

2л 3П МЕТОДОЛОГИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ОБЩЕГО АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ САМОЛЁТОВ 6

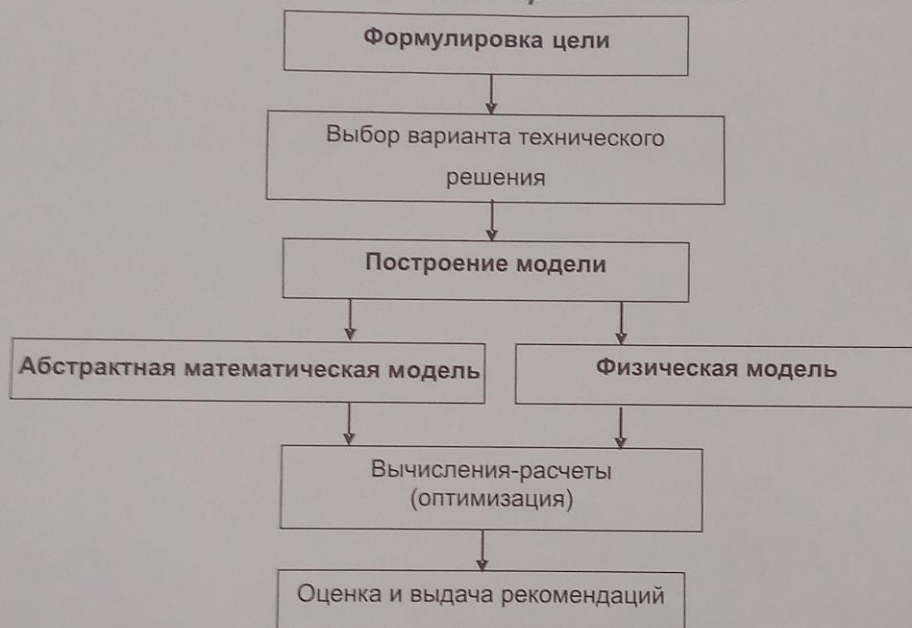
ОРГАНИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ЕГО ЭТАПЫ

Инженерное проектирование можно разделить на три составляющие: изобретательство, инженерный анализ и принятие решений.

Изобретательство - это творческий процесс, направленный на разработку новых полезных идей и принципов для решения инженерных задач. Необходимость изобретательства тем острее, чем выше требования к характеристикам объекта проектирования. Известно, например, что преодоление звукового барьера стало возможным лишь после изобретения турбореактивного двигателя и стреловидного крыла.

Инженерный анализ - это получение имеющих смысл ответов на вопрос инженерного характера за приемлемое время и при допустимых затратах. Пронизывая весь процесс проектирования, он обеспечивает на различных этапах разработки проекта выбор пути решения задачи, выбор структуры системы и технических средств ее реализации, разработку схем, конструкций. В основе инженерного анализа лежат сравнение и выбор вариантов технических решений для достижения поставленных целей проектирования.

Схема процесса инженерного анализа



Особое место в процессе инженерного анализа занимает моделирование. Под моделью понимается такая условно представленная и формально описанная (абстрактная) или материально реализованная (физическая) система, которая, отображая или воспроизводя объект исследования, способна замещать его так, что ее изучение дает нам необходимую информацию об этом объекте.

Существуют два типа моделей - физические и математические. Физические модели имеют такую же физическую природу, как и оригинал. Физическое моделирование дает наиболее полное представление об исследуемых явлениях, но часто связано со значительными затратами времени и средств. Математические модели основываются на идентичности математического описания процессов в модели и оригинале: они делятся на аналитические и числовые модели.

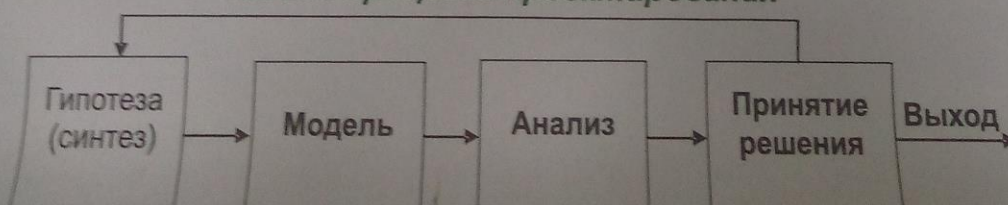
Третья составляющая инженерного проектирования - **принятие решений** - есть процесс выбора одной альтернативы из многих, самой лучшей из них. Этот процесс характерен следующими чертами:

1. Наличие цели. Если ее нет, то необходимость в принятии решения не возникает.
2. Наличие альтернативных линий поведения.

3. Необходимость учета существенных факторов (ограничений) - геометрических (габариты и форма строения), аэродинамических, весовых, прочностных, технологических, экономических и т.д.

Анализ проектирования как творческого процесса позволяет классифицировать его как итерационный процесс (процесс последовательных приближений), в котором три его составляющие неразрывно связаны.

Схема процесса проектирования



Сертификация самолетов проводится в Авиареестре Межгосударственного авиационного комитета в соответствии с Авиационными правилами (АП), часть 21.

В правилах сертификации излагаются задачи, процедуры и методика сертификационных испытаний гражданских самолетов, основные принципы нормирования гражданских самолетов, основные принципы нормирования летной годности и сертификация воздушных судов в отечественной и зарубежной практике.

Общие требования к сертификации самолетов, двигателей и оборудования.

1. Сертификации подлежат:

- самолет с двигателями и оборудованием;
- двигатель до установления на самолет;
- оборудование до установления на самолет;
- в отдельности агрегаты и системы до установления на самолет (например, шасси, приводы закрылков, гидроусилители и т.д.).

2. Сертификация должна проводиться с начала проектирования и завершается выдачей сертификата летной годности типа, удостоверения (свидетельства) о годности к полетам и должна предусматривать дальнейший контроль над соответствием самолета действующим НЛГС в процессе его эксплуатации.

3. Соответствие самолета (двигателя и оборудования) действующим НЛГС или АП должно устанавливаться на основе результатов расчетов, моделирования, лабораторных, стендовых, наземных и летных испытаний, требования к которым регламентированы в соответствующих разделах АП (НЛГС), а также на основе анализа опыта эксплуатации.

4. Изготовитель должен направить Госавиареестру сведения (данные) об основных изменениях конструкции и технологии изготовления самолета, его двигателей и оборудования с документами, доказывающими, что эти изменения не снижают уровня летной годности, предусмотренной выполнением действующих НЛГС или АП.

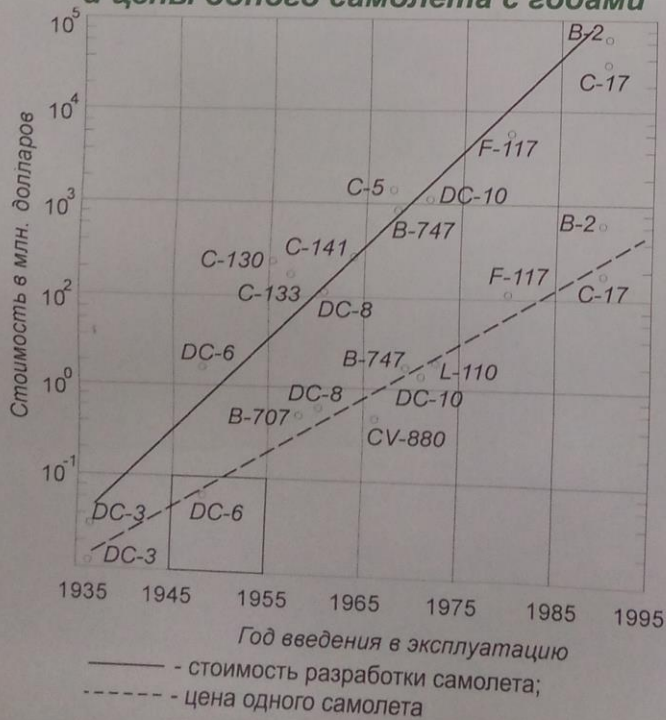
5. Сертификация самолетов (двигателей и оборудования), а также контроль за соответствием их действующим АП в процессе эксплуатации и ремонта проводится от лица государства Госавиареестром или по его поручению.

ОСОБЕННОСТИ СОЗДАНИЯ СОВРЕМЕННЫХ САМОЛЕТОВ

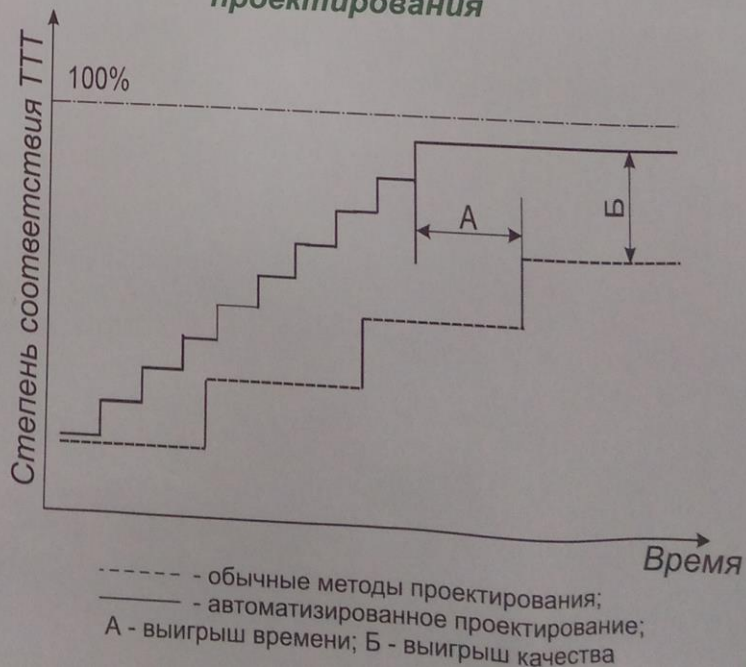
Эволюция развития основных параметров и характеристик самолетов сопровождалась постоянным усложнением не только конструкции и общей компоновки планера и силовой установки, но и всех его систем.

Самолеты выпуска 90х годов XX века существенно сложнее самолетов аналогичного назначения 70х и в особенности 50х годов. Соответственно возросли и трудоемкость их изготовления, и время, затрачиваемое на их создание. Практикой доказано, что время, необходимое для исследований в аэродинамических трубах, затраты человеческого труда и нужный объем вычислений для создания перспективных самолетов возрастают по экспоненциальному закону. Продолжительность разработки самолетов (до первого полета опытного образца) составляет в среднем три-пять лет, а при разработке принципиально новых самолетов, которые не имеют прототипов (XB 70, "Concorde", "Харриер"), это время увеличивается почти вдвое, достигая 8-10 лет. Время до первого полета серийного образца составляет от трех до восьми лет, а в ряде случаев еще больше ("Мираж" F1, "Харриер" 8-10 лет, "Concorde" 14 лет).

Изменение стоимости разработки и цены одного самолета с годами



Преимущества автоматизированного проектирования



Завершающим этапом любого проектировочного процесса является создание комплекта проектной документации. Проектная документация должна обеспечить возможность промышленного изготовления самолета, отвечающего заданным требованиям и ограничениям, а также обеспечить осуществление его надежной эксплуатации в заданных условиях. Большой объем технической документации определяется ЕСКД и состоит из трех групп:

Группы	Подгруппы документов	Характер документов
Конструкторские документы	Схемные	Эти документы состоят из отображения идей и принципов, заложенных в самолет при его проектировании, и отвечают на вопрос, что должно быть спроектировано и с какими характеристиками
	Собственно конструкторские (чертежи)	
	Монтажные	
	Текстовые	
Технологические документы	Схемные	Эти документы регламентируют методы и способы изготовления предмета проектирования самолета
	Конструкторские	
	Монтажные	
	Текстовые	
Эксплуатационные документы	Схемные	Эти документы регламентируют грамотную техническую эксплуатацию спроектированного и изготовленного самолета, обеспечивают его более эффективную и безопасную эксплуатацию
	Конструкторские	
	Монтажные	
	Текстовые	

ОГРАНИЧЕНИЯ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ

Самолет проектируют, изготавливают и эксплуатируют в конкретных условиях времени, средств, уровня развития авиационной науки и техники. Поэтому существует много различных ограничений его параметров и характеристик при проектировании. Для различных самолетов они разные и изменяются с течением времени. Перечислим некоторые условия, которые вызывают ограничения:

А. Средства и сроки создания и изготовления нового самолета.

Б. Уровень современных достижений в областях науки и техники - уровень развития аэродинамики, конструкций, двигателей, оборудования, материалов, технологии изготовления.

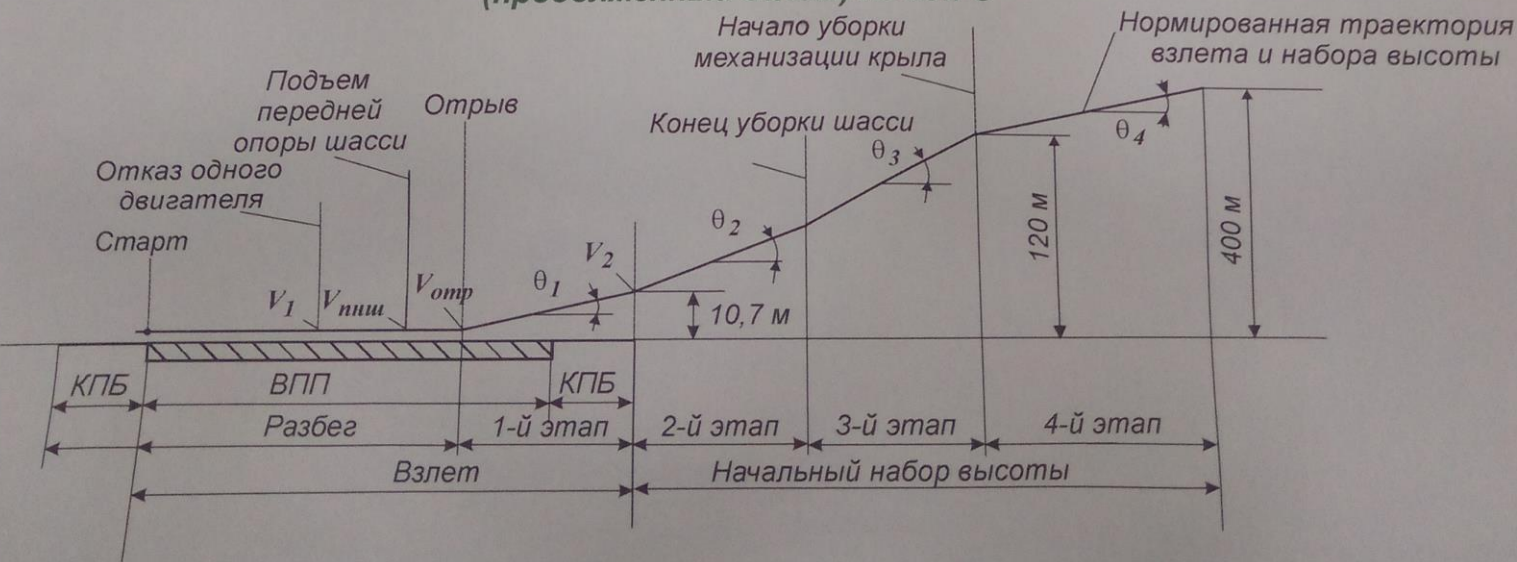
В. Ограничения параметров и характеристик самолета (удельная нагрузка на крыло, стартовая тяговооруженность, величина посадочной скорости).

Г. Современный уровень требований к комфорту и безопасности пассажиров, уровень шума и перегрузок.

Рассмотрим примеры ограничений, налагаемых Нормами летной годности самолётов (НЛГС) на гражданские самолёты.

1. Требования к взлету

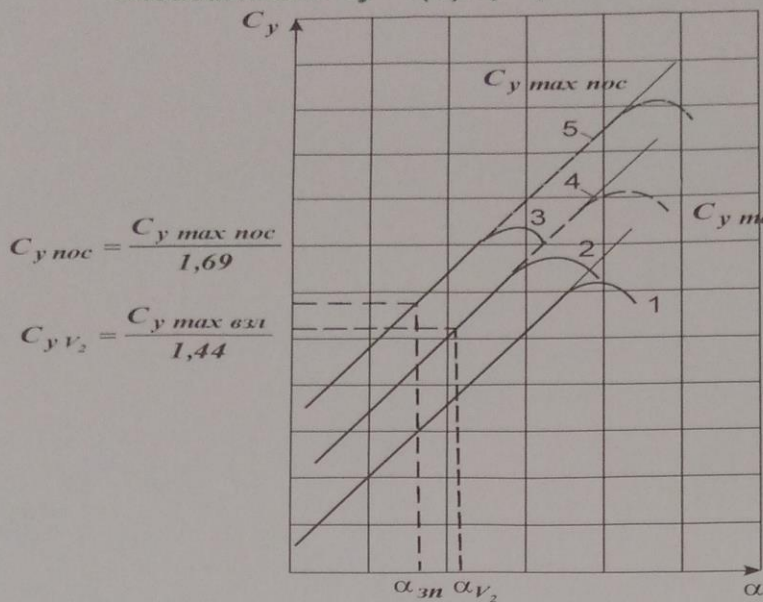
Схема взлета самолета с одним отказавшим двигателем (продолженный взлет) по НЛГС



КПБ - конечная полоса безопасности; ВПП - взлетнопосадочная полоса

Для самолётов с $n_{дв} = 2 - 3$ $C_{y_{взл}} = C_{y_{тах взл}} / 1,44 = 0,694 C_{y_{тах взл}}$;
 Для самолётов с $n_{дв} = 4$ $C_{y_{взл}} = C_{y_{тах взл}} / 1,3225 = 0,756 C_{y_{тах взл}}$.

Зависимость $C_y = f(\alpha)$ при различных положениях механизации крыла



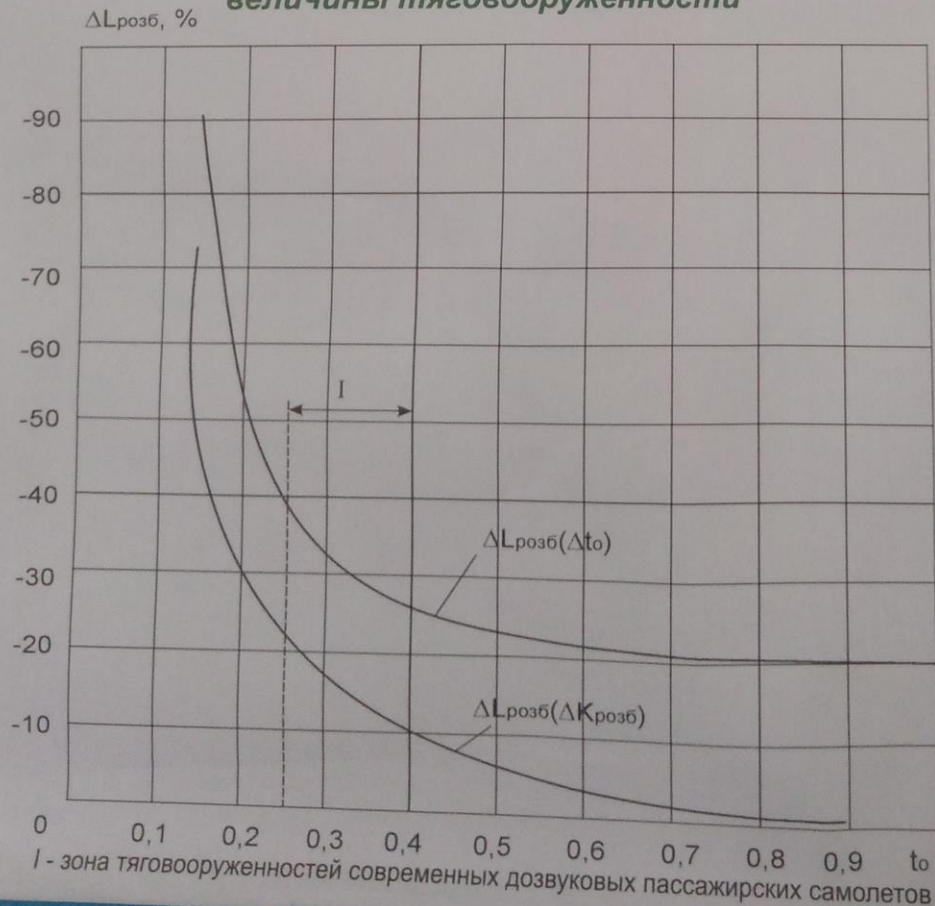
- 1 - механизация крыла убрана;
- 2 - закрылки во взлетном положении;
- 3 - закрылки в посадочном положении;
- 4 - закрылки и предкрылки во взлетном положении;
- 5 - закрылки и предкрылки в посадочном положении

2. Условия обеспечения заданной длины разбега

$$L_{разб} = \frac{1,2}{C_{y_{тах взл}}} \cdot \frac{p}{t_{оср} - \frac{1}{3} \frac{1}{K_{разб}} - 2f_{разб}}$$

или
$$L_{разб} = \frac{0,833 p}{C_{y_{взл}} t_{оср} - \frac{1}{3} \frac{1}{K_{разб}} - 2f_{разб}}$$

Изменение длины разбега самолета из-за изменения на 20% аэродинамического качества самолета на разбеге $K_{разб}$ и из-за изменения на 20% стартовой тяговооруженности t_0 в зависимости от начальной величины тяговооруженности



Из рисунка видно, что в диапазоне значений t_0 у современных пассажирских самолетов ($t_0 = 0,25 - 0,40$) увеличение тяговооруженности на 20% сокращает длину разбега на 36-25%. А увеличение аэродинамического качества самолета во время разбега на 20% уменьшает длину разбега соответственно на 18-8%. Поэтому тяговооруженность самолета это наиболее существенный фактор, который определяет длину разбега во время взлета, и непрерывное увеличение тяговооруженности современных самолетов является характерной закономерностью, связанной с проблемой уменьшения размеров аэродромов.

I - зона тяговооруженностей современных дозвуковых пассажирских самолетов

3. Требования к набору высоты

Тяговооружённость самолёта должна иметь такие значения:

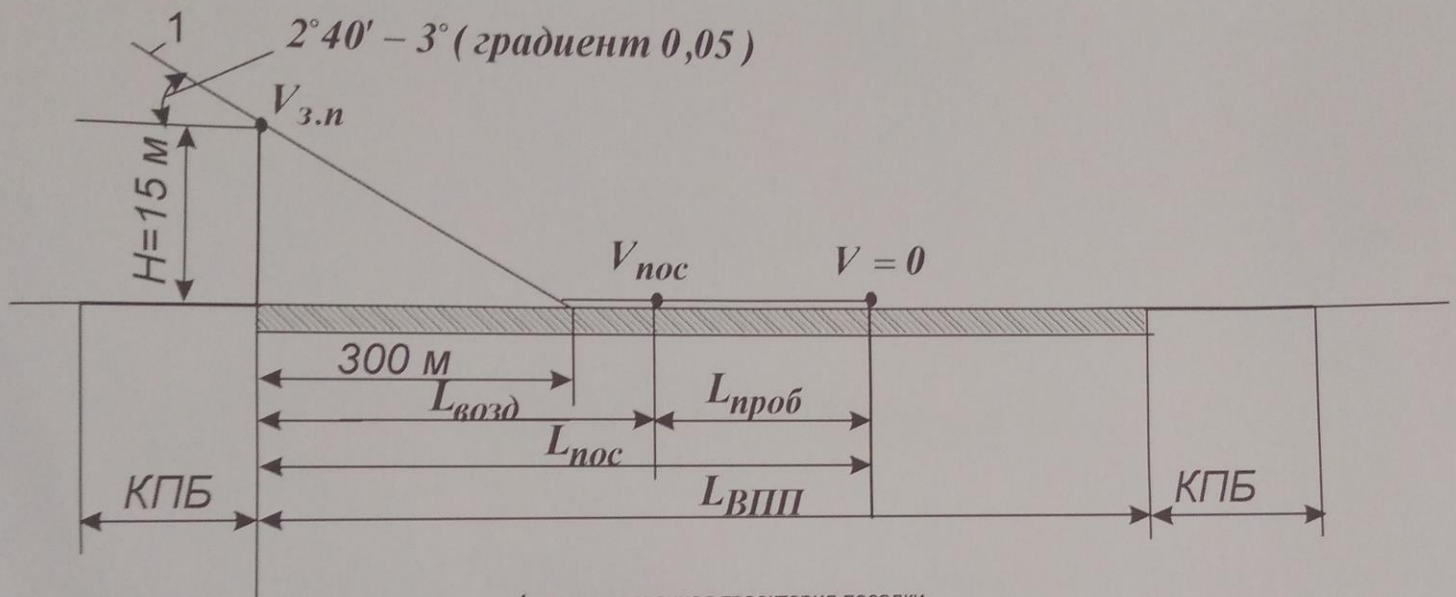
$$\text{Самолёт с двумя двигателями} \quad t_0 = \frac{1,52}{K_{\text{наб}}} \left(0,024 + \frac{1}{K_{\text{наб}}} \right)$$

$$\text{Самолёт с тремя двигателями} \quad t_0 = \frac{1,5}{K_{\text{наб}}} \left(0,027 + \frac{1}{K_{\text{наб}}} \right)$$

$$\text{Самолёт с четырьмя двигателями} \quad t_0 = \frac{1,5 \cdot 1,33}{K_{\text{наб}}} \left(0,030 + \frac{1}{K_{\text{наб}}} \right)$$

4. Требования к посадке

Схема посадки самолета по требованиям НЛГС



1 - нормированная траектория посадки

$$\text{пассажирские самолёты} \quad P_{\text{н}} = \frac{C_{y \text{ max нос}} V_{\text{з.п}}^2}{30,2(1 - \bar{m}_T)}$$

$$\text{боевые самолёты} \quad P = \frac{C_{y \text{ max нос}} V_{\text{з.п}}^2}{30,2(1 - \bar{m}_T - \bar{m}_{\text{зр}})}$$

Согласно НЛГС нужная длина ВПП в сухую погоду должна быть

$$L_{\text{ВПП сух}} = 1,67 L_{\text{нос}} = 1,67(L_{\text{возд}} + L_{\text{проб}})$$

а в мокрую погоду $L_{\text{ВПП мокр}} = 1,15 L_{\text{ВПП сух}} = 1,92(L_{\text{возд}} + L_{\text{проб}})$

Взлетно-посадочная полоса (ВПП) - это бетонная конструкция с системой дренажа подстилочного грунта. Крайне необходимо, чтобы новые самолеты имели минимально возможную необходимую величину ВПП.

Торможение самолета (уменьшение скорости полета) на воздушном отрезке определяется перегрузкой

$$n_{x \text{ возд}} = - \frac{C_{x \text{ нос}} S q - P_{x.x}}{m_{\text{нос}} g / 10} = - \left(\frac{C_{x \text{ нос}}}{C_{y \text{ нос}}} - \frac{10 P_{x.x}}{m_{\text{нос}} g} \right) = - \left(\frac{1}{K_{\text{нос}}} - \frac{10 P_{x.x}}{m_{\text{нос}} g} \right)$$

где $P_{x.x}$ - тяга двигателей на холостом ходу.

Торможение самолета во время пробега после посадки определяется перегрузкой

$$n_{x \text{ проб}} = - \left[\frac{(P_{\text{рев}} - P_{x.x}) \cdot 10}{m_{\text{нос}} g} + \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_{\text{проб}}} + 2 f_{\text{проб}} \right) \right]$$

где $P_{\text{рев}}$ - обратная тяга двигателей с включенным реверсом тяги, даН.

В реальных условиях величина $n_{x \text{ возд}} = -(0,12 \dots 0,15)$, $n_{x \text{ проб}} = -(0,5 \dots 0,65)$.

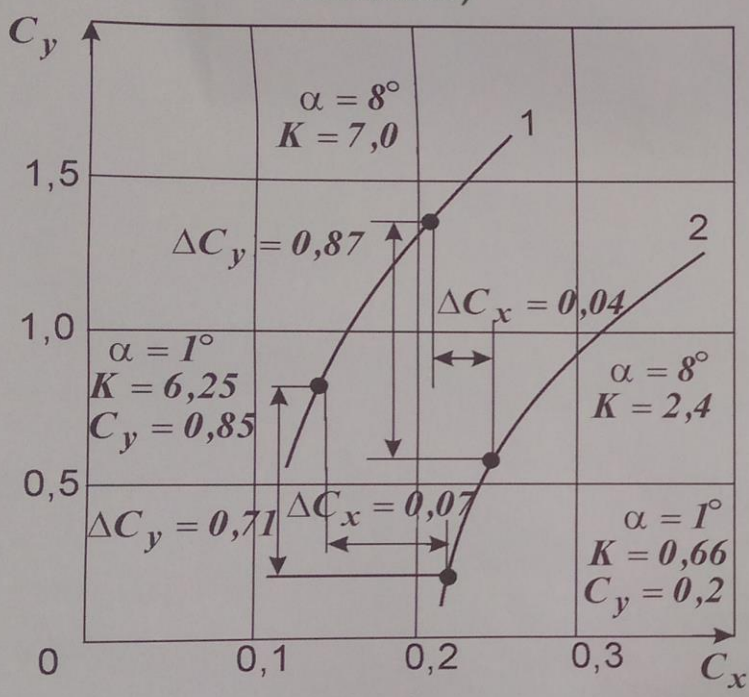
Уменьшение $L_{\text{пос}}$ более эффективно вести за счет $L_{\text{проб}}$. Длина пробега после посадки может быть определена из формулы

$$L_{\text{проб}} = \frac{0,94 \cdot P_{\text{пос}}}{C_{y \text{ max пос}} \cdot \frac{10(P_{\text{рев}} - P_{x.x})}{m_{\text{пос}} g} + \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_{\text{пос}}} \cdot 2 f_{\text{проб}} \right)}$$

Для уменьшения величины $L_{\text{проб}}$ необходимо:

- увеличивать $C_{y \text{ max пос}}$ введением механизации крыла и особенно установлением предкрылков (для уменьшения $V_{\text{пос}}$);
- увеличивать коэффициент трения во время посадки $f_{\text{проб}}$ повышением эффективности системы торможения колес;
- увеличивать величину обратной тяги двигателей с использованием реверсивных устройств;
- уменьшать удельную нагрузку на крыло во время посадки $P_{\text{пос}}$;
- уменьшать аэродинамическое качество и величину C_y во время пробега применением интерцепторов.

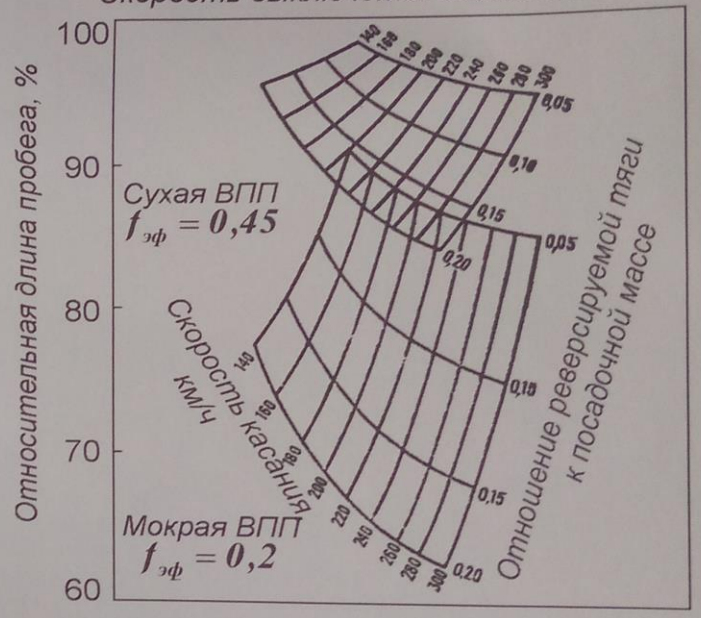
Посадочные поляры самолета (закрылки и предкрылки в посадочном положении)



1 - интерцепторы убраны; 2 - интерцепторы выпущены

Эффективность использования реверса тяги для сокращения длины пробега

Скорость выключения двигателя 75 км/ч



Влияние реверса тяги на длину пробега после посадки



Современный самолет проектируют, изготавливают и эксплуатируют как составную часть системы транспорта или системы оружия. Система - регулярная или упорядоченная структура, которая состоит из взаимосвязанных и взаимозависимых частей, действующих как одно целое, и предназначена для достижения обусловленной цели.

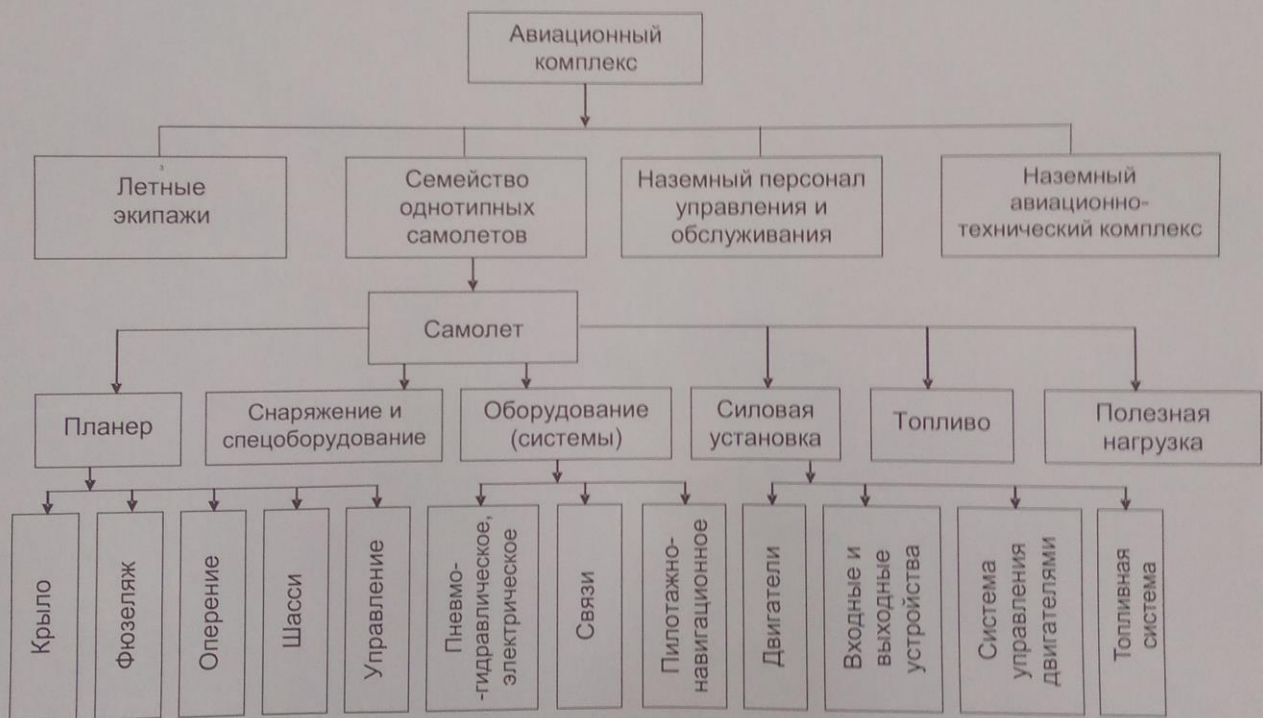
Авиационный комплекс - органическое объединение людей и материальных средств, действиями которых достигается обусловленный результат, выполняется функция заданного содержания. Авиационный комплекс является подсистемой сложной системы более высокого порядка - системы воздушного транспорта. В состав авиационного комплекса входят подсистемы низшего иерархического порядка:

- летные экипажи;
- семейство однотипных самолетов;
- наземный руководящий и обслуживающий персонал;
- наземный авиационно-технический комплекс (подготовка к полету, самолетовождение, ремонт...).

Самолет как составная часть авиационного комплекса - это сложная система более низкого иерархического порядка и состоит из следующих подсистем еще низшего порядка:

- системы создания подъемной силы;
- системы создания движущей силы;
- обеспечения устойчивости и управляемости полета самолета на заданной траектории;
- обеспечения целевой нагрузки;
- жизнеобеспечения экипажа и пассажиров;

Функционально-структурная схема самолета в авиационном комплексе



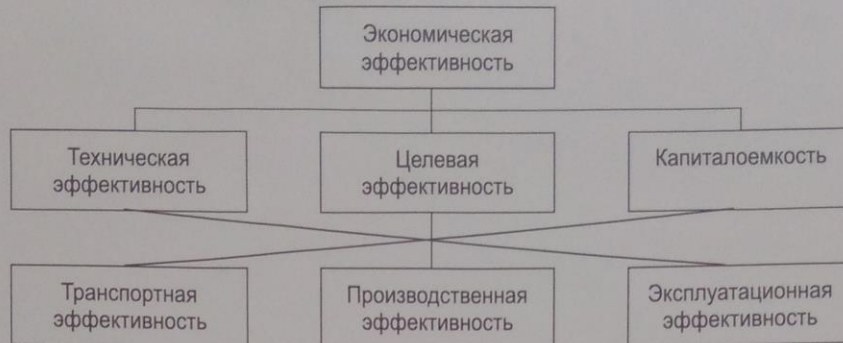
Пять основных уровней решения задач разработки нового самолета

Стадии проектирования	Иерархический уровень	Содержание задач	Организации, ответственные за решение задач
"Внешнее" проектирование	I	Определение необходимых объемов грузопассажирских перевозок авиационным транспортом	Институт комплексных транспортных проблем
	II	Необходимые типы и желательные технико-экономические характеристики самолетов, количество (парк) самолетов каждого типа и их распределение по авиалиниям	Министерство или комитет гражданской авиации, ГосНИИГА
"Внутреннее" проектирование	III	Определение облика и проектных параметров самолета, удовлетворяющих заданным требованиям	НИИ, ОКБ
	IV	Проектно-конструкторские задачи уточнения облика самолета, его конструктивно-силовой и общеконструктивной схемы, определение структуры и параметров подсистем	Отделы ОКБ
	V	Конструкторские задачи разработки узлов и деталей для производства и эксплуатации самолета	Бригады ОКБ

Важнейшей составной частью оптимального проектирования является выбор критериев оценки эффективности решений. Первые самолеты оценивались по отдельным характеристикам. Самолет считался лучшим, если имел по сравнению с прототипом большую скорость, лучшую весовую отдачу при равной дальности и т.д.

Общим критерием является критерий, предложенный Д.Л. Томашевичем. Он имеет вид $\eta = P/V$, где P - величина, которая определяет общественную полезность или целевую отдачу самолета; V - затраты на изготовление самолета и поддержание его работоспособности в период эксплуатации.

Связь видов и критериев эффективности



Транспортная эффективность отображает только ту сторону совершенства самолета, которая зависит от его технических показателей, таких, как весовая отдача, аэродинамическое качество, удельный расход топлива.

$$Q_{\text{трансп}} = \frac{m_{\text{ком.н}} L V_p}{m_{\text{п.сн}} m_T}$$

- $m_{\text{ком.н}}$ - коммерческая нагрузка самолета, кг;
- L - дальность полета, км;
- V_p - рейсовая скорость полета, км/ч;
- $m_{\text{п.сн}}$ - масса пустого снаряженного самолета, кг;
- m_T - масса топлива, кг.

Важным показателем, определяющим уровень технического совершенства, в настоящее время является **коэффициент топливной эффективности самолёта**, который определяется следующим соотношением:

$$K_{T.Э} = \frac{G_T}{m_{\text{к.н}} L_T}$$

- $K_{T.Э}$ - коэффициент топливной эффективности, г/(т·км);
- G_T - масса топлива для выполнения полёта, т;
- $m_{\text{к.н}}$ - масса коммерческой нагрузки, т или г/км (в большинстве случаев этот коэффициент заменяют на число пассажиров n_p);
- L_T - техническая дальность полёта, получаемая при полном выгорании топлива, взятом для выполнения полёта, км.

Производственная эффективность самолета отображает его совершенство как объекта промышленного производства. **Эксплуатационная эффективность** самолета отображает его совершенство как объекта технической эксплуатации.

Техническая эффективность самолета является его обобщенной характеристикой и, в сущности, оценивается с помощью такого хорошо известного показателя, как себестоимость перевозки тонно-километра (т км).

$$a_{\text{тех}} = \frac{A}{K_3 m_{\text{ком.н}} V_p}$$

- A - стоимость часа эксплуатации самолета с учетом накладных расходов, грн. или коп.;
- K_3 - коэффициент загрузки самолета.

Целевая эффективность самолета является таким же комплексным понятием, как и техническая эффективность, и оценивает одни и те же признаки, но в другом аспекте. Этот вид эффективности отображает степень удовлетворения тех потребностей, для которых он создан, то есть такие его свойства, как скорость, дальность, грузоподъемность, степень комфорта и т.д.

Капиталоемкость - третий комплексный показатель эффективности самолета. Она измеряется стоимостью самолета и связанных с ним других средств, необходимых для выполнения в определенное время заданного объема перевозок при других равных условиях.

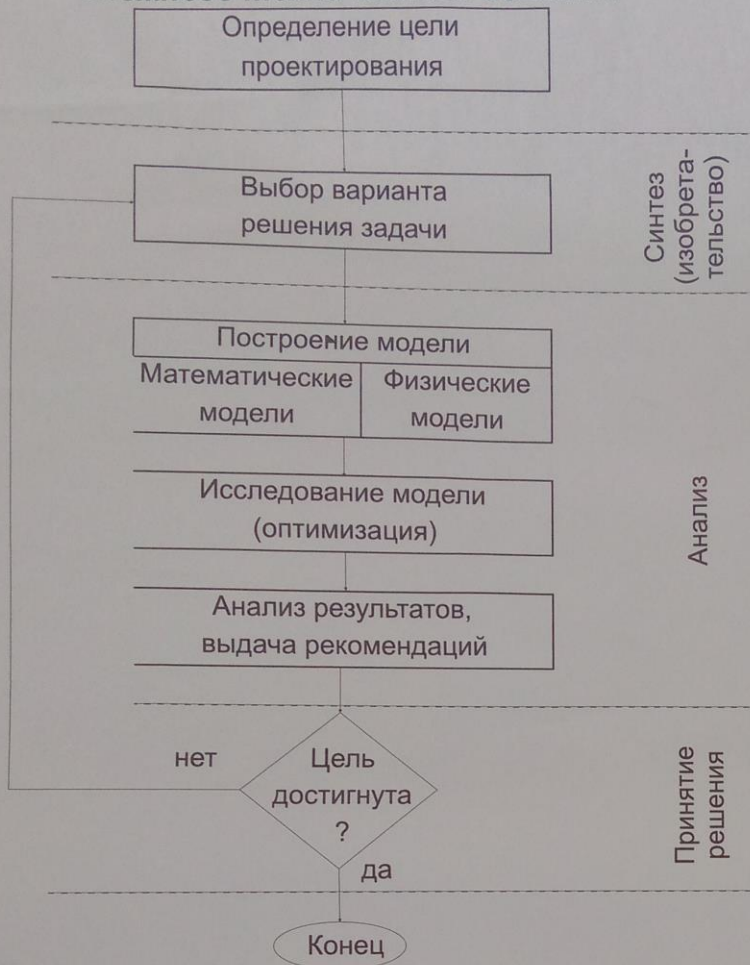
Суть **экономической оценки эффективности** самолета, как известно, состоит в сопоставлении полных затрат труда на его создание с последующей экономией текущих затрат труда от его применения.

$$E_n \leq \frac{(S - a_{\text{пр}}) m_{\text{ком.н}} V_p W K_3}{K_l}$$

- S - тариф за т·км, грн/т·км;
- $a_{\text{пр}}$ - приведенная себестоимость, грн/т·км;
- W - годовой налет часов одним самолетом, ч;
- K_3 - коэффициент загрузки;
- K_l - стоимость самолета (включая непосредственно связанные с его эксплуатацией оборотные и другие основные фонды).

ЭТАПЫ И ПРОЦЕДУРЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ. ВОЗМОЖНОСТИ ИХ АВТОМАТИЗАЦИИ

Схема алгоритма процесса проектирования сложного технического объекта



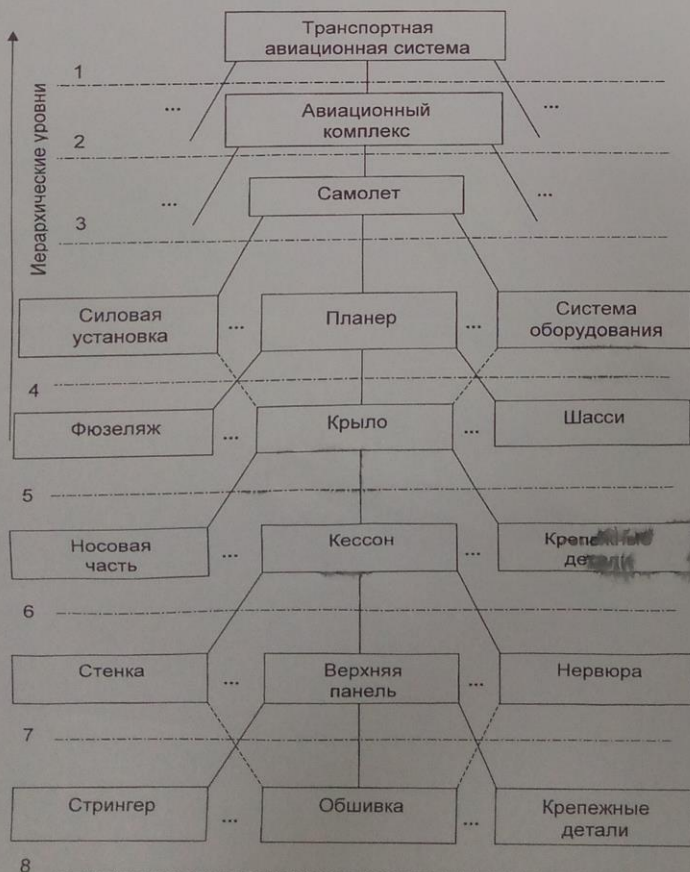
Необходимость в разработке нового самолета возникает по двум причинам.

1. Происходит постепенное моральное устаревание существующих типов самолетов, а также появляются новые технические возможности, реализация которых обещает повышение технико-экономических показателей самолета и транспортной системы в целом.

2. Народное хозяйство ставит перед авиацией задачи, решение которых с помощью существующих типов самолетов невозможно или экономически нецелесообразно. Так, например, может оказаться, что существующие типы самолетов не удовлетворяют новым требованиям по размерам перевозимых грузов либо по условиям базирования на предполагаемых взлетно-посадочных полосах и т.д.

Ключевым элементом процесса создания самолета является разработка его проекта - процесс проектирования. Спроектировать самолет - значит разработать комплект технической документации, позволяющий осуществить его постройку и эксплуатацию.

Графическая модель иерархической структуры самолета (фрагмент)



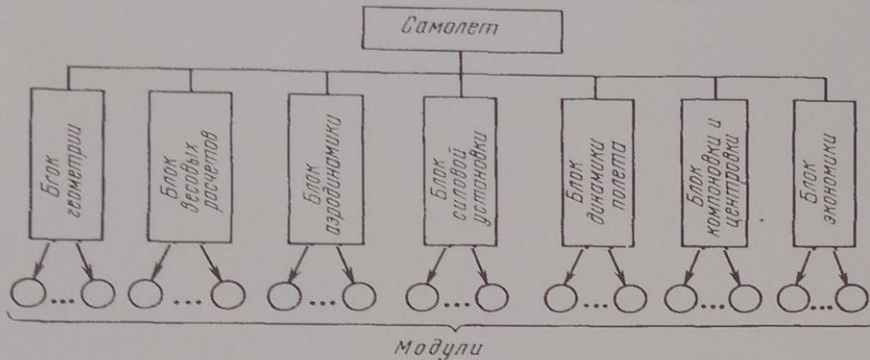
Самолет как объект проектирования представляет собой сложную техническую систему, обладающую развитой иерархической структурой. Иерархические уровни связаны между собой двумя типами отношений. Первый тип характеризует структуру системы, упорядочивая состав ее элементов, блоков, агрегатов и связь частей между собой. На графе эти отношения представлены сплошными линиями.

Таким образом, элементы подсистемы и ее отдельные иерархические уровни связаны между собой функциональными отношениями, которые изображены пунктирными линиями. Каждому иерархическому уровню соответствует свой перечень задач, решение которых необходимо для принятия соответствующих этому уровню проектных решений.

Состав и структура технического предложения определяют перечень задач, которые необходимо решать на этом этапе проектирования. Важнейшие из них:

1. Предварительное формирование облика самолета, удовлетворяющего ТЗ на проект, включающее в себя:
 - определение основных проектных параметров;
 - компоновку и центровку в рамках выбранной схемы.
2. Оптимизация проектных параметров самолета по выбранному критерию с учетом ограничений, налагаемых на проект уровнем требуемых ТЗ летно-технических характеристик, Нормами летной годности самолетов и другими директивными документами. Исследование окрестностей оптимума (квазиоптимальных решений).
3. Исследование изменения технико-экономических характеристик проектируемого самолета при применении технических решений на основе современных достижений авиационной науки, в частности:
 - усовершенствований в области аэродинамики и двигателей самолетов;
 - прогресса в области авиационных материалов;
 - использования новых концепций схемного проектирования и т.д.
4. Проведение расчетов летно-технических и технико-экономических характеристик самолета с выбранными параметрами.

Структурная схема модели "самолет"



В основе модели лежат различные методы весового, аэродинамического, прочностного расчетов и расчетов устойчивости и управляемости, силовой установки и эффективности самолета.

Задача формирования облика самолёта формулируется следующим образом: найти вектор параметров, характеризующих форму, структуру и размеры самолета, который бы удовлетворял требованиям, предъявляемым к проектируемому самолету, и обеспечивал достижение минимума (максимума) целевой функции.

В такой постановке она представляет собой задачу нелинейного математического программирования.

Схема потоков информации в процессе формирования облика самолета

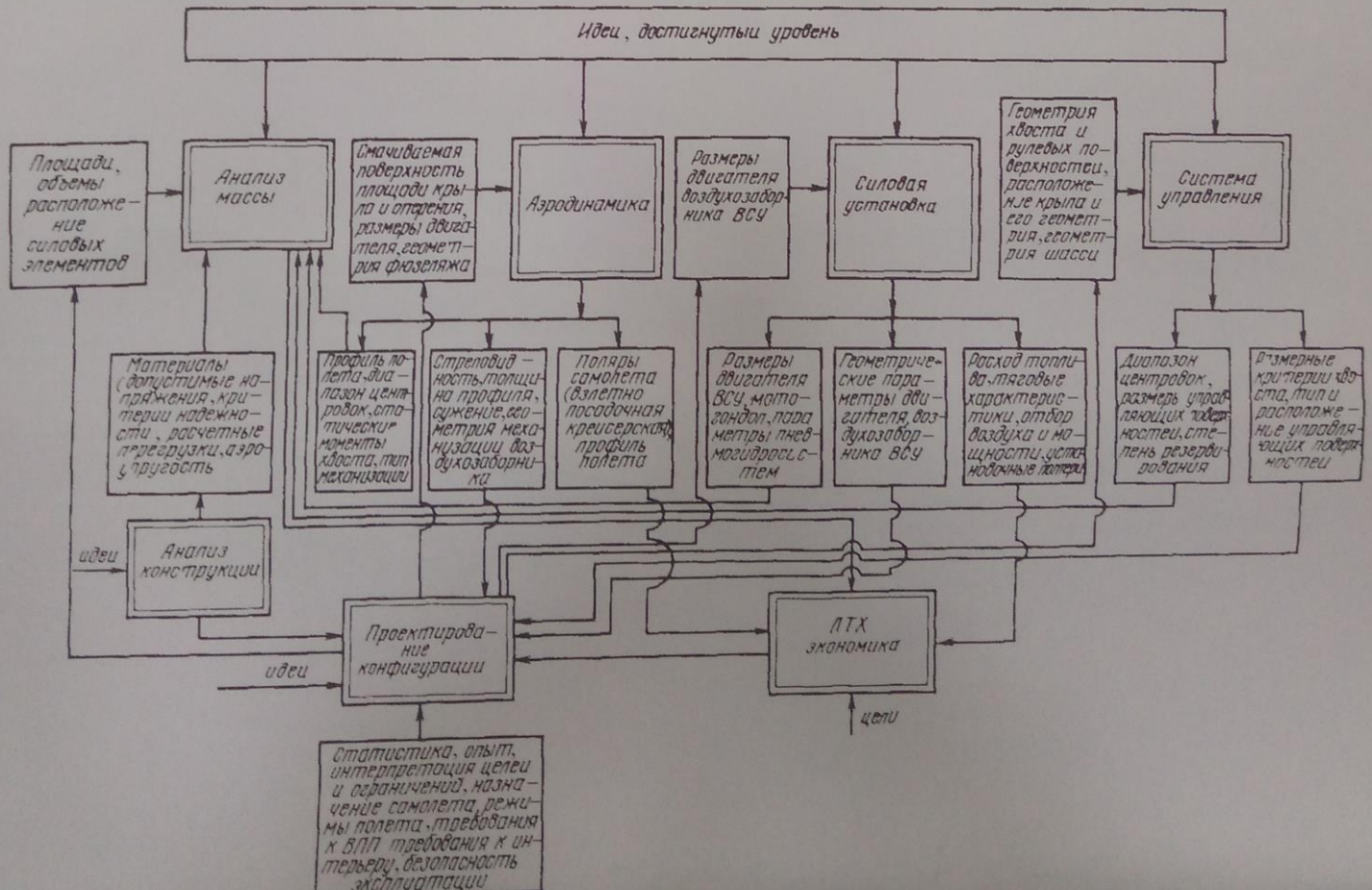
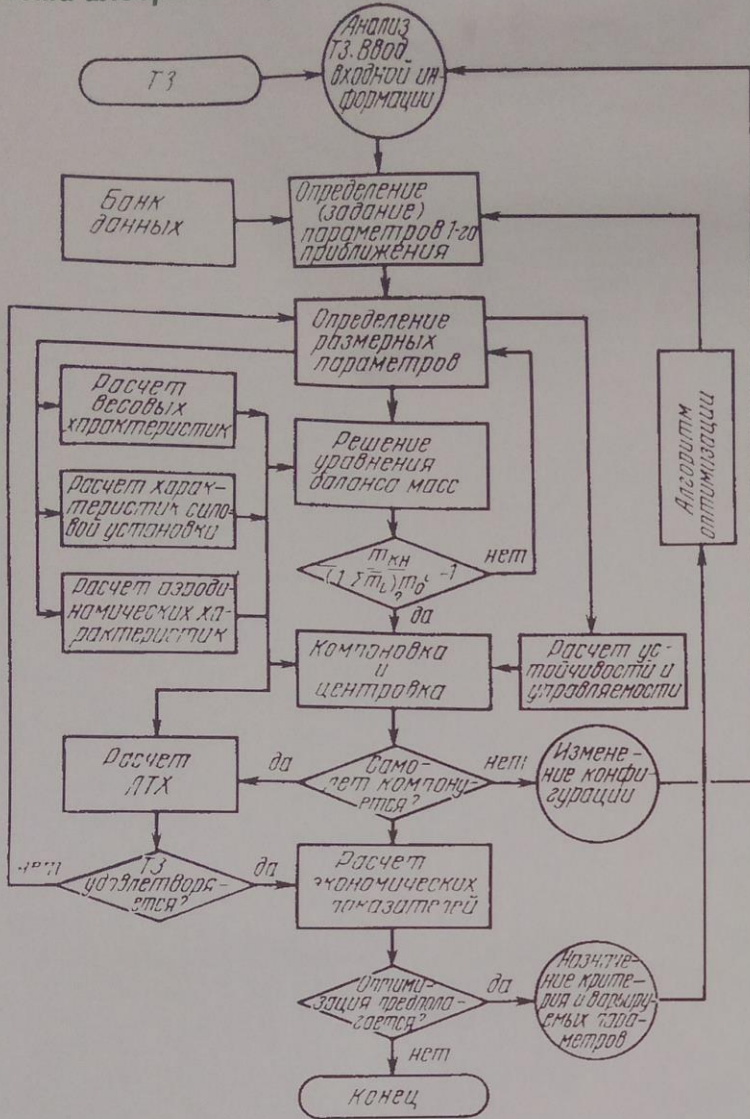


Схема алгоритма формирования облика самолета



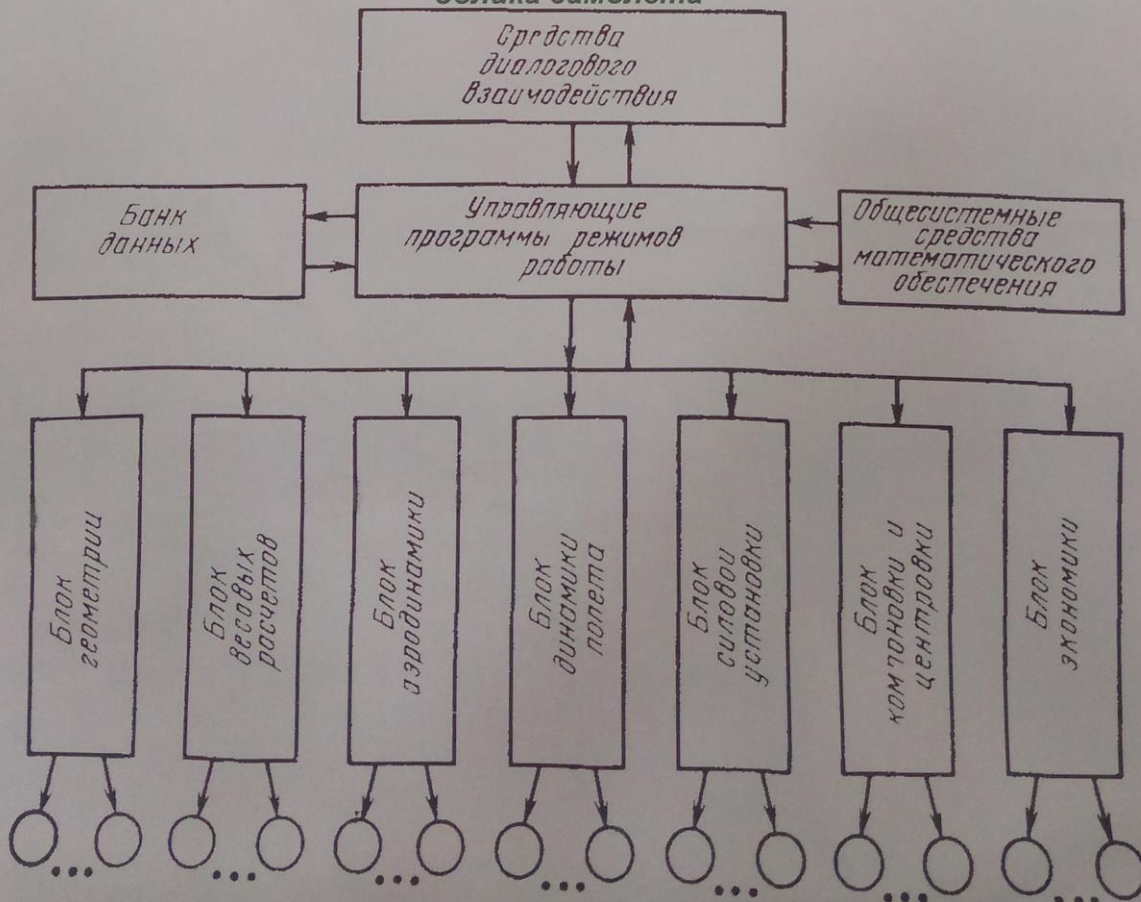
Входными данными алгоритма являются численные величины, определяющие значения лётно-технических характеристик самолета, диктуемые ТЗ на проект. Вторая группа входных данных формируется из назначаемых проектировщиком схемных решений. Каждому признаку в алгоритме соответствует определенное число - "ключ". Численные значения входных данных выступают в качестве констант модели для одного варианта расчета.

Для реализации описанного выше алгоритма формирования облика самолета разработан программный комплекс. Помимо общесистемных средств комплекс включает в себя управляющие программы режимов работы и пакеты прикладных программ.

В соответствии с блочным принципом моделирования пакеты объединены в функциональные блоки, соответствующие структуре модели самолета.

Комплекс функционирует с помощью управляющих программ режимов расчета. В соответствии с перечнем задач рассматриваемого этапа предусмотрено три режима работы комплекса: собственно режим формирования облика, режим параметрического анализа и режим оптимизации.

Структурнофункциональная схема программного комплекса формирования облика самолета



ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ПРОЕКТНЫЙ АНАЛИЗ 19 САМОЛЁТА, ВЫБОР СХЕМЫ И СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ САМОЛЁТА

ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ ДЛЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ САМОЛЁТА И РАЗРАБОТКА ТРЕБОВАНИЙ К САМОЛЁТУ

К исходным данным на проектирование самолета относятся:

- техническое задание на проектирование, содержащее формализованные данные, определяющие задачи проектирования и ограничения;
- систематизированные данные, отражающие мировой уровень достижений в области проектирования самолетов определенного класса;
- перечень, характеристики и области применения новых технических решений из области науки и техники, которые могут быть использованы для совершенствования характеристик вновь проектируемого самолета.

В техническое задание, зависящее от типа планируемого к разработке самолета, входят следующие разделы.

Назначение - класс проектируемого самолета и его целевое назначение.

Общие положения - перечень нормативных документов, выполнение которых обязательно при создании новых самолетов.

Летно-технические характеристики (ЛТХ) - перечень задаваемых выходных характеристик самолета, таких как скорости, дальности и высоты полета, грузоподъемность и номенклатура перевозимых грузов, взлетно-посадочные и маневренные характеристики и др.

Характеристики технического уровня серийного самолета и его экономические характеристики - обобщенные показатели эффективности самолета (транспортной, боевой, топливной и др.), позволяющие оценить его конкурентоспособность, стоимость.

Перспектива развития самолета и его основных систем - информация о направлениях развития проектируемого самолета и вариантах его использования.

Конструкция, системы и оборудование самолета - требования к ресурсу планера и его силовых элементов (в летных часах и посадках), срок службы (в годах, общий и до первого ремонта); требования к ресурсам комплектующих изделий и оборудования.

Силовая установка и ее системы - основные характеристики двигателя, используемого или разрабатываемого (модифицируемого) для проектируемого самолета, в том числе, ресурсные характеристики, уровень шума и эмиссии, а также требования к системам и агрегатам, обслуживающим двигатель.

Специальное оборудование - перечень основных задач, решаемых на проектируемом самолете таким оборудованием.

Требования к надежности, системе технического обслуживания и ремонта - количественные значения вероятности возникновения особых ситуаций в полете, уровни показателей надежности парка самолетов в процессе эксплуатации, показатели эксплуатационной технологичности, вероятность своевременного вылета, а также программа технического обслуживания и ремонта.

Уровень стандартизации и унификации - предварительные задания о применении на самолете стандартов, степени унификации двигателей, комплектующих изделий и оборудования.

При проектировании самолета существует две стадии: "внешнее" проектирование и "внутреннее" проектирование. В дальнейшем рассматриваются проблемы "внутреннего" проектирования.

Исходными данными для проектирования самолета могут быть:

- тактико-технические требования заказчика к данному самолету;
- идеи главного конструктора;
- рекомендации НИИ промышленности.

ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ

Тактические требования:

- диапазон скоростей полета $V_{min} - V_{max}$;

- диапазон высот полета $H_{min} - H_{max}$;

- диапазон дальностей полета:

- дальность полета с максимальной коммерческой или боевой нагрузкой $L_{ком. max}$, $L_{б.н. max}$;

- дальность полета с максимальным запасом топлива $L_{т max}$;

- перегонная дальность полета (это - чаще для боевых самолетов) $L_{перег}$;

- скороподъемность (скорость набора высоты) $V_y max$;

- минимальный радиус виража r_{min} ;

- масса коммерческой нагрузки для гражданских самолетов или количество пассажиров $m_{ком.н}$, $m_{пас}$;

масса боевой нагрузки для военных самолетов;

- оборудование, вооружение, уровень заметности для боевых самолетов;

- взлетно-посадочные характеристики $V_{взл}$, $V_{зп}$, $V_{пос}$, $L_{разб}$, $L_{пос}$, $L_{взл}$.

Технические требования:

- требования аэродинамики;
- требования прочности, жесткости, аэроупругости, массы (веса);
- требования надежности, ресурса;
- требования живучести;
- требования производственной технологичности;
- требования эксплуатационной технологичности;
- способность самолета и его систем к модификации.

Факторы, определяющие надежность авиационной техники

Условия проектирования

Рациональность схем

Конструктивные решения

Выбор материалов

Учет условий эксплуатации

Запасы прочности

Стандартизация и унификация

Возможность контроля надежности

Условия производства

Организация производства

Технология изготовления

Квалификация работников

Используемое оборудование

Система контроля изготовления

Количество и качество проводимых испытаний

Упаковка, хранение, транспортировка

Условия эксплуатации

Организация эксплуатации и технического обслуживания

Соблюдение установленных режимов работы

Квалификация летного и технического состава

Климатические условия

Своевременное и качественное проведение профилактических мер

Хранение

Механические и температурные перегрузки

Эффективность мер повышения надежности

ВЫБОР СХЕМЫ И СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ САМОЛЁТА 21

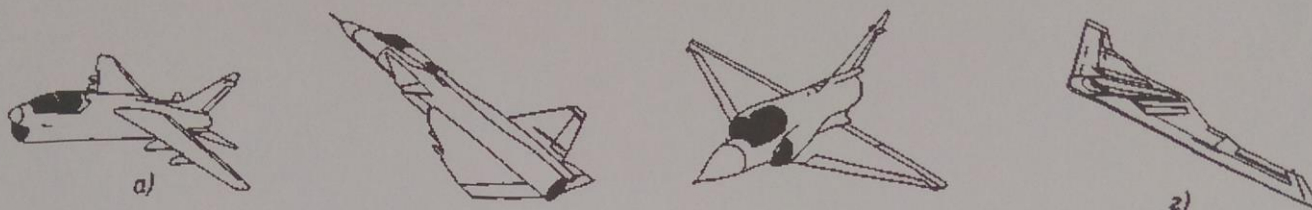
СХЕМЫ САМОЛЁТОВ И ОСОБЕННОСТИ ИХ ПРОДОЛЬНОЙ БАЛАНСИРОВКИ

Схема самолета (аэродинамическая) - внешняя конфигурация самолета, обусловленная наличием, взаимным расположением и формой основных его частей.

Важнейшим признаком, характеризующим схему самолета, является способность его продольной балансировки.

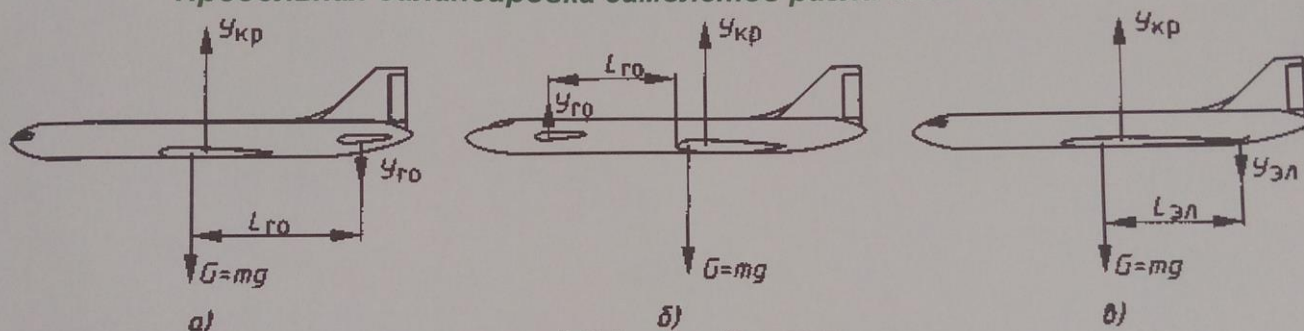
Продольная балансировка самолета - приведение к нулю суммы моментов сил, действующих на самолет относительно поперечной оси.

Основные (балансирующие) схемы самолетов



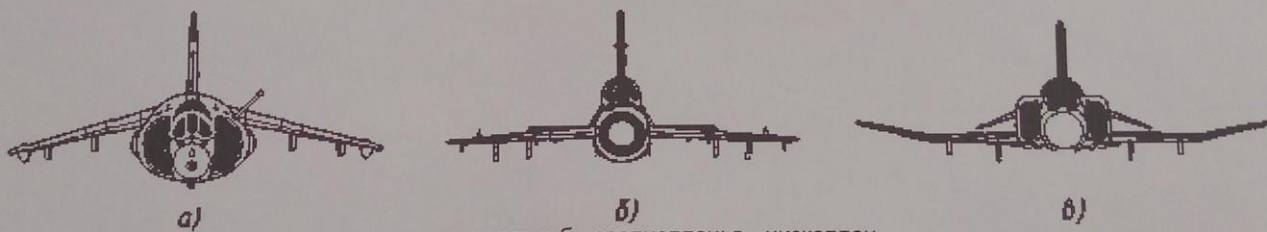
а - нормальная; б - "утка"; в - "бесхвостка"; г - "летающее крыло"

Продольная балансировка самолетов различных схем



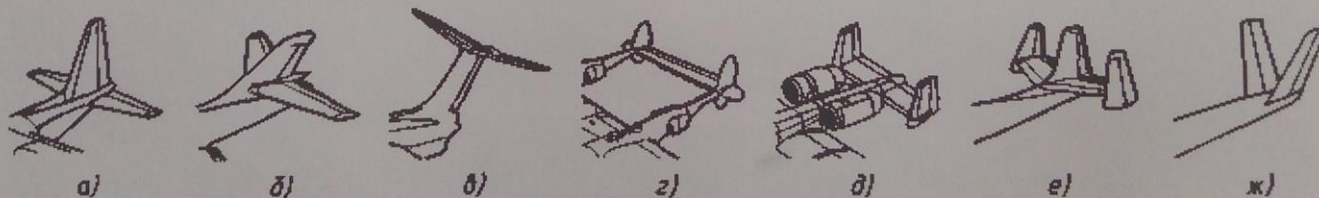
а - нормальной; б - "утки"; в - "бесхвостки"

Взаимное расположение крыла и фюзеляжа самолетов



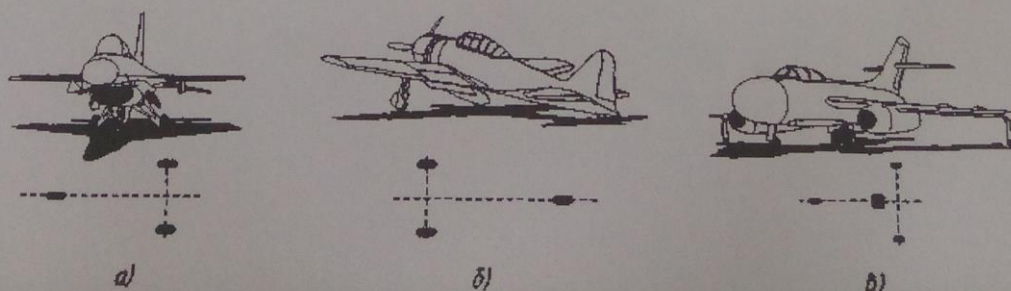
а - высокоплан; б - среднеплан; в - низкоплан

Взаимное расположение горизонтального и вертикального оперения самолетов



а - один киль ВО и ГО расположены на фюзеляже; б - ГО на ВО; в - ГО на самом верху ВО (Т-образное оперение); г - два киль и ГО расположены на фюзеляже; д, е - ВО на ГО (обычно два киль, редко три); ж - ВО и ГО едины (V-образное оперение)

Взаимное расположение опор самолетов



а - трехопорное шасси с носовым колесом; б - трехопорное шасси с хвостовой вспомогательной опорой; в - велосипедное шасси с подкрыльевыми вспомогательными опорами

НА РАЗРАБОТКУ ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА (ПС) С ДВУМЯ ТРДД

ВВЕДЕНИЕ

Самолет ПС создается как база семейства пассажирских самолетов умеренной пассажировместимости с двумя двухконтурными реактивными двигателями Д36-5А (разработчик – ЗМКБ «Прогресс» и производитель – «Мотор-Сич», г. Запорожье) с высокой степенью конструктивно-технологической и эксплуатационной преемственности и унификации с самолетом Ан-74-300 и другими современными самолетами «Ан».

Самолеты семейства ПС должны обеспечить:

- широкий диапазон функциональных возможностей по дальности, скорости, пассажировместимости, комфорту, автономности и аэродромной сети;
- разнообразие вариантов по видам применения (региональный, магистральный, средней и большой дальности, административный) и типам оборудования (отечественная или западная авионика и оборудование);
- современный уровень технического и эксплуатационного совершенства;
- соответствие современным нормам летной годности (АП-25, FAR-25, JAR 25), стандартам качества и перспективным экологическим стандартам;
- конкурентоспособность по отношению к западным аналогам.

Базовый самолет ПС заменит устаревший самолет Ту-134.

2. НАЗНАЧЕНИЕ САМОЛЕТА

Самолет ПС предназначен для перевозки пассажиров, багажа, почты и грузов на внутренних и международных линиях Украины и других стран СНГ и ИКАО.

3. ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ

- 3.1. Сертификация самолета и его компонентов должна осуществляться согласно следующим авиационным правилам:
 - Самолет по АП-25;
 - Оборудование и другие комплектующие изделия (кроме особо оговоренных в АП и данном техзадании) по АП-25;
 - Двигатель по АП-33;
 - ВСУ по АП-ВД.
- 3.2. По шуму на местности самолет должен удовлетворять требованиям главы 4 международных стандартов «Охрана окружающей Среды», приложения 16 к Конвенции о международной гражданской авиации (том I «Авиационный шум», 2001 г.) и требованиям части 36 Авиационных правил АП-36.
- 3.3. По эмиссии двигателя самолет должен удовлетворять требованиям приложения 16 к Конвенции о международной гражданской авиации (том II «Эмиссия авиационных двигателей», издание 1981 г., с 1-й по 4 ю поправки) и требованиям Авиационных правил АП-34.
- 3.4. По защите от актов незаконного вмешательства самолет должен удовлетворять требованиям приложений ИКАО 6,8,17 (с поправками 97,98), Воздушному кодексу Украины (статья 8).
- 3.5. Характеристики надежности, эксплуатационной технологичности и контролепригодности должны соответствовать «Общим требованиям к эксплуатационно-техническим характеристикам воздушных судов ГА».
- 3.6. Для самолета должны быть разработаны по отдельным ТЗ тренажеры, средства обучения и программы обучения летного и инженерно-технического составов.

4. ОСНОВНЫЕ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ БАЗОВОГО САМОЛЕТА

Количество пассажиров, чел.	70-80
Максимальная масса платной нагрузки, кг	7700
Двигатель:	
- тип	Д36-5АФ
- кол-во взлетная тяга, кН (кгс) (Н=0, СА+15°С)	2x62.8(6400)
Скорость, км/ч.:	
- максимальная	850-880
- максимальной дальности	800-820
Крейсерская высота, км:	11-12
Практическая дальность, км:	
- с максимальной платной нагрузкой	2000-2200
- с пассажирами	2600-2800
- без груза и пассажиров	4000-4200
ВПП (сухой бетон, Н=0, СА), м	1800
Состав экипажа:	
- командир ВС,	
- второй пилот,	
- два бортпроводника	

5. РЕСУРСЫ И СРОКИ СЛУЖБЫ

Проектный ресурс.....80000 часов
 Проектный срок службы.....30 лет

6. ТЕХНИЧЕСКИЙ УРОВЕНЬ

Топливная эффективность	24,9 + 2% грамм топлива на 1 пасс. км
Весовая эффективность	284+2% кг пустого снаряженного самолета на 1 пассажира
Удельная трудоемкость технического обслуживания	2,5 чел. ч на 1 ч. налета
Годовой налет	2800 - 3500 ч

НА РАЗРАБОТКУ ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА (ПС) С ДВУМЯ ТРДД

7. ОЖИДАЕМЫЕ УСЛОВИЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ И ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ФАКТОРЫ

Барометрическое давление во всем диапазоне высот полета	по ГОСТ 4401-81
Температура наружного воздуха $t_{нв}$	по ГОСТ 4401-81
Отклонение $t_{нв}$ от среднего значения для различных высот по линиям	"Min – арктические" "Max – тропические"
Массовая плотность, барометрическое давление, вязкость воздуха	по ГОСТ 4401-81
Температура наружного воздуха у земли	-55 + + 45° C
Относительная влажность наружного воздуха у земли при $t_{нв}$ 35° C	≤ 98%
Направление и скорость ветра у земли:	
встречная составляющая	≤ 25 м/с
попутная составляющая	≤ 5 м/с
боковая составляющая под углом 90° к ВПП:	
$f \geq 0,5$	≤ 15 м/с
$f \geq 0,3$	> 6 м/с

Самолет должен эксплуатироваться на аэродромах с бетонным покрытием и нежестким укрепленным покрытием (асфальтобетон, в связанном состоянии галька или гравий, укатанный грунт), подготовленных в соответствии НАС ГА (НАС ГА-86).

Высота расположения аэродрома:

- над уровнем моря до 3000 м
- ниже уровня моря до 300 м

Допустимые состояния ВПП (по НАС ГА-86):

- сухая;
- влажная;
- мокрая, с участками воды;
- залитая водой до 10 мм;
- покрытая слоем слякоти до 15 мм;
- заснеженная при $f \geq 0,3$.

Самолет должен обеспечивать полеты:

- по правилам визуального полета и полета по приборам;
- днем и ночью;
- в простых и сложных метеоусловиях;
- в условиях обледенения (при $t_{нв}$ не ниже минус 30° C);
- по внутренним и международным воздушным трассам и линиям;
- над равнинной, холмистой и горной местностью;
- над водными пространствами, безориентирной местностью и в диапазоне географических широт до 73° северной и 55° южной.

Эксплуатационные минимумы погоды:

- для взлета – дальность видимости на ВПП не менее 200 м;
- для посадки – II категория ИКАО с возможностью доведения до III A категории ИКАО, при условии состава и характеристик наземных средств обеспечения полета в соответствии с НПП ГА с учетом существующих и перспективных средств обеспечения навигации и коммуникации.

8. ТРЕБОВАНИЯ К ФУНКЦИОНАЛЬНЫМ СИСТЕМАМ И ОБОРУДОВАНИЮ

Функциональные возможности и технический уровень оборудования самолета должны обеспечивать задание ЛТХ и сертификационные требования.

9. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ (ТО)

Средства ТО должны поддерживать летную годность самолета на протяжении всего срока службы.

Работы по плановому ТО должны базироваться на методике MSG-3.

Самолет, двигатель, системы и оборудование должны эксплуатироваться по состоянию в пределах назначенного ресурса.

Характеристики контролепригодности должны обеспечивать поиск и устранение отказов и неисправностей до конструктивно-сменных элементов с помощью встроенной системы контроля и бортовой системы технического обслуживания.

Регламент технического обслуживания должен быть разработан в соответствии с ОСТ 5340054-88 и предусматривать минимальное количество оперативных форм.

10. ВАРИАНТЫ РАЗВИТИЯ САМОЛЕТА

Должна быть предусмотрена возможность создания на базе этого самолета семейства самолетов, в том числе, вариантов:

- пассажирских самолетов для воздушных линий с малой и средней интенсивностью пассажиропотоков с дальностью перевозок до 7000 км;
- деловых (административных) самолетов на 8-10 пассажиров с большой дальностью полета.

Дополнение Ж к ТЗ на разработку пассажирского самолета ПС

Показатели	Замечание показателей		Примечание
	ПС	Аналог	
Топливная эффективность, грамм топлива на 1 пасс. км	24,9+2%	45,2 – ТУ – 134Б 29,8 – Fokker-70 36,8 – Rj – 70 25 – ORJ-700	Заменяемый самолет Сертификат 1994 г. Сертификат 1994 г. Сертификат 2000 г.
Весовая эффективность, кг массы пустотелого самолета на 1 пасс.	284+2%	392 – ТУ – 134 Б 287 – Fokker-70 321 – Rj-70 282 – ORJ-700	Эксплуатация аналогов производится только с бетонированных ВПП. ПС допускает эксплуатацию с твердого грунта

РАСПРОСТРАНЕНИЯ СТАНДАРТОВ СИСТЕМЫ РАЗРАБОТКИ И ПОСТАНОВКИ НА ПРОИЗВОДСТВО АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ О СИСТЕМЕ РАЗРАБОТКИ И ПОСТАНОВКИ ИЗДЕЛИЙ НА ПРОИЗВОДСТВО (СРПП) ТЕРМИНЫ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ ДРУГИЕ НТД ОТНОСЯЩИЕСЯ К СРПП В ЦЕЛОМ	ЭТАПЫ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА ИЗДЕЛИЙ				
	НИР, АВАНПРОЕКТ (ИЗЫСКАНИЕ ПУТЕЙ И ОБОСНОВАНИЕ РАЗРАБОТКИ)	ОКР (РАЗРАБОТКА)	Производство	Обеспечение эксплуатации, ремонта, промышленностью	Снятие с производства и эксплуатации
	ПОЛОЖЕНИЕ О ПОРЯДКЕ СОЗДАНИЯ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ				
<ul style="list-style-type: none"> ГОСТ В 15.001-80. Общие положения ГОСТ В 15.004-80. Стадии жизненного цикла изделий и материалов ГОСТ 15.001-82. ГОСТ В 15.011-85. Порядок проведения патентных исследований ГОСТ 15.012-84. Патентный формуляр 	<p>ГОСТ В 15.101-79. Тактико-техническое (техническое) задание на выполнение НИР.</p> <p>ГОСТ В 15.102-84. Тактико-техническое (техническое задание на выполнение аванпроекта.) Основные положения.</p> <p>ГОСТ В 15.103-84. Порядок выполнения аванпроекта. Основные положения.</p> <p>ГОСТ В 15.104-84. Порядок выполнения составной части аванпроекта. Основные положения.</p> <p>ГОСТ В 15.105-79. Порядок выполнения НИР. Основные положения.</p> <p>ГОСТ В 15.106-79. Порядок выполнения составных частей НИР. Основные положения.</p> <p>ГОСТ В 15.107-79. Порядок выполнения НИР по комплектующим изделиям межотраслевого применения. Основные положения.</p> <p>ГОСТ В 15.108-83. Порядок разработки и постановки на производство материалов. Основные положения.</p> <p>ГОСТ В 15.110-81. Документация отчетная на научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы. Основные положения.</p>	<p>ОСТ В1 00203-85. ГОСТ В 15.201-83. Тактико-техническое (техническое) задание на выполнение ОКР</p> <p>ГОСТ В 15.203-79. Порядок выполнения ОКР по созданию образцов. Основные положения.</p> <p>ГОСТ В 15.204-79. Порядок выполнения ОКР по созданию составных частей образцов. Основные положения.</p> <p>ОСТ В 15.205-79. Порядок выполнения ОКР по созданию комплектующих изделий межотраслевого применения. Основные положения.</p> <p>ГОСТ В 15.206-84. Программы обеспечения надежности. Общие требования.</p> <p>ГОСТ В 15.207-90. Требования по стандартизации и унификации к изделиям при выполнении ОКР.</p> <p>ГОСТ В 15.208-82. Единый сквозной план создания образцов (систем, комплексов). Основные положения.</p> <p>ГОСТ В 15.209-85. Порядок разработки, утверждения и применения ограничительных перечней изделий и материалов, разрешенных к применению при разработке и модернизации техники.</p> <p>ГОСТ В 15.210-78. Испытание опытных образцов изделий. Основные положения.</p> <p>ГОСТ В 15.211-78. Порядок разработки программ и методик испытаний опытных образцов изделий. Основные положения.</p> <p>ОСТ 1 00038-87. Аппараты летательные. Средства их технического обслуживания и двигатели. Порядок проведения экспертизы.</p> <p>ГОСТ В 15.501-90.* Документация эксплуатационная и ремонтная на ВТ. (Общие требования к номенклатуре, построению, содержанию, оформлению, изданию и способы внесения изменений.)</p> <p>ОСТ 1 02730-92. Порядок разработки и предъявления на макетную комиссию макета.</p>	<p>ГОСТ В 15.301-80. Постановка на производство изделий. Основные положения.</p> <p>ГОСТ В 15.305-85. Авторский надзор в процессе производства изделия. Основные положения.</p> <p>ГОСТ В 15.306-79. Обязательства гарантийные. Основные положения.</p> <p>ГОСТ В 15.307-77. Испытания и приемка серийных изделий. Основные положения.</p> <p>ОСТ 1 00350-79. Порядок передачи КД на самолеты и вертолеты серийному предприятию для изготовления установочной серии.</p> <p>ГОСТ В 15.303-84. Постановка производства изделий на предприятиях - дублерах.</p>	<p>ГОСТ В 15.701-77. Порядок выпуска бюллетеней и проведения по ним работ. Основные положения.</p> <p>ГОСТ В 15.702-83. Порядок установления и продления назначенных ресурса, срока службы, срока хранения. Основные положения.</p> <p>ГОСТ В 15.703-78. Порядок предъявления и удовлетворения рекламаций. Основные положения.</p> <p>ГОСТ В 15.704-83. Запасные части, инструменты и принадлежности. Основные положения.</p> <p>ГОСТ 20436-75. Надежность изделий АТ. Общие требования к программам обеспечения надежности самолетов и вертолетов.</p> <p>ГОСТ В 15.708-89. Типовой перечень запасных частей.</p>	<p>ГОСТ В 15.801-79. Снятие изделий с производства. Основные положения.</p> <p>ГОСТ В 15.802-85. Снятие с производства материалов. Основные положения.</p>

ОКР – опытно-конструкторские работы
 * - ГОСТ В 15.501-90 - см. ОКР.
 КД – конструкторская документация
 АТ – авиационная техника

СОСТАВ ТЕХНИЧЕСКОГО ПРЕДЛОЖЕНИЯ ПО ТРАНСПОРТНОМУ САМОЛЕТУ (ТС) С ДВУМЯ ТРДД

- Книга 1.** Общие характеристики самолета.
- Книга 2.** Аэродинамика самолета и летные характеристики.
- Книга 3.** Описание конструкции самолета.
- Книга 4.** Оборудование и системы самолета.
- Книга 5.** Десантно-транспортное оборудование.
- Книга 6.** Технология производства самолета.
- Книга 7.** Интегрированная логистическая поддержка.
- Книга 8.** Материалы по варианту самолета ТС с четырьмя двигателями.
- Книга 9.** Предварительные технические требования на самолет ТС.
- Книга 10.** Анализ и перспектива рынка.
- Книга 11.** Проектирование, изготовление и испытания предварительной модели самолета ТС с двумя вариантами мотогондол.
- Книга 12.** Разработка технических предложений на двигатели Д-436-ТСД и СПМ-21.
- Книга 13.** Разработка приводов системы штурвального управления самолетом ТС и системы управления механизацией его крыла.

СОДЕРЖАНИЕ

ПРИНЯТЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ И СОКРАЩЕНИЯ

ВВЕДЕНИЕ

ОСНОВАНИЕ ДЛЯ РАЗРАБОТКИ ТП

1. НАЗНАЧЕНИЕ САМОЛЕТА

2. ОЖИДАЕМЫЕ УСЛОВИЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ

- 2.1. Параметры состояния и факторы воздействия на самолет внешней среды
- 2.2. Эксплуатационные факторы
- 2.3. Особенности применения самолета

3. КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА

- 3.1. Общая компоновка самолета
- 3.2. Кабина экипажа
- 3.3. Грузовая кабина
- 3.4. Принципиальная компоновка систем и оборудования

4. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

- 4.1. Общий вид самолета
- 4.2. Габаритные размеры самолета
- 4.3. Крыло
- 4.4. Фюзеляж
- 4.5. Оперение
- 4.6. Шасси
- 4.7. Маршевые двигательные установки
- 4.8. Омываемая поверхность

5. ВЕСОВЫЕ И ЦЕНТРОВОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

- 5.1. Максимальная взлетная масса самолета
- 5.2. Расчетная посадочная масса самолета
- 5.3. Максимальная платная нагрузка
- 5.4. Максимальный запас топлива
- 5.5. Весовая сводка пустого снаряженного самолета
- 5.6. Центровочные характеристики самолета

6. ОСНОВНЫЕ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

- 6.1. Основные ЛТХ самолета
- 6.2. Дальности полета

7. ТРАНСПОРТНЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ САМОЛЕТА

- 7.1. Транспортные возможности
- 7.2. Варианты загрузок
- 7.3. Воздушное десантирование
- 7.4. Низковысотный сброс грузов

8. ОГРАНИЧЕНИЯ, РЕСУРСЫ И СРОКИ СЛУЖБЫ

- 8.1. Эксплуатационные перегрузки
- 8.2. Максимальные скорости полета
- 8.3. Допустимые перегрузки крепления грузов при аварийной посадке
- 8.4. Максимальное избыточное давление в гермокабине
- 8.5. Типовые условия и гарантии обеспечения проектного ресурса

9. ПРОГРАММА СОЗДАНИЯ САМОЛЕТА

- 9.1. Предложения по срокам создания самолета
- 9.2. Основные принципы организации производства самолета
- 9.3. Предложение по кооперации
- 9.4. Программа выпуска серийных самолетов
- 9.5. Трудоемкость производства самолета
- 9.6. Трудоемкость подготовки производства
- 9.7. Стоимость разработки самолета
- 9.8. Себестоимость самолета при разных объемах производства

10. ЛЕТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ И СЕРТИФИКАЦИЯ

- 10.1. Объем летных испытаний
- 10.2. Сертификация самолета

11. ЭКОНОМИКА И ЭКСПЛУАТАЦИЯ

- 11.1. Исходные данные
- 11.2. Прямые эксплуатационные расходы
- 11.3. Выводы

12. ТЕХНИЧЕСКОЕ СОВЕРШЕНСТВО И КОНКУРЕНТОСПОСОБНОСТЬ САМОЛЕТА

- 12.1. Краткое описание рынка
- 12.2. Определение технического уровня
- 12.3. Сравнение с аналогами

Задача инженерного проектирования - это разработка изделия (процесса), которое обеспечивает оптимальное выполнение определенных задач при некоторых ограничениях на действия такого изделия. В более широком представлении это может быть:

- 1) создание конкурентоспособного изделия;
- 2) проверка целесообразности конструирования изделия;
- 3) определение экономической эффективности использования изделия.

Проектирование самолета - сложный процесс, требующий огромного объема вычислительных и графических работ и различного рода исследований. В нем можно выделить ряд этапов, которые отображают сложившуюся технологию процесса проектирования:

- а) технический проспект (или этап разработки технического задания (ТЗ));
- б) техническое предложение (или предварительный проект - аванпроект);
- в) эскизный проект;
- г) рабочий проект.

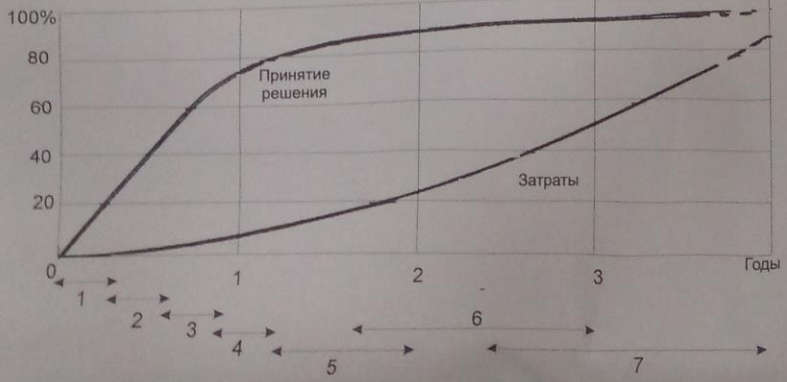
Непосредственному проектированию предшествует этап разработки требований к самолету, который создается вместе заказчиком и ОКБ. На этом этапе главное - убедиться в необходимости и целесообразности создания и построения нового самолета, а именно:

- а) изучить потребности рынка и обороны страны;
- б) изучить и проанализировать мировой уровень аналогичных образцов самолетов, их летные данные, экономические и эксплуатационные характеристики;
- в) проанализировать тенденции развития конструкций, аэродинамики, технологии, материалов, двигателей, оборудования и т.п.

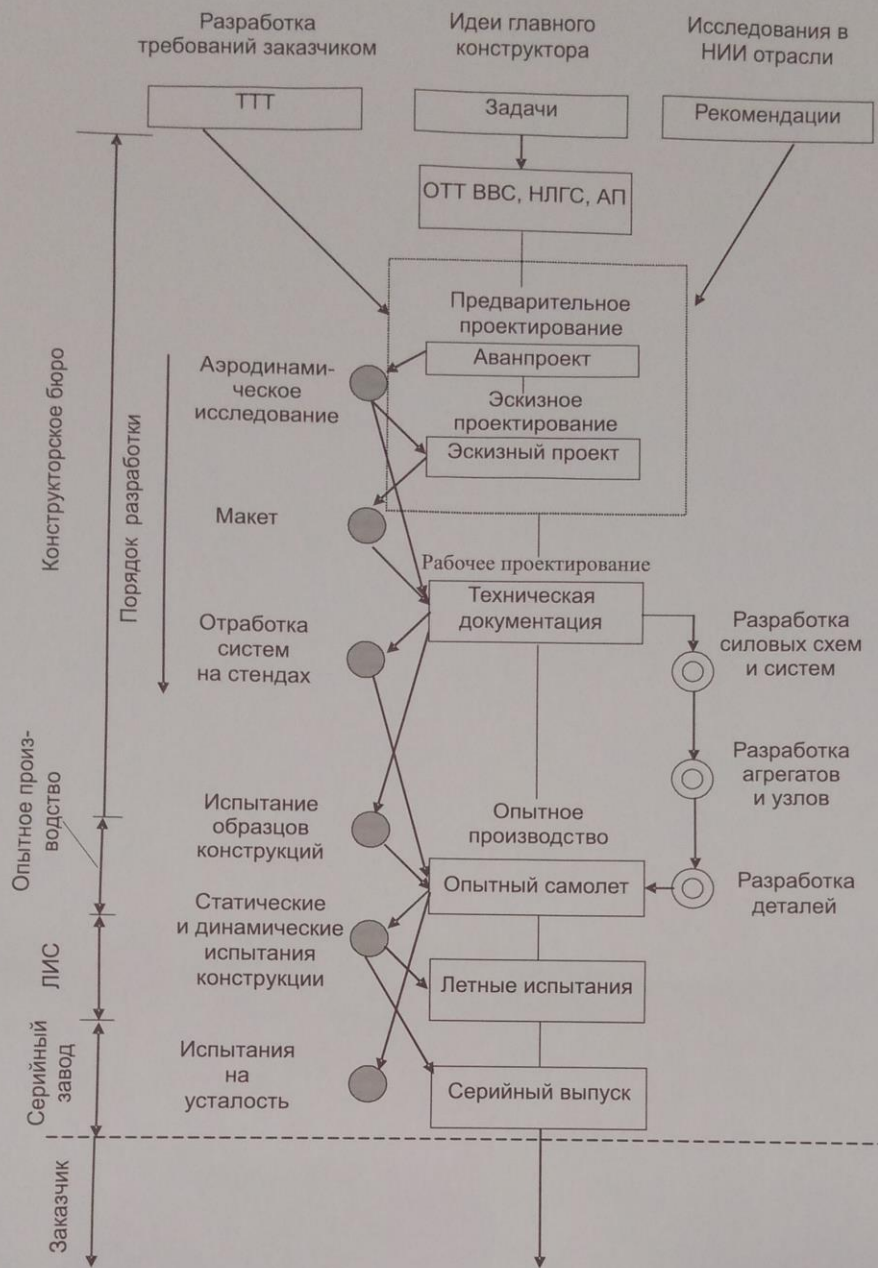
Укрупненная схема процесса разработки проекта



Изменение затрат и распределение принятых решений (в %) на разных этапах разработки самолета



- 1 - анализ ТТТ, исследование областей применения;
- 2 - выработка концепции самолета;
- 3 - разработка аванпроекта;
- 4 - разработка эскизного проекта;
- 5 - рабочее проектирование;
- 6 - построение самолета, стендовые испытания;
- 7 - летные испытания



Испытания самолёта

Испытания опытного самолета проводятся во время выполнения рабочего проектирования и включают в себя целый комплекс исследований: на соответствие действительных летных характеристик расчетным, на прочность, жесткость, виброустойчивость, ресурс, герметичность, уровень вибраций, шумов и пр.

Каждый новый опытный самолет проходит с момента его создания и до внедрения в массовую эксплуатацию ряд испытаний:

- отработка на летающих лабораториях наиболее ответственных систем, установок и агрегатов исследуемого самолета;
- заводские испытания опытного самолета;
- государственные испытания опытного самолета; эксплуатационные испытания опытной серии самолетов и испытания самолетов - лидеров; испытание модифицированных и головных серийных самолетов;
- испытания, которые проводятся по специальным программам (ресурсные испытания, испытания разных видов оборудования, агрегатов, двигателей и пр.);
- контрольные испытания серийных самолетов.

Результаты испытаний:

1) акты заводских, государственных и эксплуатационных испытаний;

2) доработка (документы и образцы);

3) свидетельство (удостоверение) летной пригодности самолета в целом и его агрегатов и систем (сертификат летной пригодности);

4) технические условия на поставку серийных образцов самолетов;

5) инструкция эксплуатации самолета (руководство по летной эксплуатации (РЛЭ) и технического обслуживания (ТО)).