельскохозяйственных, учебно-тренировочных и т.п.).

Для проектирования силовой установки необходимо иметь, прежде всего, следующие исходные данные: назначение самолета, требуемые ЛТХ, взлетную массу самолета m_0 .

Однако на данном этапе проектирования взлетная масса самолета неизвестна. В связи с этим для ее определения в первом приближении можно воспользоваться средним статистическим значением относительной массы коммерческой нагрузки, полученной путем обработки статистической информации по самолетам-аналогам. Т.е. для каждого i -го самолета-аналога необходимо найти относительную массу коммерческой нагрузки по формуле:

$$\bar{m}_{\text{ком},i} = \frac{m_{\text{ком},i}}{m_{0i}}, \quad (1.3)$$

где $m_{\text{ком},i}$ – максимальная масса коммерческой нагрузки самолета-аналога;
 m_{0i} – взлетная масса самолета-аналога.

После этого можно найти ее среднюю величину для самолетов данного класса:

$$\bar{m}_{\text{ком}} = \frac{\sum_{i=1}^n \bar{m}_{\text{ком},i}}{n}, \quad (1.4)$$

где n – число самолетов-аналогов.

В ТЗ обычно указывается требуемое абсолютное значение массы коммерческой нагрузки $m_{\text{ком}}$. Исходя из этого, можно найти взлетную массу проектируемого самолета в первом приближении:

$$m_0 = \frac{m_{\text{КОМ}}}{m_{\text{КОМ}}}. \quad (1.5)$$

Найденная таким способом взлетная масса подлежит уточнению при следующих приближениях.

Используя такой же статистический подход, можно определить в первом приближении стартовую тяговооруженность проектируемого самолета. Для этого для каждого i -го самолета-аналога необходимо найти тяговооруженность по формуле:

$$\bar{P}_{0i} = \frac{P_{0i}}{m_{0i}g}, \quad (1.6)$$

где P_{0i} – суммарная стартовая тяга всех двигателей i -го самолета-аналога;
 m_{0i} – взлетная масса самолета-аналога.

После этого можно найти среднюю величину стартовой тяговооруженности для самолетов данного класса:

$$\bar{P}_0 = \frac{\sum_{i=1}^n \bar{P}_{0i}}{n}. \quad (1.7)$$

Следует отметить, что данное значение тяговооруженности подлежит уточнению при определении основных параметров самолета, когда тяговооруженность определяется не только из условия обеспечения взлета, но также из условий обеспечения набора высоты и крейсерского полета. Однако сделать это можно только после выбора схемы самолета, когда станут известны его аэродинамические характеристики. Здесь также проявляется итерационный характер проектирования самолета.

Зная взлетную массу проектируемого самолета, можно найти потребную суммарную стартовую тягу всех двигателей:

$$P_0 = \bar{P}_0 m_0 g. \quad (1.8)$$

Полученное значение P_0 может служить отправной точкой для выбора типа и количества двигателей для проектируемого самолета. Для этого следует проанализировать характеристики двигателей, имеющиеся в данный момент на рынке.

При выборе количества двигателей на самолете необходимо руководствоваться следующими соображениями.

Современные Авиационные правила (Нормы летной годности самолетов транспортной категории) требуют, чтобы самолет мог осуществлять взлет при одном неработающем двигателе. Из этого следует, что на самолетах транспортной категории должно быть не менее 2-х двигателей. Однако такое количество двигателей нельзя считать оптимальным во всех случаях. Дело в том, что влияние двигателей на безопасность и эффективность самолета противоречиво.

При увеличении числа двигателей растет безопасность полета. При большом количестве двигателей отказ одного двигателя приводит к меньшему падению суммарной тяги силовой установки. Следовательно, потребная тяговооруженность, выбранная из условия обеспечения взлета с одним отказавшим двигателем, может быть меньше, а это ведет к уменьшению массы силовой установки. Однако большое количество двигателей приводит к снижению эффективности самолета из-за роста расходов на техническое обслуживание и ремонт силовой установки. Кроме того, большое количество двигательных гондол ведет к увеличению силы лобового сопротивления самолета, а значит, к снижению его аэродинамического качества, что в итоге тоже отрицательно влияет на эффективность самолета.

Из вышеизложенного следует, что четких рекомендаций по выбору количества двигателей на самолете нет. Необходимо искать компромисс, учитывая статистическую информацию о самолетах-аналогах.

При выборе типа двигателя необходимо учитывать требование минимизации расхода топлива в крейсерском полете и изменение тяги двигателя в зависимости от высоты и числа Маха.

Таким образом, необходимо подобрать тип и количество двигателей, которые обеспечивают потребную тяговооруженность на всех рассматриваемых этапах полета, а также имеют наименьший удельный часовой расход топлива в крейсерском полете.

1.5.4. Синтез общей схемы

Синтез общей схемы – это один из сложнейших этапов предварительного проектирования. Схема самолета определяется взаимным расположением, формой и количеством основных агрегатов его планера, типом, числом и размещением двигателей и их воздухозаборников, количеством и расположением опор шасси. Таким образом, синтез общей схемы ЛА включает в себя решение следующих основных задач:

- выбор балансирующей схемы и схемы оперения;
- выбор формы крыла и его положения по высоте фюзеляжа (описано в учебном пособии [8]);
- выбор расположения двигателей;
- выбор схемы шасси.

Для удобства синтеза общей схемы можно составить так называемую матрицу признаков, общий вид которой показан в виде таблицы 1. По каждому признаку создается несколько вариантов их воплощения в проектируемом самолете. Каждый такой вариант заносится в соответствующую клетку таблицы в виде схематического рисунка.

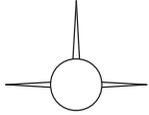
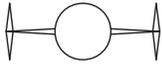
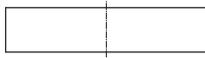
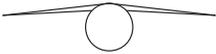
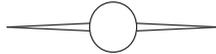
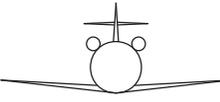
Каждый вариант осуществления признака анализируется с позиции его соответствия требованиям ТЗ. После анализа матрицы признаков остаются

только те варианты, которые могут быть реализованы в проектируемом самолете.

Комбинируя различные сочетания вариантов реализации признаков, синтезируют варианты общей схемы проектируемого самолета, желательно не менее 3-х, и фиксируют эти варианты в виде рисунков. Далее из полученных вариантов общей схемы нужно выбрать один, наилучшим образом отражающий концепцию повышения эффективности. Для этого можно использовать метод оптимизации на основе целевой функции, если на данном этапе проектирования уже достаточно исходных данных для ее использования, или метод экспертных оценок, для реализации которого необходимо знать достоинства и недостатки каждого варианта признаков, т.е. балансировочных схем, схем оперения, форм крыла в плане и др., основные из которых проанализированы ниже.

Таблица 1

Матрица признаков общей схемы самолета

Признак схемы	Варианты		
Балансировочная схема			
Схема оперения			
Форма крыла в плане			
Положение крыла по высоте фюзеляжа			
Расположение двигателей			
Схема шасси			

Анализ балансировочных схем и схем оперения

В зависимости от наличия и расположения горизонтального оперения (ГО) относительно крыла самолета различают следующие балансировочные схемы:

– «нормальная» (рис. 1.1);

- «утка» (рис. 1.3);
- «бесхвостка» (рис. 1.4);
- «летающее крыло» (рис. 1.5).

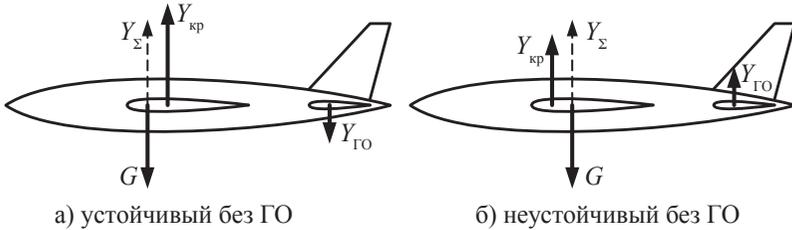


Рис. 1.1. «Нормальная» балансировочная схема

«Нормальная» балансировочная схема характеризуется тем, что ГО располагается позади крыла. Возможны два варианта расположения центра давления на крыле относительно центра масс (ц.м.) самолета: позади ц.м. (рис. 1.1а) и перед ц.м. (рис. 1.1б). В первом случае самолет будет статически устойчив без ГО, во втором – статически неустойчив без ГО. Соответственно, при наличии ГО в варианте, показанном на рис. 1.1б, запас статической устойчивости при прочих равных условиях будет меньше, чем в варианте, показанном на рис. 1.1а, что может потребовать во втором варианте наличия автоматических устройств, обеспечивающих необходимые характеристики продольной устойчивости самолета. Второй вариант выгоден с точки зрения обеспечения высоких маневренных свойств самолета, т.к. чем ниже устойчивость, тем выше маневренность, а также с точки зрения минимизации потерь аэродинамического качества на балансировку самолета, что важно для самолетов транспортной категории.

При этом следует обратить внимание на то, что оба варианта рассматриваемой балансировочной схемы могут реализовываться у одного и того же самолета на различных этапах полета. На этапах взлета и посадки при выпущенной механизации центр давления крыла смещается назад, что приводит к появлению значительного пикирующего момента, который парируется с помощью аэродинамической силы на ГО, направленной вниз. А на этапе крейсерского полета, когда механизация убрана, реализуется второй вариант схемы, т.к. он минимизирует потери качества на балансировку.

Размеры ГО наиболее рационально выбирать исходя из условий крейсерского полета, когда скоростной напор велик, тогда размеры получаются ми-

нимальными, что обеспечивает минимизацию лобового сопротивления, создаваемого ГО. А на этапах взлета и посадки, когда скоростной напор невелик, и когда действует дополнительный пикирующий момент от механизации крыла, балансировку самолета обеспечивают путем изменения угла установки ГО относительно фюзеляжа.

При выборе «нормальной» балансировочной схемы следует также учитывать, что сходящий с крыла спутный след образует зону заторможенного и скошенного потока. При попадании в нее оперения снижается его эффективность, появляется возможность возникновения колебаний оперения – бафтинга. В связи с этим ГО должно располагаться либо выше, либо ниже спутной струи. На расположение ГО в «нормальной» балансировочной схеме влияет также компоновка двигателей на самолете и другие аспекты. В связи с этим существует множество схем оперения, некоторые из которых представлены на рис. 1.2.

Схема оперения с ГО на фюзеляже (рис. 1.2а) рациональна с точки зрения минимизации массы конструкции, т.к. ГО крепится непосредственно к фюзеляжу, что обеспечивает высокую жесткость конструкции, а значит и относительно невысокую массу оперения в целом.

T-образная схема оперения (рис. 1.2б) обычно применяется в тех случаях, когда двигатели располагаются в хвостовой части фюзеляжа или когда ГО сложно разместить в хвостовой части фюзеляжа по компоновочным соображениям. Данная схема имеет также некоторые преимущества по сравнению с предыдущей схемой: ГО вынесено из зоны влияния спутного следа, сходящей с крыла, из зоны заторможенного потока вблизи фюзеляжа, а также из зоны воздействия реактивных струй двигателей; при повышенной стреловидности вертикального оперения (ВО) плечо ГО относительно ц.м. самолета будет больше, что увеличивает его эффективность; ГО играет роль концевой шайбы для ВО, что повышает эффективное удлинение ВО, позволяя уменьшить его размеры при сохранении эффективности, а значит, повысить его жесткость и уменьшить массу. К недостаткам этой схемы можно отнести повышенную массу конструкции ВО из-за того, что оно должно воспринимать и передавать на фюзеляж нагрузки от ГО. Кроме того, при расположении двигателей в хвостовой части фюзеляжа на больших углах атаки возможно возникновение явления, которое носит название «глубокий срыв». Оно возникает, когда спутные следы, сходящие с крыла и гондол двигателей, одновременно попадают на ГО, что приводит практически к полной потере эффективности руля высоты. В этом случае самолет теряет управляемость по тангажу и не может уменьшить угол атаки, что может привести к катастрофическим последствиям.

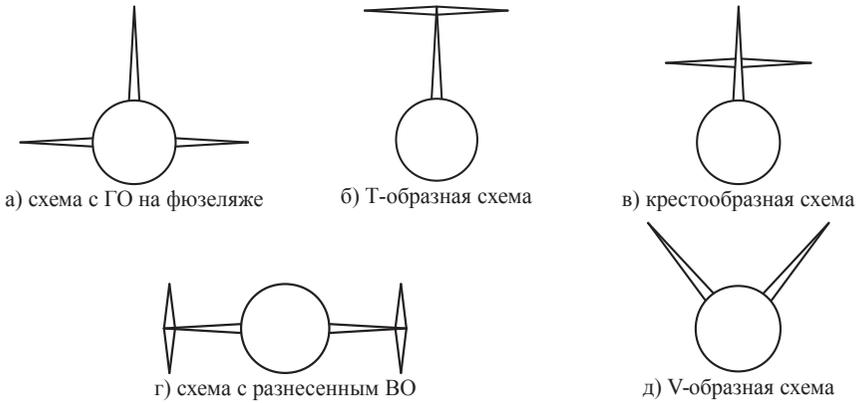


Рис. 1.2. Схемы оперения

Крестообразная схема оперения (рис. 1.2в) применяется с целью уменьшить нагрузки на ВО от ГО, т.к. ГО в этом случае располагается на меньшем плече относительно заделки ВО на фюзеляже. При этом эффективность ВО несколько снижается, и уменьшается плечо ГО относительно ц.м. самолета.

Схема оперения с разнесенным ВО (рис. 1.2г) позволяет сократить габаритные размеры самолета за счет уменьшения высоты килей. Крутящий момент, действующий на фюзеляж от аэродинамической поперечной силы, приложенной к ВО, в этой схеме меньше, т.к. меньше плечо этой силы относительно оси жесткости фюзеляжа. Кроме того, ВО играет роль концевых шайб для ГО, что повышает эффективное удлинение ГО, сокращая его потребные размеры. Однако в этой схеме ГО дополнительно нагружается силами, действующими на ВО, что увеличивает массу ГО. В этой схеме конструктивно сложно сделать стабилизатор ГО управляемым.

V-образная схема оперения (рис. 1.2д) имеет две поверхности, симметрично расположенные под некоторым углом к базовой плоскости самолета, вместе при виде спереди напоминающие латинскую букву «V», откуда и возникло соответствующее название. Обе эти поверхности одновременно играют роль ГО и ВО. Их подвижные части – рули – могут одновременно отклоняться как в одну сторону, играя в этом случае роль руля высоты, так и в разные стороны, выполняя роль руля направления. Достоинством такого оперения является относительно небольшая площадь, что обеспечивает низкое аэродинамическое сопротивление по сравнению с другими схемами, а основной недостаток состоит в конструктивной сложности проводки управления. Такая схема получила наибольшее распространение на планёрах, для которых особое значение имеет

аэродинамическое качество и отсутствует необходимость делать стабилизатор ГО управляемым.

Балансировочная схема «утка» характеризуется тем, что ГО располагается перед крылом, поэтому его называют передним горизонтальным оперением (ПГО) (рис. 1.3).

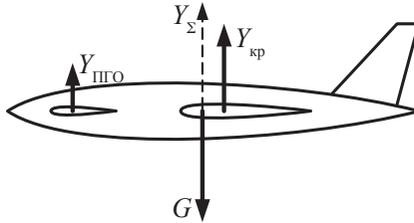


Рис. 1.3. Балансировочная схема «утка»

Данная схема позволяет минимизировать потери качества на балансировку. При этом самолет является устойчивым без ПГО, которое создает дестабилизирующий момент тангажа. За счет устойчивости без ПГО в этой схеме имеется возможность обеспечить необходимый запас устойчивости без использования автоматики в системе управления. ПГО в этой схеме находится в лучших условиях, чем ГО в «нормальной» схеме, т.к. спутный след от крыла на него не влияет, и зона заторможенного потока вблизи фюзеляжа невелика, поскольку ПГО располагается в носовой части фюзеляжа.

Однако у балансировочной схемы «утка» имеются и существенные недостатки. Поскольку ПГО располагается перед крылом, сходящий с него спутный след затеняет крыло.

Другой недостаток заключается в так называемом явлении «клевка», когда на больших углах атаки самолет может резко опустить нос – «клонуть». Это происходит из-за того, что для обеспечения продольной статической устойчивости самолета схемы «утка» ПГО при тех же относительных геометрических параметрах, что и у крыла, установлено под большим углом атаки, чем крыло (правило продольного «V»), из-за чего на больших углах атаки, например, при встрече с восходящим порывом ветра возможно превышение критического угла атаки на ПГО раньше, чем на крыле, приводящее к падению аэродинамической нормальной силы на ПГО – $Y_{\text{ПГО}}$.

На самолете с балансировочной схемой «утка» сложно использовать мощную механизацию крыла, т.к. плечо силы $Y_{\text{ПГО}}$ относительно ц.м. самолета обычно меньше, чем у «нормальной» схемы, что требует при прочих равных условиях увеличения площади ПГО, а это приводит к снижению запаса продольной статической устойчивости. Кроме того, сложность использования

мощной механизации крыла в данной схеме приводит к необходимости осуществлять взлет и посадку на больших углах атаки, а значит и на больших углах тангажа, что делает нерациональным применение стреловидного крыла большого удлинения, т.к. при этом основные опоры шасси в схеме шасси с носовой опорой имеют излишне большую высоту, чтобы обеспечить необходимый зазор между концами крыла и поверхностью взлетно-посадочной полосы (ВПП). В связи с вышеизложенными недостатками схема «утка» для дозвуковых магистральных самолетов практически не применяется, т.к. им нужно иметь крыло большого удлинения для обеспечения высокого аэродинамического качества. На сверхзвуковых самолетах, как правило, используются крылья малого удлинения, поэтому вышеуказанных проблем с высотой шасси у них не бывает. Кроме того, ПГО на сверхзвуковых самолетах положительно влияет на их балансировку, предотвращая значительный сдвиг фокуса самолета по углу атаки назад, приводящий к затягиванию самолета в пикирование при переходе к сверхзвуковому режиму полета.

Балансировочная схема «бесхвостка» характеризуется тем, что ГО у нее отсутствует (рис. 1.4). Продольная балансировка и продольная управляемость в этой схеме осуществляются с помощью элевонів – комбинированных подвижных частей крыла, которые одновременно играют роль элеронов и рулей высоты. Аналогично осуществляется продольная балансировка и управляемость балансировочной схемы «летающее крыло», которая характеризуется тем, что у нее нет не только ГО, но и ВО, причем, как правило, у нее нет и фюзеляжа (рис. 1.5). В обоих случаях возможны как устойчивые, так и неустойчивые варианты балансировочных схем (рис. 1.4а, 1.5а и рис. 1.4б, 1.5б соответственно).

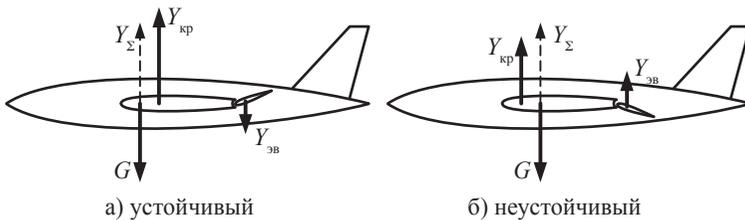


Рис. 1.4. Балансировочная схема «бесхвостка»

Отсутствие ГО у данных схем снижает аэродинамическое сопротивление самолета в целом. Однако в случае устойчивых вариантов схем будут потери качества на балансировку, которые можно уменьшить за счет выбора формы профиля и крютки крыла, позволяющих обеспечить коэффициент момента

тангажа $m_{z0} > 0$, что дает возможность не отклонять элевоны на крейсерском режиме полета.

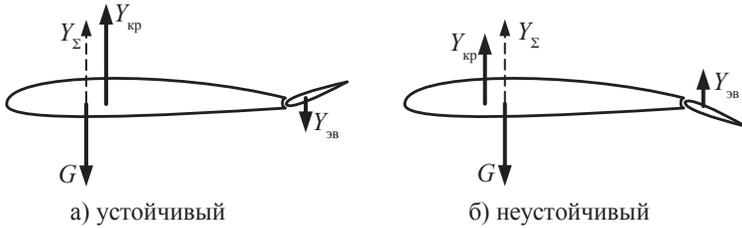


Рис. 1.5. Балансировочная схема «летающее крыло»

Кроме того, у устойчивого самолета при увеличении тангажа происходит временное снижение подъемной силы, т.к. элевоны при этом отклоняются вверх, уменьшая вогнутость крыла, что приводит к потере высоты полета – «просадке» самолета, а это может быть опасным, особенно на малых высотах полета.

Неустойчивые варианты схем устраняют потери качества на балансировку, но требуют обязательного наличия автоматических устройств в системе управления для обеспечения приемлемых характеристик устойчивости и управляемости, возможное нарушение работоспособности которых практически неминуемо приведет к катастрофическим последствиям.

Как в устойчивом, так и в неустойчивом вариантах схем «бесхвостка» и «летающее крыло» использовать мощную механизацию еще сложнее, чем в схеме «утка», т.к. плечо балансировочной силы элевонов $Y_{ЭВ}$ относительно ц.м. самолета обычно еще меньше, чем плечо силы ПГО $Y_{ПГО}$. В связи с этим использовать стреловидное крыло большого удлинения на самолетах таких схем также затруднительно. Поэтому схемы «бесхвостка» и «летающее крыло» чаще используются на самолетах с крылом малого удлинения.

Анализ вариантов размещения двигателей

Существует множество вариантов размещения двигателей на самолете. Рассмотрим наиболее часто встречающиеся схемы.

Размещение двигателей в корне крыла (рис. 1.6) имеет следующие положительные стороны:

- малы разворачивающие моменты по рысканию при отказе двигателей с одной стороны от плоскости симметрии самолета;
- относительно высокое расположение воздухозаборников;

– низкое аэродинамическое сопротивление, создаваемое гондолами двигателей.

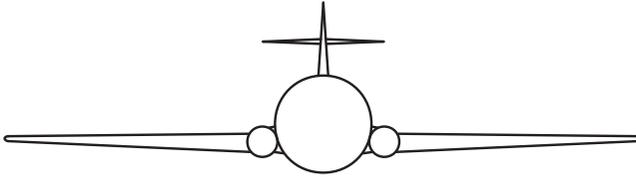


Рис. 1.6. Размещение двигателей в корне крыла

К недостаткам этой схемы можно отнести:

- сильный шум в пассажирской кабине;
- опасность распространения возможного пожара на пассажирскую кабину и топливные баки;
- в случае разрушения лопаток компрессора или турбины возможно поражение пассажиров, что требует специального бронирования фюзеляжа;
- уменьшение возможностей по использованию механизации крыла из-за того, что часть размаха крыла занята входными и выходными устройствами;
- конструктивно сложно осуществить реверсирование тяги двигателей;
- затруднен подход к двигателям для их технического обслуживания и ремонта;
- меньше, чем у других схем, объем крыла для размещения топлива;
- повышенная масса крыла из-за наличия вырезов в лонжеронах или их искривления.

Размещение двигателей на пилонах под крылом (рис. 1.7) имеет следующие достоинства:

- крыло частично разгружается весом двигателей от изгибающего момента;
- двигатели играют роль противофлаттерных грузов, что увеличивает критическую скорость флаттера;
- удобный подход к двигателям для их технического обслуживания и ремонта;
- возможность надежного изолирования двигателей от топливных баков с помощью противопожарных перегородок в пилонах;
- низкий уровень шума в пассажирской кабине;
- относительная конструктивная простота установки устройств реверса тяги двигателей;
- минимальные потери давления на входе в компрессор двигателя.

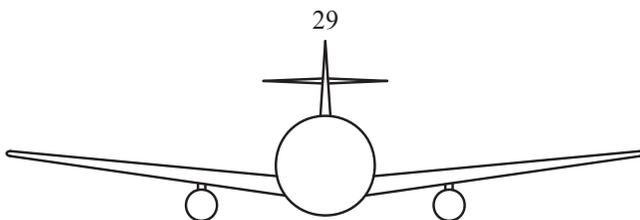


Рис. 1.7. Размещение двигателей на пилонах под крылом

К недостаткам этой схемы можно отнести:

- большой разворачивающий момент рыскания при отказе двигателей по одну сторону от плоскости симметрии самолета;
- повышенная вероятность попадания посторонних предметов с поверхности ВПП во входные устройства двигателей;
- требуется создание излишне большого поперечного «V» крыла, чтобы исключить касание двигателями поверхности ВПП при посадке с креном и уменьшить вероятность попадания в двигатели посторонних предметов с ВПП. Это ухудшает характеристики боковой устойчивости;
- затруднено использование закрылков по всему размаху крыла, т.к. реактивные струи двигателей могут их разрушить.

Возможно также размещение двигателей на пилонах над крылом в схеме низкоплана (рис. 1.8). Эту схему можно использовать для уменьшения вероятности попадания посторонних предметов во входные устройства двигателей. Это особенно актуально для самолетов, эксплуатирующихся на грунтовых ВПП, а также для гидросамолетов. К положительным моментам относится также отсутствие ограничений по использованию закрылков и углу поперечного «V» крыла.

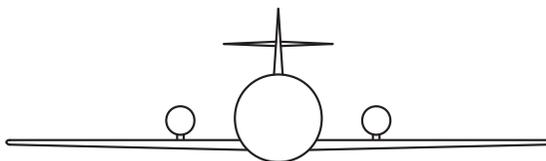


Рис. 1.8. Размещение двигателей на пилонах над крылом

Однако такое размещение двигателей затрудняет подход к ним при техническом обслуживании и ремонте. Кроме того, шум в пассажирской кабине в данном случае выше по сравнению с размещением двигателей на пилонах под крылом. Прочие достоинства и недостатки этой схемы аналогичны таковым для схемы размещения двигателей на пилонах под крылом.

Применяется также расположение двигателей над крылом в схеме высокоплана с непосредственным креплением гондол к крылу (рис. 1.9). Эта схема применяется, когда особое внимание уделяется сокращению потребной длины ВПП. Реактивная струя от двигателей, обтекая верхнюю поверхность крыла, создает эффект суперциркуляции, за счет чего увеличивается коэффициент подъемной силы. Кроме того, эта же струя как бы «прилипает» к верхней поверхности крыла и поворачивает вниз, обтекая закрылок. За счет этого составляющая реактивной силы от двигателя оказывается направленной вверх и складывается с подъемной силой.



Рис. 1.9. Размещение двигателей над крылом в схеме высокоплана

Однако отказ двигателей по одну сторону от плоскости симметрии самолета приводит не только к появлению рыскания, но и большому моменту крена, который необходимо компенсировать органами управления повышенной эффективности, что приводит к увеличению массы конструкции.

Другие достоинства и недостатки этой схемы аналогичны рассмотренным выше при анализе схемы расположения двигателей на пилонах над крылом.

Широко используется также размещение двигателей в хвостовой части фюзеляжа (рис. 1.10). Такая компоновка двигателей позволяет:

- обеспечить аэродинамически «чистое» крыло, что повышает аэродинамическое качество самолета;
- максимально использовать размах крыла для размещения механизации;
- определять поперечное «V» крыла из условия обеспечения оптимальных характеристик боковой устойчивости;
- обеспечить малый разворачивающий момент при отказе двигателей по одну сторону от плоскости симметрии самолета;
- обеспечить низкую вероятность попадания посторонних предметов с поверхности ВПП;
- обеспечить низкий уровень шума в пассажирской кабине.

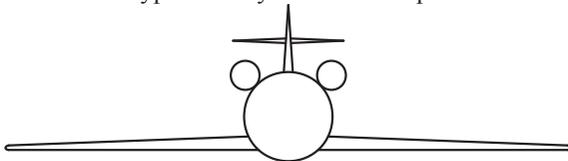


Рис. 1.10. Размещение двигателей в хвостовой части фюзеляжа

Однако схема установки двигателей в хвостовой части фюзеляжа имеет следующие существенные недостатки по сравнению с другими схемами:

- увеличивается масса конструкции самолета из-за усиления конструкции фюзеляжа, отсутствия разгрузки крыла весом двигателей, усиления конструкции ВО, несущего на себе ГО (в этом случае применяется обычно «Т»-образная или крестообразная схема оперения);

- центр масс пустого самолета сдвигается назад, что усложняет центровку самолета. Пустой самолет такой схемы имеет тенденцию к опрокидыванию на хвост на стоянке;

- увеличивается длина передней части фюзеляжа, что отрицательно сказывается на продольной и путевой устойчивости самолета;

- трубопроводы топливной системы имеют большую длину и проходят вблизи пассажирской кабины, что повышает массу конструкции самолета и опасность попадания паров керосина в пассажирскую кабину;

- ухудшается удобство технического обслуживания двигателей из-за их высокого расположения над поверхностью земли.

Анализ схем шасси

Шасси самолета обычно состоит из основных опор, на которые приходится основная доля нагрузки, и вспомогательных опор.

Существует множество схем шасси, но принципиально можно выделить три схемы:

- 1) трехопорная с хвостовой опорой;
- 2) трехопорная с носовой опорой;
- 3) велосипедная.

Трехопорная схема с хвостовой опорой (рис. 1.11) состоит из двух основных опор, которые расположены перед ц.м. самолета, и одной хвостовой опоры.



Рис. 1.11. Трехопорная схема шасси с хвостовой опорой

К достоинствам этой схемы можно отнести:

- простоту конструкции хвостовой опоры, ее малый вес;
- меньшее лобовое сопротивление при неубирающемся шасси, что имеет значение для легких самолетов.

Однако у этой схемы много недостатков:

– склонность к капотированию при переднем ударе в колеса основных опор и при резком торможении;

– склонность к «козлению» (при приземлении на основные опоры с большой вертикальной скоростью самолет по инерции поворачивается вокруг точки касания ВПП, что приводит к увеличению угла атаки и, соответственно, подъемной силы, самолет подлетает вверх и снова приземляется, это может повториться несколько раз. Данное явление называется «козлением», оно может привести к поломке шасси);

– плохая путевая устойчивость при движении по земле;

– разрушение поверхности ВПП струями от реактивных двигателей;

– неудобство посадки-высадки пассажиров и погрузки-выгрузки багажа и грузов из-за наклонного положения фюзеляжа на стоянке;

– плохой обзор из кабины экипажа при нахождении самолета на земле, особенно, если в носовой части фюзеляжа установлен двигатель;

– повышенная потребная длина ВПП из-за разбега на малом угле атаки при оторванной от земли хвостовой опоре.

Трехопорная схема шасси с носовой опорой (рис. 1.12) состоит из двух основных опор, которые расположены позади ц.м. самолета, и одной носовой опоры. Она лишена вышеперечисленных недостатков схемы с хвостовой опорой, что и обеспечило ее широкое применение на современных магистральных транспортных самолетах и не только на них. К недостаткам этой схемы можно отнести лишь сложность конструкции и повышенную массу носовой опоры, что объясняется ее относительно большой высотой и необходимостью обеспечения поворота ее колес вокруг вертикальной оси для осуществления управления движением самолета на земле и обеспечения его устойчивости при разбеге и пробеге.

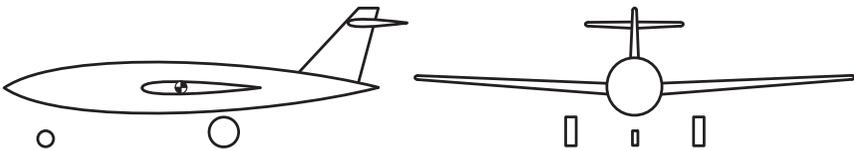


Рис. 1.12. Трехопорная схема шасси с носовой опорой

Многоопорные схемы шасси являются обычно развитием трехопорной схемы с носовой опорой и применяются для обеспечения требуемой нагрузки на ВПП при большой массе самолета. Многоопорные схемы обладают присущими трехопорной схеме достоинствами и недостатками.

Велосипедная схема шасси (рис. 1.13) состоит из двух основных опор, которые расположены в плоскости симметрии самолета одна перед, а

другая позади ц.м., и двух поддерживающих опор, которые расположены слева и справа от плоскости симметрии самолета, обычно на концах крыла.

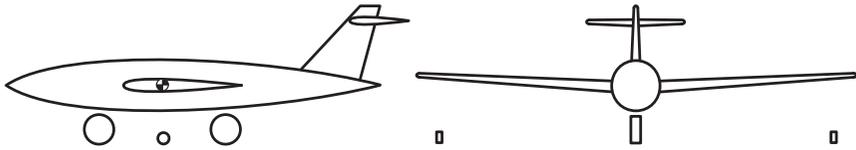


Рис. 1.13. Велосипедная схема шасси

Эту схему используют, когда в районе ц.м. самолета нет достаточно места для размещения шасси в убранном положении, что бывает, когда здесь необходимо разместить, например, отсек для сбрасываемого в полете груза или для подъемных двигателей на самолетах вертикального взлета и посадки.

Однако данная схема имеет существенные недостатки:

- конструктивно сложная и, соответственно, тяжелая передняя основная опора, которая должна быть управляемой, а иногда делается и удлиняющейся для увеличения угла атаки на разбеге, чтобы сократить длину разбега;

- сложная техника пилотирования, требующая посадки сразу на две основные опоры;

- появление путевой неустойчивости при участии в торможении передней основной опоры, или большая длина пробега при торможении только задней основной опорой;

- затраты массы на поддерживающие опоры и усиление крыла из-за их установки.

Велосипедная схема шасси на самолетах гражданской авиации практически не использовалась.

1.5.5. Определение основных геометрических параметров самолета и его частей

Геометрические параметры крыла

Форма крыла самолета характеризуется формой профиля, формой в плане и формой при виде спереди. Основными геометрическими параметрами крыла являются: относительная толщина профиля \bar{c} , стреловидность по линии 1/4 хорд χ , удлинение λ , сужение η и угол поперечного «V» крыла. О влиянии данных параметров на аэродинамические, жесткостные и весовые характеристики крыла подробно изложено в [8].

Форма профиля и относительная толщина крыла самолета транспортной категории зависят в основном от числа Маха крейсерского полета $M_{\text{крейс}}$. При $M_{\text{крейс}} < 0,6$ для крыла целесообразно применять несимметричные профили с

закругленной передней кромкой и со сравнительно передним (на 20...30% хорды) положением максимальной толщины \bar{c} , которая в корневой части крыла может составлять 15...18%, на конце крыла – 10...12% хорды [2].

Для крыльев околосвуковых самолетов ($M_{\text{крейс}} = 0,8...0,9$) выгодно применить близкие к симметричным профили с более острой передней кромкой и со сравнительно задним положением максимальной толщины ($\bar{x}_c = 35...45\%$). Они характеризуются пониженными значениями местной воздушной скорости над верхней поверхностью крыла, что способствует увеличению критического числа Маха $M_{\text{кр}}$. Из тех же соображений относительную толщину крыла \bar{c} околосвуковых самолетов можно уменьшить и сделать равной 12...14% в корне и 8...9% на конце крыла. Для крыльев околосвуковых самолетов целесообразно также применять суперкритические профили, которые по сравнению с обычными профилями такой же относительной толщины имеют более высокие значения $M_{\text{кр}}$.

Необходимо обратить внимание на то, что все перечисленные выше мероприятия, направленные на увеличение $M_{\text{кр}}$, неблагоприятно сказываются на жесткостных и весовых характеристиках крыла, а также приводят к заметному снижению максимальных значений коэффициента подъемной силы $c_{y\text{max}}$.

Стреловидность крыла также является средством увеличения критического числа Маха полета.

Увеличение стреловидности крыла смещает на большие скорости полета начало волнового кризиса, т.е. увеличение сопротивления самолета из-за возникновения скачков уплотнения на поверхности крыла. Кроме того, стреловидность крыла повышает критическую скорость флаттера и дивергенции.

Однако с увеличением угла стреловидности снижаются $c_{y\text{max}}$ и K_{max} крыла, уменьшается эффективность взлетно-посадочной механизации. Из-за стекания пограничного слоя к концам стреловидного крыла у него появляется тенденция к концевому срыву потока на больших углах атаки, следствием которого может быть потеря поперечной управляемости и продольная неустойчивость самолета. Стреловидность усложняет производство и увеличивает массу крыла.

В связи с вышеописанными недостатками стреловидного крыла рекомендуется выбирать минимальный угол стреловидности крыла χ из условия недопущения возникновения волнового кризиса на крейсерской скорости и высоте полета ($M_{\text{кр}} > M_{\text{крейс}}$). У дозвуковых самолетов транспортной категории стреловидность крыла обычно не превышает 35° .

Удлинение крыла λ является параметром, существенно влияющим на величину индуктивного сопротивления и максимального аэродинамического качества крыла и самолета в целом. Кроме того, удлинение влияет на весовые и жесткостные характеристики конструкции крыла.

Дозвуковые самолеты транспортной категории имеют крылья с нулевой и малой стреловидностью. Удлинение таких крыльев лежит в довольно широком диапазоне ($\lambda = 7 \dots 14$), причем большие значения удлинения относятся, как правило, к самолетам с большой дальностью полета.

Сужение крыла η оказывает противоречивое влияние на аэродинамические, массовые и жесткостные характеристики крыла.

Увеличение сужения благоприятно сказывается на распределении внешних нагрузок, жесткостных и массовых характеристиках крыла. Оно приводит также к увеличению строительной высоты и объемов центральной части крыла, что облегчает размещение топлива и различных агрегатов, а возрастание площади крыла, обслуживаемой взлетно-посадочной механизацией, заметно повышает эффективность последней (у стреловидных крыльев эффективность механизации возрастает еще и за счет уменьшения угла стреловидности задней кромки крыла).

Однако увеличение сужения имеет и отрицательные стороны. Главная из них – тенденция крыла с большим сужением к концевому срыву потока при одновременном снижении эффективности элеронов, в результате чего ухудшаются характеристики поперечной устойчивости и управляемости самолета на больших углах атаки.

Сужение крыльев самолетов транспортной категории η обычно находится в диапазоне 2,5...4,5.

Угол поперечного «V» крыла, как известно, влияет на характеристики боковой устойчивости. Его величина и знак зависят, главным образом, от расположения крыла по высоте фюзеляжа, а для самолетов со стреловидным крылом – еще и от угла стреловидности.

Стреловидность крыла увеличивает поперечную устойчивость самолета, и поэтому для обеспечения рационального соотношения между поперечной и путевой устойчивостью (т.е. для обеспечения необходимых характеристик боковой устойчивости) стреловидным крыльям следует придать отрицательное поперечное «V». Однако компоновочные и другие требования (например, расположение двигателей на пилонах под крылом, обеспечение посадки с креном) могут обусловить положительное поперечное «V» стреловидного крыла. Это повлечет за собой установку в системе управления автоматических демпферов рыскания и крена, а также может потребовать некоторого увеличения площади вертикального оперения для увеличения путевой устойчивости.

Геометрические параметры фюзеляжа

Внешние формы фюзеляжа характеризуются видом сбоку и формой его поперечного сечения (рис. 1.14), которые определяются назначением самолета, требованием минимизации лобового сопротивления, местами размещения экипажа, оборудования, коммерческой нагрузки, формой крыла в плане и его

расположением относительно фюзеляжа, а также расположением оперения, шасси, силовой установки и др.

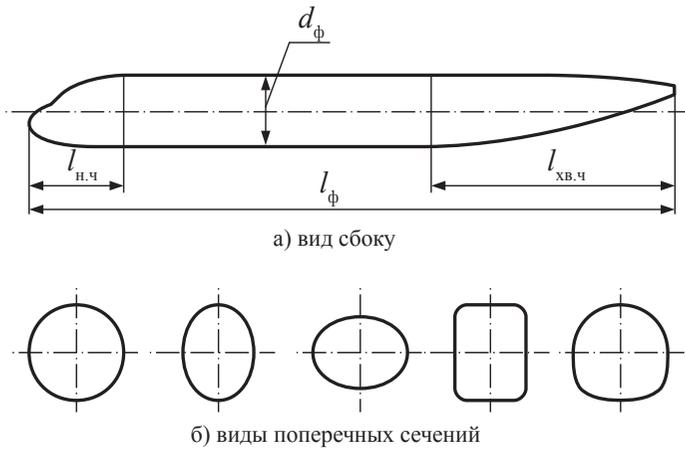


Рис. 1.14. Внешние формы фюзеляжа

С точки зрения минимизации лобового сопротивления наиболее выгодным будет фюзеляж, имеющий форму тела вращения с постепенным сужением в носовой и хвостовой частях (рис. 1.14а). Однако в этом случае трудно обеспечить хороший обзор из кабины экипажа, в связи с чем приходится либо отклонять вниз носовую часть фюзеляжа, либо выносить вверх фонарь кабины. Что касается хвостовой части фюзеляжа, то ее форма часто определяется стремлением обеспечить требуемый посадочный угол атаки крыла без существенного увеличения высоты шасси. Наличие грузового люка в хвостовой части фюзеляжа, как, например, у самолета Ил-76, также приводит к отклонению формы фюзеляжа от формы тела вращения. К этому же приводит необходимость размещения на борту различного оборудования, которое требует установки обтекателей. В некоторых случаях обтекатели требуются для того, чтобы закрыть ими шасси в убранном положении.

Формы поперечных сечений фюзеляжа могут быть весьма разнообразны. Некоторые из них приведены на рис. 1.14б. Наиболее выгодной в части минимизации лобового сопротивления является круглая форма поперечного сечения. Это объясняется тем, что такой фюзеляж будет иметь наименьшую площадь поверхности при заданном объеме, а значит, наименьшее сопротивление трения. В весовом отношении фюзеляж с круглой формой поперечного сечения также выгоднее, т.к. при избыточном внутреннем давлении обшивка фюзеляжа будет работать только на растяжение, не испытывая изгиба. Другие формы поперечных

сечений направлены, в основном, на лучшее использование внутренних объемов.

Для количественного описания внешних форм фюзеляжа используются следующие геометрические характеристики:

- длина фюзеляжа l_{ϕ} ;
- диаметр миделевого сечения (наибольшего по площади поперечного сечения фюзеляжа) d_{ϕ} ;
- длина носовой части $l_{н.ч}$;
- длина хвостовой части $l_{хв.ч}$;
- площадь миделевого сечения $S_{м.ф}$;
- удлинение фюзеляжа $-\lambda_{\phi} = \frac{l_{\phi}}{d_{\phi}}$;
- удлинение носовой части $-\lambda_{н.ч} = \frac{l_{н.ч}}{d_{\phi}}$;
- удлинение хвостовой части $-\lambda_{хв.ч} = \frac{l_{хв.ч}}{d_{\phi}}$.

При некруглой форме поперечного сечения в качестве d_{ϕ} берется эквивалентный диаметр фюзеляжа $-d_{\phi,э} = 2\sqrt{\frac{S_{м.ф}}{\pi}}$.

Влияние геометрических характеристик фюзеляжа на его аэродинамические и весовые характеристики противоречиво. Так, например, увеличение удлинения фюзеляжа λ_{ϕ} за счет увеличения его длины l_{ϕ} и уменьшения диаметра d_{ϕ} приводит к уменьшению лобового сопротивления. Однако весовые характеристики при этом ухудшаются. Это происходит по причине того, что строительная высота балки, в качестве которой можно представить фюзеляж, уменьшается, а ее длина увеличивается. При восприятии этой балкой изгибающего момента растут действующие напряжения в ее силовых элементах. Кроме того, уменьшается площадь контура, образованного обшивкой фюзеляжа и работающего на кручение, что также приводит к увеличению действующих напряжений. Для того, чтобы воспринять без разрушения и недопустимых деформаций эти возросшие напряжения, требуется увеличить площадь поперечных сечений силовых элементов конструкции фюзеляжа, а это значит, что увеличится масса конструкции фюзеляжа и всего самолета в целом.

Следует заметить, что удлинение и длина фюзеляжа уточняются при последующей компоновке самолета из условий обеспечения необходимых объемов для размещения экипажа, пассажиров и грузов, а также приемлемых плеч горизонтального и вертикального оперения самолета ($L_{ГО}$ и $L_{ВО}$ соответственно).

Удлинение фюзеляжа и его частей (носовой $\lambda_{н.ч}$ и хвостовой $\lambda_{хв.ч}$) выбираются из соображений, главным образом, снижения аэродинамического сопротивления и массы фюзеляжа.

Следует иметь в виду, что $\lambda_{ф}$ несколько увеличивается, если двигатели самолета располагаются в хвостовой части фюзеляжа.

Диаметр фюзеляжа пассажирского самолета определяется в основном количеством пассажирских кресел, размещаемых в одном поперечном ряду, и классом салона, от которого зависит ширина кресел с подлокотниками, а также шириной и количеством проходов.

Геометрические параметры оперения

Эффективность оперения определяется величиной аэродинамического момента, который оно может создать относительно ц.м. самолета. Этот момент зависит от плеч ГО и ВО ($L_{ГО}$ и $L_{ВО}$ соответственно) – расстояний от ц.м. самолета до точек приложения аэродинамических сил на соответствующих частях оперения, их площадей $S_{ГО}$ и $S_{ВО}$, а также от таких их параметров, как удлинение, сужение, стреловидность, толщина профиля и относительная площадь рулей.

Следует учитывать, что геометрические параметры ГО определяются с учетом подфюзеляжной части (рис. 1.15а), а ВО – без (рис. 1.15б).

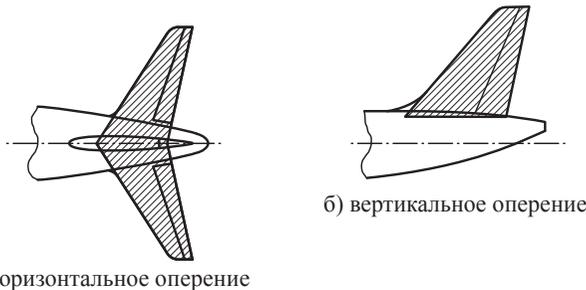


Рис. 1.15. К определению геометрических параметров оперения

Сравнительно большой разброс значений объясняется различиями в схемах самолетов и компоновке оперения, в диапазоне скоростей полета и центровок самолетов.

У самолетов с нестреловидным крылом угол стреловидности ГО $\chi_{ГО}$ обычно близок к нулю и выбирается, как правило, из чисто конструктивных соображений, например, для получения нестреловидной оси вращения руля, что упрощает его конструкцию. Применение стреловидного ГО в данном случае имеет целью увеличение плеча ГО без увеличения длины фюзеляжа.

У самолетов со стреловидным крылом стреловидность ГО выбирается из соображений гарантированного обеспечения продольной управляемости на

больших скоростях и высотах полета, для чего угол стреловидности у ГО принимается на $3...5^\circ$ больше, чем у крыла. Это обеспечивает для ГО повышенное значение $M_{кр}$ по сравнению с крылом.

Выбор удлинения и сужения ГО ($\lambda_{ГО}$ и $\eta_{ГО}$ соответственно) производится с учетом влияния этих параметров на его аэродинамические, жесткостные и весовые характеристики, которое соответствует влиянию удлинения и сужения на аналогичные характеристики крыла.

Для ГО применяются, как правило, симметричные профили с максимальной толщиной примерно посередине хорды. Относительная толщина профиля ГО $\bar{c}_{ГО}$ на $1...2\%$ меньше, чем относительная толщина профиля крыла.

Следует учитывать, что при Т-образной схеме оперения эффективность ВО возрастает примерно на $20...30\%$, т.к. ГО в этом случае играет роль «концевой шайбы» для ВО, что уменьшает индуктивные потери на ВО.

Стреловидность ВО выбирается обычно из тех же соображений, что и стреловидность ГО. Повышенная стреловидность ВО при Т-образной схеме, кроме того, увеличивает плечо ГО.

Для ГО современных самолетов применяются симметричные профили, относительная толщина которых $\bar{c}_{ВО}$ на $1...2\%$ меньше, чем относительная толщина крыла.

1.5.6. Определение основных аэродинамических характеристик самолета

При проектировании аэродинамические характеристики самолета, такие как зависимости коэффициентов аэродинамических сил и моментов от углов атаки и скольжения, числа Маха, числа Рейнольдса определяются с помощью расчетных и экспериментальных методов. Но на этапе предварительного проектирования, когда о проектируемом самолете еще мало что известно, т.е. еще нет достаточных исходных данных для расчетов и экспериментов, определение аэродинамических характеристик осуществляется с помощью статистики, на основе опыта проектирования аналогичных по назначению, основным ЛТХ и компоновке самолетов.

1.5.7. Определение основных параметров самолета

Как ранее было отмечено, к основным параметрам самолета относятся взлетная масса m_0 , стартовая удельная нагрузка на крыло $p_0 = \frac{m_0 g}{S}$ и стартовая тяговооруженность $\bar{P}_0 = \frac{P_0}{m_0 g}$.

Стартовая удельная нагрузка на крыло p_0 должна иметь наименьшее значение, полученное из условий:

– обеспечения взлета с заданной скоростью отрыва;

- обеспечения полета на крейсерском режиме;
 - обеспечения потребной посадочной скорости.
- Из условия обеспечения взлета:

$$P_0 = c_{\text{уавзл}}^{\text{доп}} \frac{\rho_0 V_{\text{отр}}^2}{2}, \quad (1.9)$$

где $c_{\text{уавзл}}^{\text{доп}} = 0,8 c_{\text{уавзл}}^{\text{max}}$ – максимально допустимое значение коэффициента подъемной силы самолета во взлетной конфигурации;

$c_{\text{уавзл}}^{\text{max}}$ – максимальное значение коэффициента подъемной силы самолета во взлетной конфигурации;

ρ_0 – плотность воздуха у земли;

$V_{\text{отр}}$ – скорость отрыва.

Из условия обеспечения крейсерского полета:

$$P_0 = c_{\text{уанв}} \frac{\rho_H V_{\text{крейс}}^2}{2(1 - 0,5 \bar{m}_T)}, \quad (1.10)$$

где $c_{\text{уанв}}$ – наивыгоднейшее значение коэффициента подъемной силы самолета в крейсерской конфигурации (на данном этапе проектирования можно считать, что крейсерский полет происходит при максимальном аэродинамическом качестве, т.е. на наивыгоднейшем угле атаки);

ρ_H – плотность воздуха на крейсерской высоте полета;

$V_{\text{крейс}}$ – крейсерская скорость полета;

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

m_T – максимальная масса топлива.

В данном случае удельная нагрузка на крыло определяется при условии, что половина топлива выработана, поэтому перед \bar{m}_T стоит коэффициент 0,5.

Из условия обеспечения посадки:

$$P_0 = c_{\text{уапос}}^{\text{доп}} \frac{\rho_0 V_{\text{пос}}^2}{2(1 - \bar{m}_T)}, \quad (1.11)$$

где $c_{\text{уапос}}^{\text{доп}} = 0,8 c_{\text{уапос}}^{\text{max}}$ – максимально допустимое значение коэффициента подъемной силы самолета в посадочной конфигурации;

$c_{\text{уапос}}^{\text{max}}$ – максимальное значение коэффициента подъемной силы самолета в посадочной конфигурации;

$V_{\text{пос}}$ – посадочная скорость.

В данном случае удельная нагрузка на крыло определяется при условии, что все топливо выработано. На этапе предварительного проектирования допустимо не учитывать резервный запас топлива.

Стартовая тяговооруженность \bar{P}_0 должна иметь наибольшее значение, полученное из условий:

- обеспечения взлета с ВПП заданной сбалансированной длины с одним отказавшим двигателем;
- обеспечения нормируемого угла набора высоты при взлете с одним отказавшим двигателем;
- обеспечения полета на крейсерском режиме.

Из условия обеспечения взлета:

$$\bar{P}_0 = \left(\frac{n_{\text{дв}}}{n_{\text{дв}} - 1} \right) \frac{0,04 L_{\text{ВПП}} c_{\text{уд взл}}^{\text{доп}} + 0,076 p_0}{0,68 L_{\text{ВПП}} c_{\text{уд взл}}^{\text{доп}} - 0,183 p_0}, \quad (1.12)$$

- где $n_{\text{дв}}$ – количество двигателей на самолете;
 $L_{\text{ВПП}}$ – сбалансированная длина ВПП;
 p_0 – стартовая удельная нагрузка на крыло.
 Из условия обеспечения набора высоты:

$$\bar{P}_0 = 1,5 \frac{n_{\text{дв}}}{n_{\text{дв}} - 1} \left(\frac{1}{K_{\text{наб}}^{\text{max}}} + \text{tg } \theta \right), \quad (1.13)$$

- где $K_{\text{наб}}^{\text{max}}$ – максимальное аэродинамическое качество на этапе набора высоты во второй взлетной конфигурации (механизация выпущена, шасси убрано);
 θ – потребный угол наклона траектории.

Из условия крейсерского полета:

$$\bar{P}_0 = \frac{1}{K_{\text{крейс}}^{\text{max}} \xi \Delta^{0,85} \varphi_{\text{руд}}}, \quad (1.14)$$

- где $K_{\text{крейс}}^{\text{max}}$ – максимальное аэродинамическое качество в крейсерской конфигурации;

$\xi = 1 - 0,32 M_{\text{крейс}} + 0,4 M_{\text{крейс}}^2 - 0,01 M_{\text{крейс}}^3$ – коэффициент, учитывающий изменение тяги по скорости полета;

$M_{\text{крейс}}$ – крейсерское число Маха;

$\Delta = \frac{\rho_H}{\rho_0}$ – относительная плотность воздуха на высоте крейсерского полета;

$\varphi_{\text{руд}} = 0,8 \dots 0,9$ – коэффициент, учитывающий степень дросселирования двигателя в крейсерском полете до режима, соответствующего оптимальному расходу топлива.

Наибольшее значение тяговооруженности, из рассчитанных по формулам (1.12) – (1.14), может превысить полученное по формуле (1.7) при выборе типа и количества двигателей. Поэтому необходимо проверить, обеспечивается ли вновь рассчитанная стартовая тяговооруженность выбранным ранее типом и количеством двигателей. Возможно потребуется скорректировать тип и/или

количество двигателей. В этом, в частности, проявляется итерационный характер проектирования самолета.

Взлетная масса m_0 была в первом приближении рассчитана ранее по результатам обработки статистических данных по самолетам-аналогам. Теперь, во втором приближении, ее можно уточнить, зная по первому приближению, к какому классу относится проектируемый самолет. Это можно сделать, используя статистические данные об относительных массах частей самолетов данного класса, по формуле:

$$m_0 = \frac{m_{\text{сл}} + m_{\text{ком}}}{1 - (\bar{m}_k + \bar{m}_{\text{СУ}} + \bar{m}_T + \bar{m}_{\text{об.упр}})}, \quad (1.15)$$

где $m_{\text{сл}}$ – масса служебной нагрузки и снаряжения (обычно указывается в ТЗ);
 $m_{\text{ком}}$ – масса коммерческой нагрузки (обычно указывается в ТЗ);

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

$\bar{m}_{\text{СУ}} = \frac{m_{\text{СУ}}}{m_0}$ – 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.

При расчете взлетной массы в третьем приближении используется формула, аналогичная (1.15), но относительные массы частей самолета определяются по формулам, которые учитывают конструктивные особенности самолета, геометрические параметры его частей, а также особенности его аэродинамики и характеристики двигателей. Эти формулы можно найти, например в [12]. При этом в данных формулах используется значение взлетной массы, определенное во втором приближении.

Если окажется, что различие между взлетными массами второго и третьего приближений больше наперед заданной величины (например, более 5%), то необходимо по формулам третьего приближения выполнить следующее приближение, и так до тех пор, пока различие между двумя последовательными приближениями станет менее 5%.

1.5.8. Определение абсолютных размеров самолета и его частей

Зная основные параметры проектируемого самолета, а также его геометрические параметры, можно найти размеры основных частей самолета: крыла, оперения, фюзеляжа, гондол двигателей.

Площадь крыла:

$$S = \frac{m_0 g}{\rho_0}, \quad (1.16)$$

где m_0 – взлетная масса;
 ρ_0 – стартовая удельная нагрузка на крыло.
 Размах крыла:

$$l = \sqrt{\lambda S}, \quad (1.17)$$

где λ – удлинение крыла.

Центральная хорда трапецевидного крыла:

$$b_0 = \frac{2S\eta}{l(1+\eta)}, \quad (1.18)$$

где η – сужение крыла.

Концевая хорда трапецевидного крыла:

$$b_k = \frac{b_0}{\eta}. \quad (1.19)$$

Средняя аэродинамическая хорда (САХ) трапецевидного крыла:

$$b_A = \frac{2}{3} \left(\frac{b_0^2 + b_0 b_k + b_k^2}{b_0 + b_k} \right). \quad (1.20)$$

САХ трапецевидного крыла можно также определить геометрически (рис. 1.16).

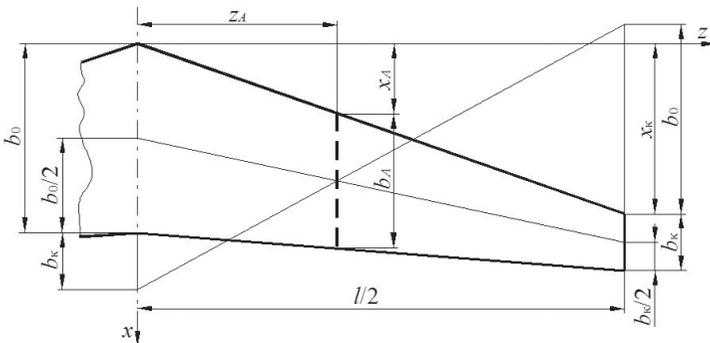


Рис. 1.16. Геометрический способ определения средней аэродинамической хорды трапецевидного крыла

Размеры подвижных частей крыла при предварительном проектировании можно определить, используя следующие статистические данные:

1) элероны:

– суммарная площадь $S_{эл} = (0,05 \dots 0,07)S$;

– хорды $b_{эл} = (0,20 \dots 0,25)b$ (b – текущая хорда крыла);

– суммарный размах $l_{эл} = (0,30 \dots 0,40)l$ (l – размах крыла);

2) механизация задней кромки (обычно располагается по всему размаху крыла, не занятому элеронами) имеет хорды: $b_{мех.зк} = (0,25 \dots 0,35)b$;

3) механизация передней кромки (обычно располагается по всему размаху крыла) имеет хорды: $b_{мех.пк} = (0,08 \dots 0,12)b$.

Площадь ГО:

$$S_{ГО} = \bar{S}_{ГО} S. \quad (1.21)$$

Площадь руля высоты можно определить по статистической зависимости: $S_{РВ} = (0,2 \dots 0,4) S_{ГО}$. Остальные размеры ГО и его частей определяются так же, как аналогичные размеры крыла.

Площадь ВО:

$$S_{ВО} = \bar{S}_{ВО} S. \quad (1.22)$$

Площадь руля направления можно определить по статистической зависимости: $S_{РН} = (0,25 \dots 0,45) S_{ВО}$. Остальные размеры ВО и его частей определяются так же, как аналогичные размеры крыла.

Длина фюзеляжа:

$$l_{\phi} = \lambda_{\phi} d_{\phi}. \quad (1.23)$$

Однако определенную таким образом длину фюзеляжа нельзя считать окончательной. Она подлежит уточнению в процессе компоновки самолета и определяется не только из условия размещения экипажа, пассажиров, багажа и грузов, но и из условия обеспечения необходимых коэффициентов статических моментов горизонтального и вертикального оперения ($A_{ГО}$ и $A_{ВО}$ соответственно).

При заданных размерах крыла и оперения коэффициенты статических моментов оперения полностью определяются соответствующими плечами:

$$A_{ГО} = \frac{S_{ГО} L_{ГО}}{S b_A}, \quad (1.24)$$

$$A_{ВО} = \frac{S_{ВО} L_{ВО}}{S l}. \quad (1.25)$$

При выборе плеч $L_{ГО}$ и $L_{ВО}$ ориентируются на самолеты-аналоги.

1.5.9. Компоновка и центровка

Под компоновкой понимают единый процесс пространственной увязки частей самолета, их формы и конструктивно-силовой схемы с размещением двигателей, экипажа, оборудования, топлива, пассажиров, грузов и снаряжения.

Компоновку начинают после того, как определены основные размеры частей самолета.

Условно компоновку самолета можно разделить на аэродинамическую, объемно-весовую и конструктивно-силовую, каждая из которых решает определенные задачи.

Аэродинамическая компоновка

Аэродинамическая компоновка имеет целью обеспечение:

- минимальных размеров самолета при условии выполнения требований ТЗ;
- максимального аэродинамического качества;
- возможно большей величины максимального коэффициента подъемной силы на взлете и посадке;
- требуемых характеристик устойчивости и управляемости;
- наиболее благоприятных условий для работы силовой установки;
- отсутствия опасных последствий при выходе самолета на предельные режимы полета.

Аэродинамическая компоновка во многом определяется выбранной ранее общей схемой самолета. Результатом аэродинамической компоновки является габаритный чертеж, содержащий три проекции самолета. Этот чертеж подлежит уточнению в процессе объемно-весовой и конструктивно-силовой компоновки.

Объемно-весовая компоновка

Объемно-весовая компоновка делается с целью увязки объемов служебной и коммерческой нагрузок, топлива, шасси, оборудования и управления с объемами крыла и фюзеляжа. При этом принимаются решения, связанные с размещением дверей, люков, аварийных выходов. В процессе объемно-весовой компоновки производится также центровка самолета.

При проведении объемно-весовой компоновки следует руководствоваться рекомендациями, основанными на требованиях Норм летной годности самолетов и ТЗ.

Кабина экипажа и ее оборудование должны обеспечивать членам экипажа выполнение обязанностей без чрезмерной концентрации внимания или усталости. Если предусматривается наличие второго пилота, самолет должен быть управляем с одинаковой безопасностью с мест обоих пилотов. На самолете должна быть предусмотрена дверь, отделяющая кабину экипажа от любого отсека, из которого имеется доступ к этой двери. Кабина экипажа должна располагаться таким образом, чтобы обеспечивался достаточно широкий, беспрепятственный и неискаженный обзор, позволяющий безопасно выполнять все

маневры в пределах эксплуатационных ограничений, включая руление, взлет, заход на посадку и посадку.

Компоновка пассажирской кабины определяется, в основном, классом кабины (первый класс, бизнес-класс, экономический класс), количеством пассажирских кресел, размещаемых в одном поперечном ряду, а также шириной и количеством проходов.

Классы пассажирской кабины различаются комфортом в части размещения пассажиров и условиями их обслуживания.

Длина пассажирской кабины зависит от:

- пассажировместимости самолета;
- размеров и шага кресел;
- размеров и размещения бытовых помещений (кухонь, гардеробов, туалетов);
- размеров и размещения грузовых отсеков;
- размеров и компоновки входных дверей и аварийных выходов.

Длинные кабины выглядят неуютно, поэтому их разделяют на отдельные салоны. Отношение ширины пассажирского салона к его длине (коэффициент формы салона – k_{Φ}) рекомендуется выбираться так, чтобы оно находилось в пределах $k_{\Phi} = 0,2 \dots 0,5$.

Для обеспечения питанием пассажиров в полете предусматриваются буфеты-кухни.

Гардеробы являются наиболее неопределенными элементами компоновки пассажирских самолетов. Обычно гардеробы размещают в вестибюлях у входных дверей. Гардеробы отделяют от кабины шторкой или съемной перегородкой с тем, чтобы в летнее время, когда гардеробы не используются, устанавливать на их месте дополнительные пассажирские кресла.

Туалетные помещения в пассажирском самолете размещаются в зависимости от числа пассажиров и продолжительности полета. При наличии салона первого класса желательно иметь для него отдельный туалет.

В силу своей специфики туалеты являются составной частью конструкции самолета. Рекомендуется устанавливать их в передней и задней частях пассажирской кабины для уменьшения влияния на возможные варианты компоновки.

При компоновке пассажирской кабины следует заботиться не только о создании должного комфорта, но и о безопасности пассажиров. На компоновку пассажирской кабины большое влияние оказывает размещение аварийно-спасательных средств, которые, в первую очередь, должны обеспечить своевременную аварийную эвакуацию пассажиров. Выполнение этого требования, главным образом, зависит от соответствующего количества аварийных выходов, их параметров и обеспечения проходов к ним. Требования к аварийным выходам и проходам к ним изложены в Авиационных правилах (АП-25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории).

Кроме того, следует помнить, что не рекомендуется размещать пассажиров в плоскостях вращения воздушных винтов и турбин силовых установок. В этих зонах обычно размещают гардеробы, багажники и т.п.

Для размещения багажа пассажиров и перевозимых грузов на самолете должны быть предусмотрены багажно-грузовые помещения. Перевозка багажа и грузов может осуществляться с использованием специальных контейнеров. Багажно-грузовые помещения часто делятся на отсеки так, чтобы можно было регулировать положение центра масс самолета. Багажные люки для каждого отсека размещают по правому борту для того, чтобы к ним был обеспечен удобный подъезд грузовых автомобилей.

Топливо на самолетах транспортной категории обычно размещается в крыле. При этом в большинстве случаев объемов крыла хватает для размещения всего необходимого количества топлива. В противном случае часть топлива можно разместить в фюзеляже, при этом должна быть исключена возможность попадания топлива и его паров в кабины экипажа и пассажиров. Иногда топливо используют для управления положением ц.м. самолета, тогда его могут размещать и в других частях самолета, например, в оперении.

Размещение двигателей на самолете предопределено выбранной ранее общей схемой самолета.

Расположение опор шасси на самолете определяется выбранной ранее схемой шасси, а его геометрические характеристики выбираются из условий обеспечения необходимого положения самолета относительно земли при взлете и посадке, обеспечения устойчивости и маневренности при движении по рулежным дорожкам и по ВПП при разбеге и пробеге, а также обеспечения устойчивости пустого самолета на стоянке.

Как было сказано выше, в процессе объемно-весовой компоновки производится центровка самолета – нахождение центра масс самолета и приведение его в такое положение относительно носка САХ крыла b_A , при котором:

а) в полете:

– в варианте наиболее заднего положения центра масс обеспечивается минимально допустимый запас продольной статической устойчивости самолета;

– в варианте наиболее переднего положения центра масс обеспечивается условие достаточности отклонения руля высоты и/или стабилизатора для балансировки самолета на режимах взлета и посадки;

б) на земле: самолет стоит на опорах шасси без опрокидывания.

В процессе проектирования самолета определяется продольная и вертикальная центровка. Однако при предварительном проектировании обычно определяется только продольная центровка. При этом принимается допущение о том, что ц.м. самолета по высоте находится на продольной оси фюзеляжа – так называемой строительной горизонтали фюзеляжа (СГФ).

В процессе выполнения центровки составляется сводка масс (или весовая сводка) самолета. В нее включаются массы m_i основных частей и агрегатов

самолета, а также топлива и грузов. Сводка масс оформляется в виде таблицы – центровочной ведомости, в которую включаются также координаты центров масс всех составляющих взлетной массы самолета относительно носка фюзеляжа x_i , а также статические моменты масс $m_i x_i$.

Координата центра масс самолета относительно носка фюзеляжа вычисляется по формуле:

$$x_T = \frac{\sum_i m_i x_i}{\sum_i m_i}. \quad (1.26)$$

Координата центра масс самолета относительно носка САХ в долях САХ вычисляется по формуле:

$$\bar{x}_T = \frac{x_T - x_A}{b_A} \cdot 100\%, \quad (1.27)$$

где x_A – координата носка САХ относительно носка фюзеляжа (рис. 1.17).

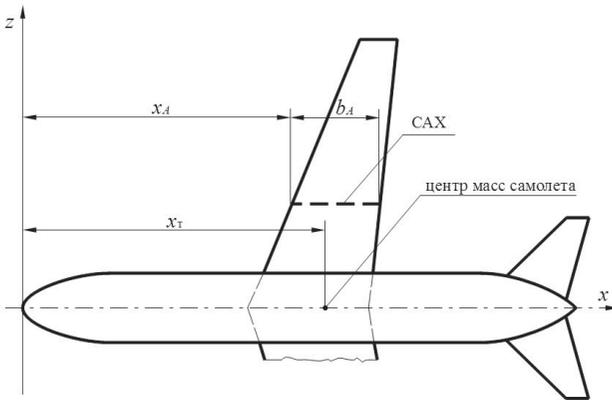


Рис. 1.17. К определению центровки самолета

Чтобы обеспечить устойчивость и управляемость самолета при всех возможных положениях его ц.м., расчет центровки ведут для следующих состояний самолета:

- взлет;
- посадка (считать, что топливо выработано полностью);
- пустой (т.е. без коммерческой нагрузки, топлива, служебной нагрузки и снаряжения).

В результате расчета должны получаться значения центровки, при которых будут выполняться описанные выше условия для нахождения в полете и на

земле. По статистике значения центровки для случая нахождения в полете должны получиться примерно следующими:

– $\bar{x}_T = 15 \dots 25\%$ – для самолетов с нестреловидным крылом и крылом с углом стреловидности $\chi < 35^\circ$;

– $\bar{x}_T = 15 \dots 35\%$ – для самолетов со стреловидным крылом при угле стреловидности $\chi = 35 \dots 50^\circ$.

Если эти значения не получаются, то рекомендуется применить следующие способы исправления центровки:

- изменение расположения наиболее тяжелых агрегатов и грузов;
- перемещение крыла по длине фюзеляжа (при этом будет перемещаться не только ц.м. самолета, но и САХ крыла).

В случае пустого самолета при нахождении его на земле нет необходимости в попадании центровки в указанные выше диапазоны, в этом случае лишь не должно происходить его опрокидывание, что обеспечивается соответствующим расположением ц.м. самолета и опор шасси (ц.м. должен находиться между основными и носовой/хвостовой опорами шасси).

Конструктивно-силовая компоновка

Конструктивно-силовая компоновка заключается в создании наиболее рациональных силовых схем частей самолета, а также способов силовой увязки их между собой. Конструктивно-силовую схему самолета можно считать рациональной, если она обеспечивает выполнение следующих условий:

– масса конструкции частей самолета и всего самолета в целом является минимальной при выполнении требований прочности и жесткости;

– конструкция и расположение силовых элементов обеспечивают выполнение требований ТЗ в части создания полезных объемов внутри и снаружи самолета, используемых для размещения оборудования, силовой установки, топлива, коммерческой нагрузки и снаряжения;

– учитываются требования производственной и эксплуатационной технологичности;

– достигается требуемая надежность и живучесть конструкции.

При создании конструктивно-силовых схем самолетов необходимо руководствоваться следующими принципами и рекомендациями, которые основаны на опыте проектирования авиационных конструкций, и выполнение которых способствует созданию конструкции минимальной массы [5].

Принцип № 1: передача сил от одной точки до другой должна происходить по кратчайшему пути.

Кратчайшим путем между двумя точками является прямая, и если передача сил осуществляется прямолинейным силовым элементом (стержнем), то нагружаться он будет только растяжением-сжатием, что потребует минимального поперечного сечения силового элемента и, соответственно, обеспечит его

минимальную массу. Если же силовой элемент не прямолинеен, то он неминуемо будет подвержен изгибу, что потребует значительного увеличения площади поперечного сечения и, соответственно, приведет к росту массы.

В обеспечение этого принципа, например, продольные силовые элементы каркаса крыла, оперения и фюзеляжа не должны иметь искривлений своих продольных осей.

Принцип № 2: сечения элемента конструкции должны быть равнопрочными.

У силового элемента, спроектированного в соответствии с этим принципом, в любом сечении должны возникать одинаковые напряжения.

Принцип № 3: материал конструкции должен быть предельно нагружен.

При приложении расчетной нагрузки в силовом элементе должны возникать разрушающие напряжения, иначе он является перетяжеленным, а конструкция – неэффективной.

Принцип № 4: необходимо стремиться к тому, чтобы все детали, узлы и агрегаты конструкции были «работающими», т.е. участвовали в восприятии нагрузки и по возможности выполняли несколько функций.

В качестве примеров можно привести кессон крыла, играющий одновременно роль топливного бака, гермокабину, являющуюся одновременно силовым элементом фюзеляжа и т.п.

Принцип № 5: количество стыков элементов конструкции должно быть минимальным.

Чем меньше стыков, тем меньше количество фитингов и соединительных элементов (заклепок, болтов и т.п.), что экономит массу.

Принцип № 6: не допускать концентрации напряжений.

Сосредоточенные нагрузки необходимо преобразовывать в распределенные. Исключать резкие изменения жесткости силовых элементов.

В обеспечение этих принципов можно воспользоваться следующими конкретными рекомендациями.

В процессе конструктивно-силовой компоновки крыла, фюзеляжа и оперения необходимо выполнить увязку силовых схем этих частей самолета друг с другом, заключающуюся в следующем:

– продольные балочные элементы крыла и оперения (лонжероны и продольные стенки) должны опираться на усиленные шпангоуты фюзеляжа;

– узлы крепления стоек шасси должны опираться на усиленные элементы планера (усиленные нервюры, усиленные шпангоуты, усиленные стенки лонжеронов и балки в нише шасси);

– узлы крепления пилонов двигателей должны устанавливаться на усиленные элементы (усиленные нервюры, усиленные шпангоуты, лонжероны, балки).

Для уменьшения нагрузок на конструкцию целесообразно:

- размещать сосредоточенные массы в фюзеляже как можно ближе к центру масс для уменьшения инерционных нагрузок;
- избегать установки сосредоточенных масс на крыло позади оси жесткости, т.к. это может привести к флаттеру;
- использовать стойки шасси минимальной длины;
- уменьшать нагрузки на хвостовое оперение путем увеличения его плеча;
- стремиться к неразъемной конструкции крыла, проходящей через фюзеляж.

На участках вырезов рекомендуется:

- не допускать нарушения целостности усиленных элементов фюзеляжа при создании вырезов под окна и аварийные выходы;
- большие вырезы в конструкции удалять от высоконагруженных зон, например, от зоны стыка крыла с фюзеляжем;
- вырезы в фюзеляже должны иметь по своему периметру силовые элементы в виде поясов усиленных шпангоутов и усиленных стрингеров (бимсов);
- избегать острых углов в вырезах, особенно в герметичном фюзеляже;
- проводку системы управления, топливные магистрали и т.п. размещать за пределами силовой части крыла для упрощения их контроля и обслуживания;
- стремиться размещать ниши для уборки шасси за пределами кессона крыла;
- число разъемных соединений сокращать до минимально необходимого.

Необходимо стремиться, чтобы силовые элементы выполняли несколько функций. С этой целью:

- целесообразно объединять нервюры крепления двигателей, опор шасси и закрылков;
- следует стремиться, чтобы элементы, работающие на изгиб, обладали бы жесткостью на кручение;
- использовать общий шпангоут фюзеляжа для крепления горизонтального и вертикального оперения;
- использовать существующие шпангоуты для крепления элементов оборудования, опор шасси и т.п.

В целях повышения надежности и живучести конструкции рекомендуется:

- применять безопасно повреждаемую конструкцию и резервирование основных силовых элементов;
- предусматривать защиту людей и жизненно важных элементов конструкции от возможных осколков разрушившихся элементов, например, лопаток турбин.

2. Обеспечение эксплуатационно-технических характеристик конструкций летательных аппаратов при проектировании

В разделе 1 настоящего учебного пособия отмечалось, что эксплуатационно-технические характеристики (ЭТХ) – это комплекс количественных показателей, отражающих эксплуатационные свойства ЛА, такие как надежность, живучесть, безопасность и эксплуатационная технологичность.

В данном разделе дается анализ эксплуатационных свойств применительно к авиационным конструкциям, а также рассматриваются мероприятия по обеспечению нужного уровня этих свойств и влияние ЭТХ на эффективность ЛА.

2.1. Виды и причины неисправностей и отказов авиационных конструкций

При эксплуатации ЛА в результате механического, температурного или химического (электрохимического) воздействия возникают повреждения конструкции, приводящие к неисправности или отказу. Такие повреждения представляют собой механическое разрушение, которое может проявляться в виде изменения размера, формы или свойств материала конструкции [10].

Для оценки отказов и неисправностей конструкции используются различные системы классификации повреждений. В литературе, посвященной вопросам технического обслуживания [14] и руководствах по ремонту конструкции широкое распространение получила классификация по характеру разрушения. Для анализа такой классификации удобно разделить повреждения на четыре вида: механические повреждения, коррозия, износ и трещины. В каждом из этих видов представлено несколько типов повреждений, обусловленных индивидуальными параметрами разрушений и/или различными причинами их возникновения. Для описания одного повреждения может применяться комбинация типов повреждений, например, вмятина с задиrom или деформация под действием высоких температур с появлением трещин и т.д.

Такая классификация по видам повреждений помогает не только выполнить оценку отказов и неисправностей, выбрать метод их устранения, но и обрабатывать статистические данные, необходимые для оценки фактического уровня надежности данного типа ЛА.

Механические повреждения

К механическим повреждениям относятся: вмятина, царапина, задиr, канавка, забоина, прогар, деформация, складка, пробойна, а также отслоение, расслоение и проникающие повреждения, имеющие отношение к композиционным материалам.

Основной причиной вмятин, царапин, задигов, деформаций, складок, пробоин, расслоений и проникающих повреждений является механическое воздействие внешними предметами. В отдельную группу можно выделить повреждение ЛА на земле, когда в качестве внешних предметов выступают инструменты и приспособления для технического обслуживания, а также аэродромное оборудование (стремянки, тягачи, трапы, столбы освещения и т.п.). Таким повреждениям наиболее подвержен фюзеляж, особенно в районе дверей и люков, а также нижние поверхности крыла. В случае контакта с другими воздушными судами, например, при выполнении руления или буксировки самолета существенные повреждения получают концевые части крыла и оперение.

При работе двигателей высока вероятность возникновения забоин на лопатках авиационных двигателей в результате контакта с твердыми предметами. Причем повреждения такого типа актуальны как для ЛА с низкорасположенными двигателями (самолет-низкоплан с двигателями под крылом), так и для более высокого расположения двигателей. Одной из причиной этого служит забрасывание посторонних предметов в двигатель реверсивными струями.

При выполнении полета возможно столкновение с птицами. Такие столкновения приводят к серьезным повреждениям фюзеляжа (преимущественно кабины и носового обтекателя), крыла и двигателей.

Причиной деформации, появления складок, расслоения композиционных материалов может стать воздействие однократных или повторяющихся нагрузок. Причиной таких нагрузок может быть превышение максимально допустимой перегрузки. Нарушение технологии обслуживания также является распространенным источником повреждений данного типа, например, деформация фюзеляжа при вывешивании самолета на подъемниках.

Причиной прогара преимущественно служат электрические разряды при грозовой активности. Также возможен нагрев элементов конструкции в результате утраты герметичности трубопроводов системы отбора воздуха или образования электрической дуги в результате нарушения изоляции электропроводки.

Механические повреждения чаще всего классифицируются как случайные повреждения, т.к. наиболее распространенным сопутствующим или основным фактором является человеческий фактор, а также невозможность предотвращения таких явлений, как грозовая активность, или исключение вероятности появления посторонних предметов на ВПП.

Стоит отметить, что механические повреждения зачастую служат причиной возникновения и развития других видов повреждений, таких как коррозия, трещины, износ.

Коррозия

Коррозия – это химические и электрохимические реакции, которое превращают металлы в оксид, гидроокись и сульфат. Коррозию можно разделить на несколько типов [10]: химическую, электрохимическую, щелевую, точечную (питтинговую) и межкристаллитную.

Появление коррозии вызывает механическое разрушение поверхности элемента конструкции, т.е. изменение размера, формы или свойств материала, что становится причиной образования локальной концентрации напряжений, а также снижения пластичности материала. Это приводит к уменьшению несущей способности конструктивного элемента (обшивки, стрингера, шпангоута) и снижению долговечности. При глубине коррозионного повреждения до 20% толщины материала конструкции долговечность снижается в 5...8 раз [1].

Коррозионным повреждениям подвержены элементы конструкции, имеющие контакт с коррозионной средой, например, при образовании конденсата на элементах конструкции фюзеляжа, имеющих повреждение защитного покрытия. В процессе эксплуатации защитные покрытия могут быть нарушены как в результате случайного механического повреждения или износа, так и в результате нарушения технологии проведения работ при ремонте или окрашивании конструкции.

Кроме того, коррозии способствует неправильная термообработка или нарушение технологии сварки некоторых сплавов.

Износ

Принято различать следующие виды износа [11]:

– абразивный износ – повреждение, приводящее к уменьшению номинальной толщины детали в результате трения, соскабливания или другой поверхностной эрозии. Обычно повреждения, полученные при абразивном износе, шероховатые и неравномерные. Абразивное изнашивание имеет место в контакте двух тел с существенно различающимися твердостями или при наличии в промежуточной среде твердых частиц;

– адгезионный износ – имеет место в контактах между телами, твердость которых одинакова или имеет один и тот же порядок величины. Механизм адгезионного износа можно представить себе как схватывание (в предельном случае – сваривание) микрошероховатостей с последующим разрывом таких адгезионных связей. Этот процесс может сопровождаться отделением приповерхностных элементов объема (частиц износа).

В случае если адгезионный или абразивный износ происходит при наличии коррозионной среды, то эти процессы взаимодействуют между собой, и происходит коррозионный износ [10]. Коррозионное изнашивание связано с хи-

мической модификацией поверхности и последующим удалением поверхностного слоя.

Усталостное изнашивание возникает при неоднократном нагружении поверхности в процессе скольжения или качения, так что каждый отдельный цикл нагружения не приводит к заметным изменениям поверхности.

Фреттинговый износ – повреждение поверхности при взаимодействии между элементами соединений в результате очень малых угловых или линейных перемещений. Фреттинговому износу подвержены различного вида соединения (заклепочные, резьбовые, шлицевые, шпоночные), где движения не должно быть, но в результате действия вибрационных нагрузок или деформаций появляются незначительные циклические смещения. В результате повреждений поверхности образуются люфты и зазоры. При наличии коррозионной среды запускается процесс *фреттинг-коррозии*, увеличивающий интенсивность износа. Свидетельством фреттинга обычно является образование порошка в области повреждения.

Трещина

Причиной появления трещин является воздействие однократных или повторяющихся нагрузок. Наиболее подвержены трещинам части конструкции, испытывающие знакопеременные нагрузки, приводящие к колебательным движениям: крыло, особенно при наличии развитой механизации, вертикальное и горизонтальное оперение. Помимо снижения прочности образование трещин в элементах конструкции может привести к негерметичности, что является критичным для гермокабин и топливных отсеков. Чаще всего трещины встречаются в местах концентрации напряжений.

Элементы пилонов двигателей также подвержены образованию трещин в результате воздействия вибрационных нагрузок, причиной которых является работа двигателей. Такие вибрационные нагрузки характеризуются малыми амплитудами, но большими частотами, поэтому возникновению трещин способствует повреждение элементов в результате фреттингового износа.

К факторам, способствующим возникновению трещин, следует отнести и значительные колебания температуры, которым подвержены, прежде всего, газотурбинные двигатели и колеса шасси, оборудованные тормозными устройствами.

Изменение трещиностойкости и увеличение скорости роста трещины также может быть обусловлено изменением площади поперечного сечения силовых элементов в результате коррозии, а также износом элементов соединений, приводящим к повреждению поверхностей трения.

2.2. Надежность и живучесть

Для обеспечения требуемой в Нормах летной годности безопасности полетов ЛА должен обладать летной годностью в ожидаемых условиях эксплуатации. Ожидаемые условия эксплуатации – это условия, которые известны из практики или возникновение которых можно с достаточным основанием предвидеть в течение срока службы ЛА с учетом его назначения (Авиационные правила, часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории). Эти условия включают в себя параметры состояния и факторы воздействия на ЛА внешней среды, эксплуатационные факторы, влияющие на безопасность полета.

Ожидаемые условия эксплуатации не включают в себя:

- экстремальные условия, встречи с которыми можно надежно избежать путем введения эксплуатационных ограничений и правил;
- экстремальные условия, которые возникают настолько редко, что требование выполнять Нормы летной годности в этих условиях привело бы к обеспечению более высокого уровня летной годности, чем это необходимо и практически обосновано.

Летная годность ЛА зависит в числе прочего от таких его эксплуатационных свойств, как *надежность и живучесть*, в том числе надежность и живучесть его конструкции, что определяется ее прочностью.

Летная годность ЛА закладывается при его создании и поддерживается в эксплуатации.

На этапе проектирования ЛА его летная годность по условию прочности обеспечивается правильным выбором конструктивных решений, выполнением расчетов на прочность, жесткость и усталость, проведением соответствующих испытаний.

В процессе эксплуатации ЛА из-за усталостных и коррозионных повреждений, старения неметаллических материалов, попадания в экстремальные условия эксплуатации, выходящие за рамки ожидаемых условий, возможна потеря летной годности по условию прочности конструкции. В связи с этим при эксплуатации ЛА необходимо поддержание его летной годности путем проведения соответствующих мероприятий при ТОиР.

Несмотря на то, что выполнение требований Норм летной годности обеспечивает достаточно высокий уровень *надежности* и, соответственно, безопасности полетов, особо ответственные элементы конструкции выполняют так, чтобы они оставались работоспособны даже в экстремальных условиях, выходящих за рамки ожидаемых условий эксплуатации. За это отвечает такое свойство конструкции ЛА, как *живучесть*.

Рассмотрим подробно понятия надежности и живучести авиационных конструкций и покажем их взаимосвязь.

2.2.1. Терминология надежности

Терминология надежности определена в ГОСТ 27.002 – 2015 «Надежность в технике. Термины и определения». Приведем некоторые термины из этого документа.

Надежность – это свойство объекта сохранять во времени способность выполнять требуемые функции в заданных режимах и условиях применения, технического обслуживания, хранения и транспортирования.

В соответствии с терминологией АП-25 под заданными режимами и условиями применения следует понимать *ожидаемые условия эксплуатации*.

Надежность является комплексным свойством, которое в зависимости от назначения объекта и условий его применения может включать в себя безотказность, ремонтпригодность, восстанавливаемость, долговечность, сохраняемость, готовность или определенные сочетания этих свойств.

Безотказность – это свойство объекта непрерывно сохранять способность выполнять требуемые функции в течение некоторого времени или наработки в заданных режимах и условиях применения, т.е. в ожидаемых условиях эксплуатации, если использовать терминологию АП-25. Показателем безотказности может служить вероятность того, что в пределах заданной наработки отказ объекта не возникнет (вероятность безотказной работы).

Ремонтпригодность – это свойство объекта, заключающееся в приспособленности к поддержанию и восстановлению состояния, в котором объект способен выполнять требуемые функции, путем технического обслуживания и ремонта.

Восстанавливаемость – это свойство объекта, заключающееся в его способности восстанавливаться после отказа без ремонта. Показателем ремонтпригодности и восстанавливаемости может служить математическое ожидание времени восстановления.

Долговечность – это свойство объекта, заключающееся в его способности выполнять требуемые функции в заданных режимах и условиях использования, технического обслуживания и ремонта до достижения предельного состояния. Показателями долговечности могут служить: математическое ожидание ресурса, математическое ожидание срока службы.

Сохраняемость – это свойство объекта сохранять способность к выполнению требуемых функций после хранения и (или) транспортирования при заданных сроках и условиях хранения и (или) транспортирования. Показателем сохраняемости может служить математическое ожидание срока сохраняемости.

Готовность – это свойство объекта, заключающееся в его способности находиться в состоянии, в котором он может выполнять требуемые функции в заданных режимах и условиях применения, технического обслуживания и ремонта в предположении, что все необходимые внешние ресурсы обеспечены

(готовность зависит от свойств безотказности, ремонтпригодности и восстанавливаемости объекта). Показателем готовности может служить вероятность того, что объект окажется в работоспособном состоянии в данный момент времени – коэффициент готовности.

Исправное состояние – состояние объекта, в котором он соответствует всем требованиям, установленным в документации на него. **Неисправное состояние** – состояние объекта, в котором он не соответствует хотя бы одному из требований, установленных в документации на него.

Работоспособное состояние – состояние объекта, в котором он способен выполнять требуемые функции. **Неработоспособное состояние** – состояние объекта, в котором он не способен выполнять хотя бы одну требуемую функцию по причинам, зависящим от него, или из-за профилактического технического обслуживания.

Предельное состояние – состояние объекта, в котором его дальнейшая эксплуатация недопустима или нецелесообразна, либо восстановление его работоспособного состояния невозможно или нецелесообразно.

Отказ – событие, заключающееся в нарушении работоспособного состояния объекта (отказ может быть полным или частичным. Полный отказ характеризуется переходом в неработоспособное состояние, частичный отказ – в частично неработоспособное состояние).

Наработка – продолжительность или объем работы объекта.

Ресурс – суммарная наработка объекта от начала его эксплуатации или ее возобновления после ремонта до момента достижения предельного состояния.

Срок службы – календарная продолжительность эксплуатации от начала эксплуатации объекта или ее возобновления после капитального ремонта до момента достижения предельного состояния.

Дефект – каждое отдельное несоответствие объекта требованиям, установленным документацией.

Повреждение – событие, заключающееся в нарушении исправного состояния объекта при сохранении работоспособного состояния.

Дефект и (или) повреждение могут служить причиной возникновения частичного или полного отказа объекта. Наличие дефекта и (или) повреждения приводит объект в неисправное состояние.

Помимо упомянутого выше ГОСТ 27.002 – 2015 существует литература [6], где данные понятия дополнены понятием «*эксплуатационная надежность*». Дело в том, что реальные условия эксплуатации характеризуются значительным разнообразием и нестабильностью из-за различия климатических условий, уровня подготовки технического состава, материально-технической базы, организации ТОиР и др. Таким образом, условия технического об-

служивания, хранения и транспортирования объекта могут отличаться от заданных, что, как правило, приводит к снижению его реальной надежности.

В связи с этим можно ввести понятие эксплуатационной надежности – свойства объекта сохранять во времени способность выполнять требуемые функции в ожидаемых условиях эксплуатации *в зависимости* от условий технического обслуживания, хранения и транспортирования.

2.2.2. Терминология живучести

В настоящее время терминология живучести не отражена в каком-либо ГОСТе. В предыдущей редакции вышеупомянутого ГОСТ 27.002 – 2015 по терминологии надежности (ГОСТ 27.002 – 89) существовало приложение, где было дано определение живучести, но не одно, а сразу три, что не способствовало однозначному пониманию этого термина. Приведем эти определения. Под живучестью понимают:

1) свойство объекта, состоящее в его способности противостоять развитию критических отказов из дефектов и повреждений при установленной системе технического обслуживания и ремонта,

или

2) свойство объекта сохранять ограниченную работоспособность при воздействиях, не предусмотренных условиями эксплуатации,

или

3) свойство объекта сохранять ограниченную работоспособность при наличии дефектов или повреждений определенного вида, а также при отказе некоторых компонентов. Примером служит сохранение несущей способности элементами конструкции при возникновении в них усталостных трещин, размеры которых не превышают заданных значений.

В литературе, посвященной живучести авиационных конструкций, нашли то или иное отражение все эти три подхода. Однако первый и третий подходы тесно пересекаются с такими гостированными понятиями, как безотказность (см. определение выше) и отказобезопасность – свойство воздушного судна в целом и/или его функциональных систем, характеризующее способность обеспечивать безопасное завершение полета в ожидаемых условиях эксплуатации при возможных отказах на борту воздушного судна (ГОСТ Р 56076 – 2014). Все это вводит дополнительную путаницу в понимание термина «живучесть».

Наиболее логичным и последовательным представляется подход, соответствующий второму из приведенных выше определений живучести. В соответствии с этим подходом надежность «отвечает» за работоспособность в ожидаемых условиях эксплуатации, а живучесть – за работоспособность в экстремальных условиях, выходящих за рамки ожидаемых. В связи с этим можно

дать нижеследующее определение живучести с учетом приведенных выше определений надежности и экстремальных условий эксплуатации.

Ж и в у ч е с т ь – это свойство объекта сохранять во времени способность выполнять требуемые функции в экстремальных условиях, выходящих за рамки ожидаемых условий эксплуатации, в заданных условиях технического обслуживания, хранения и транспортирования.

Таким образом, ЛА может находиться либо в ожидаемых условиях эксплуатации, либо в экстремальных условиях, выходящих за рамки ожидаемых условий эксплуатации. Это так называемая полная группа событий. Тогда:

$$Q_{оюз} + Q_{эюз} = 1, \quad (2.1)$$

где $Q_{оюз}$ – вероятность попадания ЛА в ожидаемые условия эксплуатации;

$Q_{эюз}$ – вероятность попадания ЛА в экстремальные условия эксплуатации.

По аналогии с понятием эксплуатационной надежности (см. выше) можно ввести понятие **эксплуатационной живучести** как свойства объекта сохранять во времени способность выполнять требуемые функции в экстремальных условиях, выходящих за рамки ожидаемых условий эксплуатации, *в зависимости* от условий технического обслуживания, хранения и транспортирования.

Таким образом, надежность и живучесть оказываются взаимосвязанными, но четко разделенными понятиями, каждое из которых имеет свою зону ответственности. Рассмотрим подробнее их различие и взаимосвязь, используя вероятностный подход.

2.2.3. Различие и взаимосвязь понятий надежности и живучести

Для того чтобы лучше разобраться в различии и взаимосвязи понятий надежности и живучести, рассмотрим показатель реальной эффективности транспортного ЛА [3].

Чаще всего показатели эффективности ЛА основываются только на ЛТХ, т.е. учитывают только функциональные свойства ЛА. Однако реальная эффективность ЛА существенно зависит также от его эксплуатационных свойств, т.е. определяется его ЭТХ.

Реальную эффективность ЛА можно представить в виде математического ожидания эффективности:

$$W = W_0 P_{над} P_{жив}, \quad (2.2)$$

где W_0 – показатель исходной эффективности, определяемый летно-техническими характеристиками (ЛТХ) ЛА, при абсолютной надежности и живучести. Это может быть, например, показатель производительной отдачи [9]

$W_0 = \frac{m_{\text{ком}} L}{m_0}$, где $m_{\text{ком}}$ – максимальная масса коммерческой нагрузки, L – дальность полета при максимальной массе коммерческой нагрузки, m_0 – максимальная взлетная масса ЛА;

$P_{\text{над}}$ – показатель надежности (вероятность сохранения работоспособности в ожидаемых условиях эксплуатации);

$P_{\text{жив}}$ – показатель живучести (вероятность сохранения работоспособности в экстремальных условиях, выходящих за рамки ожидаемых условий эксплуатации).

Показатель надежности можно представить в виде произведения вероятностей:

$$P_{\text{над}} = P_{\Gamma} P_{\Pi} P_{\text{б/отк}}, \quad (2.3)$$

где P_{Γ} – коэффициент готовности;

P_{Π} – вероятность выполнения полета при условии нахождения ЛА в работоспособном состоянии;

$P_{\text{б/отк}}$ – вероятность безотказной работы за время выполнения полета в ожидаемых условиях эксплуатации.

Рассмотрим последовательно эти вероятности.

Для того чтобы ЛА мог выполнить полетное задание, изначально он должен находиться в работоспособном состоянии, что зависит от его свойства готовности (в этом случае ЛА находится в состоянии готовности на земле или выполняет полет). Количественно это оценивается соответствующей вероятностью P_{Γ} , которая называется коэффициентом готовности. Коэффициент готовности можно определить по следующей формуле:

$$P_{\Gamma} = \frac{T_{\text{Н}} + T_{\text{ПИ}}}{T_{\text{ГФ}}}, \quad (2.4)$$

где $T_{\text{Н}}$ – годовой налет;

$T_{\text{ПИ}}$ – простои в исправном состоянии в течение года;

$T_{\text{ТОиР}}$ – простои при техническом обслуживании и ремонте в течение года;

$T_{\text{ГФ}} = T_{\text{Н}} + T_{\text{ПИ}} + T_{\text{ТОиР}}$ – годовой фонд рабочего времени (8760 ч).

Чтобы выполнить полетное задание, ЛА, будучи в работоспособном состоянии, должен выполнять полет. Это зависит от многих причин, в том числе организационного характера, но если говорить только о свойствах ЛА, то это зависит, например, от технических возможностей его пилотажно-навигационного оборудования (возможность обеспечения полета в темное время суток, в сложных метеоусловиях). Возможность выполнения полета при условии нахождения ЛА в работоспособном состоянии оценивается соответствующей условной вероятностью P_{Π} , которую можно определить по формуле:

$$P_{\Pi} = \frac{T_{\Pi}}{T_{\Pi} + T_{\text{н}}} . \quad (2.5)$$

Однако в полете могут возникнуть особые ситуации – ситуации, возникающие в полете в результате воздействия неблагоприятных факторов или их сочетаний и приводящие к снижению безопасности полета (Авиационные правила, часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории), в том числе к авариям и катастрофам, в результате чего полетное задание не может быть выполнено. К неблагоприятным факторам относят отказы, экстремальные условия эксплуатации, ошибки экипажа и обслуживающего персонала.

В данной классификации неблагоприятных факторов под отказами обычно понимают нарушения работоспособности, возникающие в ожидаемых условиях эксплуатации. Это могут быть отказы, причины которых кроются в ошибках проектирования, некачественном изготовлении элементов конструкции. В качестве примера можно привести усталостные разрушения элементов, возникшие по причине ошибок в расчетах усталостной долговечности или по причине нанесения дефектов при изготовлении деталей, которые явились концентраторами напряжений.

Возможность появления подобных отказов оценивается соответствующей вероятностью $Q_{\text{отк}}$, а вероятность безотказной работы в ожидаемых условиях эксплуатации определяется по формуле:

$$P_{\text{б/отк}} = 1 - Q_{\text{отк}} . \quad (2.6)$$

Поскольку $Q_{\text{отк}}$ близка к 1, то в формуле (2.6) ее обычно опускают.

Но отказы могут быть также следствием попадания ЛА в экстремальные условия, выходящие за рамки ожидаемых условий эксплуатации. То есть отказы могут являться следствием нерасчетных внешних воздействий (например, воздействие одиночных порывов ветра, скорость которых превосходит значения, установленные Нормами летной годности, что может привести к разрушению элементов конструкции или появлению остаточных деформаций, воздействие повышенной непрерывной атмосферной турбулентности, параметры которой также указаны в Нормам летной годности, что может привести к преждевременному израсходованию ресурса и, как следствие, к усталостному разрушению элемента конструкции), ошибок экипажа (например, грубая посадка или превышение максимально допустимого полетного значения перегрузки при маневре, что может привести к разрушению элементов конструкции или появлению остаточных деформаций). В данном случае за выполнение полетного задания отвечает уже *живучесть*. Если речь идет об *эксплуатационной живучести*, то надо также учесть ошибки технического состава (например, нанесение дефектов на элементы конструкции при неаккуратном выполнении работ по

техническому обслуживанию и ремонту и, как следствие, к преждевременному усталостному разрушению).

Живучесть ЛА определяется поражаемостью и уязвимостью [3]. **Поражаемость** – это свойство ЛА, характеризующее возможность его попадания в экстремальные условия, выходящие за рамки ожидаемых условий эксплуатации (показателем поражаемости является вероятность попадания ЛА в экстремальные условия эксплуатации – $Q_{эуэ}$). **Уязвимость** – это свойство ЛА, характеризующее возможность нарушения его работоспособного состояния в результате воздействий, не предусмотренных ожидаемыми условиями эксплуатации (показателем уязвимости является вероятность потери работоспособности ЛА при условии воздействия, не предусмотренного ожидаемыми условиями эксплуатации – $Q_{уяз}$). С учетом этого по аналогии с формулой (2.6) можно записать выражение для показателя живучести, т.е. вероятности сохранения работоспособности в экстремальных условиях:

$$P_{жив} = 1 - Q_{эуэ} Q_{уяз}. \quad (2.7)$$

2.2.4. Мероприятия по повышению надежности и живучести конструкций летательных аппаратов

Для обеспечения летной годности по условию прочности в настоящее время используются следующие принципы, в соответствии с которыми могут быть созданы конструкции ЛА [4, 15]:

- безопасный ресурс (срок службы);
- допустимость повреждения;
- безопасность разрушения (повреждения).

Принцип безопасного ресурса (срока службы) гарантирует, что в пределах установленной наработки (календарной продолжительности) в конструкции практически не будут возникать усталостные трещины, а возможные коррозионные повреждения должны будут выявляться и устраняться при проведении ТОиР. Однако такой подход требует больших запасов прочности, которые приводят к значительной массе конструкции, что отрицательно сказывается на эффективности ЛА, в том числе экономической. Кроме того, этот подход не обеспечивает безопасность при производственных дефектах и случайных эксплуатационных повреждениях.

В конструкциях, спроектированных по принципу допустимого повреждения, допускается наличие дефекта, но его размер должен быть таким, чтобы остаточная прочность конструкции была достаточной для восприятия максимальной эксплуатационной нагрузки, т.е. расчетная нагрузка должна быть поделена на коэффициент безопасности, равный 1,5, если нет особых указаний. Конструкция должна быть создана из таких материалов и иметь такое

строение, чтобы усталостные трещины и коррозионные повреждения развивались достаточно медленно и могли быть гарантированно обнаружены при проведении ТОиР. Например, сплав Д16АТ обладает меньшим пределом прочности по сравнению со сплавом В95АТ, но имеет лучшую пластичность. Благодаря этому скорость роста трещины в деталях из Д16АТ значительно ниже, чем в деталях из В95АТ.

Конструкции, спроектированные по принципу безопасного разрушения (повреждения), создаются таким образом, чтобы при разрушении (отказе) одного из элементов оставшиеся элементы конструкции обеспечивали бы восприятие расчетной нагрузки.

Рассмотрим применение этих принципов и конструктивных мероприятий для обеспечения и повышения надежности и живучести авиационных конструкций при проектировании.

Мероприятия по снижению поражаемости

Как было отмечено выше, ЛА может находиться либо в ожидаемых условиях эксплуатации, либо в экстремальных условиях, выходящих за рамки ожидаемых (формула (2.1)). Соответственно, чем выше вероятность попадания в экстремальные условия $Q_{\text{эуэ}}$ (поражаемость), тем при прочих равных условиях ниже живучесть, количественно выражаемая вероятностью сохранения работоспособности $P_{\text{жив}}$ в экстремальных условиях (формула (2.7)). В связи с этим при проектировании ЛА необходимо предусмотреть конструктивные мероприятия по снижению вероятности попадания в экстремальные условия $Q_{\text{эуэ}}$, т.е. по снижению поражаемости.

Поражаемость самолета гражданской авиации связана с возможностью:

- превышения эксплуатационных нагрузок от атмосферной турбулентности;
- превышения эксплуатационных маневренных перегрузок и перегрузок при посадке из-за ошибок пилотирования;
- превышения эксплуатационных нагрузок на органы управления из-за непреднамеренных действий летчика;
- ударов молнии;
- отклонения от заданных условий ТОиР;
- воздействия других неблагоприятных факторов и условий, выходящих за рамки ожидаемых.

Повышенная атмосферная турбулентность в виде одиночных порывов может привести к превышению максимально допустимой эксплуатационной перегрузки, рассчитанной в соответствии с Нормами летной годности. Непрерывная атмосферная турбулентность, интенсивность которой выше допустимой, приводит к ускоренному расходованию ресурса, более раннему появлению и

развитию усталостных трещин. Снизить поражаемость в этом случае можно, например, за счет увеличения удельной нагрузки на крыло.

Из [9] известно, что перегрузку при воздействии вертикального порыва можно определить по формуле:

$$n_y = 1 \pm \frac{c_y^\alpha \rho UVS}{2mg} = 1 \pm \frac{c_y^\alpha \rho UV}{2p}, \quad (2.8)$$

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

U – скорость порыва;

V – скорость полета;

$p = \frac{mg}{S}$ – удельная нагрузка на крыло.

Чем выше удельная нагрузка на крыло, тем большую скорость порыва может выдержать конструкция самолета. А чем больше скорость порыва, тем меньше вероятность встречи с ним и, соответственно, меньше будет поражаемость. Подобные рассуждения справедливы и для непрерывной атмосферной турбулентности.

На некоторых самолетах имеется система активного демпфирования колебаний крыла, которая предназначена для увеличения ресурса конструкции крыла. По сигналам данной системы производится автоматическое отклонение элеронов, что позволяет уменьшить размах колебаний, благодаря чему самолет может без ущерба для назначенного ресурса эксплуатироваться в условиях более интенсивной атмосферной турбулентности, чем самолет без такой системы.

С целью снижения вероятности превышения эксплуатационных маневренных перегрузок и эксплуатационных нагрузок на органы управления из-за непреднамеренных действий летчика в проводку управления могут быть включены дополнительные пружинные загрузочные цилиндры, которые подключаются к проводке автоматически при превышении заданного скоростного напора, создавая скачок усилий на рычаге управления, предупреждающий летчика о нежелательности дальнейшего отклонения рычага.

Чтобы уменьшить вероятность превышения эксплуатационной перегрузки при посадке, можно применить более энергоемкие амортизирующие устройства в конструкции шасси.

Для снижения вероятности ударов молнии, а также воздействия атмосферной турбулентности высокой интенсивности на ЛА устанавливают радары для обнаружения зон грозовой деятельности, благодаря чему экипаж может выбрать маршрут, обеспечивающий минимальную поражаемость.

Мероприятия по повышению безотказности и снижению уязвимости

В соответствии с данными выше определениями безотказность и уязвимость характеризуют способность ЛА выполнять требуемые функции, причем безотказность характеризует эту способность в ожидаемых условиях эксплуатации, а уязвимость – в экстремальных условиях, выходящих за рамки ожидаемых. В связи с этим мероприятия для сохранения работоспособности будут одинаковыми как для повышения безотказности, так и для снижения уязвимости.

Мероприятия по повышению безотказности ЛА представляют собой либо изменения эксплуатационной документации, либо изменения конструкции ЛА. Большая часть таких мероприятий приходится на начальный период эксплуатации определенного типа ЛА. Причем использование принципиально новых конструктивных решений приводит к росту вероятности возникновения отказов и неисправностей конструкции, обусловленных конструктивными недостатками. И напротив, в случае применения отработанных надежных конструктивных решений характерно уменьшенное значение параметра потока отказов [3]. Таким образом, широкое применение принципов преемственности конструкции наряду со снижением расходов на разработку и технологию производства новых элементов конструкции снижает эксплуатационные расходы. Такие подходы нашли широкое применение в гражданской авиации, и примером могут быть Boeing 737 и Boeing 747, конструкция которых сохраняет высокий уровень унификации от поколения к поколению на протяжении 50 лет эксплуатации.

Отказы элементов конструкции планера, т.е. его каркаса, обшивки, стыковочных узлов (фитингов) и соединительных элементов (заклепок, болтов и т.п.) заключаются, в основном, в их разрушении, наличии остаточных деформаций. Что касается подвижных частей крыла и оперения, а также системы управления и шасси, то здесь, кроме того, возможны отказы, заключающиеся в заедании и заклинивании подвижных элементов, нарушении работоспособности электрических и гидравлических агрегатов. В деталях тормозных колес шасси возможно появление трещин из-за перегрева.

Причины возникновения подобных отказов в ожидаемых условиях эксплуатации связаны с ошибками при расчете нагрузок, в том числе переменных, ошибками при конструировании, расчете на прочность и усталость, а также при изготовлении.

В экстремальных условиях эксплуатации, выходящих за рамки ожидаемых условий, причинами отказов агрегатов планера, шасси и системы управления могут быть неблагоприятные факторы, перечисленные выше при рассмотрении поражаемости.

Мерами повышения безотказности в ожидаемых условиях эксплуатации является применение наиболее точных методов расчета, проверенных практи-

кой принципов проектирования конструкций, повышение культуры производства, использование эффективных методик управления качеством продукции.

Для исключения заклинивания проводки управления в подвижных соединениях применяют герметичные подшипники, в трансмиссиях – промежуточные карданы. Подвижные части крыла большого размаха делают состоящими из нескольких секций по размаху.

Кроме того, для повышения безотказности широко применяют резервирование, для особо ответственных узлов и агрегатов – многократное. В данном случае используется упомянутый выше принцип безопасного повреждения. К безопасно повреждаемым типам конструкций планера относятся, например:

- статически неопределимые стержневые системы (при разрушении одного стержня система остается геометрически неизменяемой под действием нагрузок);

- статически неопределимые конструкции крыла и оперения, имеющие многозамкнутые контуры поперечного сечения (при разрушении одного из контуров сохраняется геометрическая неизменяемость конструкции);

- обшивка, состоящая из двух листов по толщине (при разрушении одного листа второй воспринимает нагрузку);

- двойные кронштейны навески и двойные оси вращения подвижных частей крыла, двойные проушины стыковых узлов;

- дополнительные (резервные) пояса лонжеронов.

Безопасно повреждаемые конструкции используются также для обеспечения выполнения требуемых функций в экстремальных условиях эксплуатации, выходящих за рамки ожидаемых условий, т.е. для снижения уязвимости.

Мероприятия по повышению долговечности и сохраняемости

Долговечность ЛА определяет период времени, в течение которого обеспечивается заданная безотказность. Среди факторов, ограничивающих долговечность ЛА, определяющим является усталость конструкции планера. К другим факторам относятся износ пар трения, коррозия металлических и старение неметаллических материалов. Два последних фактора влияют на работоспособность, даже если ЛА не эксплуатируется, т.е. влияют также на его сохраняемость.

Из вышеизложенного следует, что долговечность должна определять как наработку ЛА до возникновения предельного состояния, так и календарную продолжительность эксплуатации до перехода в предельное состояние. Поэтому долговечность является двухпараметрическим свойством и характеризуется двумя типами количественных показателей – ресурсом и сроком службы. Сохраняемость же характеризуется сроком сохраняемости.

Рассмотрим некоторые конструктивные мероприятия, направленные на обеспечение назначенного ресурса.

Снижение влияния местных концентраторов напряжений. Для снижения уровня концентрации напряжений в циклически нагружаемых силовых элементах необходимо:

- не допускать резких изменений площади поперечных сечений силовых элементов, малых радиусов переходов, острых кромок деталей и низкой чистоты поверхности;

- уменьшать местный изгиб растянутых поясов балок и монтажные напряжения растяжения;

- избегать совмещения нескольких концентраторов напряжений в одном сечении.

Повышение долговечности стыков. Большая доля усталостных разрушений планера ЛА происходит по стыкам. Поэтому особую роль играет повышение ресурса болтовых и заклепочных соединений. Для этой цели используются следующие мероприятия:

- поверхностное упрочнение отверстий для крепежа путем дорнирования с натягом и последующим калиброванием разверткой;

- упрочнение отверстий местным глубоким пластическим деформированием в форме концентрических площадок или канавок с одновременным скруглением кромок отверстия с помощью обжимок;

- применение диаметрального натяга при установке болтов и заклепок. В результате взаимодействия сжимающих напряжений от натяга и действующих растягивающих напряжений от внешних нагрузок величина результирующих растягивающих напряжений уменьшается. При сборке болтовых соединений с натягом используется: запрессовка стационарными прессами и переносными пневмогидравлическими скобами, ударная запрессовка, а также конические болты с цилиндрической разрезной втулкой. При сборке заклепочных соединений с потайной головкой используются заклепки с компенсатором, обеспечивающие диаметральный натяг по всей длине отверстия, включая коническую зазенкованную часть. Применяется также клепка стержнями;

- применение осевого натяга, при котором возникают значительные силы трения между соединяемыми деталями, за счет чего болт или заклепка разгружаются от работы на срез;

- применение клее-клепаных и клее-сварных соединений, в которых соответственно заклепки и сварные точки частично разгружаются из-за включения в работу клея или герметика, что приводит к снижению максимальных напряжений в соединяемых деталях около заклепок и сварных точек.

Выбор материала элементов конструкции и пар трения. Для получения конструкции минимальной массы необходимо ориентироваться на материалы,

которые обладают высокой удельной прочностью (предел прочности, отнесенный к плотности материала), но это не единственное их свойство, которое следует принимать во внимание.

Материал деталей конструкции, расположенных в труднодоступных местах, должен обеспечивать отсутствие быстрого развития усталостных трещин в пределах назначенного ресурса.

Для материала панелей герметичных фюзеляжей главными свойствами являются сопротивление усталости и вязкость разрушения, что должно обеспечивать отсутствие взрывного разрушения при воздействии избыточного давления. Теми же свойствами должен обладать материал нижних панелей кессона крыла, которые работают преимущественно на растяжение. Материал верхних панелей кессона, работающих преимущественно на сжатие (хотя они работают и на растяжение при посадке и движении по аэродрому), должен обладать также высоким значением предела пропорциональности, чтобы выдерживать высокие сжимающие нагрузки без потери устойчивости.

Особое внимание необходимо уделять рациональному выбору материала пар трения. Плохо работают такие пары трения, как алюминиевый сплав по хрому, медный сплав по алюминию, никель по никелю, пластмасса по пластмассе, незакаленная сталь по закаленной стали. Большое влияние на долговечность узлов трения оказывает выбор материала смазки.

Конструктивные мероприятия по повышению срока службы и срока сохраняемости сводятся, в основном, к правильному выбору материалов, слабо подверженных коррозии и старению, а также к защите от этих неблагоприятных факторов.

Защита от коррозии обеспечивается с помощью антикоррозионных покрытий, исключением застойных зон конденсата путем рациональной компоновки и конструирования агрегатов планера, а также созданием системы дренажных трубопроводов и отверстий для удаления конденсата.

Однако в местах соединения элементов конструкции ЛА может возникнуть фреттинг-коррозия. Это явление развивается в условиях плотного контакта двух металлических поверхностей при микроперемещениях в процессе упругой деформации деталей. Основными мероприятиями по предупреждению фреттинг-коррозии являются: специальные покрытия, установка между соединяемыми деталями прокладок (например, в соединениях стальных и титановых деталей применяются прокладки из Д19АМ, в соединениях деталей из алюминиевых сплавов используются прокладки из пропитанной воском бумаги).

В конструкции ЛА все шире используются неметаллические материалы, в том числе в силовых элементах конструкции. Эксплуатация таких материалов на открытом воздухе в различных климатических условиях приводит к их старению. Основными факторами, вызывающим старение, являются солнечный

свет, в особенности его коротковолновая составляющая, кислород, имеющийся в воздухе, влага, температура окружающего воздуха, механические напряжения.

Для защиты от старения в состав неметаллических материалов вводят стабилизаторы и ингибиторы, применяют лакокрасочные покрытия.

2.3. Эксплуатационная технологичность

Эксплуатационная технологичность – это свойство конструкции ЛА, заключающееся в его приспособленности к выполнению всего комплекса работ по ТОиР с использованием наиболее экономичных технологических процессов [16].

Эксплуатационная технологичность является комплексным свойством, которое складывается из таких единичных свойств, как доступность, контролепригодность, легкосъемность, взаимозаменяемость, восстанавливаемость, унифицированность, преимущество средств наземного обслуживания и контрольно-измерительной аппаратуры.

От конструкции планера из всех этих свойств в наибольшей степени зависит доступность.

Доступность – это свойство конструкции, обеспечивающее возможность подхода к ее элементам и удобство выполнения работ по ТОиР [3].

Доступность является важнейшим свойством, от которого зависит трудоемкость ТОиР. При оценке доступности рассматривается как удобство работы, так и объем самих работ, который оценивается в человеко-часах или количестве элементарных движений, т.е. простейших движений в процессе работы (поворот гаечного ключа, наживление болта в резьбе и т.п.). Учитываются также и дополнительные работы, которые могут состоять в открытии люков, демонтаже элементов, мешающих основной работе, установке стремянки и т.п.

При проектировании ЛА о доступности следует позаботиться еще на стадии разработки общей схемы. Так, например, схема низкоплана с двигателями на пилонах под крылом обеспечивает лучшую доступность для обслуживания двигателей, чем, например, схема с расположением двигателей в хвостовой части фюзеляжа, для доступа к которым потребуются стремянки.

Для улучшения доступности обслуживаемых агрегатов в конструкции планера делаются люки с легкосъемными крышками на замках вместо винтов. Это значительно уменьшает количество элементарных движений при открытии люка, но не позволяет включить крышку люка в силовую конструкцию и требует мощной окантовки выреза. Чем больше люк, тем удобнее работать в его проеме, но для обеспечения возможности размещения обслуживаемого агрегата и его доступности часто приходится увеличивать шаг элементов каркаса планера в районе установки агрегата, например, реже устанавливать нервюры. Если при этом крышка люка достаточно велика, то потребуется увеличение ее жест-

кости на изгиб, что обеспечивается применением в ее конструкции трехслойных панелей, обычно с сотовым наполнителем.

2.4. Безопасность

В документе Международной организации гражданской авиации (ИКАО) «Руководство по управлению безопасностью полетов (РУБП)» дается понятие безопасности как состояния, при котором возможность причинения ущерба лицам или имуществу снижена до приемлемого уровня и поддерживается на этом или более низком уровне посредством постоянного процесса выявления опасных факторов и управления факторами риска для безопасности полетов.

О п а с н ы й ф а к т о р – условие, которое может вызвать или содействовать небезопасной эксплуатации ЛА.

Ф а к т о р р и с к а – прогнозируемая вероятность и серьезность последствий или результатов, вызванных существующим опасным фактором.

Однако термин «безопасность» следует рассматривать не только как обозначение состояния, но и как свойство того или иного объекта, в частности ЛА. При проектировании, например, важно понимать, какие свойства необходимо придать ЛА и какими конструктивными мероприятиями это можно обеспечить. Поэтому ниже речь идет именно о безопасности ЛА как о его свойстве.

Такой подход можно найти, например, в [3], где дается следующее определение: «Безопасность – свойство самолета непрерывно в течение времени полета сохранять работоспособное состояние тех систем и агрегатов, которые обеспечивают завершение полета без летного происшествия». Данное определение по смыслу соответствует вышеприведенному понятию отказобезопасности. Но понятие безопасности должно быть шире, т.к. безопасность зависит не только от работоспособности систем и агрегатов ЛА, а, например, еще и от его компоновки, наличия на его борту аварийно-спасательных средств и др.

Аналогичный подход к определению безопасности ЛА также существует в нормативной документации. Например, в ГОСТ Р 56076 – 2014 «Безопасность полета, надежность, контролепригодность, эксплуатационная и ремонтная технологичность» дается следующее определение: «безопасность полета: Свойство воздушного судна, в целом характеризующее способность обеспечивать завершение полета в ожидаемых условиях эксплуатации без нанесения вреда лицам или имуществу». Однако данное определение больше подходит для определения безопасности самого ЛА, а не безопасности полета, которая зависит не только от свойств ЛА, но и от свойств наземных средств обслуживания, контроля и управления воздушным движением. Кроме того, следует учитывать, что обеспечение завершения полета без нанесения вреда лицам или имуществу (без авиационного происшествия) в экстремальных условиях, выходящих за рамки ожидаемых условий эксплуатации, также повышает безопасность ЛА, поэтому

акцентировать внимание только на ожидаемых условиях эксплуатации, видимо, не следует.

Таким образом, безопасность ЛА в числе прочего зависит от его свойств надежности и живучести, а также от специальных мероприятий, направленных на обеспечение безопасности.

Необходимо также учитывать, что абсолютную безопасность обеспечить невозможно, т.к. всегда существует вероятность отказа систем и агрегатов, от которых зависит безопасность, или вероятность встречи с экстремальными условиями эксплуатации, пусть даже сколь угодно малая, но все же отличная от нуля.

Обобщая вышесказанное, можно дать следующее определение: **безопасность летательного аппарата** – это свойство ЛА, характеризующее его способность обеспечивать выполнение полета, в котором возможность причинения ущерба лицам или имуществу снижена до приемлемого уровня.

Безопасность, как свойство ЛА, закладывается при его создании и поддерживается в эксплуатации на заданном или более высоком уровне путем поддержания его летной годности, выявления опасных факторов и управления факторами риска.

При создании нового ЛА особое внимание уделяется анализу тех авиационных происшествий на ЛА-прототипах, которые были вызваны конструктивно-производственными недостатками агрегатов и систем ЛА. Однако статистика показывает, что подавляющее большинство авиационных происшествий вызывается ненадежностью человека как элемента авиационного комплекса. При этом следует иметь в виду, что в какой-то степени вероятность ошибки человека зависит от особенностей конструкции самого ЛА.

Разработка конструктивных мероприятий по обеспечению безопасности ЛА начинается еще на этапе выбора его основной схемы. Например, для самолета с точки зрения безопасности предпочтительной является схема низкоплана, поскольку при аварийной посадке на грунт, которая делается с убранными шасси, центроплан крыла воспринимает удар, и отсек пассажирской кабины, находящийся над ним, находится в более благоприятных условиях, нежели в схеме высокоплана, когда крыло стремится раздавить находящийся под ним фюзеляж. Кроме того, при аварийной посадке на воду фюзеляж в схеме высокоплана уходит под воду, затрудняя эвакуацию пассажиров и экипажа, а в схеме низкоплана при аккуратной посадке фюзеляж остается на плаву, причем хотя бы часть аварийных выходов можно расположить так, чтобы ватерлиния проходила ниже их, что даст возможность людям покинуть самолет на надувных спасательных плотках.

Вопросам быстрого покидания ЛА пассажирами и экипажем в аварийных ситуациях в Нормах летной годности уделяется особое внимание. На компоновку пассажирской кабины и конструкцию фюзеляжа большое влияние оказывает размещение аварийно-спасательных средств, которые в первую очередь должны обеспечить своевременную аварийную эвакуацию пассажиров. Выполнение этого требования главным образом зависит от соответствующего количества аварийных выходов, их параметров и обеспечения проходов к ним. В Нормах летной годности самолетов транспортной категории имеются соответствующие требования, касающиеся устройства аварийных выходов, наличия аварийно-спасательных средств.

Как указывалось выше, безопасность ЛА зависит от его свойств надежности и живучести, поэтому мероприятия, направленные на улучшение этих свойств, в том числе описанные выше, благотворно сказываются и на безопасности ЛА.

Еще одно направление обеспечения и повышения безопасности ЛА связано с конструктивным обеспечением более безотказной работы людей, эксплуатирующих ЛА, в том числе экипажа и наземного персонала.

2.5. Влияние эксплуатационно-технических характеристик на эффективность эксплуатации летательных аппаратов

Эксплуатационные свойства сложным образом влияют на реальную эффективность ЛА (формула (2.2)). Не следует думать, что на фиксированном уровне развития науки и техники чем выше ЭТХ, тем обязательно выше будет и эффективность ЛА. Такое правило сохраняется только до некоторого уровня ЭТХ, а затем при дальнейшем улучшении ЭТХ происходит снижение реальной эффективности ЛА вплоть до нуля. Перепишем формулу (2.2) в следующем виде:

$$W = W_0 P, \quad (2.9)$$

где $P = P_{\text{над}} P_{\text{жив}}$ – вероятность выполнения полетного задания.

Как следует из [9], улучшение какого-либо свойства требует затрат массы, которая обуславливает существование этого свойства, и на фиксированном уровне развития науки и техники улучшение одних свойств возможно только за счет ухудшения других. Поэтому увеличение вероятности выполнения полетного задания P приведет к увеличению массы конструкции ЛА, а это, в свою очередь, при прочих равных условиях потребует ухудшения функциональных свойств ЛА, например, снижения массы коммерческой нагрузки. Поэтому зависимость показателя исходной эффективности от вероятности выполнения полетного задания $W_0 = W_0(P)$ будет монотонно убывающей функцией. Зави-

симось же реальной эффективности от вероятности выполнения полетного задания $W = W(P)$ должна иметь максимум при каком-то значении P .

Исходя из общих рассуждений, можно построить качественные графики, представленные на рис. 2.1, вид которых можно объяснить следующим образом.

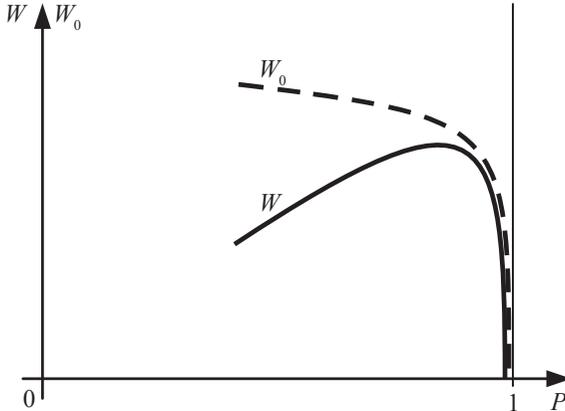


Рис. 2.1. Влияние эксплуатационно-технических характеристик на эффективность летательного аппарата

Рассмотрим для примера в качестве показателя исходной эффективности вышеупомянутый показатель производительной отдачи $W_0 = \frac{m_{\text{ком}} L}{m_0}$. Пусть увеличение вероятности выполнения полетного задания P осуществляется за счет резервирования, что приведет к росту массы конструкции ЛА и его систем, поэтому при условии неизменности взлетной массы m_0 и дальности полета L придется сокращать массу коммерческой нагрузки $m_{\text{ком}}$. График $W_0 = W_0(P)$ намеренно нарисован от некоторого значения $P > 0$, т.к. сложно представить реальный ЛА с нулевой вероятностью выполнения полетного задания. По мере приближения к $P = 1$, наклон кривой $W_0 = W_0(P)$ будет увеличиваться, т.к. при увеличении кратности резервирования эффект от него будет уменьшаться, причем значение $P = 1$ никогда не будет достигнуто, поскольку какой бы ни была кратность резервирования, всегда будет существовать вероятность отказа, пусть и малая, но отличная от нуля. Поэтому кривая $W_0 = W_0(P)$ будет асимптотически приближаться к линии, соответствующей $P = 1$. При какой-то кратности резервирования получится, что $m_{\text{ком}} = 0$, а это значит, что и $W_0 = 0$. Заметим, что если при увеличении вероятности выполнения полетного задания P допустить не только уменьшение массы коммерческой нагрузки $m_{\text{ком}}$, но и дальности поле-

та L за счет сокращения количества топлива, а также рост взлетной массы m_0 , то картина принципиально не изменится. Даже если использовать другой показатель исходной эффективности W_0 , основанный на оценке функциональных свойств ЛА, то так или иначе улучшение ЭТХ неминуемо приведет к ухудшению ЛТХ. В связи с этим возникает задача оптимального сочетания ЛТХ и ЭТХ. Теоретически можно найти это оптимальное сочетание, построив график реальной эффективности $W = W(P)$, который имеет максимум. При этом, однако, следует помнить, что, с одной стороны, следует стремиться к максимальной эффективности ЛА, но, с другой стороны, необходимо обеспечить определенный уровень безопасности, т.е. на величину P накладываются ограничения, она не может быть меньше заданного уровня $P \geq P_{\text{зад}}$. Поэтому если максимум зависимости $W = W(P)$ для разрабатываемого ЛА реализуется при $P > P_{\text{зад}}$, то есть смысл провести дополнительное резервирование элементов ЛА для повышения вероятности выполнения полетного задания. Это приведет как к росту безопасности, пусть и выше необходимого уровня, так и обеспечит максимальную эффективность ЛА. Если же максимум $W = W(P)$ реализуется при $P < P_{\text{зад}}$, то в данном случае либо придется смириться с тем, что эффективность ЛА не будет максимально возможной, либо придется как-то повышать вероятность выполнения полетного задания без использования резервирования, что возможно только за счет внедрения достижений науки и техники.

Литература

1. **Акопян К.Э., Бутушин С.В., Гришин А.Н. и др.** Теория и практика оценки коррозионных повреждений элементов конструкции планера воздушных судов: научно-техническое издание / под ред. В.С. Шапкина, С.В. Бутушина. – М.: ЗАО «НЦ ПЛГ ВС ГосНИИ ГА», 2010. – 288 с.
2. **Андрюхин В.А., Арепьев А.Н., Крестьянинов Е.Ф., Чунарева Н.Н.** Методические указания к выполнению курсового проекта по дисциплине «Конструкция и прочность ЛА». – М.: МГТУ ГА, 1995. – 56 с.
3. **Анцилиович Л.Л.** Надежность, безопасность и живучесть самолета. – М.: Машиностроение, 1985. – 296 с.
4. **Бутушин С.В., Никонов В.В., Фейгенбаум Ю.М., Шапкин В.С.** Обеспечение летной годности воздушных судов гражданской авиации по условиям прочности: учебник. – М.: МГТУ ГА, 2013. – 772 с.
5. **Войт Е.С., Ендогур А.И., Мелик-Саркисян З.А., Алявдин И.М.** Проектирование конструкций самолетов. – М.: Машиностроение, 1987. – 416 с.
6. **Герасимова Е.Д., Смирнов Н.Н., Полякова И.Ф.** Эксплуатационная надежность и режимы технического обслуживания ЛА и АД. – М.: МГТУГА, 2002. – 58 с.
7. **Губский Е.Ф., Кораблева Г.В., Лутченко В.А.** Философский энциклопедический словарь. – М.: ИНФРА-М, 2012. – 570 с.
8. **Ефимов В.В., Ефимова М.Г., Чернигин К.О.** Конструкция и прочность самолета. Крыло.: уч. пос. – М.: ИД Академии Жуковского, 2018. – 76 с.
9. **Ефимов В.В., Чернигин К.О.** Конструкция и прочность самолета: учебное пособие. – М.: МГТУ ГА, 2016. – 56 с.
10. **Коллинз Дж.** Повреждение материалов в конструкциях. Анализ, предсказание, предотвращение: Пер. с англ. – М.: Мир, 1984. – 624 с.
11. **Попов В.Л.** Механика контактного взаимодействия и физика трения. От нанотрибологии до динамики землетрясений. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2013. – 352 с.
12. **Проектирование самолетов:** Учебник для вузов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др. Под ред. С.М. Егера. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
13. **Протопопов В.И., Арепьев А.Н.** Основы авиационной техники. М.: МИИГА, 1981. – 88 с.
14. **Смирнов Н.Н., Чинючин Ю.М.** Основы теории технической эксплуатации летательных аппаратов: учебник. – Москва : МГТУ ГА, 2015. – 579 с.;
15. **Смирнов Н.Н., Чинючин Ю.М., Тарасов С.П.** Сохранение летной годности воздушных судов: учебное пособие. – М.: МГТУ ГА, 2005.
16. **Чинючин Ю.М., Полякова И.Ф.** Основы технической эксплуатации и ремонта авиационной техники: Учебное пособие. Часть I. – М.: МГТУ ГА, 2004. – 81 с.