

Министерство высшего и среднего специального  
образования РСФСР

Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени  
авиационный институт имени С.П.Королева

О.Н.Корольков, Б.А.Юдкевич

Э С К И З Н О Е  
П Р О Е К Т И Р О В А Н И Е   С А М О Л Е Т А

Учебное пособие

Куйбышев 1981

УДК 629.735.33.001.2

Корольков О.Н., Юдкевич Б.А. Эскизное проектирование самолета.- Куйбышев: КуАИ, 1981, с. 45, ил. 4

В пособии рассмотрены вопросы предэскизного и эскизного проекта самолета: исследование проектной ситуации, разработка тактико-технических требований, выбор схемы самолета, определение потребной тяговооруженности и взлетной массы самолета, компоновка и центровка самолета.

Разделы I и II написаны Б.А. Юдкевичем, III и IV - О.Н. Корольковым.

Пособие предназначено для студентов специальности 0535. Темплан 1981, поз. Ю1.

Рецензенты: С.М.Еггер, А.И.Чурочкин

Утверждено редакционно-издательским советом института 29.II.79 г.

## 1. ЦЕЛЬ И ЗАДАЧИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

### 1.1. Цель и задачи проектирования

Целью проектирования является систематизация и закрепление знаний студентов по взаимосвязанным дисциплинам "Проектирование самолетов", "Конструкция самолетов", "Динамика полета", "Прочность летательных аппаратов".

Разработка эскизного проекта самолета вырабатывает у студентов навыки системного подхода к решению основных инженерных задач, связанных с учетом большого количества взаимосвязанных факторов: аэродинамических, прочностных, массовых, экономических, технологических, эксплуатационных и т.д. При этом следует стремиться к отысканию оптимальных решений для удовлетворения многочисленных, подчас противоречивых требований.

Успешное выполнение эскизного проекта самолета требует от студента активной самостоятельной работы с литературой и систематической работы над проектом в течение семестра.

### 1.2. Последовательность работы над проектом

Проектирование самолета ввиду большого количества факторов, в той или иной степени влияющих на требования, предъявляемые к функциональным и техническим характеристикам будущей машины, а также ввиду необходимости определения большого количества взаимосвязанных параметров самолета, является исключительно сложной инженерной задачей.

Эта задача по своей структуре относится к классу "проектирования больших систем" и подчиняется соответствующим логико-ма-

тематическим закономерностям. Для успешного решения данной задачи обычно в самом начале продумывается стратегия и составляется структурная модель проектирования (рис. 1.1), которая предусматривает взаимосвязь и последовательность выполнения отдельных этапов проекта.

Проектирование состоит из двух основных этапов:

1 - предэскизное проектирование, во время которого студент производит сбор и обработку статистического материала, проводит анализ проектной ситуации, обосновывает тактико-технические требования (ТТТ) и последовательность их удовлетворения, продумывает очередность и взаимосвязь последующих этапов проектирования;

2 - собственно эскизное проектирование, во время которого студент выбирает схему самолета, определяет взлетную массу и основные параметры самолета, подбирает двигатели, производит компоновку, расчет масс и определение центровки самолета, разрабатывает общий вид самолета и составляет его техническое описание.

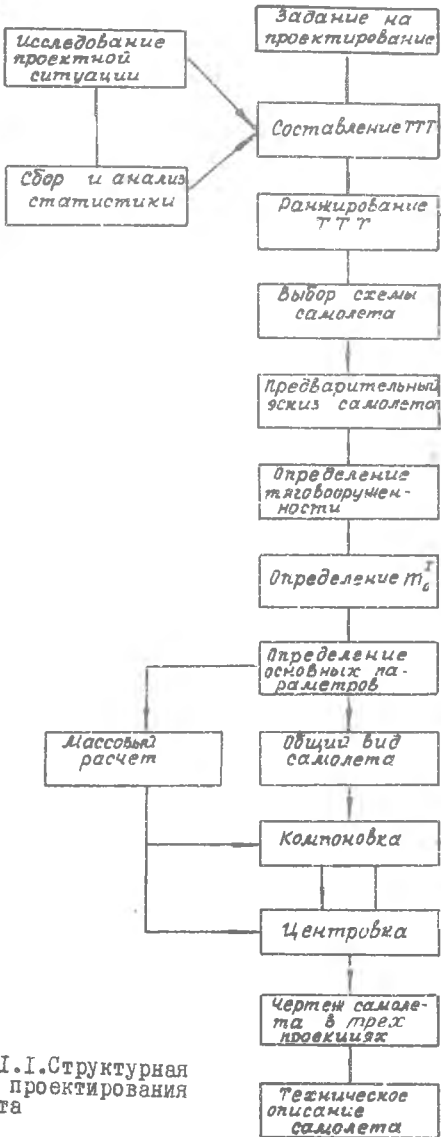
### 1.3. Тематика эскизного проектирования

В качестве объекта эскизного проектирования студентам предлагаются различные типы гражданских и военных самолетов:

- А. Пассажирские самолеты различного класса.
- Б. Транспортные и военно-транспортные самолеты.
- В. Административные самолеты.
- Г. Истребители различного назначения.
- Д. Самолеты народно-хозяйственной авиации.
- Ж. Учебно-транспортные самолеты.
- З. Самолеты специального назначения.

Кроме того, в отдельных случаях студентам могут выдаваться задания на разработку эскизных проектов перспективных летательных аппаратов, например самолетов с вертикальным взлетом и посадкой, экранопланов и т.п.

Предварительное проектирование



- Экономические требования
- требования боевой эффективности
- требования безопасности
- Весовые требования
- Аэродинамические требования
- Технологические требования
- Эксплуатационные требования
- Требования прочности и жесткости
- Требования охраны окружающей среды

Комплекс требований

Р и с.1.1. Структурная модель проектирования самолета

## 2. ПРЕДЪСКИЗНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ

### 2.1. Исследование проектной ситуации

Системный подход к проектированию самолетов требует рассмотрения параметров и характеристик проектируемого самолета не изолированно, а в рамках максимальной эффективности всей большой системы, частью которой является данный самолет.

Так, например, пассажирский самолет является частью системы воздушных перевозок, а в более широком смысле — частью транспортной системы нашей страны.

Соответственно изменение парка пассажирских самолетов, внедрение самолетов с другими летно-техническими характеристиками оказывает существенное влияние на остальные звенья системы воздушных перевозок; и наоборот, реконструкция аэропортов, расширение сети аэродромов, введение новых систем наземного обслуживания самолетов, новых методов погрузки-разгрузки багажа и грузов требует определенных изменений тех или иных параметров и типажа самолетов. Следовательно, прежде чем приступить к проектированию нового самолета, необходимо проанализировать существующее положение в соответствующей системе, уяснить, какие параметры существующих самолетов ограничивают дальнейшее совершенствование системы, какие дополнительные требования к другим звеньям системы появятся в результате создания нового самолета и не выходят ли эти требования за пределы возможного.

Такой анализ называется исследованием проектной ситуации. Основные задачи исследования проектной ситуации:

- изучение сложившейся ситуации в развитии данной отрасли авиации, класса или типа самолета, состояние самолетного парка;
- анализ перспектив развития этого вида авиационной техники —

прогнозы развития пассажирского потока на линиях различной протяженности; изменение круга боевых задач, выполняемых самолетами данного типа, в сторону большей универсальности или более узкой специализации; технический прогресс в авиации и появление условий для создания новых видов летательных аппаратов и т.п.;

изучение имеющихся возможностей и путей существенного улучшения параметров нового самолета – новые материалы и конструкции, более совершенные двигатели, аэродинамические усовершенствования, использование совершенного оборудования и вооружения и т.д.;

возможные границы улучшения параметров и характеристик будущего самолета;

приближенная системная оценка нового самолета – основные изменения, которые внесет разработка и внедрение этого самолета в области производства, эксплуатации, в окружающую среду;

примерная качественная или количественная оценка потребности в данном самолете и рынка сбыта.

Таким образом, основная цель исследования проектной ситуации заключается в обосновании потребности и технической возможности разработки проекта нового самолета, а также оценка последствий его применения.

Проведя исследование проектной ситуации, студент глубже осознает стоящие перед ним задачи.

## 2.2. Сбор и анализ статистики

Проектирование нового самолета невозможно без изучения опыта развития авиационной техники и без учета достижений отечественного и зарубежного самолетостроения последних лет. С этой целью при проектировании собирается и изучается статистический материал по однотипным самолетам, который позволяет проследить историю развития самолетов данного типа, установить основные параметры и летно-технические показатели современных самолетов и выявить тенденции их дальнейшего развития.

По справочникам и периодическим изданиям собирают сведения о 3–5 самолетах-прототипах. В качестве прототипов следует выбирать самолеты, аналогичные с проектируемым по назначению, а также

имеющие близкие по значению величины коммерческой (боевой) нагрузки и дальности полета. Все данные по прототипам заносятся в статистическую таблицу (табл. I.1), в нижнюю строку которой по окончании эскизного проекта записываются данные проектируемого самолета.

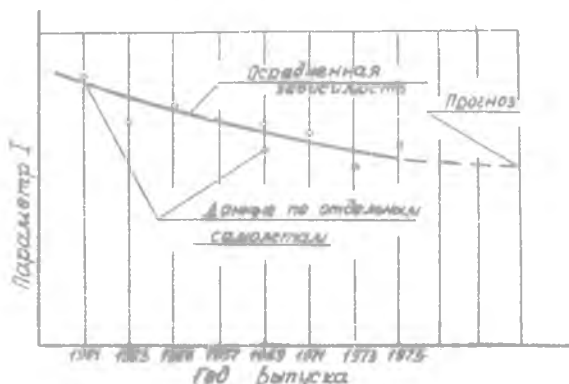
В описаниях самолетов обычно не хватает многих геометрических размеров, поэтому в статистику следует включать самолеты, имеющие, кроме описания, схему в трех проекциях, по которой можно определять все недостающие геометрические параметры.

Анализ и обработка статистического материала позволяют обосновать требования к проектируемому самолету.

При анализе статистики проектировщик должен выявить тенденции развития данного класса самолетов и факторы, определяющие наличие этих тенденций.

Одним из распространенных методов анализа статистических материалов является построение графиков, показывающих изменение важнейших характеристик и параметров самолета по годам.

В зависимости от характера изменения рассматриваемого параметра по годам применяют либо метод экстраполяции статистических данных (рис. I.2), либо метод их осреднения (рис. I.3)

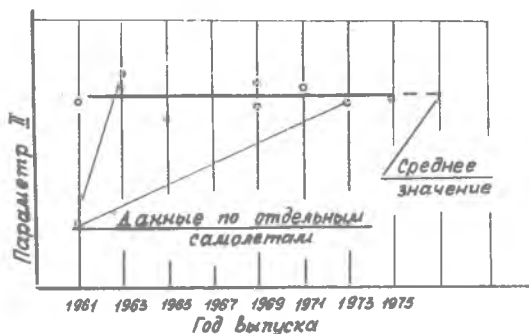


Р и с. I.2. Пример экстраполяции статистических данных

При очень большом разбросе значений параметров использование статистики нецелесообразно и искомые значения параметров определяются в ходе проектирования.







Р и с. 1.3. Пример осреднения статистических данных

Все выводы, сделанные из анализа статистики должны быть тщательно мотивированы. Недопустимы голословные утверждения типа: "Из статистики ..." или "на основании статистики принимаю ...".

### 2.3. Разработка тактико-технических требований к проектируемому самолету

#### 2.3.1. Составление ТТТ

На основании проведенного исследования проектной ситуации и анализа статистики разрабатываются ТТТ к проектируемому самолету.

Содержание ТТТ указывает те параметры и характеристики, на получение которых должно быть направлено все внимание проектировщика.

В состав ТТТ включаются:

А. Функциональные требования — назначение самолета, задачи, выполняемые самолетом, состав коммерческой или боевой нагрузки, наличие на борту специального оборудования и т.п.

Б. Летно-технические требования — скорость на расчетной высоте полета, скороподъемность, диапазон высот, на которых будет эксплуатироваться самолет, потолок, дальность или продолжительность полета, посадочная скорость, маневренность, необходимость кратковременных увеличений скорости, тип и длина ВПП и т.п.

В. Эксплуатационно-экономические требования - себестоимость перевозок или одного боевого вылета, безопасность полета, комфорт, время погрузки-разгрузки, живучесть, ресурс, надежность, углы обзора и обстрела, трудозатраты обслуживающего персонала на I час полета, регулярность регламентных работ и др.

Г. Производственно-экономические требования - масштаб производства, максимально допустимая стоимость (или себестоимость) одного самолета, номенклатура конструкционных материалов и видов заготовок, взаимозаменяемость отдельных агрегатов и узлов и т.д.

Перечень ТТТ составляется в указанной последовательности.

Очевидно, часть перечисленных требований имеет четкое количественное выражение, и задача проектировщика заключается в обеспечении заданных величин параметров.

Количественные требования следует задать либо в виде предельных значений (дальность не менее ... км, время набора расчетной высоты не более ... секунд), либо в виде диапазона допустимых значений (крейсерская скорость от ... до ... км/час, пассажироместимость от ... до ... человек и т.п.).

Количественные требования должны обеспечить получение самолета с характеристиками, лучшими, чем у аналогичных существующих самолетов.

Другая часть требований носит качественный характер, причем, некоторые из этих требований противоречат друг другу. Для правильного удовлетворения противоречивых требований проектировщик должен оценить их сравнительную важность и определить последовательность выполнения ТТТ.

### 2.3.2. Определение последовательности выполнения ТТТ

Определение сравнительной важности (ранжирование) качественных требований к самолету - процесс достаточно субъективный, зависящий от взглядов проектировщика, его уровня знаний и опыта.

На практике для повышения объективности в решении этой задачи прибегают к методу экспертных оценок или к различным методам условной количественной оценки предъявляемых качественных требований.

Одним из таких методов является метод парных сравнений.

Сущность метода заключается в следующем.

Последовательно рассматривается каждая пара качественных тре-

бований и оценивается, является ли данная пара требований равнозначной или одно из требований предпочтительней другого или, наконец, одно из требований явно предпочтительней другого.

При этом проектант использует по своему выбору ту или иную шкалу оценок.

На практике часто используют трехбалльную шкалу оценок, по которой каждому из равнозначной пары требований присваивается оценка "1"; в случае, если первое требование предпочтительней второго, то первое требование получает оценку "1", а второе "0". Если же первое требование явно важнее второго, то первому требованию присваивается оценка "2", а второму - "0".

Результаты всех парных сравнений заносятся в таблицу, и подсчитывается сумма оценок для каждого из требований.

В зависимости от набранной суммы оценок и определяется сравнительная важность предъявленных требований.

Например, для сельскохозяйственного самолета могут быть предъявлены следующие требования:

1. Большая продолжительность полета;
2. Максимальная грузоподъемность;
3. Хорошие взлетно-посадочные качества и возможность эксплуатации с грунтовых аэродромов;
4. Высокая экономичность;
5. Возможность длительного полета на малых высотах;
6. Большое количество вариантов загрузки для распыления с воздуха жидких и твердых удобрений, возможности переоборудования в почтовый или в патрульный самолеты;
7. Высокая механизация погрузочных операций.

Очевидно, что даже для высококвалифицированного проектировщика весьма трудно умозрительно оценить сравнительную важность перечисленных требований.

Рассматривая последовательно каждую пару требований, даем им сравнительную оценку по трехбалльной шкале.

а) Требование № 1 - Требование № 2.

Поскольку большая грузоподъемность при недостаточной продолжительности полета не может быть реализована, так как норма внесения удобрения на единицу площади (что эквивалентно единице времени полета) заведомо известна, то предпочтение следует отдать

большей продолжительности полета и, следовательно, требование № 1 получает оценку "1", а требование № 2 - оценку "0".

б) Требование № 3 - Требование № 2.

Очевидно, что для сельскохозяйственного самолета требование обеспечения эксплуатации с грунтовых аэродромов явно важнее, чем высокая грузоподъемность и требование № 3 получает оценку "2", а требование № 2 - оценку "0".

в) Требование № 1 - Требование № 3.

Проектировщик может достаточно обоснованно принять эти требования равнозначными, так как уменьшение продолжительности полета за счет обеспечения эксплуатации с грунтовых аэродромов приведет к сокращению площади, обрабатываемой за один полет, а увеличение продолжительности полета при одновременном переводе базирования на ближайший аэродром с твердым покрытием может обеспечить ту же величину площади, обрабатываемой за один час полета.

Приняв такое решение, проектировщик присваивает каждому из требований оценку "1".

Рассмотрев аналогичным образом все пары требований, полученные результаты сводим в таблицу.

Т а б л и ц а 2.1

№ требований	№ требований							Итого	Место
	1	2	3	4	5	6	7		
1	*	1	1	1	0	1	0	4	У
2	0	*	0	0	0	1	0	1	У1
3	1	2	*	1	1	1	2	8	1
4	1	2	0	*	0	1	1	5	Б
5	1	2	1	1	*	1	1	7	П
6	0	0	0	1	0	*	0	1	УП
7	1	1	0	1	0	1	*	4	1У

При равенстве суммарных оценок места распределяются по результатам соответствующих парных сравнений.

По результатам проведенных парных сравнений получаем следующую последовательность выполнения ТТТ:

1. Хорошие взлетно-посадочные качества и возможность эксплуатации с грунтовых аэродромов.

2. Возможность длительного полета на малых высотах.
3. Высокая экономичность.
4. Высокая механизация погрузочных операций.
5. Большая продолжительность полета.
6. Максимальная грузоподъемность.
7. Большое количество вариантов загрузки для распыления с воздуха жидких и твердых удобрений, возможности переоборудования в почтовый или патрульный самолеты.

Разумеется, оценки при парных сравнениях достаточно субъективны, но последовательное проведение парных сравнений и подсчет суммарных оценок значительно повышает объективность результата.

Следует заметить, что применение трехбалльной шкалы оценок не является обязательным, и каждый проектировщик может выбирать шкалу оценок по своему усмотрению.

Определив необходимую последовательность выполнения ТТТ, составляют окончательный перечень ТТТ в порядке их удовлетворения и окончательные значения требуемых количественных характеристик, завершая тем самым этап предэскизного проектирования.

### 3. ЭСКИЗНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ

#### 3.1. Выбор схемы самолета

Схема самолета определяется количеством, взаимным расположением и формой основных агрегатов - крыла, оперения, фюзеляжа, шасси, а также типом, количеством и размещением двигателей и воздухозаборников. Схема любого самолета обусловлена его назначением и тактико-техническими требованиями, которым он должен отвечать. Главная проблема, которая решается в процессе выбора схемы, заключается в том, чтобы наилучшим образом удовлетворить эти требования.

Схема самолета характеризуется целым рядом относительных геометрических параметров, определяющих формы и взаимное расположение частей самолета. Обоснованный выбор этих параметров и составляет основное содержание работ при разработке схемы самолета.

Выбор и обоснование каждого из основных параметров схемы самолета рекомендуется выполнять в следующем порядке:

1. Перечисляются важнейшие характеристики и свойства самолета, которые существенно зависят от выбираемого параметра.

2. Из полученного перечня на основании имеющегося списка тактико-технических требований выбирается одна-две наиболее важные (определяющие) характеристики, которыми при выборе данного параметра следует руководствоваться в первую очередь. Очевидно, что определяющие характеристики в перечне ТТТ должны занимать наиболее высокие места.

3. Назначается величина или диапазон значений выбираемого параметра. Обоснованием принятой величины (диапазона) могут служить статистические зависимости выбираемого параметра от определяющей характеристики или другие количественные оценки по выбираемому параметру, которые могут встретиться в литературе.

Покажем применение данной схемы действий на примере выбора удлинения крыла  $\lambda$ .

1. Характеристики и свойства самолета, зависящие от  $\lambda$  :

дальность полета  $L$  ,  
потолок  $H$  ,  
максимальная скорость  $V_{\text{макс}}$  ,  
взлетно-посадочные характеристики,  
жесткость крыла,  
масса крыла.

2. Определяющие характеристики

для пассажирских , транспортных и других самолетов большой дальности:

дальность полета (нижняя граница  $\lambda$  );  
жесткость и масса (верхняя граница  $\lambda$  );  
для истребителей (стратегических разведчиков):  
максимальная скорость  $V_{\text{макс}}$ .

3. Обоснованием для количественных значений  $\lambda$  могут служить статистические графики  $\lambda$  ( $L$ ) или  $\lambda$  ( $V_{\text{макс}}$ ). Для пассажирских и транспортных самолетов выбор значений  $\lambda$  может быть обоснован приводимыми в [3] оценками влияния этого параметра на себестоимость перевозок.

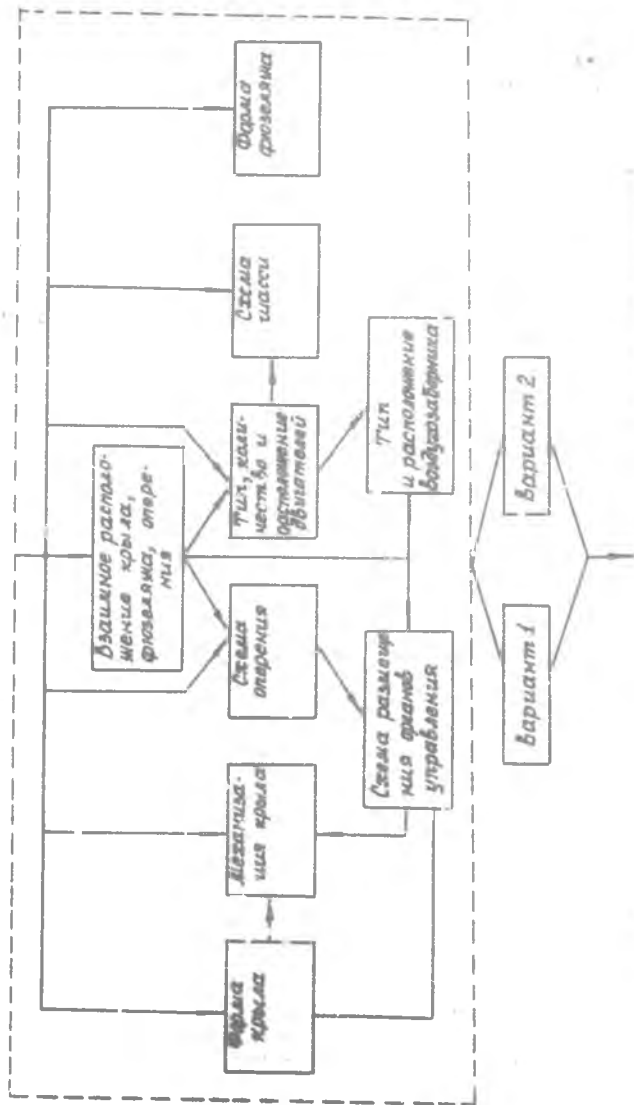
Выбор схемы самолета ведется примерно в следующей последовательности: намечается взаимное расположение основных агрегатов самолета; выбираются внешние формы крыла, оперения, фюзеляжа и размещаются основные органы управления; выбирается тип и количество двигателей и воздухозаборников, намечается их размещение на самолете; определяется схема шасси.

### 3.1.1. Выбор схемы крыла

Выбираются параметры, определяющие форму крыла в плане - удлинение  $\lambda$  , сужение  $\gamma$  , угол стреловидности  $\chi^\circ$  , а также относительная толщина профиля  $\bar{c}$  и ее изменение по размаху крыла. Для этих параметров по указанию руководителя дается подробное обоснование их принятых значений по схеме п. 3.1. Влияние основных параметров крыла на летно-технические характеристики самолета рассматривается в [1-7].

Выбирается и обосновывается величина удельной нагрузки на





Р и с. 3.1. пример стратегии выполнения одного из этапов эскизного проектирования (выбор схемы самолета)

крыло  $\rho_0$ . Оценку ее влияния на основные качества самолета можно найти в [1], [6]. Рекомендуемые диапазоны значений  $\rho_0$  для самолетов различного назначения приводятся в [1].

При выборе  $\rho_0$  следует учитывать и имеющийся статистический материал. Окончательная величина удельной нагрузки устанавливается после выбора механизации крыла и проверки взлетно-посадочных характеристик самолета.

На основании статистики намечается угол поперечного  $V$  крыла (с учетом работы автоматики) и угол заклинивания крыла.

### 3.1.2. Выбор схемы фюзеляжа

Выбирается форма поперечного сечения фюзеляжа и по статистике определяются удлинение  $\lambda_{\phi}$  и удлинение носовой части  $\lambda_{н\phi}$  фюзеляжа. Намечается форма носовой части фюзеляжа и форма фонаря кабины экипажа [1, 6, 7].

### 3.1.3. Взаимное размещение крыла и фюзеляжа

Намечается и подробно обосновывается по схеме п. 3.1 расположение крыла по высоте фюзеляжа [1-6].

### 3.1.4. Выбор схемы оперения

Выбираются и обосновываются основные параметры горизонтального ( $\chi_{г.о}^*$ ,  $\bar{c}_{г.о}$ ) и вертикального ( $\chi_{в.о}^*$ ,  $\bar{c}_{в.о}$ ) оперения [1]. По статистике принимаются остальные параметры оперения -  $\lambda_{г.о}$ ,  $\lambda_{в.о}$ ,  $\eta_{г.о}$ ,  $\eta_{в.о}$ .

### 3.1.5. Взаимное расположение крыла и оперения

Обосновывается схема размещения горизонтального оперения по отношению к крылу - нормальная схема, "утка", "бесхвостка". Намечается расположение горизонтального оперения по высоте [1, 2, 5].

На основании статистики выбираются относительные параметры  $A_{г.о}$ ,  $A_{в.о}$ ,  $\bar{S}_{г.о}$ ,  $\bar{S}_{в.о}$ .

### 3.1.6. Схема размещения органов управления

Намечаются основные и дополнительные органы продольного, поперечного и путевого управления и их размещение на самолете.

По статистике определяются относительные площади  $\bar{S}_p$ , хорды  $\bar{c}_p$  и углы отклонения  $\alpha_p^\circ$  рулевых поверхностей [1].

### 3.1.7. Механизация крыла

Выбирается и обосновывается тип механизации крыла и ее размещение на крыле [1, 2, 3, 5, 7]. Определяются по статистике относительные хорды и углы отклонения органов механизации.

Дается примерная оценка увеличения несущей способности крыла за счет механизации и проверяются величины посадочной скорости или скорости захода на посадку и скорости отрыва при взлете [1].

### 3.1.8. Выбор схемы шасси

Выбирается тип шасси и намечается размещение опорных точек на самолете.

Дается обоснование принятой схемы шасси [1, 2, 6, 7].

### 3.1.9. Тип двигателя

На основании рабочего диапазона скоростей и высот полета самолета обосновывается тип двигателей [1, 2, 3, 6]. Для двухконтурных двигателей выбирается степень двухконтурности  $m$ .

По статистике или по приближенным формулам определяется удельная масса  $\gamma$ , удельный расход  $c_{p0}$ , намечаются относительные высотно-скоростные характеристики двигателей [1].

Удельная масса двигателей и удельный расход топлива выбираются по каталогам и справочникам для наиболее совершенных двигателей того же класса, что и на проектируемом самолете.

Некоторое представление о величинах  $\gamma$  и  $c_{p0}$  для современных ТРД и ДТРД дает таблица [1] с. 490.

В первом приближении удельную массу и удельный расход топлива для двухконтурных двигателей можно находить по формулам

$$\gamma = 0,179 [1 + 0,01(m-5)^2]; \quad c_{p0} \approx \frac{0,8}{1 + 0,5\sqrt[3]{m}},$$

где  $m$  - степень двухконтурности.

Для пассажирских, транспортных самолетов и аэробусов статистика  $\gamma$  и  $C_{p0}$  приводится в [6], рис. I.2.

### 3.1.10. Выбор количества двигателей и их размещение на самолете

Выбирается и обосновывается количество двигателей, исходя из требований экономики, безопасности полета, удобства компоновки и эксплуатации [1, 2, 3, 6].

### 3.1.11. Определение $C_{x0}$ и $D_0$

На основании выбранных параметров схемы можно определить в первом приближении величину коэффициента лобового сопротивления  $C_{x0}$  и параметра  $D_0 = \frac{1}{C_{x0}}$ .

Коэффициент лобового сопротивления при нулевой подъемной силе может определяться по приближенной формуле  $C_{x0} = 0,98(0,9 + 0,15M)[0,0083(1 + 3\bar{c}_0) + (0,00083\lambda_{эф} + \frac{0,5}{\lambda_{эф}^2}) + 0,004]$ ,

где число  $M$  берется для расчетного режима  $M_{max}$  или  $M_{крейс}$ ;  
 $\bar{c}_0$  - относительная толщина профиля крыла у корня;  
 $\lambda_{эф}$  - удлинение фюзеляжа.

Параметр  $D_0$  в дозвуковой зоне выражается формулой

$$D_0 = \frac{\kappa}{\pi \lambda_{эф}}$$

где  $\kappa = 1,02$  - для трапециевидных крыльев с  $\lambda > 3$ ;  
 $\kappa = 1,6$  - для треугольных крыльев с  $\lambda \approx 2$ ;  
 $\lambda_{эф}$  - эффективное удлинение крыла

$$\lambda_{эф} = \frac{\lambda}{1 + 0,025\lambda};$$

в сверхзвуковой зоне

$$D_0 = \frac{B_0 \sqrt{M^2 - 1}}{4},$$

где  $B_0 = \frac{1}{1 - \frac{1}{2\lambda \sqrt{M^2 - 1}}}$  - для прямого трапециевидного крыла,

$B_0 = 1$  - для треугольного крыла со сверхзвуковыми передними кромками.

### 3.1.12. Предварительный эскиз самолета

После выбора всех относительных геометрических параметров схемы выполняется рисунок внешнего вида самолета в трех проекциях, который согласовывается с руководителем и служит основой для дальнейших разработок.

## 3.2. Определение тяговооруженности и взлетной массы самолета

### 3.2.1. Определение тяговооруженности самолета

Потребная стартовая тяговооруженность самолета  $\bar{P}_0^n = \frac{P_0^n}{m_0}$  находится из условий обеспечения заданных летных характеристик — максимальной или крейсерской скорости (числа  $M$ ), максимальной скороподъемности, потолка, длины разбега. Для пассажирских самолетов при определении тяговооруженности обязательно рассматривается режим взлета с одним отказавшим двигателем.

Полет на максимальной скорости. Для дозвуковых самолетов потребная тяговооруженность из условия обеспечения  $V_{\max}$  равна

$$\bar{P}_0^{V_{\max}} = \frac{C_{x_0} \Delta_n V_{\max}^2}{16 \rho_0 K_p^{VI}},$$

где  $\Delta_n$  — относительная плотность воздуха;  
 $K_p^{VI}$  — коэффициент, учитывающий изменение тяги по скорости и высоте; выбирается по относительным высоко-скоростным характеристикам двигателей [I] для  $V_{\max}$  и  $H_{V_{\max}}$ .

Для сверхзвуковых самолетов

$$\bar{P}_0^{M_{\max}} = \frac{\alpha_n^2 C_{x_0} \Delta_n M_{\max}^2}{16 \rho_0 K_p^{VII}},$$

где  $\alpha_n$  — скорость звука на данной высоте;  
 $K_p^{VII}$  — учитывает изменение тяги по  $M$  и  $H$  [I].

Если  $M_{\max}$  достигается при работе двигателей на форсаже,

то

$$\bar{P}_0^{M_{\max}} = \frac{\alpha_n^2 C_{x_0} \Delta_n M_{\max}^2}{16 \rho_0 K_p^{VII} K_f},$$

где  $K_{\phi}$  - степень форсирования двигателя на старте;  
 $K_{\rho}^{yn}$  - берется по характеристикам форсажного режима двигателя [I].

✦ Полет на крейсерской скорости  
 Дозвуковые самолеты

$$\bar{D}_0^{V_{крейс}} = \frac{3C_{x_0} \Delta H V_{крейс}^2}{32 \rho_0 K_{\rho}^{yn}},$$

где  $K_{\rho}^{yn}$  - берется для  $V_{крейс}$  и  $H_{крейс}$ .  
 Сверхзвуковые самолеты

$$\bar{D}_0^{M_{крейс}} = \frac{3\alpha_H^2 C_{x_0} \Delta H M_{крейс}^2}{32 \rho_0 K_{\rho}^{yn}}.$$

Работа двигателей на форсаже может быть учтена так же, как указано выше.

Скорость подъема у земли. Потребная тяговооруженность из условия получения  $V_{y_{макс}}$

$$\bar{D}_0^{V_{y_{макс}}} = \frac{0,752}{K_{\rho}^{yn}} \sqrt[3]{\frac{C_{x_0} V_{y_{макс}}^2}{\rho_0}}.$$

$K_{\rho}^{yn}$  - берется для  $H = 0$  и  $V = V_{нв}$ , у сверхзвуковых самолетов соответствующей примерно  $M = 0,7-0,8$ .

Если используется форсажный режим двигателей, то

$$\bar{D}_0^{V_{y_{макс}}} = \frac{0,752}{K_{\rho}^{yn} K_{\phi}} \sqrt[3]{\frac{C_{x_0} V_{y_{макс}}^2}{\rho_0}}.$$

✦ Полет на потолке. Потребная тяговооруженность

$$\bar{D}_0^{H_{макс}} = 2 \sqrt{C_{x_0} D_0} \frac{K_{\rho}^{yn}}{K_{\rho}^{yn}},$$

где  $K_{\rho}^{yn} = \frac{m_{yn}}{m_0}$  - учитывает уменьшение массы самолета к моменту достижения потолка; приближенно  $K_{\rho}^{yn} = 0,8-0,9$ . Меньшее значение принимается для тяжелых и дозвуковых самолетов, а большее - для легких и сверхзвуковых;

$K_{\rho}^{yn}$  - берется для заданного потолка и скорости  $V = (0,6-0,8) V_{макс}$ .

Для высот  $H > 11$  км

$$(K_{\rho}^{yn})_H = (K_{\rho}^{yn})_{11} \frac{\Delta H}{\Delta H_{11}}.$$

Учет работы двигателей на форсаже может выполняться как указывалось выше.

Разбег самолета. Для обеспечения заданной длины разбега  $L_{разб}$  потребная тяговооруженность на старте

$$\bar{P}_0^{L_{разб}} = \frac{0,9 P_0}{C_{y_{отр}} L_{разб}} + 1,1 f_{кач} + 0,033,$$

где  $C_{y_{отр}}$  - коэффициент подъемной силы крыла в момент отрыва (см. [I], с. I45),

$f_{кач}$  - коэффициент трения качения по аэродрому (см. [I], с. I46).

Разбег с форсажем

$$\bar{P}_{оп}^{L_{разб}} = \frac{1}{K_{ф}} \left( \frac{0,9 P_0}{C_{y_{отр}} L_{разб}} + 1,1 f_{кач} + 0,033 \right),$$

✦ Взлет с одним отказавшим двигателем. При отказе одного двигателя в момент отрыва должен обеспечиваться взлет и набор высоты с углом наклона траектории  $\theta > \theta_{мин}$ . Потребная для этого тяговооруженность равна

$$\bar{P}_0^{взл} = \frac{1,5 n_{дв}}{n_{дв} - 1} \left( \frac{0,062}{C_{y_{отр}}} + \frac{C_{y_{отр}}}{\pi L} + \sin \theta_{мин} \right),$$

где  $n_{дв}$  - число двигателей на самолете;

$\sin \theta_{мин} = 0,024$  для  $n_{дв} = 2$ ;

$\sin \theta_{мин} = 0,027$  для  $n_{дв} = 3$ ;

$\sin \theta_{мин} = 0,030$  для  $n_{дв} = 4$ .

Взлет с грунтового аэродрома. Для самолетов, которые должны эксплуатироваться с грунтовых ВПП, стартовая тяговооруженность должна удовлетворять условию проходимости по грунту [I]

$$\bar{P}_0^{прах} \geq 1,4 f_{кач},$$

где  $f_{кач}$  - коэффициент сопротивления качению (см. [I], с. 4II).

Определение потребной тяговооруженности самолета. Определение потребной тяговооруженности ведется следующим образом. На основании тактико-технических требований по согласованию с руководителем намечаются 3-4 наиболее важных для данного типа самолетов режима полета и соответствующие им летные характеристики. Например, для истребителя это будут -  $V_{макс}$  ( $M_{макс}$ ),  $H_{макс}$ ,  $L_{разб}$ ; для пассажирского или военно-транспортного самолета -  $V_{крейс}$  ( $M_{крейс}$ ),  $H_{макс}$ ,  $L_{разб}$ ,  $\theta_{мин}$ . Подсчитываются величины тяговооруженности, обеспечивающие для данно-

го самолета получение намеченных характеристик  $\bar{P}_0^{V_{max}}$ ,  $\bar{P}_0^{V_{рейс}}$ ,  $\bar{P}_0^{V_{разв}}$ ,  $\bar{P}_0^{V_{дл}}$  и т.д.

Наибольшая из них является потребной для данного самолета тяговооруженностью  $\bar{P}_0^a$ .

Определяя тяговооруженность самолета, следует помнить, что от  $\bar{P}_0^a$  зависит масса силовой установки. Увеличение массы силовой установки на один килограмм при заданной коммерческой нагрузке и дальности полета в соответствии с коэффициентом роста массы будет увеличивать взлетную массу самолета уже на несколько килограммов (5-10). Таким образом, всякое неоправданное завышение тяговооруженности существенно увеличивает массу и размеры самолета и ухудшает его тактико-технические и экономические показатели. Поэтому, определив  $\bar{P}_0^a$ , следует еще раз и критически рассмотреть значение этой характеристики, которая явилась определяющей для  $\bar{P}_0^a$ , и, может быть, пересмотреть требования и уменьшить величину этой характеристики, особенно если она не очень важна для данного типа самолета. Так, например, вряд ли целесообразно для дозвуковых пассажирских и транспортных самолетов слишком завышать требования в отношении потолка или максимальной скорости. Как правило, у этих самолетов определяющими характеристиками для  $\bar{P}_0^a$  должны быть  $V_{разв}$  и  $V_{мин}$ , причём они должны давать близкие по величине значения тяговооруженности  $\bar{P}_0^{V_{разв}} \approx \bar{P}_0^{V_{мин}}$ .

### 3.2.2. Определение взлетной массы первого приближения

Одной из важнейших проблем эскизного проектирования является определение полной взлетной массы самолета  $m_0$ .

Завышение взлетной массы всегда ухудшает летные качества самолета и снижает его общую эффективность — боевую или экономическую.

Таким образом, основная задача при нахождении взлетной массы заключается в определении с возможно большей степенью точности минимально потребной величины  $m_0$ , обеспечивающей получение требуемых характеристик самолета. Ввиду сложной зависимости  $m_0$  от большого числа различных параметров и в связи с тем, что некоторые слагаемые взлетной массы являются функциями самой массы  $m_0$ , определение величины полной взлетной массы самолета ведется последовательными приближениями.



В самом начале проектирования по статистике с учетом массовой отдачи по коммерческой или боевой нагрузке для однотипных самолетов намечается вероятное значение взлетной массы  $m'_0$ . Затем, используя уравнение существования самолета, определяют взлетную массу первого приближения  $m_0^r$ . Для этого некоторые составляющие полной массы находят в абсолютном виде - массу коммерческой нагрузки  $m_{ком}$ , экипажа  $m_{эк}$ , части оборудования  $m_{тоб}$ , а другие составляющие - массы конструкции  $\bar{m}_к$ , топливной системы  $\bar{m}_{т.с}$ , силовой установки  $\bar{m}_{с.у}$  и остального оборудования  $\bar{m}_{2об}$  - подсчитывают в относительном виде, после чего находят взлетную массу первого приближения

$$m_0^r = \frac{m_{ком} + m_{эк} + m_{тоб}}{1 - \bar{m}_к - \bar{m}_{т.с} - \bar{m}_{с.у} - \bar{m}_{2об}}$$

Определение массы коммерческой нагрузки и экипажа. Коммерческая или платная нагрузка для гражданских самолетов включает в себя массу пассажиров, багажа, продуктов питания, платного груза и почты

$$m_{ком} = 1,3 (m_{пас} + q_{баг}) n,$$

где  $m_{пас} = 75$  кг - масса одного пассажира,

$q_{баг}$  - масса багажа на одного пассажира (для магистральных самолетов  $q_{баг} = 20-30$  кг; для самолетов местной линии  $q_{баг} = 10$  кг),

$n$  - число пассажиров.

Для военных самолетов масса коммерческой нагрузки равна массе боевой расходуемой нагрузки, в которую входит масса снарядов, РС, УРС, бомб, спецконтейнеров и т.д.,  $m_{ком} = m_{босв}$ .

Для военно-транспортных самолетов масса коммерческой нагрузки равна массе перевозимого груза  $m_{ком} = m_{гр}$

Масса экипажа военных самолетов  $m_{эк} = 90 n_{эк}$ ,

где  $n_{эк}$  - число членов экипажа.

Для гражданских самолетов  $m_{эк} = 75 n_{эк}$ .

Рекомендации по выбору числа членов экипажа пассажирских самолетов и по распределению обязанностей между ними содержится в [1, 2].

Определение массы оборудования. Полная масса оборудования складывается из массы самолетного оборудования, спецоборудования и снаряжения

$$m_{об} = m_{сам.об} + m_{сп.об} + m_{сна}.$$

В самолетное оборудование включается оборудование, необходимое для управления самолетом, навигации и обеспечения безопасности полета. В него входят: аэронавигационное оборудование, автопилоты, приборы контроля двигателей, электрооборудование, радио и радиолокационное оборудование, гидropневмосистемы, противопожарное оборудование, антиобледенительная система, оборудование в кабине экипажа (сиденья, тепло-звукоизоляция, высотное и кислородное оборудование для экипажа).

В первом приближении относительную массу самолетного оборудования  $\overline{m}_{сам.об}$  для гражданских и военных самолетов можно брать по графику [4], рис. 64.

Более точно массу самолетного оборудования можно найти, если составить подробный его перечень по группам с указанием масс каждой группы. Состав и масса входящих в самолетное оборудование групп устанавливается на основании каталогов и справочников по оборудованию, например [14].

В специальное оборудование входит оборудование, связанное с назначением самолета и характером выполняемых им задач.

У пассажирских самолетов масса спецоборудования равна массе пассажирского оборудования, которое включает пассажирские кресла, тепло-звукоизоляцию, элементы внутренней отделки и освещения, высотное и кислородное оборудование пассажирских кабин, оборудование кухни, туалетов, гардеробов, багажников и т.д.

Приближенно

$$m_{сп.об} = m_{пас.об} = K_{об} n,$$

где  $K_{об}$  - масса пассажирского оборудования, приходящегося на одного пассажира [4], рис. 65.

Для грузовых и военно-транспортных самолетов к спецоборудованию относятся погрузочно-разгрузочные устройства - рампы, трапы, лебедки, рольганги, такелажные узлы и приспособления для сбрасывания грузов в воздухе и др.

Для военных самолетов в спецоборудование входит вооружение, (без расходуемой боевой нагрузки) прицелы, системы наведения, бронирование, катапультные сиденья, фотооборудование и т.д.

Массу спецоборудования военных и военно-транспортных самолетов можно определить, составив подробный перечень этого оборудования с указанием примерной массы каждой системы  $m_{сп об} = \sum m_{сп об i}$ .

К снаряжению относится необязательное, зависящее от условий эксплуатации, оборудование: бытовое (ковры, литература); служебное (чехлы, трапы, колодки, бортинструмент); аварийное (спасательные лодки, пояса, аварийный кислород) и, кроме того, съемное оборудование буфета, кидкость для туалета, невырабатываемый остаток топлива, масла в системах.

Приближенно  $\bar{m}_{сн} \approx 0,02-0,03$ .

Для легких самолетов  $\bar{m}_{сн} = 0$ .

Более точно масса снаряжения устанавливается по его перечню с указанием примерной массы по каждой группе  $m_{сн} = \sum m_{сн i}$ .

Определение относительной массы силовой установки. Относительная масса силовой установки зависит от удельной массы двигателей и потребной стартовой тяговоруженности

$$\bar{m}_{с у} = K_{с у} \bar{P}_0^n,$$

где коэффициент  $K_{с у}$  - учитывает массу агрегатов силовой установки;

$K_{с у} = 1,3-1,6$  - для дозвуковых самолетов;

$K_{с у} = 1,6-2,0$  - для сверхзвуковых самолетов.

Меньшие значения  $K_{с у}$  берутся при размещении двигателей внутри фюзеляжа, большие - при размещении двигателей в гондолах.

Ориентировочно  $\bar{m}_{с у}$  у современных самолетов имеет следующие значения:

истребители с ТРДФ	0,2 - 0,25;
истребители-бомбардировщики	0,18 - 0,23;
тяжелые ракетносцы	0,09 - 0,13;
пассажирские самолеты с ТРД	0,09 - 0,13;
пассажирские самолеты с ДТРД	0,08 - 0,12;
военно-транспортные самолеты	0,05 - 0,10.

Определение относительной массы топливной системы. Относительная масса топливной системы зависит от потребного запаса топлива  $\bar{m}_T$

$$\bar{m}_{T с} = K_{T с} \bar{m}_T,$$

где  $K_{T.C}$  - коэффициент, учитывающий массу агрегатов топливной системы (баков, трубопроводов, кранов, фильтров, насосов и т.п.);

для тяжелых самолетов большой дальности -  $K_{T.C} = 1,02-1,08$ ;

для истребителей, средних и легких самолетов -  $K_{T.C} = 1,1-1,2$ .

Большие значения  $K_{T.C}$  выбираются для самолетов, имеющих мягкие баки. Для баков-кессонов  $K_{T.C}$  минимален.

Полный запас топлива складывается из массы топлива, необходимого для крейсерского полета на заданной высоте  $\bar{m}_{T, \text{крейс}}$ , топлива, расходуемого на рулежку, разбег, взлет, подъем, снижение, посадку самолета  $\bar{m}_{T, \text{гл}}$ , аэронавигационного запаса топлива  $\bar{m}_{T, \text{нз}}$  и топлива, расходуемого на разгон до крейсерской скорости  $\bar{m}_{Tр}$ :

$$\bar{m}_T = \bar{m}_{T, \text{крейс}} + \bar{m}_{T, \text{вл}} + \bar{m}_{T, \text{нз}} + \bar{m}_{Tр}$$

Относительная масса топлива для полета на крейсерском режиме на дальность  $L$  без учета выгорания топлива:

$$\bar{m}_T^0 = 2,2 K_{Cp0}^{вн} \frac{C_{p0} L}{V_{\text{крейс}}} \sqrt{C_{x0} D_0}$$

где  $K_{Cp0}^{вн} = \frac{C_p}{C_{p0}}$  - коэффициент изменения удельного расхода топлива по высоте и скорости полета, выбираемой по относительным высотно-скоростным характеристикам двигателей [1].

Приближенно для  $H < 11000$  м  $K_{Cp0}^{вн} = (1,05 + 0,1M + 0,05M^2) \Delta_n^{0,12}$ ;

для  $H \geq 11000$  м  $K_{Cp0}^{вн} = 0,863 (1,05 + 0,1M + 0,05M^2)$ .

Для самолетов малой дальности изменение массы от выгорания топлива практически не влияет на относительную массу топлива, поэтому принимают  $\bar{m}_{T, \text{крейс}} \approx \bar{m}_T^0$ .

Для самолетов средней и большой дальности полета с учетом выгорания топлива:

$$\bar{m}_{T, \text{крейс}} = 1 - e^{-\bar{m}_T^0} \approx \frac{1,03 \bar{m}_T^0}{1 + 0,625 \bar{m}_T^0}$$

Относительный запас топлива, расходуемого на взлет и посадку

$$\bar{m}_{T, \text{вл}} = 0,0009 H_{\text{крейс}}$$

где  $H_{\text{крейс}}$  - высота крейсерского полета, км.

Аэронавигационный запас топлива:

$\bar{m}_{T, \text{н.з}} = 0,1 \bar{m}_{T, \text{крейс}}$  - для гражданских самолетов;

$\bar{m}_{T, \text{н.з}} = (0,15-0,2) \bar{m}_{T, \text{крейс}}$  - для военных самолетов.

Запас топлива, расходуемого на разгон до крейсерской скорости полета

$$\bar{m}_{\text{пр}} = 0 \quad - \text{ для дозвуковых самолетов;}$$
$$m_{\text{пр}} = (0,1-0,15)\bar{m}_{\text{крес}} \quad - \text{ для сверхзвуковых самолетов.}$$

Для пассажирских самолетов и аэробусов правильность определения  $\bar{m}_{\text{пр}}$  можно проверить, используя статистические графики [6], рис. 3.2, 3.3 или [4], рис. 4.

Ориентировочно относительная масса  $\bar{m}_{\text{пр}}$  лежит в пределах от 0,2-0,3 для самолетов малой дальности до 0,4-0,5 и выше для самолетов большой дальности.

Для самолетов с поршневыми и турбовинтовыми двигателями формулы для определения  $\bar{m}_{\text{су}}$  и  $\bar{m}_{\text{ГС}}$  можно найти в [1, 8].

О п р е д е л е н и е о т н о с и т е л ь н о й м а с с ы к о н с т р у к ц и и. Относительная масса конструкции определяется по формулам 2.26 и 2.26° [1]. Входящую в эти формулы массу самолета полагаем равной  $m_0 = m'_0$ . Для грубых прикидок и оценок можно пользоваться формулой 2.26" или ориентироваться на следующие статистические значения  $\bar{m}_k$  :

истребители	0,28 - 0,35;
легкие транспортные и пассажирские самолеты	0,35 - 0,40
средние транспортные и пассажирские самолеты	0,27 - 0,32;
тяжелые транспортные, пассажирские самолеты и ракетносцы	0,20 - 0,30.

У самолетов с крылом переменной стреловидности  $\bar{m}_k$  увеличивается на 0,03 - 0,05.

Для пассажирских и транспортных самолетов правильность определения  $\bar{m}_k$  по указанным формулам можно оценить, пользуясь статистическими графиками [4] и [6].

После определения абсолютных и относительных масс находится взлетная масса первого приближения  $m_0^{\text{I}}$ .

Найденное значение  $m_0^{\text{I}}$  может отличаться от принятой ранее массы  $m'_0$ . Если это отличие невелико ( $\leq 2-3\%$ ), то можно полученную величину  $m_0^{\text{I}}$  принять за окончательное значение взлетной массы самолета первого приближения. Если же  $m_0^{\text{I}}$  сильно отличается от  $m'_0$ , то необходимо дальнейшее уточнение взлетной

массы самолета. Для этого задаются новым значением  $m'_0$  и пересчитывают для него величину  $m_0^x$ . Сделать это нетрудно, так как от массы  $m'_0$  зависят лишь два слагаемых  $m_0^x$  - это  $\bar{m}_K$  и  $\bar{m}_{сам.об.}$ . Прделав эту операцию несколько раз, строят в координатах  $m_0^x - m'_0$  кривую  $m_0^x(m'_0)$ . Там, где эта кривая пересекается с прямой, проведенной из начала координат под углом  $45^\circ$ , получают искомую величину  $m_0^x$ .

### 3.3. Определение основных параметров и расчет масс самолета

#### 3.3.1. Определение основных параметров самолета

После определения взлетной массы  $m_0^x$  подбираются двигатели и стыкуются основные размеры и параметры самолета.

**П о д б о р д в и г а т е л е й.** Зная относительную массу силовой установки и удельную массу двигателей, можно для взлетной массы  $m_0^x$  определить требуемую тягу и массу одного двигателя.

Относительная масса двигателей  $\bar{m}_{дв} = \frac{m_{св}}{K_{св}}$ .

Суммарная масса двигателей  $\sum m_{дв} = \bar{m}_{дв} m_0^x$ .

Суммарная тяга двигателей  $\sum P_0 = \frac{\sum m_{дв}}{n_{дв}}$ .

Масса и тяга одного двигателя  $m_{дв} = \frac{\sum m_{дв}}{n_{дв}}$ ;  $P_0 = \frac{\sum P_0}{n_{дв}}$ .

По найденным  $m_{дв}$  и  $P_0$  в справочниках или каталогах выбирают соответствующий двигатель.

В случае отсутствия такого двигателя в каталогах габариты двигателя назначаются из условия подбора.

Диаметр двигателя  $D_{дв}$  можно назначить по фиг. Ш.10, с.497 [1].

Длина двигателя  $l_{дв} = \lambda_{дв} D_{дв}$ ,

где удлинение двигателя берется в пределах:

для ТРД и ДТРД -  $\lambda_{дв} = 4-5$ ,

для ТРДФ и ДТРДФ -  $\lambda_{дв} = 6-8$ .

Потребный объем топлива  $V_T = \frac{\bar{m}_{Tc}^0}{K_{Tc}} \frac{m_0^x}{\gamma_T}$ ,

где  $\gamma_T$  - плотность топлива.

Определение параметров крыла. Площадь крыла определяется по найденному значению взлетной массы и принятой удельной нагрузке  $S = \frac{m_0}{P_0}$ .

Зная относительные параметры крыла, определяют его размеры:

$$\text{размах } l = \sqrt{S \lambda},$$

$$\text{концевую хорду } b_{\text{кч}} = \frac{l}{1+\gamma} \frac{S}{l},$$

$$\text{корневую хорду } b_{\text{к}} = \frac{2\gamma}{1+\gamma} \frac{S}{l},$$

среднюю аэродинамическую хорду:

$$b_{\text{ср}} = \frac{2}{3} \left[ 1 + \frac{1}{\gamma(\gamma+1)} \right] b_{\text{к}} \quad - \text{ для трапециевидного крыла,}$$

$$b_{\text{ср}} = \frac{2}{3} b_{\text{к}} \quad - \text{ для треугольного крыла.}$$

Затем определяется площадь и размеры элеронов, интерцепторов и выбирается механизация крыла [1, 2].

О п р е д е л е н и е п а р а м е т р о в о п е р е н и я. Принятые ранее величины  $\bar{S}_{r0}$ ,  $\bar{S}_{s0}$  и найденное теперь значение площади крыла позволяют определить площади горизонтального и вертикального оперения. Затем, используя коэффициенты статических моментов  $A_{r0}$  и  $A_{s0}$ , можно отыскать плечи оперения  $L_{r0}$  и  $L_{s0}$ . Хорды и размах оперения находят так же, как аналогичные размеры крыла. После этого определяются размеры и углы отклонений рулей, площади триммеров, аэродинамической компенсации [1].

О п р е д е л е н и е р а з м е р о в ф ю з е л я ж а. Формы и размеры фюзеляжа в основном определяются аэродинамически - ми, компоновочными и эксплуатационными требованиями. Оптимальные размеры фюзеляжа - длина, диаметр - могут быть найдены путем решения комплексной задачи по оптимизации параметров самолета. На стадии эскизного проектирования приблизительно размеры фюзеляжа отыскиваются, исходя из условий размещения экипажа, оборудования, двигателей, коммерческой нагрузки, топлива и т.д. Методика приближенного определения диаметра и длины фюзеляжа, а также рекомендации по внутренней компоновке пассажирских самолетов даны в [1, 2, 6].

Б ы б о р п а р а м е т р о в ш а с с и. Вначале уточняется схема шасси. Определяются его основные параметры - угол касания хвостовой опорой, стояночный угол, угол выноса главных колес, высота шасси, колея, база [1]. Затем продумывается кинематика убор-

ки и выпуска главных и дополнительных опор. Определяется стоячая нагрузка на опоры и производится подбор колес.

Выбор типа и размера колеса зависит от класса аэродрома, размеров взлетно-посадочной полосы и ее покрытия, которые должны быть оговорены в тактико-технических требованиях. Чтобы выполнить требования по проходимости самолета на аэродромах различного класса, подбор колес ведется по эквивалентной одноколесной нагрузке [1]. Для самолетов, эксплуатирующихся с грунтовых аэродромов, подсчитывается минимально допустимая прочность грунта, обеспечивающая проходимость колес в заданных условиях [1], с. 412.

При подборе колес обязательно указывается максимально допустимая для них скорость взлета и посадки [17], с. 88.

Общий вид самолета первого приближения. После определения основных размеров и параметров разрабатывается чертеж общего вида самолета в трех проекциях, который выполняется в масштабе на миллиметровке или в тонких линиях на ватмане и обязательно согласовывается с руководителем. Этот чертеж является чертежом общего вида самолета в первом приближении, так как окончательные размеры и взаимное расположение частей агрегатов самолета будут затем уточняться в процессе компоновки и центровки.

### 3.3.2. Расчет масс самолета

После определения основных параметров и размеров самолета проводится расчет масс и находится взлетная масса второго приближения.

При выполнении расчета масс определяются массы основных частей и агрегатов самолета, составляется подробный перечень оборудования с указанием массы отдельных его элементов, дается состав и масса полной нагрузки. В результате расчета происходит дальнейшее уточнение взлетной массы самолета и устанавливаются массовые лимиты по отдельным его частям и группам.

Определение массы планера и оборудования. Масса частей планера находится по приближенным формулам, приведенным в [1, 4, 5, 9]. Следует подчеркнуть, что при определении массы частей планера, в том числе шасси и управления, использование формул обязательно. Соответствующие формулы приведены для:



крыла	- [I], с. 306, 318;
оперения	- [5], с. 234;
фюзеляжа	- [I], с. 359;
шасси	- [I], с. 418;
управления	- [5], с. 234.

Для пассажирских и транспортных самолетов можно использовать формулы [9] для:

крыла	- с. 152,
оперения	- с. 193,
фюзеляжа	- с. 170 (а также [6], с. II2-II5),
шасси	- с. 203.

Массы частей планера самолета, найденные по формулам, должны укладываться в следующие пределы:

✓ масса крыла	- (0,07-0,16);
✓ фюзеляжа	- (0,08-0,12);
✓ оперения	- (0,015-0,028);
шасси	- (0,035-0,065);
управления	- (0,013-0,028).

При определении массы элементов оборудования, снаряжения, силовой установки используются соответствующие каталоги, альбомы, [14] и справочники по оборудованию, описания самолетов, а также статистический материал и другая литература [4, 6].

**Сводка масс самолета.** По результатам расчета масс составляется сводка масс, в которой указываются возможно подробнее массы всех частей самолета по группам, состав и суммарная масса каждой группы в абсолютном и относительном (по отношению к  $m_0$ ) виде. Примерная разбивка взлетной массы самолета по группам приводится в типовой сводке [1].

Полученную в результате составления сводки масс суммарную массу можно считать уточненным значением взлетной массы самолета — взлетной массой второго приближения  $m_0^{\text{II}}$ .

**Массовая отдача самолета.** После составления сводки масс подсчитываются коэффициенты массовой отдачи самолета по полной нагрузке  $K_M$  и по коммерческой нагрузке  $K_{M\text{ком}}$ .

Эти показатели являются важнейшими критериями транспортной эффективности самолета. Поэтому для пассажирских, грузовых,

военно-транспортных и им подобных самолетов в конце данного периода следует дать сравнительную оценку по массовой отдаче проектируемого самолета и самолетов-прототипов, включенных в статистическую таблицу.

### 3.4. Компоновка и центровка самолета

#### 3.4.1. Компоновке самолета

В процессе компоновки решаются следующие основные проблемы:

1 - проводится окончательная увязка аэродинамической схемы самолета и определяется взаимное расположение его основных частей;

2 - производится размещение экипажа, коммерческой или боевой нагрузки, всех видов оборудования и основных антенн, силовой установки, топлива и т.п.;

3 - намечается конструктивно-силовая схема основных частей самолета и решаются вопросы передачи и увязки сил, идущих с одного агрегата самолета на другой, а также рассматривается передача сил от различных грузов на конструкцию планера самолета.

Все принимаемые при компоновке решения должны полностью соответствовать тактико-техническим требованиям, которые были разработаны в начале проектирования, а также учитывать целый ряд специальных требований и условий, перечень которых дан в [1].

Компоновочный чертеж должен давать достаточно полное представление об устройстве самолета.

Основная проекция этого чертежа - продольный разрез самолета по плоскости симметрии или параллельным ей плоскостям. На чертеже показывается размещение экипажа, пассажиров, грузов, двигателей, агрегатов силовой установки, основных систем - топливной, кондиционирования и др., крупных блоков и основных антенн радио и радиолокационного оборудования, установок вооружения, шасси в выпущенном и убранном положении, проводка, агрегаты систем управления и т.д.

Компоновка силовых установок, оборудования и систем должна

обеспечить наилучшие условия для их функционирования, а также хороший доступ для обслуживания и ремонта.

На компоновочном чертеже обязательно показываются все основные силовые элементы фюзеляжа, крыла, оперения, шасси, а также стыковые узлы этих агрегатов.

Продольный разрез самолета дополняется видом в плане (в уменьшенном масштабе) и рядом поперечных сечений и разрезов по наиболее характерным местам самолета, например:

✓ по месту крепления передней опоры шасси с видом на приборные доски и пульты управления;

по месту крепления главных опор шасси;

по отсеку оборудования;

по отсеку вооружения;

по пассажирской (грузовой) кабине;

по топливному баку в фюзеляже;

по силовым шпангоутам крепления крыла и оперения;

продольный разрез гондолы двигателя;

продольный разрез гондолы шасси.

Компоновочный чертеж выполняется на миллиметровке в стандартном масштабе и подшивается в пояснительную записку.

### 3.4.2. Центровка самолета

Д о п у с т и м ы й д и а п а з о н ц е н т р о в о к.  
Разработка компоновки сопровождается определением положения центра масс самолета. Как известно, центр масс должен лежать в строго заданных пределах по отношению к фокусу самолета. Предельно переднее положение центра масс ограничивается достаточностью руля высоты или других органов продольного управления при взлете и посадке, а предельно заднее положение центра масс должно обеспечивать необходимый запас продольной устойчивости. Допустимый диапазон центровок зависит от схемы самолета, в первую очередь, от формы крыла в плане и расположения горизонтального оперения. Для наиболее распространенных схем рекомендуемые диапазоны центровок даны в [1].

Р а с ч е т ц е н т р о в о к. Для определения центровок самолета разрабатывается центровочный чертеж и составляется центровочная ведомость [9].

Центровочный чертеж выполняется на кальке или миллиметровке и подшивается в пояснительную записку. На этом чертеже дается боковая проекция самолета, на которой показывается точное положение средней аэродинамической хорды, выпущенное и убранное положение шасси, положение земли при стоянке и при посадке. Наносится координатная система с осью  $x$ , совпадающей с линией земли при стоянке, и осью  $y$ , касательной к носовой части самолета.

Масса самолета распределяется на 20–25 точек, которые наносятся на боковой вид самолета, располагаясь в центре масс соответствующих грузов. Центр масс шасси показывается в выпущенном и убранном положении.

Обособленными точками показываются все меняющиеся грузы: экипаж, пассажиры (по салонам), топливо, боевая расходная нагрузка, коммерческие грузы и т.д. После определения положения центра масс на эту проекцию наносятся передняя и задняя центровки и называются угол выноса главных колес и угол касания земли хвостовой опорой.

В центровочную ведомость записываются по порядку все массовые точки с перечислением грузов, входящих в каждую из них. Для каждой точки записывается суммарная масса  $m_i$  и координаты  $x_i$ ,  $y_i$ , а также произведения  $m_i x_i$ ,  $m_i y_i$ ; меняющиеся грузы записываются в конце ведомости центровки.

#### В е д о м о с т ь    ц е н т р о в к и

№ точек	Наименование (с перечислением грузов)	$m_i$	$x_i$	$m_i x_i$	$y_i$	$m_i y_i$

Положение центра масс самолета определяется в принятой системе координат для всех возможных в эксплуатации вариантов загрузки самолета

$$x_M = \frac{\sum m_i x_i}{\sum m_i}; \quad y_M = \frac{\sum m_i y_i}{\sum m_i}$$

Центровка по оси  $y$  может определяться только для одного варианта — полной взлетной массы.

Центровки по оси  $X$  пересчитывают в относительные значения

$$\bar{x}_n = \frac{x_n - x_A}{b_A},$$

где  $x_A$  - координата по оси  $X$  носка средней аэродинамической хорды  $b_A$ .

Обязательные варианты центровки. Обязательными для расчета центровки вариантами загрузки самолета являются следующие:

- 1) взлетная масса самолета:
  - шасси выпущено;
  - шасси убрано.
- 2) посадочная масса ( $0,15 m_T$ , без расходуемой нагрузки):
  - шасси выпущено;
  - шасси убрано.
- 3) перегоночный вариант (без коммерческой нагрузки, с дополнительным запасом топлива и с остатком топлива 15%):
  - шасси выпущено;
  - шасси убрано.
- 4) пустой самолет на стоянке.
- 5) крайняя передняя центровка.
- 6) крайняя задняя центровка.

В последних двух вариантах рассматриваются случаи частичного загрузки самолета коммерческой (боевой расходуемой) нагрузкой, когда эта часть нагрузки расположена впереди или позади центра масс. Если при таком загрузке центровка выходит за допустимые пределы, то в конце настоящего раздела делается примечание о желательном размещении пассажиров или грузов при неполной загрузке самолета.

В конце раздела обязательно указывается эксплуатационный разбег центровок для всех перечисленных вариантов, кроме стояночного.

Если при первоначальном варианте компоновки центровка не укладывается в требуемый диапазон, то исправить ее можно одним из следующих способов:

- 1 - перемещением грузов (перекомпоновкой);
- 2 - смещением средней аэродинамической хорды, либо небольшим (в пределах  $2-3^\circ$ ) изменением стреловидности крыла, либо смещением всего крыла вдоль оси  $X$ ;
- 3 - изменением длины фюзеляжа;
- 4 - изменением параметров оперения.

### 3.5. Разработка чертежа общего вида самолета. Составление технического описания

#### 3.5.1. Чертеж общего вида самолета

Окончательный чертеж общего вида самолета выполняется после завершения расчета центровки и уточнения внешних форм и размеров самолета, а также его компоновки.

Чертеж общего вида должен давать полное представление о форме и основных размерах самолета в целом. Особое внимание при выполнении чертежа следует обратить на точность воспроизведения внешних форм всех агрегатов самолета. Добиваясь удовлетворения аэродинамических требований, следует в то же время стремиться к простым формам агрегатов, отвечающим требованиям технологичности.

Чертеж общего вида самолета выполняется на миллиметровке и оформляется в полном соответствии с требованиями ЕСКД. Самолет на чертеже показывается в трех проекциях: вид слева, вид сверху и вид спереди. На последних двух проекциях разрешается "обрубать" часть правого крыла.

На чертеже показываются все элементы внешнего вида самолета: линии эксплуатационных разрезов фюзеляжа, крыла, оперения, рули, элероны, интерцепторы, триммеры, сервокомпенсаторы, механизация крыла, гребни, запилы, фонари, окна, двери, люки, створки, капоты, антенны, подвесные баки, вооружение на внешних подвесках и т.д. Опоры шасси показываются в выпущенном виде.

Проставляются основные размеры в миллиметрах: размах крыла, полная длина и высота самолета, углы стреловидности крыла и оперения по четвертям хорд, база и колея шасси, расстояние между двигателями и диаметр винта, угол поперечного  $V$  крыла, угол опрокидывания, стояночный угол, расстояние до земли в опасных местах.

В правом нижнем углу над основной надписью дается таблица основных данных самолета, которая снабжается заголовком "Технические характеристики самолета". В ней приводятся следующие сведения о самолете.

I. Наименование и назначение самолета, число пассажиров.

П. Летно-тактические характеристики:

I. Максимальная скорость на  $H_{крейс}$  км/ч

2. Крейсерская скорость на $N_{\text{крейс}}$	км/ч <sub>г</sub>
3. Дальность полета	км/ч <sub>г</sub>
4. Практический потолок	м
5. Вертикальная скорость у земли	м/с
6. Посадочная скорость	км/ч
7. Скорость отрыва	км/ч
8. Длина разбега	м
9. Длина пробега	м
10. Время набора высоты	мин
<b>III. Массовые характеристики:</b>	
1. Взлетная масса	кг
2. Посадочная масса	кг
3. Максимальная платная нагрузка	кг
4. Масса пустого	кг
5. Масса топлива	кг
6. Массовая отдача	
7. Удельная нагрузка на крыло	кг/м <sup>2</sup>
<b>IV. Геометрические характеристики:</b>	
1. Площадь крыла	м <sup>2</sup>
2. Удлинение крыла	—
3. Сужение крыла	—
4. Средняя аэродинамическая хорда	м
5. Площадь оперения	м <sup>2</sup>
6. Площади рулей элеронов	м <sup>2</sup>
7. Плечо горизонтального оперения	
<b>V. Характеристики двигателей:</b>	
1. Тип и количество двигателей	
2. Суммарная статическая тяга у земли	даН
3. Удельный вес	—
4. Удельный расход топлива	кг/даН.ч
5. Тяговооруженность самолета	—
6. Габариты двигателя	—
<b>VI. Прочие данные:</b>	
1. Экипаж	—
2. Максимальная эксплуатационная перегрузка	—
3. Тип ВПП	—

### 3.5.2. Техническое описание самолета

Техническое описание самолета завершает работу над эскизным проектом самолета. В нем приводятся основные параметры и характеристики спроектированного самолета, дается краткое описание его устройства, оборудования и систем.

Техническое описание должно быть кратким и содержать преимущественно те особые решения, которые были приняты и применены в процессе работы над проектом.



#### 4. ОФОРМЛЕНИЕ ПРОЕКТА

На первом занятии студентом составляется календарный график проектирования, который утверждается руководителем проекта. Примерный вид такого графика с ориентировочным указанием трудоемкости разделов дается в приложении I. В соответствии с этим графиком весь проект разбивается на 6 самостоятельных разделов. По каждому из них составляются технические отчеты, сроки сдачи которых указываются в графике. Эти даты являются контрольными и по ним ведется учет успеваемости деканатом.

Технический отчет по каждому разделу включает все необходимые материалы, определяемые его содержанием, — расчеты, обоснования, графики, таблицы, чертежи, описания и т.д. Перечисленные материалы записываются в единую рабочую тетрадь в той последовательности, в которой они выполняются. Записи в рабочей тетради ведутся без дополнительных черновиков. В нее заносятся как предварительные, так и окончательные варианты расчетов, обоснований, описаний и пр. Ошибочные или отвергнутые варианты перечеркиваются и после них дается текст окончательного варианта. Законченные разделы в контрольные сроки проверяются и подписываются руководителем проекта.

Рабочая тетрадь формата II (A4) с полями 15–20 мм справа заполняется от руки чернилами с одной стороны листа. Все листы нумеруются по порядку, включая схемы, графики, чертежи и другие приложения. В тексте приводятся ссылки на номера таблиц, графиков, схем. В конце каждого раздела дается его оглавление и список использованной литературы.

Изложение текста должно быть точным и кратким. Ссылки на литературу даются в квадратных скобках. Нельзя применять произвольные сокращения, кроме общепринятых в литературном языке: т.е., и т.д., и т.п., и пр., и др.

Запрещается переписывать в записку текст из книг, журналов, пособий и т.п., кроме цитат, выделяемых кавычками, с указанием источника.

Не рекомендуется излагать текст от первого лица единственного числа.

Все расчеты обязательно сопровождаются расчетными схемами, эскизами, графиками и эпюрами в таком количестве, чтобы при чтении записки не нужно было обращаться к чертежам.

Расчетные формулы вначале пишутся в буквенном виде с пояснением каждого обозначения, а затем подставляются числа и приводится окончательный результат и его размерность. Наиболее важные результаты расчетов следует выносить на правое поле листа.

Каждый столбец таблицы должен иметь свой порядковый номер и размерность помещаемой в нем величины.

Все иллюстрации нумеруются арабскими цифрами: рис. 1, рис.2, и т.д.

## ЛИТЕРАТУРА

### О с н о в н а я

1. Б а д я г и н А.А. и др. Проектирование самолетов. - М.: Машиностроение, 1972.
2. Е г е р С.М. Проектирование пассажирских реактивных самолетов. - М.: Машиностроение, 1964.
3. Б а д я г и н А.А., О в р у ц к и й Е.А. Проектирование пассажирских самолетов с учетом экономики эксплуатации - М.: Машиностроение, 1964.
4. Ш е й н и н В.М. Весовая и транспортная эффективность пассажирских самолетов. - М.: Оборонгиз, 1962.
5. Г о р о щ е н к о Б.Т. и др. Эскизное проектирование самолета. - М.: Машиностроение, 1970.
6. Ш е й н и н В.М., К о з л о в с к и й В.И. Проблемы проектирования пассажирских самолетов. - М.: Машиностроение 1972.
7. Ш у л ж е н к о М.Н. Конструкция самолетов. - М.: Машиностроение, 1971.

8. Туркин К.Д. Конструкция летательных аппаратов.  
Изд-во ВВИА им. Н.Е.Жуковского, 1972.

Д о п о л н и т е л ь н а я

9. Шейнин В.М., Козловский В.И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов, - М.: Машиностроение, т. I и 2, 1977.
10. Авиастроение, т. 2, части I и II. Итоги науки и техники, ВИНТИ, 1976.
11. Техническое описание самолетов: Ил-18, Ан-10, Ту-114, Ту-124, Ту-134, Ту-154, Ил-86, Як-40, Ту-144.
12. Информационные сводки БНИ ЦАГИ, описания самолетов: С-141, С5А, S AAB-37, F -104, F -111А, BACTSR-2, "Конкорд", "Боинг-747". Вертикально взлетающие: "Бальзак", "Харьер", X-19А, XC-142, DO-31, УУ -101С.
13. Иностранные авиационные и ракетные двигатели, ЦИАМ, 1971.
14. Альбомы оборудования самолетов: пассажирского, бомбардировщика, истребителя-перехватчика, фронтового истребителя.
15. К е р б е р Л.Л. Компоновка оборудования на самолете. - М.: Машиностроение, 1972.
16. К у р о ч к и н Ф.П. Основы проектирования самолета с вертикальным взлетом и посадкой. - М.: Машиностроение, 1970.
17. З в е р е в И.И., К о к о н и н С.С. Проектирование авиационных колес и тормозных систем. - М.: Машиностроение, 1973.
18. В и г д о р ч и к С.А. Технологические основы проектирования и конструирования самолетов. Конспект лекций, ч. I, 2, 3. -, МАИ, 1974-1976.

П е р и о д и ч е с к и е и з д а н и я

Техническая информация, БНТИ, ЦАГИ.

Авиация и космонавтика, журнал.

Гражданская авиация, журнал.

## КАЛЕНДАРНЫЙ ГРАФИК ПРОЕКТИРОВАНИЯ

№ раз-дела	Содержание раздела	Трудоемкость в часах		Дата сдачи отчета	Неделя
		аудиторные	внеауди-торные		
I	Исследование проектной ситуации, сбор и анализ статистики, разработка ТТТ	4	4		I
					2
2	Выбор схемы самолета	2	4		3
3	Определение тягово-оруженности и взлетной массы самолета	4	4		4
					5
4	Определение основных параметров и расчет масс самолета	4	6		6
					7
5	Компоновка и центровка самолета	4	8		8
					9
6	Чертеж общего вида и техническое описание самолета	4	6		10
					11
	И т о г о	22	32		

## СО Д Е Р Ж А Н И Е

1. Цель и задачи проектирования.....	3
1.1. Цель и задачи проектирования....	3
1.2. Последовательность работы над проектом...	3
1.3. Тематика эскизного проектирования.....	4
2. Предэскизное проектирование.....	6
2.1. Исследование проектной ситуации.....	6
2.2. Сбор и анализ статистики.....	7
2.3. Разработка тактико-технических требований к проектируемому самолету.....	10
3. Эскизное проектирование.....	15
3.1. Выбор схемы самолета.....	15
3.2. Определение тяговооруженности и взлетной массы самолета.....	21
3.3. Определение основных параметров и расчет масс самолета.....	30
3.4. Компоновка и центровка самолета.....	34
3.5. Разработка чертежа общего вида самолета. Составление технического описания.....	38
4. Оформление проекта.....	41
Л и т е р а т у р а .....	42
П р и л о ж е н и е .....	44

Олег Николаевич Корольков  
Борис Абрамович Юдкевич

ЭСКИЗНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА

Редактор Л. С о к о л о в а  
Техн.редактор Н. К а л е н ю к  
Корректор Л. С о к о л о в а

Подписано в печать 10.11.81 г.ЕО 00302.  
Формат 60x84 1/16. Бумага оберточная белая.  
Оперативная печать. Усл.п.л. 2,79.Уч.-изд.л.2,6.  
Тираж 500 экз. Заказ № 6509 Цена 10 коп.

Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени  
авиационный институт им. С.П.Королева, г.Куйбышев,  
ул. Молодогвардейская, 151.

Областная тип. им. В.П.Мяги, г. Куйбышев,  
ул. Венцека, 60.