

МИНОБРНАУКИ РОССИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО
ОБРАЗОВАНИЯ «САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)» (СГАУ)

Проектирование технических систем

Электронные методические указания
к курсовому проектированию

САМАРА

2011

УДК 629. 7. 001 (075)

Составители: **Боргест Николай Михайлович,**
Шустова Дина Владимировна

Рецензент: к.т.н., профессор Козлов Д. М.

Проектирование технических систем [Электронный ресурс] : электрон. метод. указания к курс. проектированию / Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т); сост. Н. М. Боргест, Д. В. Шустова. - Электрон. текстовые и граф. дан. (4,28 Мбайт). - Самара, 2011. - 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

Рассмотрены цели, задачи, содержание, этапы выполнения, требования к оформлению и представлению курсовых проектов и работ по дисциплине «Проектирование технических систем» для студентов, обучающихся по специальностям 200503.65 – Стандартизация и сертификация и 220501.65 – Управление качеством.

Методические указания подготовлены на кафедре конструкции и проектирования летательных аппаратов.

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2011

ОГЛАВЛЕНИЕ	
КУРСОВОЙ ПРОЕКТ	7
1. ЦЕЛИ И ЗАДАЧИ КУРСОВОГО ПРОЕКТА. СОДЕРЖАНИЕ, ОБЪЕМ И ТЕМАТИКА ПРОЕКТОВ	7
2. ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ КУРСОВОГО ПРОЕКТА	10
2.1 Изучение и анализ задания. Разработка концепции проектируемого самолета.....	11
2.2 Разработка тактико-технических требований к проектируемому самолету	14
2.2.1 Функциональные требования	14
2.2.2 Общие технические требования	15
2.2.3 Летно-технические требования	15
2.2.4 Производственно-технологические требования.....	16
2.2.5 Эксплуатационные требования	17
2.2.6 Техничко-экономические требования	17
2.2.7 Прочие требования.....	17
2.3 Выбор схемы самолета	18
2.3.1 Выбор параметров схемы.....	19
2.3.2 Обоснование выбора параметров схемы	23
2.3.3 Определение исходных параметров самолета	24
2.3.3.1 Определение удельной нагрузки на крыло	24
2.3.3.2 Аэродинамические параметры	26
2.3.3.3 Предварительный эскиз самолета	27
2.4 Определение потребной стартовой тяговооруженности самолета..	27
2.4.1 Крейсерский режим со скоростью $V_{кр}$ на высоте $H_{кр}$:	29

2.4.2	Обеспечение заданной длины разбега $l_{\text{разб}}$:	30
2.4.3	Взлет при отказе двигателя на разбеге:	30
2.4.4	Тяговооруженность по условию трагивания с места самолета на грунтовых ВПП:	31
2.4.5	Обеспечение максимальной скорости V_{max} (M_{max}) на заданной высоте H_{vmax} :	31
2.4.6	Полет на статическом потолке $H_{\text{ст}}$:	31
2.4.7	Полет с заданной установившейся перегрузкой $n_{y \text{э}}=n_{\text{доп}}$ при заданных V и H :	32
2.4.8	Полет с заданной скороподъемностью V_{y0} :	32
2.4.9	Обеспечение заданной длины разбега:	32
2.4.10	Взлет при отказе одного двигателя:	32
2.4.11	Взлет с грунтового аэродрома	32
2.5	Определение взлетной массы самолета	33
2.5.1	Определение массы целевой нагрузки	35
2.5.2	Определение массы служебной нагрузки и снаряжения	36
2.5.3	Определение относительной массы конструкции	37
2.5.4	Определение относительной массы топливной системы	39
2.5.5	Определение относительной массы силовой установки	40
2.5.6	Определение относительной массы оборудования и управления	42
2.5.7	Определение взлетной массы первого приближения	42
2.6	Определение основных параметров самолета	44
2.6.1	Определение параметров и подбор двигателей	44
2.6.2	Определение массы и объема топлива	45

2.6.3	Определение параметров крыла	46
2.6.4	Определение параметров оперения.....	46
2.6.5	Определение размеров фюзеляжа	47
2.6.6	Определение параметров шасси.....	47
2.6.7	Общий вид самолета в первом приближении	48
2.7	Весовой расчет самолета.....	48
2.7.1	Определение массы планера и оборудования.....	50
2.7.2	Сводка масс самолета	52
2.8	Разработка чертежа общего вида и технического описания самолета	53
3.	Защита курсового проекта	54
	Курсовая работа	55
4.	ЦЕЛИ И ЗАДАЧИ КУРСОВОЙ РАБОТЫ. СОДЕРЖАНИЕ, ОБЪЕМ, ТЕМАТИКА.....	55
5.	ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ КУРСОВОЙ работы.....	58
5.1	Изучение и анализ задания. Описание проблемной ситуации.....	58
5.2	Маркетинговые исследования	58
5.3	Выбор прототипа и его описание	59
5.4	Составление списка требований и выявления недостатков прототипа	59
5.5	Построение функциональной структуры	60
5.6	Методы мозговой атаки (штурма).....	62
5.7	Морфологический анализ	66
5.8	Метод эвристических приемов.....	69
5.9	Формула изобретения	71

Заключение	74
ПРИЛОЖЕНИЕ А	75
ПРИЛОЖЕНИЕ Б.....	78
ПРИЛОЖЕНИЕ В	79
ПРИЛОЖЕНИЕ Г.....	80
ПРИЛОЖЕНИЕ Д.....	82
ПРИЛОЖЕНИЕ Е	96
БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК	97

КУРСОВОЙ ПРОЕКТ

1. ЦЕЛИ И ЗАДАЧИ КУРСОВОГО ПРОЕКТА. СОДЕРЖАНИЕ, ОБЪЕМ И ТЕМАТИКА ПРОЕКТОВ

Курсовой проект выполняется студентами специальности 200503.65 Стандартизация и сертификация и 220501.65 Управление качеством в рамках изучения дисциплины «Проектирование технических систем». Курсовой проект дополняет теоретический курс с одноименным названием и выполняется параллельно с его изучением в седьмом семестре. В качестве объекта проектирования выступает **самолет**, являющийся, с одной стороны, одной из наиболее сложных технических систем, с другой стороны, техническим объектом, который характерен для титульной предметной области аэрокосмического университета.

Основные цели курсового проекта:

- закрепление, расширение и углубление знаний теоретических основ проектирования технических систем;
- развитие навыков комплексного (системного) подхода к решению проектных задач;
- развитие навыков обработки и анализа больших объемов разнородной информации, создание проектно-технической документации с использованием современных информационных технологий.

В процессе выполнения и защиты курсового проекта студенты получают целенаправленную подготовку к решению следующих проектных задач:

- подготовка заданий на разработку проектных решений;
- концептуальное проектирование сложных авиационных изделий;
- разработка эскизных, технических и рабочих проектов авиационных изделий с использованием информационных технологий и

средств автоматизации проектно-конструкторских работ, передового опыта разработки конкурентоспособных изделий;

— разработка методических и нормативных документов, технической документации, а также предложений и мероприятий по реализации разработанных проектов;

— составление описаний принципов действия и устройства проектируемых объектов с обоснованием принятых решений.

Задача курсового проекта: разработать согласно заданию на проектирование эскизный проект самолета, отвечающего своему назначению и обладающего характеристиками, которые обеспечили бы более высокую эффективность его использования по сравнению с существующими и создаваемыми типами.

Содержание курсового проекта составляет выполнение операций, реализующих в условиях учебного процесса основные этапы разработки технического предложения (аванпроекта) и отдельные операции разработки эскизного проекта самолета определенного назначения согласно требованиям задания на выполнение курсового проекта. Темы курсового проекта включают гражданские и военные самолеты разнообразного назначения: пассажирские, транспортные (военно-транспортные), учебно-тренировочные (гражданские или военные), легкие многоцелевые (общего назначения), административные, истребители-перехватчики, истребители-бомбардировщики, штурмовики и т.д.

Курсовой проект включает расчетно-пояснительную записку и графическую часть.

Расчетно-пояснительную записку выполняют с использованием компьютерного текстового редактора и представляют в распечатанном виде на бумажном носителе. В расчетно-пояснительную записку включают все необходимые обоснования, расчеты и графические иллюстрации (схемы, эскизы, графики и т.п.).

Графическую часть проекта составляет чертеж общего вида самолета в трех проекциях, выполненный на бумаге стандартного формата и содержащий перечень основных технических характеристик самолета.

Графическую часть курсового проекта выполняют с использованием средств автоматизации конструкторских работ, например, пакета программ «Компас».

Все материалы курсового проекта оформляют согласно требованиям Единой системы конструкторской документации (ЕСКД) и требованиям Стандарта организации (СТО) СГАУ «Требования к оформлению учебных текстовых документов».

Общая трудоемкость курсового проекта составляет 87 часов (2,42 зачетных единицы – кредита) и включает 34 часа аудиторных занятий (включая защиту проекта) и 53 часа самостоятельной (вне расписания) работы студентов. Защита курсового проекта проводится в течение одного учебного дня всеми студентами, выполняющими данный курсовой проект. Дата защиты курсового проекта устанавливается преподавателем, ведущим занятия и доводится до сведения студентов не позднее чем за две недели до дня защиты.

Исходные данные для выполнения курсового проекта студент получает из индивидуального задания на разработку проекта самолета. В задании указывается назначение самолета и его важнейшие эксплуатационно-технические характеристики.

Концептуальное проектирование самолета, результаты которого составляют основное содержание технического предложения, а также в существенной мере эскизного проекта самолета, сопровождается поиском, анализом и переработкой больших объемов разнородной информации и принятием большого числа технических решений. Большинство из них носят ключевой характер и в наибольшей мере (по сравнению с последующими этапами проектирования и всего жизненного цикла) определяют эффективность будущего самолета и успех проекта в целом.

2. ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ КУРСОВОГО ПРОЕКТА

Курсовой проект дополняет подготовку, получаемую студентом при изучении теоретического курса, основное содержание которого изложено в учебнике [1] и в учебном пособии [2]. Курсовой проект выполняют с использованием современных технологий концептуального проектирования самолетов, которые изложены в книгах [4, 5], с учетом современного технического уровня развития авиастроения и его влияния на научно-технический прогресс в авиастроении и в смежных областях [6, 7, 8].

Работу по выполнению курсового проекта удобно представить в виде ряда взаимосвязанных и последовательно выполняемых этапов, которые приведены в [таблице 1](#).

Таблица 1 – Этапы и сроки выполнения курсового проекта

№ этапа	Содержание этапа	Трудоемкость этапа (час.)		Срок выполнения (неделя)
		аудиторная работа	Внеаудиторная работа	
1	Изучение и анализ задания. Разработка концепции проектируемого самолета	4	6	1
2	Разработка тактико-технических требований	4	6	2
3	Выбор схемы самолета	4	6	3
4	Определение потребной стартовой тяговооруженности самолета	4	6	4
5	Определение взлетной массы самолета	4	6	5
6	Определение основных параметров самолета	4	6	6
7	Весовой расчет самолета	4	6	7
8	Разработка чертежа общего вида и технического описания самолета	4	6	8
9	Подготовка к защите курсового проекта	-	5	9
10	Защита курсового проекта	2		9
	Итого	34	53	
	Всего		87	9

2.1 Изучение и анализ задания. Разработка концепции проектируемого самолета.

Проектирование нового самолета начинается с разработки концепции – общего замысла его создания. Концепция определяет, какими путями и средствами, какими параметрами будут обеспечены высокая эффективность и конкурентоспособность проектируемого самолета, его превосходство по сравнению с самолетами, находящимися в эксплуатации или в процессе разработки [3].

Концепция будущего самолета закладывается уже при разработке заказчиком технического задания на проектирование соответствующим выбором функциональных и летно-технических характеристик, указанных в этом задании. Далее в процессе разработки проекта исполнителем концептуальные идеи выражаются в обоснованном выборе перспективных значений основных параметров самолета при составлении тактико-технических требований и при выборе его схемы [2].

Приступая к разработке проекта нового самолета, необходимо, прежде всего, изучить материал по самолетам того же типа (самолеты-прототипы), что и проектируемый. Материал представляется в виде таблиц, содержание и структура которых определяются целями и задачами, решаемыми на ранних стадиях проектирования. В таблицы включают сведения об основных характеристиках и параметрах самолетов-прототипов, которые аналогичны проектируемому по назначению и имеют примерно одинаковые с ним значения массы целевой нагрузки и дальности полета.

В таблицу заносятся данные о четырех – пяти самолетах с указанием страны и фирмы, выпустившей самолет, года выпуска, типа, количества двигателей и их основных характеристик; приводятся массовые, геометрические, летно-технические характеристики самолетов. Последний

столбец таблицы резервируют для занесения в него данных о проектируемом самолете. Он будет наполняться сведениями по мере выполнения курсового проекта. К таблице прикладываются краткие описания включенных в нее самолетов с указанием конструктивных особенностей, наиболее интересных идей и новых технических решений, использованных при их разработке. Отмечается количество построенных самолетов или потребность в самолетах данного типа, если она указывается в описании данного самолета. В таблицу включают наиболее современные и удачные самолеты. Они позволяют сформировать представления о достигнутом техническом уровне развития самолетов рассматриваемого типа [3].

К описанию каждого самолета обязательно прикладываются их масштабные схемы в трех проекциях, которые используются для определения недостающих геометрических размеров при заполнении статистической таблицы [2]. При этом в таблице для каждого значения необходимо установить ссылку, либо на источник информации, либо на то, что значение получено расчетным путем.

Структура статистической таблицы показана в таблице приложения А, (см. [ПРИЛОЖЕНИЕ А](#)).

При отборе самолетов-прототипов в целях получения объективных сведений, наиболее точно отражающих тенденции развития авиации в настоящее время, в таблицу следует включать только самолеты последнего поколения. Самолеты более ранних поколений могут исказить картину их развития и существенно повлиять на точность прогнозирования параметров, выбираемых в процессе проектирования [2].

Далее, отбирая самолеты, следует иметь в виду, что летные характеристики и относительные параметры, с которыми затем придется работать, не очень сильно зависят от абсолютных размеров и масс самолетов. Это позволяет включать прототипы, которые по массе целевой нагрузки и дальности полета могут отличаться от показателей проектируемого самолета на 20-30%. Это расширяет возможности для сбора исходного материала.

При выборе прототипов предпочтение следует отдавать серийным самолетам, по которым сведения в литературе более точны, чем по самолетам опытным, параметры и летные данные которых часто носят предварительный или рекламный характер. Кроме того, доводка опытного самолета в процессе летных испытаний и при запуске его в серийное производство может существенно изменить все его показатели.

Если самолет выпускается в различных модификациях, то в таблицу отдельной строчкой или столбцом заносятся сведения по каждой модификации отдельно. Можно ограничиться одной модификацией, наиболее близкой по параметрам к проектируемому самолету.

Источниками для сбора данных могут служить как отечественные, так и зарубежные справочники, энциклопедии по авиации, отчеты НИИ, журналы и другая периодическая литература. Все большее развитие получают компьютерные базы данных по авиации, содержащиеся в Интернете [21].

При сборе данных особое внимание должно уделяться достоверности вносимых сведений. Часто в различных источниках приводятся противоречивые данные.

Иногда отсутствуют оговорки о том, что приводимые данные являются предельными, но не одновременно достижимыми, например, максимальная дальность и максимальная целевая нагрузка. Поэтому в таблице по возможности должны приводиться соответствующие оговорки об условиях достижения того или иного летного показателя.

Анализ современного технического уровня развития и результатов прогнозирования значений важнейших характеристик данного типа самолетов позволяет сформулировать концепцию (общий замысел) проектируемого самолета. В более детализированном и формализованном описании она будет представлена в виде перечня тактико-технических требований к самолету.

2.2 Разработка тактико-технических требований к проектируемому самолету

Тактико-технические требования (ТТТ) к проектируемому самолету определяют основные цели его создания, выполняемые самолетом задачи и задают потребные (ожидаемые) значения его основных параметров и характеристик, условия производства и эксплуатации. Исходными данными для разработки ТТТ являются содержание задания на проектирование, результаты анализа проектной ситуации и сформированная концепция проектируемого самолета [2].

Все требования к самолету подразделяются на несколько групп. Ниже приводится состав этих групп, и даются рекомендации по их разработке.

2.2.1 Функциональные требования

В этих требованиях отражается общий замысел создания нового самолета. Они определяют тип и класс самолета, выполняемые им задачи, его важнейшие параметры и характеристики. В них указываются следующие свойства проектируемого самолета:

1. Назначение самолета.
2. Основные задачи, выполняемые базовым самолетом.
3. Варианты использования и возможные модификации самолета.
4. Состав целевой (коммерческой или боевой) нагрузки.
5. Состав экипажа.
6. Условия базирования, класс аэродрома, тип ВПП.

2.2.2 Общие технические требования

Эта группа требований определяет основные летные качества будущего самолета, его надежность и безопасность. Они представляются двояким образом.

Во-первых, составляется перечень основных, наиболее важных для данного самолета требований, носящих качественный характер, без указания каких-либо численных их значений.

И, во-вторых, задаются требования с указанием численных значений или ограничений для основных летно-технических параметров и характеристик самолета.

Перечень качественных требований указывает самые важные свойства самолета, на которые при проектировании следует обращать внимание в первую очередь. Перечень таких требований поможет конструктору принимать правильные и обоснованные решения по основным проблемам, возникающим в процессе проектирования.

Состав этих требований определяется назначением самолета и выполняемыми им задачами. Для каждого типа самолета это будут свои специфические требования.

2.2.3 Летно-технические требования

Эти требования устанавливают численные значения основных, наиболее важных для проектируемого самолета летных характеристик и параметров. Как правило, к ним относятся скорость и высота полета, расчетная дальность или радиус действия, скороподъемность, взлетно-посадочные характеристики, расчетная или эксплуатационная перегрузка и др.

Назначение численных значений летно-технических характеристик должно опираться на статистику, собранные данные и учитывать прогноз

развития самолетов данного типа. Большую помощь в этом может оказать построение графиков, отражающих взаимосвязи этих параметров: скорость – дальность, высота полета – дальность и др., а также графиков изменения летных характеристик по времени выпуска самолетов-прототипов.

В ТТТ численные значения каждого летно-технического показателя должны задаваться либо желаемым диапазоном «от – до», либо верхней – «не больше», либо нижней – «не меньше» границей его значений. Конкретное численное значение характеристики задавать не рекомендуется. Такие строго определенные характеристики или параметры указываются только в задании на проектирование.

Перечень и состав летно-технических параметров и характеристик, назначаемых при разработке ТТТ, определяется назначением самолета.

Так, для пассажирских и транспортных самолетов при назначении летно-технических характеристик можно ограничиться основными параметрами крейсерского режима – крейсерской скоростью и высотой полета, а также взлетно-посадочными характеристиками – длиной разбега, посадочной скоростью или скоростью захода на посадку. Расчетная дальность полета и коммерческая нагрузка для этих самолетов обычно указываются в задании.

Для маневренных и военных самолетов кроме взлетно-посадочных характеристик должны указываться максимальная скорость, потолок, скороподъемность, радиус виража, допустимая перегрузка и т.п [2].

2.2.4 Производственно-технологические требования

Указываются масштаб производства (размер серии), основные конструкционные материалы, в том числе новые виды полуфабрикатов и их предельные размеры, основные методы изготовления и новые технологические процессы, степень стандартизации и унификации, другие

качественные или количественные показатели производственной технологичности самолета [2].

2.2.5 Эксплуатационные требования

Указываются требования к основным, аварийным входам и выходам, особенности аварийного покидания самолета, удобство работы для экипажа, степень автоматизации управления самолетом, условия обзора из кабины экипажа, комфорт для пассажиров, механизация погрузки и выгрузки, удобство обслуживания, ремонта, легкоъемность и взаимозаменяемость агрегатов, оборудования, автономность эксплуатации, класс аэродрома, ресурс самолета в летных часах.

2.2.6 Техничко-экономические требования

Экономические показатели производства и эксплуатации самолета: ожидаемые себестоимость самолета, себестоимость перевозок, коэффициент топливной эффективности, стоимость эксплуатации летного часа и др. [2].

2.2.7 Прочие требования

Класс самолета по нормам прочности, ожидаемый рынок сбыта, экологические требования.

В конце раздела помещают окончательно сформированный перечень ТТТ с их количественными характеристиками.

Разработка комплекса ТТТ является важным этапом в проектировании самолета, в значительной мере определяющим эффективность будущего самолета. Поэтому важно разработать комплекс ТТТ по возможности полнее и с тщательным обоснованием. Все принимаемые на последующих этапах

выполнения проекта решения будут направлены на обеспечение выполнения комплекса ТТТ [2].

2.3 Выбор схемы самолета

Схема самолета определяет количество, форму и взаимное расположение его основных агрегатов – крыла, оперения, фюзеляжа, взлетно-посадочных устройств, а также количество и размещение на самолете двигателей и их воздухозаборников. Главная проблема, которая решается при выборе схемы самолета, заключается в том, чтобы принятая схема наилучшим образом удовлетворяла ТТТ, обеспечивала минимальную взлетную массу и массу конструкции самолета, высокое аэродинамическое качество и максимальную эффективность самолета.

Аэродинамическая схема тесно связана с особенностями компоновки самолета. Поэтому одновременно с разработкой схемы самолета должны быть решены в принципе вопросы размещения экипажа, целевой нагрузки, топлива и двигателей.

В зависимости от количества агрегатов возможны следующие схемы самолетов: моноплан или биплан, с одним или двумя фюзеляжами, с одной или двумя поверхностями горизонтального, вертикального оперения, с двух-, трех- или многоопорным шасси, с различным числом двигателей.

Схема самолета характеризуется, прежде всего, количеством и взаимным расположением несущих поверхностей, которые делятся на главные, создающие основную долю подъемной силы (крыло), и вспомогательные (оперение), обеспечивающие устойчивость, управляемость и балансировку самолета. В зависимости от расположения горизонтального оперения относительно крыла различают следующие балансировочные схемы самолета

— “нормальная” – горизонтальное оперение позади крыла;

- “бесхвостка” – горизонтальное оперение отсутствует;
- “утка” – горизонтальное оперение впереди крыла;
- комбинированная – нормальная схема с дополнительным горизонтальным оперением впереди крыла.

Схема самолета, взлетная масса и размеры которого еще не определены, может быть задана безразмерными геометрическими параметрами, определяющими его внешний вид. В результате разработка схемы сводится к выбору численных значений относительных параметров, определяющих внешний вид и взаимное расположение основных агрегатов самолета.

Решения, принимаемые при формировании внешнего облика самолета, весьма ответственны, так как допущенные здесь ошибки очень трудно устранить впоследствии. Поэтому выбор параметров схемы должен быть хорошо продуман и тщательно обоснован, особенно наиболее важных параметров, сильно влияющих на свойства и характеристики самолета [2].

2.3.1 Выбор параметров схемы

Для самолетов конкретного назначения выбор схемы ведется в следующем порядке:

1. намечается схема размещения экипажа, целевой нагрузки, топлива;
2. выбирается конфигурация несущей системы для основного (крейсерского) и взлетно-посадочных режимов полета;
3. выбирается балансирующая схема самолета;
4. выбираются параметры крыла, оперения, фюзеляжа, органов управления и органов механизации крыла;
5. выбирается схема и параметры шасси;

6. выбирается тип двигателей, их число и расположение на самолете;

7. определяются приближенные значения основных аэродинамических параметров, параметров силовой установки, находится величина удельной нагрузки на крыло;

8. выполняется эскиз внешнего вида самолета в трех проекциях.

Для основных агрегатов самолета должны быть выбраны следующие параметры.

Выбор параметров схемы крыла. Выбираются удлинение λ , сужение η , угол стреловидности χ .

Выбирается тип профиля и относительные толщины в корне и на конце крыла $C_{\text{во}}$, $\bar{C}_{\text{го}}$, угол поперечного V крыла. Выбирается тип механизации крыла.

Выбор удлинения и угла стреловидности крыла обязательно обосновывается прогнозированием их значений путем построения функций трендов для статических рядов зависимости этих параметров от скорости и дальности полета [2].

Выбор параметров фюзеляжа. Намечается принципиальная форма поперечного сечения фюзеляжа – круглая, овальная, прямоугольная, вертикальная или горизонтальная «восьмерка» и др. По статистике принимаются предварительные значения удлинения фюзеляжа $\lambda_{\text{ф}}$, удлинение его носовой $\lambda_{\text{нч}}$ и хвостовой $\lambda_{\text{хч}}$ частей. Выбираются формы и параметры фонаря кабины экипажа исходя из статистических данных.

Выбор параметров оперения. Выбираются относительные площади

$$\bar{S}_{\text{го}} = \frac{S_{\text{го}}}{S};$$

$$\bar{S}_{\text{во}} = \frac{S_{\text{во}}}{S};$$

удлинения $\lambda_{\text{го}}$, $\lambda_{\text{во}}$, сужения $\eta_{\text{го}}$, $\eta_{\text{во}}$, относительные толщины $\bar{C}_{\text{во}}$, $\bar{C}_{\text{го}}$,

углы стреловидности $\chi_{го}$, $\chi_{во}$ горизонтального и вертикального оперений.

Выбор параметров органов управления. Намечаются основные и дополнительные органы продольного, поперечного, путевого управления и их размещение на самолете. По статистике и с учетом уже принятых параметров схемы задают относительные площади всех рулевых поверхностей, их относительные хорды и углы отклонения.

Взаимное расположение агрегатов самолета

Крыло – фюзеляж. Выбирается одна из трех схем расположения крыла по высоте фюзеляжа – низкоплан, среднеплан, высокоплан с подробным обоснованием принятой схемы [1]. Положение крыла вдоль оси фюзеляжа определяется относительным расстоянием от носка фюзеляжа до носка центральной хорды крыла, принимаемым на основании статистики:

$$\bar{\ell}_c = \frac{\ell_{ц}}{\ell_{ф}}$$

Другой способ привязки крыла к фюзеляжу изложен в [1], с.475, где приводится статистический график для относительной длины носовой части фюзеляжа, измеряемой от носка фюзеляжа до четверти средней аэродинамической хорды (САХ) крыла. Параметр $\bar{\ell}_{нч}$ зависит в основном от компоновки двигателей на самолете и в первом приближении может приниматься равным

- 0,45 – 0,50 – для самолетов с ТРД, ДТРД, установленным под крылом;
- 0,52 – 0,53 – для самолетов с двумя двигателями под крылом и третьим в хвостовой части фюзеляжа;
- 0,52 – 0,57 – для самолетов с двумя, тремя и четырьмя двигателями в кормовой части фюзеляжа.

Выбирается угол заклинения (угол установки) крыла $\alpha_{зак}=(2-3)^0$.

Параметры шасси. Выбирается тип основных элементов шасси и намечается размещение опор на самолете [1]. По статистике выбираются относительные параметры:

— база шасси $\bar{b} = \frac{b}{l_{\phi}}$;

— колея шасси $\bar{B} = \frac{B}{l}$;

— вынос главных опор $\bar{e} = \frac{e}{b}$.

В реальном проектировании все параметры шасси впоследствии уточняются при проработке компоновки и расчете центровки самолета.

Выбор параметров силовой установки.

На основании принятого в ТТТ диапазона скоростей и высот полета выбирается тип двигателей [1], [6], [13], [21]. Для двухконтурных турбореактивных двигателей с учетом прогнозов их развития выбирается степень двухконтурности m . По статистике выбирается значение удельного веса двигателя

$$\gamma = \frac{m_{\text{дв}} g}{10 P_0},$$

где $m_{\text{дв}}$ – масса двигателя, кг;

P_0 – тяга двигателя, даН;

$g = 9,81 \text{ м/с}^2$ – ускорение свободного падения.

Значения параметров двигателя выбирают по статистике с учетом перспективы развития двигателестроения. Определяются стартовый удельный расход топлива C_{p0} по статистике ([1], с.589–591; справочники [14], [15]); вычисляется удельный расход топлива на крейсерском режиме $C_{p \text{ кр}}$ [1], стр. 422.

Использование форсажной камеры увеличивает тягу на 30 – 70% и расход топлива на 200 – 250%.

Для турбовинтовых и поршневых двигателей по статистике определяются удельный вес двигателя (через мощность на валу N_{e0})

$$\gamma_{дв} = \frac{m_{дв} g}{10 N_{дв}} (\text{даН/кВт})$$

и удельный расход топлива C_e (кг/кВт ч).

Характеристики и параметры современных ТВВД, ТВД, ПД можно найти в указанных выше справочниках по двигателям.

Выбирают и обосновывают количество двигателей, руководствуясь требованиями безопасности полетов и экономичности эксплуатации самолета. При этом следует учитывать общую тенденцию уменьшения числа двигателей в силовой установке современных самолетов.

Намечают и обосновывают размещение двигателей на самолете.

Материал по этим вопросам можно найти в [1], [6]. Для пассажирских магистральных самолетов следует отметить практически полный отказ от распространенной в недавнем прошлом схемы размещения двигателей на хвостовой части фюзеляжа из-за существенного роста массы конструкции основных частей самолета – фюзеляжа, крыла, оперения, что ухудшает экономические показатели самолета.

2.3.2 Обоснование выбора параметров схемы

Выбор параметров схемы опирается на статистику и прототипы. Статистические и собранные данные позволяют определить для каждого параметра примерный диапазон его значений у самолетов-прототипов. Верхняя и нижняя границы этого диапазона, как правило, ограничиваются достижением неприемлемых значений какого-либо свойства или качества самолета, например, ухудшением его аэродинамики, увеличением массы конструкции, ухудшением технологических, эксплуатационных свойств т.д. В то же время, выход за предельную границу статистического диапазона обычно повышает какие-то положительные качества и свойства самолета. Поэтому при проектировании каждого нового самолета конструктор, выбирая его основные параметры, всегда стремится выйти за освоенные

границы статистического диапазона, чтобы, повысив положительные качества самолета, обеспечить его более высокую эффективность. Но этот путь требует обязательного использования специальных мер и способов снижения отрицательного влияния при выборе параметра за пределом освоенного диапазона его значений. Добиться такого результата возможно только широким использованием при разработке проекта самолета новейших достижений авиационной науки и техники. Подобный путь развития авиации подтверждается и статистикой изменения основных параметров самолетов с течением времени.

В учебном проектировании перечень новых технических решений, которые предполагается использовать в данном проекте, должен быть составлен при разработке концепции проектируемого самолета. Например, используя статистические графики $\lambda(L_p)$ или $\lambda(V_{кр})$ и др. выбирается численное значение удлинения крыла λ .

2.3.3 Определение исходных параметров самолета

После выбора относительных параметров схемы и с учетом заданных в ТТТ летно-технических характеристик самолета можно определить численные значения некоторых его параметров, которые потребуются при дальнейшей разработке проектируемого самолета.

2.3.3.1 Определение удельной нагрузки на крыло

В зависимости от назначения самолета и его летных характеристик определяется величина удельной нагрузки на крыло p_0 даН/м². Оценки влияния этого параметра на основные качества самолета содержатся в [1], [6]. Для принятой механизации крыла выбирается примерная величина $C_{уатахплос}$ для посадочной конфигурации самолета [1, с.88].

Потребная величина удельной нагрузки на крыло p_0 определяется для основных режимов полета, зависящих от этого параметра.

А. Неманевренные самолеты

1. Режим посадки. Для принятых в ТТТ значений посадочной скорости $V_{\text{пос}}$ или скорости захода на посадку $V_{зп}$ (м/с) находится потребная величина p_0 (даН/м²) по одной из формул:

либо

$$p_0 = \frac{C_{yamax\text{пос}} V_{зп}^2}{30,2(1-\bar{m}_T)},$$

либо

$$p_0 = \frac{C_{yamax\text{пос}} V_{\text{пос}}^2}{24,5(1-\bar{m}_T)},$$

где \bar{m}_T – относительная масса расходуемого топлива; берется по [1], таблица 6.1.

Расчет ведется только по одной из приведенных формул!

Для военных самолетов при посадке можно учесть уменьшение посадочной массы самолета на величину \bar{m}_T и на величину боевой расходуемой нагрузки $\bar{m}_{\text{расх}}$, взяв ее по статистике $(1 - \bar{m}_T - \bar{m}_{\text{расх}})$.

2. Крейсерский режим полета. В ТТТ должны быть заданы крейсерская скорость $V_{\text{кр}}$ на высоте $H_{\text{кр}}$. Потребная удельная нагрузка на крейсерском режиме

$$p_0 = \frac{\Delta_H V_{\text{кр}}^2 \sqrt{\lambda_3 C_{x\text{ао}}}}{13(1-0,6\bar{m}_T)},$$

где $\Delta_{H_{\text{кр}}}$ – относительная плотность воздуха на высоте $H_{\text{кр}}$; берется по МСА (приложение Б), и

$$C_{x\text{ао}} = 0,8(0,9 + 0,15M_{\text{кр}}) \left[0,0083(1 + 3\bar{C}_0 + \left(0,0083\lambda_\Phi + \frac{0,5}{\lambda_\Phi^2} \right) + 0,004 \right];$$

$C_{x\alpha 0}$ – коэффициент минимального лобового сопротивления рассчитывается для числа $M_{кр}$ (крейсерской скорости полета). Для режима V_{max} подставляется величина M_{max} ;

эффективное удлинение крыла принимается равным

$$\lambda_3 = \frac{\lambda}{1+0,025\lambda}$$

В. Маневренные самолеты

Кроме посадочного режима рассматриваются режимы полета на потолке (см. [1], с.84) и маневр с максимально допустимой перегрузкой ([1], с.88).

За расчетное значение удельной нагрузки на крыло для данного типа самолета принимается наименьшая из полученных величин.

2.3.3.2 Аэродинамические параметры

Коэффициент отвала поляры в дозвуковой зоне

$$D_o = \frac{k}{\pi\lambda_3},$$

где $k=1,02$ – для трапециевидных крыльев с $\lambda>3$;

$k=1,6$ - для треугольных и близких к ним крыльев с $\lambda\approx 2$.

В сверхзвуковой зоне

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

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 сверхзвуковой передней кромкой.

Максимальное аэродинамическое качество самолета

$$K_{max} = \frac{1}{2\sqrt{D_o}C_{x\alpha 0}}.$$

2.3.3.3 Предварительный эскиз самолета

Выбор схемы самолета заканчивается выполнением эскиза (рисунка) внешнего вида самолета в трех проекциях и сводкой его исходных параметров:

- крыла – $\lambda; \chi; \bar{C}_0$;
- фюзеляжа – λ_ϕ ;
- оперения – $\bar{S}_{Г\ o}, \bar{S}_{В\ o}$;
- шасси – \bar{b}, \bar{e} ;
- силовой установки – $m; \gamma; C_{p0}; C_{p\ кр}$;
- самолета – $C_{xa0}; K_{max}; C_{ya\ max\ пос}, p_0$.

2.4 Определение потребной стартовой тяговооруженности самолета

Стартовая тяговооруженность самолета – безразмерная величина, вычисляемая как отношение суммарной статической тяги двигателей в условиях старта P_0 к взлетному весу (силе тяжести) самолета. В учебнике [1] стартовую тяговооруженность самолета \bar{P}_0 наряду с удельной нагрузкой на крыло p_0 (даН/м²) называют «параметрами завязки» самолета, поскольку эти два параметра самолета совместно влияют на летно-технические характеристики самолета.

$$\bar{P}_0 = \frac{10}{g} \cdot \frac{P_0}{m_0}.$$

Обе силы выражаются в даН, поэтому тяговооруженность – величина безразмерная.

Тяговооруженность определяет основные летно-технические параметры самолета, зависящие от энергетических возможностей его силовой установки. К этим параметрам относятся скорости и высоты полета, потолок, скороподъемность, взлетные характеристики, маневренность и др.

Исходя из заданных в ТТТ значений летно-технических характеристик, можно определить требуемую величину тяговооруженности проектируемого самолета. Выполняется это в следующей последовательности. Вначале намечается список или перечень наиболее важных для данного самолета летно-технических характеристик, достижение которых должно быть обеспечено согласно принятым ТТТ. Для каждой из этих характеристик находится требуемое значение тяговооруженности. Наибольшее из этих значений принимается за расчетное для проектируемого самолета, которое обеспечит выполнение всех летных характеристик, заданных в ТТТ.

Примерный перечень условий при расчете требуемой тяговооруженности для наиболее распространенных типов самолетов можно представить в следующем виде.

Для неманевренных – пассажирских, транспортных и им подобных самолетов определяющими условиями при определении тяговооруженности будут:

- полет на крейсерском режиме со скоростью $V_{кр}$ на высоте $H_{кр}$;
- обеспечение заданной длины разбега $l_{разб}$;
- взлет при отказе одного двигателя на разбеге;
- если предусматривается эксплуатация самолета с грунтовых аэродромов, то добавляется еще одно условие: стагивание самолета с места на размокшем грунте.

Для самолетов маневренных – истребители, спортивные, учебно-тренировочные кроме обеспечения $l_{разб}$ войдут требования:

- полет на $V_{max}(M_{max})$;
- скороподъемность у земли с вертикальной скоростью V_{y0} ;
- обеспечение заданного потолка $H_{п}$;
- маневр с перегрузкой $n_{доп}$.

Для стратегических ракетоносцев кроме взлетного режима и режима M_{\max} на большой высоте добавится режим полета с V_{\max} на предельно малой высоте полета.

Далее приводятся расчетные формулы определения потребной тяговооруженности для основных режимов полета самолетов с газотурбинными двигателями.

2.4.1 Крейсерский режим со скоростью $V_{кр}$ на высоте $H_{кр}$:

$$\bar{P}_0 = \frac{1 - 0,6\bar{m}_T}{\xi \varphi_H \varphi_{др} K_{кр}};$$

где $\xi(M_{крейс})$ – учитывает изменение тяги по скорости полета (см. [1], с.83);

$$\xi = 1 - 0,32M + 0,4M^2 - 0,01M^3;$$

для $M_{крейс}=0,8-0,9$ можно принимать $\xi \approx 1$

φ_H – поправка на высоту полета:

для $H < 11$ км $\varphi_H = \Delta^{0,85}$;

для $H > 11$ км $\varphi_H = 1,2\Delta$;

Δ – относительная плотность воздуха на $H_{кр}$ (МСА, ПРИЛОЖЕНИЕ Б

$\varphi_{др} = (0,8 - 0,9)$ – поправка на дросселирование для крейсерского режима работы двигателей;

$K_{кр} = (0,85 - 0,9)K_{\max}$ – аэродинамическое качество на крейсерском режиме полета.

2.4.2 Обеспечение заданной длины разбега $l_{разб}$:

$$\bar{P}_0 = 1,05 \left[\frac{1,2p_0}{C_{y_{a\max}} l_{разб}} + \frac{1}{2} \left(f + \frac{1}{K_{разб}} \right) \right];$$

где p_0 – удельная нагрузка на крыло;

f – коэффициент трения колес шасси при разбеге. Обычно принимаются следующие величины [1]:

Тип поверхности	$f_{разб}$
Укатанный снег и лед	0,02
Сухое бетонное покрытие	0,02
Мокрое бетонное покрытие	0,03
Твердый грунт	0,07
Мокрый травяной покров	0,06
Травяной покров	0,08

$K_{разб}$ – аэродинамическое качество самолета при разбеге [1]:

Тип самолета	$K_{разб}$
Сверхзвуковые самолеты	5..6
Дозвуковые самолеты	8..10

$C_{y_{a\max}} взл$ – коэффициент подъемной силы крыла при взлете [1]:

$$C_{y_{a\max}} взл = \begin{cases} 2,1 \dots 2,3 & \text{- при эффективной механизации крыла,} \\ 1,5 \dots 1,7 & \text{- при средней механизации крыла,} \\ 0,8 \dots 0,9 & \text{- для сверхзвуковых самолетов нормальной схемы,} \\ 0,60 \dots 0,65 & \text{- для самолетов бесхвостовой схемы,} \end{cases}$$

2.4.3 Взлет при отказе двигателя на разбеге:

$$\bar{P}_0 = \frac{1,5n_{дв}}{n_{дв}-1} \left(\frac{1}{K_{наб}} + tg\theta_{min} \right);$$

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

$K_{\text{наб}}$ – аэродинамическое качество самолета при наборе высоты

$$K_{\text{наб}} \approx 1,2 K_{\text{разб}};$$

$$\text{tg} \theta_{\text{min}} = 0,024 \text{ для } n_{\text{дв}} = 2;$$

$$\text{tg} \theta_{\text{min}} = 0,027 \text{ для } n_{\text{дв}} = 3;$$

$$\text{tg} \theta_{\text{min}} = 0,030 \text{ для } n_{\text{дв}} = 4;$$

2.4.4 Тяговооруженность по условию страгивания с места самолета на грунтовых ВПП:

$$\bar{P}_0 = 1,4 f_{\text{кач}},$$

где $f_{\text{кач}} = 0,1 - 0,12$ – коэффициент трения качения для размокшего грунта.

2.4.5 Обеспечение максимальной скорости V_{max} (M_{max}) на заданной высоте H_{vmax}

$$\bar{P}_0 = \frac{C_{\text{хао}} \Delta_n V_{\text{max}}^2}{16,3 p_0 \xi(M_{\text{max}}) \varphi_n \varphi_{\text{др}}};$$

или

$$\bar{P}_0 = \frac{C_{\text{хао}} q_{M=1} M_{\text{max}}^2}{p_0 \xi(M_{\text{max}}) \varphi_n \varphi_{\text{др}}};$$

Где $q_{M=1}$ – скоростной напор при $M=1$ на высоте $H_{\text{M max}}$ (берется по МСА, [ПРИЛОЖЕНИЕ Б](#))

2.4.6 Полет на статическом потолке $H_{\text{ст}}$:

дозвуковые самолеты

$$\bar{P}_0 = 1,67 \frac{\sqrt{D_0 C_{\text{хао}}}}{\Delta_{\text{пот}}};$$

сверхзвуковые самолеты

$$\bar{P}_0 = 0,83 \frac{\sqrt{C_{\text{хао}} \sqrt{M^2 - 1}}}{\xi \Delta_{\text{пот}}}.$$

2.4.7 Полет с заданной установившейся перегрузкой $n_{y \text{э}} = n_{\text{доп}}$ при заданных V и H :

$$\bar{P}_0 = \frac{1 + n_{\text{доп}}^2}{2n_{\text{доп}} K_{\text{max}} \xi \varphi_{\text{н}} \varphi_{\text{др}}}$$

В случаях 5, 6 и 7 для маневренных самолетов $\varphi_{\text{др}} = 1$ для бесфорсажных режимов и $\varphi_{\text{др}} = 1,3$ - при полете с форсажем двигателей.

2.4.8 Полет с заданной скороподъемностью V_{y0} :

$$\bar{P}_0 = \left(\frac{V_{y0}}{V} + \frac{1}{K_{\text{max}}} \right) \frac{1}{\xi \varphi_{\text{др}}};$$

для $H = 0$: $\varphi_{\text{др}} = 1$, скорость равна наивыгоднейшей $V = V_{\text{нвг}}$,

$\varphi_{\text{др}} = 1$ для номинального режима; на форсаже – 1,3–1,6.

Самолеты с ТВД и ПД

Для этих самолетов определяется стартовая энерговооруженность

$$\bar{N}_0 = \frac{10N_0}{m_0 g} (\text{кВт} / \text{даН}),$$

где \bar{N}_0 – суммарная стартовая мощность двигателей в кВт (для ТВД – эффективная мощность N_{e0}).

2.4.9 Обеспечение заданной длины разбега:

$$\bar{N}_0 = 0,75 \left(\frac{1,2p_0}{C_{y \text{а max взл}} f_{\text{разб}}} + 1,1f_{\text{разб}} + 0,033 \right),$$

$C_{y \text{а max взл}}$ см. с. 30.

2.4.10 Взлет при отказе одного двигателя:

$$\bar{N}_0 = 0,93 \frac{1,5n_{\text{дв}}}{(n_{\text{дв}} - 1)K_{\text{наб}}} \left(\frac{0,62}{C_{y \text{авзл}}} + \frac{C_{y \text{авзл}}}{\pi \lambda} + tg \theta_{\text{min}} \right),$$

где $C_{y \text{авзл}} = 0,756 C_{y \text{а max взл}}$,

$tg \theta_{\text{min}}$ принимается аналогично самолетам с ТРД.

2.4.11 Взлет с грунтового аэродрома

$$\bar{N}_0 \geq 1,4f_{\text{кач}}.$$

Наибольшее значение \bar{N}_0 принимается за расчетную энерговооруженность.

В курсовом проекте выбирают 2-3 основных режима полета проектируемого самолета, с учетом отранжированных ТТТ, и определяют требуемое значение \bar{P}_0 или \bar{N}_0 .

2.5 Определение взлетной массы самолета

Эта задача в проектировании любого самолета занимает ключевое место. Суть ее в том, чтобы обеспечить выполнение всего комплекса ТТТ при минимальном значении взлетной массы самолета m_0 , поскольку любое неоправданное завышение взлетной массы всегда снижает эффективность и конкурентоспособность самолета. В практике проектирования взлетная масса самолета определяется итерационно с постепенным уточнением ее значения по мере разработки проекта. В данном курсовом проекте взлетную массу проектируемого самолета также определяют в несколько приближений.

Для определения взлетной массы используется уравнение существования самолета [10]. Исходя из этого уравнения, взлетную массу можно определить, если часть ее составляющих известна в абсолютном виде (m_i), а остальные составляющие могут быть найдены в относительном виде ($\bar{m}_j = m_j/m_0$). В этом случае взлетная масса легко определяется по выражению, полученному из уравнения существования:

$$m_0 = \frac{\sum m_i}{1 - \sum \bar{m}_j}.$$

Обычно в задании на проектирование указывается масса целевой (коммерческой или боевой расходуемой) нагрузки $m_{ц}$ в абсолютном виде. При разработке ТТТ намечается состав экипажа проектируемого самолета, что позволяет определить суммарную массу экипажа $m_{эк}$ и служебной нагрузки. Остальные составляющие взлетной массы могут быть найдены в

относительном виде с привлечением приближенных статистических формул и зависимостей для основных групп, входящих во взлетную массу самолета. Такие формулы, как правило, учитывают ряд наиболее важных параметров самолета и содержат, кроме того, некоторое количество статистических коэффициентов, полученных путем обработки статистики для определенных типов или классов самолетов. Поэтому при использовании той или иной статистической формулы следует обращать внимание на указание, для каких типов самолетов применима данная формула.

В формулы для относительных масс некоторых групп (конструкция, оборудование, снаряжение) в качестве определяющего параметра может входить и сама взлетная масса самолета. Очевидно, что для использования такой формулы сначала следует задаться хотя бы приближенно исходной величиной взлетной массы $m_{0\text{исх}}$. Исходную величину взлетной массы можно определить по приведенной выше формуле для m_0 , подставляя в числитель сумму тех масс, которые известны или легко подсчитываются в абсолютном виде, а в знаменателе относительные массы конструкции \bar{m}_k , силовой установки $\bar{m}_{с у}$, топливной системы $\bar{m}_{т с}$, оборудования и управления $\bar{m}_{об.упр}$, снаряжения $\bar{m}_{сн}$ можно принять приближенно, используя статистические данные. Для этого вполне возможно воспользоваться сведениями по самолетам различного назначения, приведенными в учебнике [1], см. также в **ПРИЛОЖЕНИЕ В**

С использованием этих сведений находят исходное значение взлетной массы самолета по соотношению

$$m_{0\text{исх}} = \frac{m_{ц} + m_{эк}}{1 - \bar{m}_k - \bar{m}_{с у} - \bar{m}_{т с} - \bar{m}_{об.упр} - \bar{m}_{сн}}.$$

Далее, используя значение $m_{0\text{исх}}$, можно уточнить значения относительных масс по приближенным формулам и определить взлетную массу первого приближения

$$m_{\text{исх}}^I = \frac{m_{ц} + m_{эк}}{1 - \bar{m}_k(m_{0\text{исх}}) - \bar{m}_{с у} - \bar{m}_{т с} - \bar{m}_{об.упр}(m_{0\text{исх}}) - \bar{m}_{сн}}.$$

Следует напомнить, что в соответствии с уравнением существования самолета в формуле для m_0 масса любой составляющей группы может входить в числитель или в знаменатель этого выражения в зависимости от того, в каком виде – абсолютном или относительном – она определяется. Так, например, если известен конкретный состав какой-то части оборудования и известны абсолютные массы этого оборудования, то эти массы можно перенести в числитель, уменьшив соответственно его относительную массу в знаменателе. Иногда проектирование самолета ведется под конкретный тип и марку двигателя, для которого известны все параметры, в том числе и его масса. В этом случае массу силовой установки проще подсчитать в абсолютном виде и перенести ее из знаменателя в числитель.

2.5.1 Определение массы целевой нагрузки

Для пассажирских самолетов к целевой нагрузке относится нагрузка коммерческая, в которую включаются пассажиры, багаж, платный груз и почта. Эта нагрузка приближенно определяется по числу пассажиров $n_{\text{пас}}$:

$$m_{\text{ком}} = 1,3(m_{\text{пас}} + q_{\text{баг}})n_{\text{пас}},$$

где $m_{\text{пас}}=75$ кг – средняя масса одного пассажира;

$q_{\text{баг}}$ – масса багажа, перевозимого одним пассажиром:

$q_{\text{баг}} = 30$ кг – для магистральных самолетов;

$q_{\text{баг}} = 15$ кг – для самолетов местных линий;

1,3 – коэффициент, учитывающий массу дополнительного платного груза и почты.

Для грузовых, военно-транспортных самолетов масса целевой нагрузки равна массе перевозимого груза, указанного в задании.

Целевая нагрузка военных самолетов включает боевую расходую нагрузку – снаряды для пушек, неуправляемые и управляемые реактивные снаряды и ракеты, бомбы, спецконтейнеры и др., т.е. то, что сбрасывается,

расходуется в процессе выполнения боевого задания. В учебном проектировании боевого самолета масса целевой нагрузки, как правило, задается в задании на проектирование.

2.5.2 Определение массы служебной нагрузки и снаряжения

В служебную нагрузку входят:

- экипаж (включая стюардесс);
- парашюты, личные вещи и багаж экипажа;
- съемное оборудование буфетов, гардеробов, туалетов, ковры, шторы, литература, продукты питания;
- технические жидкости, масло для силовых установок, невырабатываемый остаток топлива;
- аварийно-спасательное оборудование – лодки, плоты, спасательные пояса и жилеты, аварийные трапы, аварийные пайки, переносное оборудование;
- служебное оборудование – трапы, лестницы, бортиноинструмент, чехлы, колодки;
- дополнительное снаряжение – подвесные баки, подвески спецгрузов, съемная броня.

Масса этой группы состоит из массы экипажа и снаряжения:

$$m_{сл} = m_{эк} + m_{сн},$$

где $m_{эк} = m_{1эк} n_{эк}$;

$m_{1эк} = 75$ кг – средняя масса одного члена экипажа для гражданских самолетов;

$m_{1эк} = 90$ кг – для военных самолетов;

$n_{эк}$ – число членов экипажа.

Экипаж современных пассажирских магистральных самолетов обычно состоит из трех человек: командира корабля – первого пилота, второго

пилота и бортинженера [1]. Стоит также отметить, что на пассажирских самолетах последнего поколения экипаж, как правило, состоит только из двух пилотов.

Массу снаряжения приближенно можно принимать в относительном виде и включать ее в знаменатель формулы для m_0

$\bar{m}_{сн} = 0,02 - 0,03$ – для средних и тяжелых самолетов;

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

2.5.3 Определение относительной массы конструкции

Для определения этой массы можно воспользоваться приближенной статистической формулой [1]

$$\bar{m}_k = (\alpha \varphi n_A \sqrt{\frac{m_{оиск} \lambda}{1000 p_0} + \frac{5,5}{p_0}}) (1 + \beta_1 \lambda_\phi m + \beta_2) + 0,065,$$

где $\alpha = \frac{0,027}{\cos \chi}$ для дозвуковых самолетов с прямым или стреловидным

крылом;

$\alpha = 0,049\mu$ – для сверхзвуковых самолетов с треугольным крылом;

$\mu = 1 + \varepsilon \left(\frac{\sigma_T}{\sigma'_T} - 1 \right)$ – учитывает утяжеление конструкции самолета из-за

кинетического нагрева;

ε – отношение массы силовых нагруженных элементов к массе всей конструкции (в первом приближении $\varepsilon \approx 0,5$);

$\frac{\sigma_T}{\sigma'_T}$ – отношение пределов текучести при нормальной температуре и при

кинетическом нагреве;

$\varphi = 1 - \frac{3(\eta+1)}{\eta+2} (\bar{z}_1 \varepsilon_1 \bar{m}_T + \bar{z}_2 \varepsilon_2 \bar{m}_{cy})$ – коэффициент разгрузки крыла;

η – сужение крыла;

ε_1 – доля топлива, располагаемого в крыле;

\bar{z}_1 – относительная, в долях полуразмаха, координата центра масс топлива (от плоскости симметрии самолета);

ε_2 – доля массы силовой установки, размещенной на крыле;

\bar{z}_2 – относительная, в долях полуразмаха, координата центра масс силовой установки, размещенной на крыле;

n_A – коэффициент расчетной перегрузки; приближенно:

для пассажирских самолетов – (3–5), меньшая величина для более тяжелых самолетов;

$\beta_1 = 0,065 - 0,08$ – для тяжелых дозвуковых самолетов;

$\beta_1 = 0,08 - 0,115$ – для транспортных самолетов;

$\beta_1 = 0,07 - 0,09$ для сверхзвуковых самолетов;

$m = 1,2 - 1,3$ – для дозвуковых самолетов;

$m = 1$ для сверхзвуковых самолетов;

$\beta_2 = 0,15$ – для дозвуковых самолетов;

$\beta_2 = 0,27$ – для сверхзвуковых самолетов;

λ, λ_ϕ – удлинение крыла и фюзеляжа;

p_0 – удельная нагрузка на крыло в даН /м²;

$m_{0 \text{ исх}}$ – исходная масса самолета в кг.

2.5.4 Определение относительной массы топливной системы

Эта масса определяется относительным запасом топлива \bar{m}_T и массой агрегатов топливной системы, которая учитывается введением поправочного коэффициента $k_{ТС}$

$$\bar{m}_{ТС} = k_{ТС} \bar{m}_T,$$

где $k_{ТС} = 1,02 - 1,08$ – для тяжелых самолетов большой дальности;

$k_{ТС} = 1,1 - 1,2$ – для истребителей, легких и средних самолетов.

Потребный запас топлива для самолетов с выраженным крейсерским участком полета можно представить в виде суммы [1]:

$$\bar{m}_T = \bar{m}_{Ткр} + \bar{m}_{Тнрп} + \bar{m}_{Тнз} + \bar{m}_{Тпр},$$

где $\bar{m}_{Ткр}$ – учитывает топливо для крейсерского полета;

$\bar{m}_{Тнрп}$ – топливо для взлета, набора высоты, разгона, снижения и посадки;

$\bar{m}_{Тнз}$ – аэронавигационный запас топлива;

$\bar{m}_{Тпр}$ – прочее (маневрирование по аэродрому, запуск и опробование двигателей, невырабатываемый остаток топлива).

Запас топлива для крейсерского полета без учета влияния выгорания топлива на дальность полета

$$\bar{m}_T^0 = \left(\frac{L_p - L_{н сн}}{V_{кр} - W} \right) \frac{C_{р кр}}{K_{кр}},$$

где $L_p - L_{н сн} = L_{кр}$ – расчетная дальность крейсерского участка полета;

L_p – расчетная дальность полета (км);

$L_{н сн} \approx 40H_{кр}$ (км) – горизонтальная дальность полета на участках набора высоты и снижения (км);

$H_{кр}$ – средняя высота крейсерского полета (км);

$V_{кр}$ – крейсерская скорость полета (км/ч);

W – расчетная скорость встречного ветра (км/ч):

$H_{кр}(\text{км})$ 3-6; 7-9; 10-12;

$W(\text{км/ч})$ 30; 50; 70;

$K_{крейс} = (0,85 - 0,9)K_{max}$;

удельный расход топлива на крейсерском режиме

$$C_{p\text{кр}} = C_{p0} + \frac{0,4M}{1+0,027H_{кр}},$$

где

$$C_{p0} = 0,052 \frac{\sqrt{T_{г}^*}}{(\pi_{г}^*)^{0,25}} (1 + 0,05m - \sqrt{0,14m});$$

значения $T_{г}^*$ и $\pi_{г}^*$ можно принять по сведениям, изложенным в [6], с.168–171.

С учетом влияния выгорания топлива на дальность полета (при $\bar{m}_T^0 > 0,2$)

$$\bar{m}_{T\text{кр}} = \frac{\bar{m}_T^0}{1+0,625\bar{m}_T^0}.$$

Для взлетно-посадочных режимов

$$\bar{m}_{T\text{нрп}} = (1 - 0,03m) \frac{0,0035H_{кр}}{1 - 0,004H_{кр}},$$

где m – степень двухконтурности двигателей.

Аэронавигационный запас топлива

$$\bar{m}_{T\text{нз}} = \frac{0,9C_{p\text{кр}}}{K_{max}}.$$

Прочие расходы топлива

$$\bar{m}_{T\text{пр}} \approx 0,006.$$

2.5.5 Определение относительной массы силовой установки

Исходным параметром для определения этой массы служит назначаемое при выборе типа силовой установки значение удельного веса двигателей

для ТРДД

$$\gamma_{дв} = \frac{m_{дв} g}{10P_0}$$

для ПД, ТВД и ТВВД

$$\gamma_{дв} = \frac{m_{дв} g}{10N_0} [\text{даН/кВт}],$$

которые определяются по статистическим данным из справочников двигателей.

Зная требуемую тяговооруженность \bar{P}_0 (энерговооруженность \bar{N}_0), можно определить относительную массу силовой установки

для ТРДД

$$\bar{m}_{cy} = k_{cy} \gamma_{дв} \bar{P}_0$$

для ПД, ТВД, ТВВД

$$\bar{m}_{cy} = k_{cy} \gamma_{дв} \bar{N}_0.$$

Для винтовентиляторных (ТВВД) двигателей можно использовать любую из приведенных формул, в зависимости от того в какой форме заданы его параметры – через \bar{P}_0 или \bar{N}_0 .

Коэффициент k_{cy} в формулах учитывает увеличение массы силовой установки по отношению к массе двигателей. Его можно определить по приближенной формуле

$$k_{cy} = k_1 - k_2 \gamma_{дв},$$

где статистические коэффициенты k зависят от числа двигателей:

Число двигателей:	2	3	4
k_1	2,26	1,87	2,14
k_2	3,14	1,54	2,71

Коэффициент k_{cy} можно определять также по формулам учебника [1].

Для ТВД и ТВВД коэффициент k_{cy} можно определять по формуле

$$k_{cy} = 1,1 + \frac{1,36}{\gamma_{дв}} \left(0,1 + \frac{0,9}{N_0^{1/2}} \right),$$

где N_0 (кВт) выбирается ориентировочно с учетом статистики по прототипам.

2.5.6 Определение относительной массы оборудования и управления

Для определения этой массы можно использовать следующие статистические зависимости [1].

Пассажирские магистральные самолеты с $m_{исх} > 10000$ кг:

$$\bar{m}_{об упр} = \frac{250 + 30n_{пас}}{m_{исх}} + 0,06,$$

где $\bar{m}_{исх}$ – в кг,

$n_{пас}$ – число пассажирских мест.

Грузовые, транспортные самолеты:

$$\bar{m}_{об упр} = 0,2 - 0,00027 \sqrt{m_{исх}}.$$

Для остальных самолетов $\bar{m}_{об упр}$ можно принимать по таблице [1],

ПРИЛОЖЕНИЕ В.

2.5.7 Определение взлетной массы первого приближения

Рассчитанные по приближенным формулам значения относительных масс $\bar{m}_к$, $\bar{m}_{с у}$, $\bar{m}_{т с}$, $\bar{m}_{об упр}$, $\bar{m}_{сн}$ необходимо сравнить с данными таблицы 1.1, полученной в разделе 1 и со средними статистическими значениями таблицы [1], ПРИЛОЖЕНИЕ В. Если рассчитанные массы существенно отличаются от статистических данных, то следует внести соответствующие коррективы в результаты расчетов или использовать другие статистические формулы.

Кроме того, полученные расчетные массы должны корректироваться с учетом того, что в проект нового самолета обязательно закладываются новые технические решения, перечень которых с примерной оценкой их влияния на свойства и соответствующие массы самолета должен быть указан при изучении статистики и анализе проектной ситуации. Эти новые решения могут изменять некоторые параметры самолета, которые непосредственно входят в расчетные формулы для относительных масс. В этом случае влияние новых решений на относительные массы будет учтено при использовании этих формул. Если же улучшаемые за счет новых решений параметры в расчетные формулы не входят, то в этом случае в полученные результаты расчета относительных масс следует внести соответствующие поправки с учетом тех оценок влияния этих решений на основные массы самолета, которые обычно приводятся при описании этих новых технических решений.

После уточнения относительных масс \bar{m}_i определяется величина взлетной массы самолета первого приближения

$$m_0^I = \frac{m_{ц} + m_{эк}}{1 - \bar{m}_к - \bar{m}_{сy} - \bar{m}_{TC} - \bar{m}_{об\ упр} - \bar{m}_{сн}}.$$

Полученное значение взлетной массы m_0^I следует сравнить с величиной $m_{0исх}$.

Разница между ними не должна превышать (5–7)%. В противном случае, необходимо уточнить значения относительных масс \bar{m}_i в знаменателе последнего выражения. Уточнению подлежат в первую очередь значения $\bar{m}_к$ и $\bar{m}_{об\ упр}$, которые непосредственно зависят от взлетной массы самолета. Могут быть уточнены также значения других членов знаменателя путем более тщательного использования статистики. Для уточнения вычисленное значение взлетной массы первого приближения принимается за $m_{0исх}$. После уточнения значения \bar{m}_i процесс вычисления значения m_0^I и сравнения его с $m_{0исх}$ надо повторить.

2.6 Определение основных параметров самолета

Найденное значение взлетной массы самолета вместе с принятыми относительными параметрами схемы самолета, удельной нагрузки на крыло, стартовой тяговооруженностью самолета и значениями относительных масс отдельных составляющих взлетной массы позволяют получить основные геометрические, весовые (массовые) и некоторые другие параметры самолета в явном виде.

Кроме получения абсолютных размеров самолета, определяющих его внешний вид, находятся абсолютные величины тяги и массы двигателей, что позволяет подобрать их конкретную марку. Определяется потребный объем топливных баков, подбираются размеры и тип колес шасси.

2.6.1 Определение параметров и подбор двигателей

По потребной величине тяговооруженности \bar{P}_0 и по известной взлетной массе m_0^1 находят суммарную тягу двигателей (даН)

$$\sum P_0 = \frac{m_0^1 g}{10} \bar{P}_0$$

и для числа двигателей $n_{\text{дв}}$ – тягу одного двигателя

$$P_{01} = \frac{\sum P_0}{n_{\text{дв}}}$$

Затем, используя каталоги и справочники по двигателям, подбирают конкретную марку двигателя с близкими значениями статической тяги P_0 и степени двухконтурности m . При подборе двигателя можно допустить отклонение P_0 от требуемой P_{01} в сторону уменьшения до 5% и в сторону увеличения до 10%. Если выбор возможен из нескольких двигателей с близкими P_0 , то следует отдать предпочтение двигателю с более низкими значениями удельного веса $\gamma_{\text{дв}}$ и удельного расхода топлива $C_{\text{р0}}$.

Если отыскать двигатель с близкими к требуемым значениями P_0 и m не удастся, то принимают гипотетический двигатель с требуемыми величинами тяги P_{01} и степени двухконтурности m , а его массу принимают равной

$$m_{\partial\varepsilon 1} = \frac{10P_{01}}{g} \gamma_{\partial\varepsilon};$$

а для определения диаметра и длины двигателя используют статистические формулы учебника [1], с.422–423, энциклопедии [9], с.172–173 и статистику: [1], с.589–591, [14] [15].

Для ТВД и поршневых двигателей по потребной энерговооруженности N_{e0} и m_0^1 находят суммарную мощность (кВт)

$$\sum N_{e0} = \frac{m_0^1 g}{10} \bar{N}_{e0}$$

и мощность одного двигателя

$$N_{e01} = \frac{\sum N_{e0}}{n_{дв}}.$$

Как и в случае с ТРДД, по каталогам и справочникам выбирают конкретную марку двигателя с близким значением N_{e01} или принимают гипотетический двигатель мощностью N_{e01} , размеры которого и принимают по статистике [2, с. 207–210].

2.6.2 Определение массы и объема топлива

Потребная масса топлива

$$m_T = \frac{\bar{m}_{Tc}}{k_{Tc}} m_0^1.$$

Объем топлива

$$v_T = \frac{m_T}{800} (\text{м}^3).$$

Объем топливных баков

$$v_{тб} = v_T + \Delta v_T \text{ (м}^3\text{)},$$

где Δv_T – дополнительный запас топлива при перевозке уменьшенной коммерческой нагрузки на дальность, большую L_p , при постоянстве взлетной массы m_0^1 . Задаваясь величиной уменьшения коммерческой нагрузки $\Delta m_{ком}$, определяют потребный объем дополнительного топлива

Объем баков с учетом температурного расширения топлива увеличивают еще на 5%.

2.6.3 Определение параметров крыла

Площадь крыла $S = \frac{m_0^1 g}{10 P_0}$;

размах крыла $\ell = \sqrt{\lambda S}$;

центральная хорда $b_0 = b_{ц}$: $b_{ц} = \frac{2\eta}{1+\eta} \cdot \frac{S}{\ell}$;

концевая хорда $b_{ц} = \frac{2}{1+\eta} \cdot \frac{S}{\ell}$;

средняя аэродинамическая хорда

$b_A = \frac{2}{3} b_0 \left[1 + \frac{1}{\eta(\eta+1)} \right]$ - трапециевидное крыло,

$b_A = \frac{2}{3} b_0$ - треугольное крыло.

2.6.4 Определение параметров оперения

Находят площади горизонтального и вертикального оперения

$$S_{г о} = \bar{S}_{г о} S;$$

$$S_{в о} = \bar{S}_{в о} S.$$

По относительным параметрам $\lambda_{г о}$, $\eta_{г о}$, $\lambda_{в о}$, $\eta_{в о}$ находят размахи и хорды оперения. Определяют хорды рулевых поверхностей по их

относительным размерам \bar{b}_p в(р н) (принимают по статистике – по прототипам).

2.6.5 Определение размеров фюзеляжа

Руководствуясь компоновочными соображениями, уточняют форму сечения фюзеляжа, выбирают площадь миделевого сечения $S_{\text{мид}}$ и размер эквивалентного диаметра фюзеляжа

$$D_3 = 2 \sqrt{\frac{S_{\text{мид}}}{\pi}}.$$

Определяется длина фюзеляжа в первом приближении

$$\ell_{\phi} = \lambda_{\phi} D_{\phi}$$

и длины носовой части

$$\ell_{\text{н ч}} = \lambda_{\text{н ч}} D_3$$

и хвостовой частей фюзеляжа

$$\ell_{\text{х ч}} = \lambda_{\text{х ч}} D_3.$$

Рекомендации по выбору размеров фюзеляжа даны в [1], с.237–243, с.403–419; [2], с.71–106.

2.6.6 Определение параметров шасси

Определяются размеры:

$$\text{база шасси} \quad b = \bar{b} \ell_{\phi};$$

$$\text{колея шасси} \quad B = \bar{B} \ell;$$

$$\text{вынос главных опор} \quad e = \bar{e} b.$$

Уточняются углы опрокидывания φ , угол выноса главных опор γ , стояночный угол ψ (по статистике – прототипам).

Определяются стояночные нагрузки на основные и переднюю опоры. С учетом статистики подбирают число колес на опорах и находят нагрузки на одно колесо $P_{к1}$. По каталогам колес с учетом скоростей взлета и посадки подбираются размеры и масса колес. В данном курсовом проекте размер колес можно выбрать по прототипам.

2.6.7 Общий вид самолета в первом приближении

По найденным размерам разрабатывается предварительный чертеж общего вида самолета в трех проекциях с указанием его основных размеров. Формат чертежа – А3.

2.7 Весовой расчет самолета

Абсолютные геометрические размеры и уточненные параметры и характеристики двигателей дают возможность уточнить взлетную массу самолета путем расчета значений массы его основных агрегатов и систем. По сути на этом этапе решаются три взаимосвязанные задачи: уточнение взлетной массы самолета – определение взлетной массы второго приближения; минимизация взлетной массы; составление сводки масс.

После определения геометрических размеров можно уточнить взлетную массу самолета путем расчета масс его основных агрегатов и систем. Для этого используются статистические весовые формулы, которые позволяют оценить массы частей и самолета в целом, хотя по традиции эти расчеты принято называть весовыми. Весовые формулы обычно учитывают размеры и взлетную массу самолета, внешнюю форму агрегатов, размещение двигателей, топлива, целевой нагрузки, свойства конструкционных материалов и содержат ряд статистических коэффициентов, зависящих от типа и назначения самолета.

Расчет по весовым формулам дает лишь приближенное – прогнозируемое значение массы и при использовании формул различных авторов возможен большой разброс результатов. С целью минимизации неизбежной погрешности В.М. Шейнин, один из теоретиков весовых расчетов самолета, предложил метод множественных вычислений, суть которого состоит в том, что расчет ведется по достаточно большому числу весовых формул, затем крайние оценки отбрасываются, а остальные осредняются. Такой метод для традиционных конструкций дает достаточно достоверные результаты, точность которых увеличивается с увеличением числа используемых формул.

Уточним понятия и термины «весовой» и «массовый».

В практике проектирования самолетов исторически сложилась традиция использования таких терминов, как «весовой расчет», «весовое проектирование», «весовой контроль», «весовая эффективность», «весовая отдача» и некоторые другие, использующие прилагательные от слова «вес». В международной системе единиц СИ под весом понимается сила тяжести, равная произведению массы тела на ускорение свободного падения (mg), и измеряемая в ньютонах (Н). В старых источниках информации за единицу измерения силы был принят килограмм-сила (кгс), который равен $\sim 9,807\text{Н}$. В результате численные значения всех параметров, связанных с весом и силами, в системе СИ увеличились примерно на порядок, что вызывает большие трудности в практическом использовании огромного количества информации и знаний, накопленных в прошлом. Чтобы свести указанные неудобства к минимуму, в данных методических указаниях, как и в основном учебнике [1] и в учебном пособии [2], в качестве единицы веса и сил используется деканьютон (даН): $1\text{даН} = 10\text{Н}$. Эта единица численно всего на два процента отличается от кгс: $1\text{даН} \sim 1,02\text{кгс}$, что намного упрощает использование старой информации.

В современной технической литературе часто «весовые» термины заменяются на термины с производными от слова «масса» – «массовый расчет», «массовые параметры», «сводка масс» и т.п. Такое одновременное использование «весовой» и «массовой» терминологии не является противоречивой, тем более, что термин «вес» (сила тяжести), так же, как и «масса», предусмотрен стандартами системы СИ. Кроме того, численное значение массы в кг точно совпадает с величиной веса в кгс. Необходимо только помнить, что масса и вес имеют совершенно разный физический смысл и измеряются они разными единицами.

Единица измерения каждого параметра определяется его физическим смыслом. Это относится и том числе и к удельным параметрам: удельный вес, удельная нагрузка на крыло, скоростной напор и др.

2.7.1 Определение массы планера и оборудования

Масса частей планера находится по весовым формулам, приведенным в ряде отечественных изданий:

для крыла – [1], с.131; [2], с.307; 313;

для фюзеляжа – [1], с.135; [2], с.315;

для оперения – [1], с.139; [2], с.310;

для шасси – [1], с.142; [2], с.315;

Предлагается использовать следующие формулы:

– Масса крыла:

$$m_{\text{крыло}} = 0,0213(m_0 n_p)^{0,557} \cdot S^{0,649} \cdot \lambda^{0,5} (\bar{c}_0)^{-0,4} (1 + \eta)^{0,1} (\cos \chi)^{-1} \cdot S_{\text{упр.кр}}^{0,1}$$

где $p_0 = \frac{gm_0}{10S}$ - удельная нагрузка на крыло;

$$n_p \approx 1,5 + \frac{1685}{p_0 \left(\frac{1}{\cos \chi} + \frac{2}{\lambda} \right)} - \text{заданная нормами прочности расчетная}$$

перегрузка;

– Масса фюзеляжа:

$$m_{\text{фюзеляж}} = 0,6093 K_{\text{двер}} K_{\text{ш}} (m_0 n_p)^{0,5} \cdot L_{\text{кф}}^{0,25} \cdot S_{\text{ф.ом}}^{0,302} (1 + k_{\text{ws}})^{0,04} \left(\frac{L_{\text{кф}}}{H_{\text{ф}}} \right)^{0,10},$$

где

$$k_{\text{ws}} = 0,75 \left[\frac{(1 + 2\eta)}{(1 + \eta)} \right] \left(\frac{l \cdot \text{tg} \chi}{L_{\text{эо}}} \right);$$

$$S_{\text{э.и}} = \pi D_{\text{э}} L_{\text{э}} \left(1 - \frac{2}{\lambda_{\text{э}}} \right)^{\frac{2}{3}} \left(1 + \frac{1}{\lambda_{\text{э}}^2} \right) - \text{площадь омываемой поверхности}$$

фюзеляжа;

– Масса оперения находится по соотношению:

$$m_{\text{и}} = (0,5 - 0,7) m_{\text{эо}} \cdot (\bar{S}_{\text{аи}} + \bar{S}_{\text{аи}})$$

– Масса шасси:

$$m_{\text{ш}} = (0,04 - 0,06) m_0^I$$

– Масса окраски:

$$m_{\text{иэо}} = (0,0015 - 0,0025) m_0^I$$

– Масса силовой установки:

$$m_{\text{нэ}} = m_{\text{аа}} \cdot n + m_{\text{аа}} \cdot n (k_{\text{нэ}} - 1)$$

– Массу оборудования и управления находят по значениям относительной массы оборудования и управления:

$$m_{\text{аоид}} = \bar{m}_{\text{аоид}} \cdot m_0^I.$$

– Аэронавигационный запас топлива:

$$m_{\text{оис}} = \bar{m}_{\text{оис}} \cdot m_0^I.$$

Следует иметь в виду, что в приведенных формулах не учтено использование новых конструкционных материалов, в частности, композитов, которые могут обеспечить уменьшение массы силовых

элементов до (15–20)%. Поэтому в полученные результаты расчетов по указанным формулам можно ввести поправочные коэффициенты от (0,80 – 0,85), если агрегат полностью изготавливается из новых материалов, и до (0,9– 0,95) при частичном использовании этих материалов в конструкции агрегата.

2.7.2 Сводка масс самолета

По результатам весового расчета составляется сводка масс самолета, в которой подробно указываются массы всех частей, составляющих взлетную массу самолета (ПРИЛОЖЕНИЕ Г). Эти массы объединяются в группы по функциональному признаку. Для каждой группы определяется суммарная масса в абсолютном m_i (кг) и в относительно \bar{m}_i . Подробная типовая сводка масс приведена в учебнике [1], с.578–580.

В данном расчете целевая нагрузка и масса топлива не уточняются. Их значения берутся из расчета взлетной массы первого приближения.

Полученную в результате составления весовой сводки суммарную массу можно считать уточненным значением взлетной массы самолета – взлетной массой второго приближения.

Весовой расчет по статистическим формулам при квалифицированном его использовании дает достаточно точные для практики результаты при проектировании самолетов, которые близки прототипам по схеме, условиям эксплуатации, конструкционным материалам, технологии производства, элементной базе оборудования и т.п. – т.е. проектируемый самолет относится к тому же поколению, что и прототип. При проектировании самолетов, значительно отличающихся от прототипов, прежде всего внешними формами (схемой), а также большой взлетной массой, целесообразно применять новый подход к оценке массы агрегатов планера и конструкции самолета в целом. В

его основу положено последовательное высокоточное конечно-элементное моделирование конструкции самолета, начиная с самых ранних стадий проектирования [11, 12]. Использование этого подхода для весового расчета самолета может стать основой для преобразования рядового курсового проекта в исследовательский.

2.8 Разработка чертежа общего вида и технического описания самолета

Чертеж общего вида самолета в трех проекциях разрабатывают в полном соответствии с действующими стандартами в электронной форме с последующим распечатыванием. Требования к содержанию и оформлению чертежа приведены в разделе 10 учебного пособия [2]. В пояснительной записке по проекту помещают техническое описание самолета. Краткое содержание технического описания самолета дано в подразделе 10.2 учебного пособия [2]. Хорошие примеры технических описаний самолетов можно найти в книгах [14, 15].

3. ЗАЩИТА КУРСОВОГО ПРОЕКТА

Защита выполненных курсовых проектов проводится по специальному расписанию для каждой группы студентов. В указанное время проходят защиту все студенты группы, выполнившие курсовой проект в полном объеме. На защиту представляют выполненный курсовой проект в виде расчетно-пояснительной записки, оформленной согласно действующим в университете требованиям, и чертеж общего вида самолёта. Расчетно-пояснительная записка и чертеж должны быть подписаны руководителем проекта. Защиту проводит комиссия в количестве не менее двух преподавателей. В состав комиссии обязательно входит руководитель курсового проекта. На защите могут присутствовать студенты, выполняющие данный курсовой проект. В начале защиты студент делает краткое (в течение 5 минут) сообщение о содержании выполненного курсового проекта и далее дает ответы на вопросы членов комиссии. Сообщение студента по проекту может сопровождаться компьютерными презентациями. В презентациях может быть представлен исключительно материал, содержащийся в расчетно-пояснительной записке. По разрешению комиссии присутствующие на защите студенты также могут задать вопросы защищающему курсовой проект. Комиссия оценивает результаты выполнения курсового проекта, работу студента в течение семестра, сообщение по проекту и ответы на вопросы членов комиссии. Оценки по курсовому проекту объявляются студентам после окончания защиты всеми студентами группы.

КУРСОВАЯ РАБОТА

4. ЦЕЛИ И ЗАДАЧИ КУРСОВОЙ РАБОТЫ. СОДЕРЖАНИЕ, ОБЪЕМ, ТЕМАТИКА

Курсовая работа выполняется студентами специальности 200503.65 – Стандартизация и сертификация и 220501.65 – Управление качеством в рамках изучения дисциплины «Проектирование технических систем».

Курсовая работа дополняет теоретический курс и выполняется параллельно с его изучением в седьмом семестре.

При выполнении курсовой работы рекомендуется использовать отечественную [16], [17], [18] и зарубежную [19], [20] литературу.

В учебном пособии [16] даны основные понятия, единые для различных эвристических методов инженерного творчества (функции технического объекта, функциональная структура, физический принцип действия, техническое решение, критерии развития и т.д.). Описаны наиболее распространенные эвристические методы: мозговой штурм, метод эвристических приемов, морфологический анализ и синтез, функционально-стоимостной анализ. Материал иллюстрирован на примерах из различных областей техники.

В учебном пособии [18] описан процесс автоматизации предварительного проектирования самолета. Показано, что одним из главных направлений в развитии и создании САПР является их интеллектуализация. Приведена концепция перспективной САПР, базирующейся на технологии искусственного интеллекта. Особо выделены проблемы оптимизации, учета неопределенности и использования баз данных и знаний проектирования.

Разработанные в этих и других работах методы и алгоритмы проектирования направлены на формирование у студентов системного проектно-конструкторского мировоззрения.

Основные цели курсовой работы:

- освоение на практике эвристических методов, таких как:
 - мозговой штурм,
 - метод эвристических приемов,
 - морфологический анализ и синтез,
 - функционально-стоимостной анализ;
- развитие навыков системного проектно-конструкторского мировоззрения.

В процессе выполнения и защиты курсовой работы студенты получают целенаправленную подготовку к решению следующих проектных задач:

- подготовка заданий на разработку проектных решений;
- составление описаний принципов действия и устройства проектируемых изделий и объектов с обоснованием принятых решений.

Задача курсовой работы: на основе выбранного объекта исследования, с учетом его функциональных требований и выявленных недостатков, а также с применением эвристических методов, разработать техническое решение, позволяющее усовершенствовать конструкцию и улучшить ее эксплуатационные характеристики, привести улучшенную функциональную структурную схему, эскиз технического решения и формулу изобретения.

Курсовая работа включает расчетно-пояснительную записку, которую выполняют с использованием компьютерного текстового редактора и представляют в распечатанном виде на бумажном носителе. В расчетно-пояснительную записку включают все необходимые обоснования, расчеты и графические иллюстрации (схемы, эскизы, графики и т.п.).

Все материалы курсовой работы оформляют согласно требованиям Единой системы конструкторской документации (ЕСКД) и требованиям Стандарта организации (СТО) СГАУ «Требования к оформлению учебных текстовых документов».

Общая трудоемкость курсовой работы составляет 40 часов (1.11 зачетных единицы – кредита) и включает 20 часов аудиторных занятий и 20 часов самостоятельной (вне расписания) работы студентов. Результаты проделанной работы студентам необходимо представить в виде презентации (не более 10 слайдов), выполненной в MS Power Point и сопроводить кратким докладом (3-5 минут).

Дата просмотра презентаций по курсовой работе устанавливается преподавателем, ведущим занятия, и доводится до сведения студентов не позднее, чем за две недели до дня просмотра.

5. ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ КУРСОВОЙ РАБОТЫ

Курсовая работа дополняет подготовку, получаемую студентами при изучении курса «Проектирование технических систем». Задание на курсовую работу выдается на 10 неделе, и состоит из 20 часов аудиторной работы и 20 часов внеаудиторной работы. Просмотр презентаций по результатам курсовой работы проходит на 17 неделе.

5.1 Изучение и анализ задания. Описание проблемной ситуации

Описание проблемной ситуации начинается с подробного изучения выбранного объекта исследования, перечисления его эксплуатационных и технических характеристик.

В качестве эксплуатационных характеристик рассматривают:

- удобство использования,
- экономичность использования,
- безопасность,
- требования эргономичности,
- качество выполнения поставленной задачи.

Далее, выясняют, какие могут возникнуть неудобства при работе с объектом (не менее 5) и дают обоснование о необходимости разработки нового технического решения, в котором будут устранены перечисленные недостатки.

5.2 Маркетинговые исследования

С использованием актуальной информации в сети Интернет составляют таблицу данных маркетинговых исследований, в которую включают аналоги

выбранного объекта исследования (7-10), их характеристики, фирму и страну производитель, а также цену. Форма таблицы приведена ниже:

Таблица 5.1 – Данные маркетингового исследования

№	Наименование	Фирма-изготовитель	Страна производитель	Характеристики	Цена, руб
1					
...					
n					

По результатам маркетинговых исследований делают заключение о востребованности исследуемого объекта на рынке и целесообразности его дальнейшего усовершенствования.

5.3 Выбор прототипа и его описание

В этом разделе приводится подробное описание выбранного прототипа.

- Область использования,
- Основные составляющие конструкции,
- Схема/эскиз/чертеж.

А также поясняется, что будет являться техническим результатом изобретения.

5.4 Составление списка требований и выявления недостатков прототипа

На следующем этапе выявляются и перечисляются недостатки прототипов. Составляется список требований, которым должно удовлетворять изобретение, среди них:

1. Эксплуатационные требования:

- высокая надежность;

- минимальная трудоемкость;
- удобство и практичность использования;
- эргономичность;
- безопасность.

2. Производственно-технологические требования:

- применение стандартизированных, нормализованных и унифицированных элементов;
- выбор рационального способа соединения деталей;
- простота изготовления.

5.5 Построение функциональной структуры

Функциональная структура представляет собой ориентированный граф, вершинами которого являются наименование элементов технического объекта и объектов окружающей среды, а ребрами – функции элементов.

С целью построения функциональной структуры осуществляют декомпозицию исследуемого объекта на элементы. Элементы функциональной схемы и все их функции сводят в таблицу. Форма таблицы приведена ниже:

Таблица 5.2 – Функции элементов

Элементы		Функции	
Обозначение	Наименование	Обозначение	Описание
E_0		Ф	
$E_{...}$		Ф	
		Ф	
		Ф	
E_n		Ф	

Далее, с целью наглядности строят функциональную схему прототипа.

Пример:

Требуется осуществить декомпозицию исследуемого объекта на элементы. Элементы функциональной схемы и все их функции свести в таблицу. В качестве исследуемого объекта рассматривается гидравлический домкрат.

Элементами гидравлического домкрата являются:

1. Пята,
2. Опорная плита,
3. Корпус,
4. Подъемная плита.

Далее, рассматриваются функции каждого элемента:

1. Пята служит для взаимодействия с ногой при эксплуатации домкрата,
2. Опорная плита взаимодействует с дорогой и с корпусом, а также является креплением для пяты,
3. Корпус служит для крепления подъемной плиты,
4. Подъемная плита выполняет взаимодействие с машиной.

Полученные данные (элементы и их функции) заносятся в таблицу:

Таблица 5.3 – Функции элементов гидравлического домкрата.

Элементы		Функции	
Обозначение	Наименование	Обозначение	Описание
E ₀	Пята	Ф	Взаимодействие с ногой при эксплуатации домкрата
E ₁	Опорная плита	Ф	Взаимодействие с дорогой
		Ф	Взаимодействие с корпусом
		Ф	Крепление пяты
E ₂	Корпус	Ф	Крепление подъемной плиты
E ₃	Подъемная плита	Ф	Взаимодействие с машиной

Далее, для наглядного представления составляется функциональная структура - ориентированный граф, в котором в качестве вершин выступают элементы технического объекта (пята, опорная плита, корпус, подъемная плита) и объекты окружающей среды (машина, дорога, нога), в качестве ребер – функции элементов.

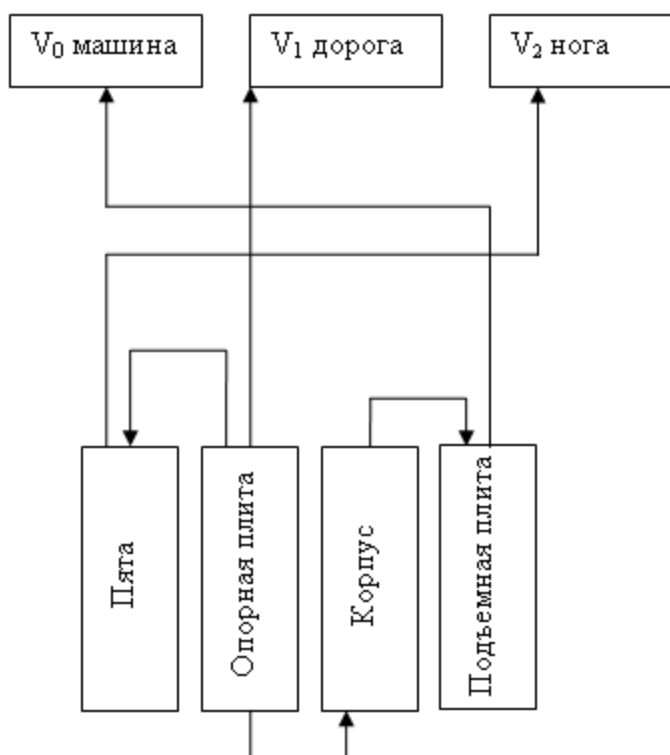


Рисунок 5.1 – Функциональная схема прототипа

В следующих разделах рассматривается применение некоторых методов инженерного творчества.

5.6 Методы мозговой атаки (штурма)

Методы мозгового штурма, или мозговой атаки (МА), основываются на психологическом эффекте. Например, если взять группу в 5-8 человек и каждому предложить независимо и индивидуально высказывать идеи и

предложения по решению поставленной изобретательской или рационализаторской задачи, то в сумме можно получить N идей. Если предложить этой же группе коллективно высказывать идеи по той же задаче, то получится N_k идей. При этом оказывается, что N_k намного больше N .

Обычно за 15-30 минут коллективно высказывается (при соблюдении правил МА) от 50 до 100 разных идей, а при индивидуальной работе – только 10-20 идей [16].

Во время сеанса МА происходит цепная реакция идей, приводящая к интеллектуальному взрыву. Методы МА представляют собой эмпирически найденные эффективные способы решения творческих задач. С точки зрения психологии, кибернетики и других наук феномен МА требует серьезного и глубокого изучения.

Мозговую атаку целесообразно использовать:

- При решении изобретательских и рационализаторских задач в самых различных областях техники;
- При самых различных постановках задачи (по форме, детальности и глубине проработки);
- На различных этапах решения творческой задачи и на различных стадиях разработки и проектирования изделий;
- В сочетании с другими эвристическими методами.

Удивительная универсальность методов МА позволяет с их помощью рассматривать почти любую проблему или любое затруднение в сфере человеческой деятельности.

Первым этапом при применении метода МА является **формирование творческой группы**. Наиболее эффективное число участников в творческой группе для проведения сеанса МА составляет 5-12 человек. При выполнении курсовой работы студенческая группа может делиться на подгруппы с соответствующим числом участников. Студенты в группу набираются по следующему принципу. Группа должна состоять из:

- руководителя, это может быть староста группы или один из активных студентов группы,
- специалистов по решаемой задаче (не более половины), для этого при отборе необходимо провести опрос среди возможных участников о наличии знаний по специфике задачи,
- специалистов-смежников, которые обеспечат комплексное и всестороннее рассмотрение задачи, это могут быть студенты, не имеющие знаний по специфике задачи, но увлекающиеся смежной отраслью или имеющие общие представления о решаемой задаче,
- «людей со стороны», не имеющих никакого отношения к задаче, в этом случае рекомендуется включать в группу активных студентов с креативным мышлением
- также среди участников группы должны присутствовать девушки, т.к. они отличаются оригинальностью мышления.

Творческая группа – это дружная сыгранная команда, члены которой взаимно дополняют друг друга.

Вторым этапом при применении метода МА является *формулировка задачи* перед участниками. Задача должны быть поставлена четко, содержать исчерпывающую информацию и отличаться краткостью изложения. При этом должны быть четко сформулированы проблемы в виде задач:

1. Что в итоге желательно получить или иметь,
2. Что мешает получению желаемого.

Во время проведения сеанса МА для участников существуют правила:

- Высказывать максимальное число идей короткими предложениями, ориентируясь на количество, а не качество,
- Не высказывать неодобрительные замечания или иронические реплики, не критиковать предложенные идеи,
- Внешне и внутренне одобрять и принимать все идеи, даже заведомо непрактичные и, казалось бы, глупые. Оказывать

предпочтение не систематическому логическому мышлению, а озарениям. Необузданной и безграничной фантазии в самых разных направлениях,

- Поддерживать благоприятный творческий микроклимат, обеспечивать между участниками демократические, дружественные и доверительные отношения,
- Стремиться развивать, комбинировать и улучшать высказанные ранее идеи, получать от них новые ассоциативные идеи.

Обязанности ведущего (руководителя):

- Изложить правила,
- Изложить формулировку задачи ясно, четко, эмоционально с целью заинтересовать участников,
- Следить за соблюдением правил, не используя критические замечания или приказания,
- Не допускать пауз, обеспечивать непрерывное высказывание идей,
- Следить за регламентом работы, подсказывать, сколько времени осталось до конца сеанса, интенсифицировать работу последних минут.

Настоящий сеанс МА – это особое психологическое состояние людей, когда думается без особых волевых усилий и принимается во внимание «все, что придет в голову». Именно такое состояние оказывается наиболее продуктивным, поскольку позволяет в наибольшей мере использовать подсознание человека [16].

При проведении сеанса МА необходимо вести запись и оформление результатов одним из способов:

- с помощью диктофона,
- выбрать среди участников стенографиста (наиболее предпочтительный вариант),
- каждый участник записывает свою идею.

После сеанса проводится быстрое коллективное редактирование полученного списка идей с полукритическим отношением. При этом участники МА, редакторская группа или студент, чью проблему обсуждали, оперативно сортируют (ранжируют) высказанные решения и идеи на 3 группы (см. таблицу 4):

Таблица 5.4 – Группы идей, высказанных при проведении мозгового штурма

Описание группы	№ пунктов (из списка отобранных идей)
Наиболее приемлемые и легко реализуемые идеи	...
Наиболее перспективные и эффективные идеи	...
Прочие	...

Перед решением реальных задач методом МА, необходимо отработать с творческой группой технику проведения МА на учебно-тренировочных задачах, общепонятных для всех, например:

- Как снизить аварийность на дороге во время гололеда?
- Как уберечь от воров сушилку для рук в туалетной комнате?
- Как исключить травмирование жителей города от падающих сосулек?

5.7 Морфологический анализ

Морфологический метод основан на комбинаторике. Суть его состоит в том, что в интересующем изделии или объекте выделяют группу основных конструктивных или других признаков. Для каждого признака выбирают альтернативные варианты, то есть возможные варианты его исполнения или реализации. Комбинируя их между собой можно получить множество

различных решений [16]. Метод реализуется посредством построения морфологической таблицы.

Рассмотрим пример составления таблицы для изделия «нож» (см.таблицу 5). В таблицу заносятся перечень признаков и альтернативных вариантов.

Таблица 5.5 – Морфологическая таблица на изделие «Нож для резания пищевых продуктов»

№ Стр.	Признаки	Альтернативные варианты (№ столбца)				
		1	2	3	4	5
1	Материал лезвия (x ₁)	Металл (A ₁₁)	Камень (A ₁₂)	Кость (A ₁₃)	Пласт-масса (A ₁₄)	-
2	Материал рукоятки (x ₂)	Дерево (A ₂₁)	Кость (A ₂₂)	Пласт-масса (A ₂₃)	Металл (A ₂₄)	Металл и нат. кожа (A ₂₅)
3	Форма лезвия (x ₃)	Удлиненный прямоуголь-ник (A ₃₁)	Кривая вытянутая (A ₃₂)	Треуголь-ник (A ₃₃)	Круглая (A ₃₄)	-
4	Безопасность хранения (x ₄)	Открытое лезвие (A ₄₁)	Лезвие в чехле (A ₄₂)	Лезвие в рукоятке (A ₄₃)	-	-
5	Выполня-емые дополнит. функции (x ₅)	Распиливает твердые тела (A ₅₁)	Открывает металличе-ские пробки бутылок (A ₅₂)	Вывора-чивает шурупы (A ₅₃)	Отвора-чивает гайки М 12 (A ₅₄)	Откры-вает навес-ной замок (A ₅₅)

Если из каждой строки таблицы взять по одному варианту, то можно получить некоторую конструкцию ножа. Например, для сочетания вариантов (1-1, 2-3, 3-3, 4-2, 5-1), где в каждой паре первая цифра обозначает номер строки, а вторая – номер столбца, получим следующую конструкцию ножа: «лезвие из металла, рукоятка – пластмассовая, форма лезвия – треугольная, лезвие в чехле, дополнительная функция ножа – распиливание твердых тел».

Число возможных конструкций ножа в таблице 5 будет равно произведению чисел вариантов в каждой строке, т.е. $5 \times 5 \times 4 \times 3 \times 5 = 1500$.

Далее, необходимо сократить заведомо неудачные варианты таблицы.

Пример:

Из морфологической таблицы выбраны признаки с наименьшим числом альтернативных вариантов – x_1 и x_2 , на пересечении вариантов в таблицу занесены комбинации (см. таблица 6).

Таблица 5.6 – Сокращение вариантов

x_4	A_{41}	A_{42}	A_{43}
x_1			
A_{11}	<i>$A_{11} A_{41}$</i>	<u>$A_{11} A_{42}$</u>	<u>$A_{11} A_{43}$</u>
A_{12}	<u>$A_{12} A_{41}$</u>	<i>$A_{12} A_{42}$</i>	<i>$A_{12} A_{43}$</i>
A_{13}	<i>$A_{13} A_{41}$</i>	<u>$A_{13} A_{42}$</u>	<i>$A_{13} A_{43}$</i>
A_{14}	<u>$A_{14} A_{41}$</u>	<i>$A_{14} A_{42}$</i>	<i>$A_{14} A_{43}$</i>

В таблице курсивом выделены наихудшие варианты, приемлемые варианты выделены подчеркиванием.

Далее, рассматриваются комбинации полученных сочетаний и следующий по возрастанию признак (см. таблица 7).

Таблица 5.7 - Сокращение вариантов

x_3	A_{31}	A_{32}	A_{33}	A_{34}
$A_n A_m$				
$A_{11} A_{42}$	<u>$A_{11} A_{42} A_{31}$</u>	<i>$A_{11} A_{42} A_{32}$</i>	<u>$A_{11} A_{42} A_{33}$</u>	<i>$A_{11} A_{42} A_{34}$</i>

$A_{11} A_{43}$	$\underline{A_{11}} \underline{A_{43}} \underline{A_{31}}$	$A_{11} A_{43} A_{32}$	$\underline{A_{11}} \underline{A_{43}} \underline{A_{33}}$	$A_{11} A_{43} A_{34}$
$A_{12} A_{41}$	$\underline{A_{12}} \underline{A_{41}} \underline{A_{31}}$	$A_{12} A_{41} A_{32}$	$A_{12} A_{41} A_{33}$	$A_{12} A_{41} A_{34}$
$A_{13} A_{42}$	$A_{13} A_{42} A_{31}$	$A_{13} A_{42} A_{32}$	$\underline{A_{13}} \underline{A_{42}} \underline{A_{33}}$	$A_{13} A_{42} A_{34}$
$A_{14} A_{41}$	$A_{14} A_{41} A_{31}$	$A_{14} A_{41} A_{32}$	$A_{14} A_{41} A_{33}$	$\underline{A_{14}} \underline{A_{41}} \underline{A_{34}}$

Далее, по аналогии, рассматриваются комбинации полученных сочетаний и следующий по возрастанию признак (например x_2).

Из рассмотренного примера видно, что суть метода заключается в построении морфологической таблицы, заполнении ее возможными альтернативными вариантами и в выборе из всего множества получаемых комбинаций наиболее подходящих и наилучших решений.

5.8 Метод эвристических приемов

Когда изобретатель встречается с новой творческой инженерной задачей, то в первую очередь пытается ее решить с помощью изобретенного им способа. Если это не удается (поскольку встретился другой тип задачи), то изобретатель опять вынужден искать решение методом «проб и ошибок». При успешном решении он открывает для себя второй способ решения изобретательских задач. Так постепенно у человека формируется свой набор способов, и он из начинающего превращается в опытного изобретателя [16].

Такие способы или правила решения творческой инженерной задачи называют эвристическими приемами, в которых содержится краткое предписание или указание, «как преобразовать» имеющийся прототип или «в каком направлении нужно искать», чтобы получить искомое решение. Эвристические приемы обычно не содержат прямого однозначного указания, как преобразовать прототип. Если эвристический прием имеет отношение к рассматриваемой творческой инженерной задаче, то он содержит «подсказку», которая облегчает получение искомого решения, однако не

гарантирует его нахождения. Различным людям требуется приложить различные усилия, чтобы догадаться до искомого (удовлетворительного) технического решения. Опытные изобретатели обычно имеют свой индивидуальный набор (фонд) эвристических приемов.

Многие эвристические приемы могут быть успешно использованы в самых различных областях техники. Они со временем морально не стареют и оказываются полезными для других изобретателей. Именно на этих свойствах основывается метод эвристических приемов, который интегрирует в методически доступной форме опыт многих изобретателей [16].

Для применения метода эвристических приемов необходимо для видов преобразования, приведенных ниже (не менее 3), придумать решения на основе анализа приемов, изложенных в Межотраслевом фонде эвристических приемов (МФЭП) см. [ПРИЛОЖЕНИЕ Г](#):

1. Преобразование формы,
2. Преобразование структуры,
3. Преобразование в пространстве,
4. Преобразование во времени,
5. Преобразование движения и силы,
6. Преобразование материала и вещества,
7. Приемы дифференциации,
8. Количественные изменения,
9. Использование профилактических мер,
10. Использование резервов,
11. Использование по аналогии,
12. Повышение технологичности.

Пример:

В качестве исследуемого объекта, требующего усовершенствования выступает монитор ПК. Выбираются несколько видов преобразования:

1. Преобразование формы (выбирается один из предлагаемых преобразований формы, например, 1.1 ([ПРИЛОЖЕНИЕ Г](#))).

- Выполнить монитор в форме круга,
 - Выполнить монитор в форме ромба.
2. Преобразование структуры:
- поместить на монитор клавиши F1-F12 (п.2.3 [ПРИЛОЖЕНИЕ Г](#)),
 - встроить в монитор датчик уровня излучения (п.2.4 [ПРИЛОЖЕНИЕ Г](#)),
 - снабдить монитор подставкой для сотового телефона (п.2.4 [ПРИЛОЖЕНИЕ Г](#)).
3. Преобразование материала и вещества:
- выполнить корпус монитора из водонепроницаемых материалов (п.6.9 [ПРИЛОЖЕНИЕ Г](#)),
 - выполнить корпус монитора из прозрачных материалов (п.6.8 [ПРИЛОЖЕНИЕ Г](#)),
 - выполнить экран монитора на базе технологии «электронные чернила».

После применения метода эвристических приемов необходимо привести улучшенную функционально структурную схему и предварительный эскиз технического решения.

5.9 Формула изобретения

При составлении формулы изобретения желательно придерживаться следующего порядка действий:

1. Сформулировать техническую сущность изобретения и конкретную задачу, на решение которой оно направлено. Сформулировать технический результат.
2. Сформулировать совокупность существенных признаков изобретения в соответствии с техническим результатом.
3. Выбрать объект изобретения и выбрать способ охраны – изобретение или полезная модель, определить название изобретения.

4. Проведение патентного поиска, определение аналогов и прототипа, выделение общих с прототипом признаков.

5. Проверить *патентоспособность* заявляемого решения:

- патентоспособен ли объект;
- проверка *новизны* путём сопоставления заявляемого решения с прототипом по каждому из признаков заявляемого решения (лучше в виде таблицы);
- проверка *промышленной применимости*, то есть, обладает ли техническое решение осуществимостью, работоспособностью, воспроизводимостью;
- проверка *изобретательского* уровня, то есть неочевидность для среднего специалиста. Для этого проверяется известность каждого отличительного признака, и если все они известны, достигается сверхсуммарный результат.

6. Проверка единства изобретения.

7. Составление формулы.

Структурно формула изобретения может быть однозвенной и многозвенной. Однозвенная формула изобретения используется в тех случаях, когда характеризуется одно изобретение такой совокупностью существенных признаков, которая не имеет развития или уточнения применительно к частным случаям выполнения или использования изобретения. В тех случаях, когда такое развитие или уточнение возможно, необходимо использовать многозвенную формулу изобретения, состоящую из независимого и следующих за ним зависимых пунктов. Многозвенная формула изобретения используется и для характеристики группы изобретений. В этом случае она содержит несколько независимых пунктов, каждый из которых может иметь зависимые пункты.

Однозвенная формула изобретения и независимый пункт многозвенной формулы излагаются в виде одного предложения и состоит из двух частей -

ограничительной и отличительной, разделенных словосочетанием “*отличающийся тем, что ...*”.

Ограничительная часть формулы изобретения состоит из признаков, являющихся общими для охраняемого изобретения и его ближайшего аналога - прототипа (обязательно единственного).

Отличительная часть формулы изобретения состоит из признаков, которыми изобретение отличается от прототипа, т.е. эта часть формулы характеризует новизну изобретения.

Примеры составления формулы изобретения

Пример 1

Фильтр для очистки жидкости, содержащий корпус в виде участка напорного трубопровода с патрубком для отвода загрязнений и установленный по оси корпуса неподвижно сетчатый конусовидный фильтрующий элемент, имеющий на внешней поверхности спиральный грязеотвод, ***отличающийся тем, что*** спиральный грязеотвод выполнен в виде прямоугольного уступа на теле фильтрующего элемента.

Пример 2

Газоочистительный аппарат, содержащий вертикально установленный цилиндрический корпус, распылительное устройство, выполненное в виде встречно ориентированных орошающих насадок, отражатель в виде набора колец, размещенных по высоте рабочей части аппарата, и шламмосборник, ***отличающийся тем, что*** каждое кольцо в сечении выполнено в виде дуги длиной, равной $1/4$ длины соответствующей окружности, а шаг размещения колец составляет не более радиуса дуги кольца.

Пример 3

Способ изготовления электромагнитных устройств защищенного исполнения, при котором помещают это устройство в корпус, затем заполняют полости между устройством и корпусом теплопроводным электроизоляционным наполнителем, состоящим из порошкового материала

и компаунда с последующей сушкой наполнителя, **отличающийся тем, что** в качестве порошкового материала используют периклаз, в качестве компаунда - бишафит, а сушку ведут перед термообработкой при 100-200 °С.

Пример 4

1. Вращающийся парашют с несимметрично расположенными стропами, **отличающийся тем, что** купол парашюта образован четырьмя полотнищами треугольной формы, соединенными между собой одной из вершин, а стропы закреплены на куполе парашюта по сторонам полотнищ, расположенным по форме пересекающихся букв Z, при этом длина строп выбирается из условия придания куполу в развернутом виде плоской формы.
2. Вращающийся парашют с несимметрично расположенными стропами, **отличающийся тем, что** купол парашюта образован двумя полотнищами треугольной формы, соединенными между собой по одной из сторон, а стропы закреплены на куполе парашюта по сторонам полотнищ, расположенным в виде буквы Z, при этом длина строп выбирается из условия придания куполу в развернутом виде плоской формы.

Название изобретения: вращающийся парашют (варианты).

Заключение

В заключении описываются этапы проделанной работы. Приводится перечень выявленных недостатков прототипа и способы их устранения при разработке нового изделия.

ПРИЛОЖЕНИЕ А

Таблица А.1 – Основные данные самолетов

№	Самолеты	1	2	..i..	n
1	Наименование самолета, фирма, страна, год выпуска				
2	Число пассажиров $n_{нас}$				
3	Габариты грузовой кабины $B \times H \times L$, мхмхм				
4	Тип ВПП				
5	Топливная эффективность $k_{топ}$, г/пасс км (г/т км)				
6	Вооружение				
7	Стоимость самолета				
8	Экипаж				
Характеристики силовой установки					
9	Тип двигателей, количество (n), тяга P_0 (даН), мощность N_0 (кВт)				
10	Удельный расход топлива C_{p0} (кг/даНч), C_{e0} (кг/кВтч)				
11	Степень двухконтурности m				
12	Удельный вес двигателя $\gamma_{дв} = \frac{m_{дв} \text{ в }}{10P_0}$, ($\gamma = \frac{m_{дв} \text{ в }}{10N_0}$, даН/кВт)				
Массовые характеристики самолета					
13	Взлетная масса m_0 , кг				
14	Масса коммерческой (боевой) нагрузки $m_{ком}$, кг				
15	Масса пустого самолета $m_{пуст}$, кг				
16	Масса топлива m_T , кг				
17	Удельная нагрузка на крыло $p_0 = \frac{m_0 \text{ в }}{10S}$, даН/м ²				
18	Весовая отдача $K_{полн} = \frac{m_0 - m_{пуст}}{m_0}$ или $K_{ком} = \frac{m_{ком}}{m_0}$				
19	Тяговооруженность (энерговооруженность) самолета				

	$\bar{P}_0 = \frac{10P_0}{m_0g}; (\bar{N}_0 = \frac{10N_0}{m_0g})$ (кВт/даН)				
	Геометрические характеристики				
20	Площадь крыла $S, \text{ м}^2$				
21	Размах крыла $\ell, \text{ м}$				
22	Удлинение крыла λ / сужение крыла η				
23	Угол стреловидности крыла χ^0				
24	Относительная толщина \bar{C}_0				
25	Диаметр фюзеляжа $D_{\text{ф}}, \text{ м}$ / удлинение фюзеляжа $\lambda_{\text{ф}}$				
26	Удлинение носовой / хвостовой части фюзеляжа $\lambda_{\text{н ч}} / \lambda_{\text{х ч}}$				
27	Относительное расстояние от носа фюзеляжа до центральной хорды крыла $\bar{\ell}_{\text{ц}}$				
28	Площадь горизонтального оперения $S_{\text{Г О}}, \text{ м}^2 / \bar{S}_{\text{Г О}}$				
29	Удлинение ГО / сужение ГО $\lambda_{\text{Г О}} / \eta_{\text{Г О}}$				
30	Угол стреловидности ГО $\chi_{\text{В О}}$				
31	Площадь вертикального оперения $S_{\text{В О}}, \text{ м}^2 / \bar{S}_{\text{В О}}$				
32	Удлинение ВО / сужение ВО $\lambda_{\text{В О}} / \eta_{\text{В О}}$				
33	Угол стреловидности ВО $\chi_{\text{В О}}$				
34	Относительная колея шасси $\bar{B} = \frac{B}{\ell}$				
35	Относительная база шасси $\bar{b} = \frac{b}{\ell_{\text{ф}}}$				
	Летные характеристики				
36	Максимальная скорость на заданной высоте полета $V_{\text{max}}/H, \frac{\text{км/ч}}{\text{м}}$				
37	Крейсерская скорость на заданной высоте полета				

	$V_{кр}/H_{кр}, \frac{\text{км/ч}}{\text{м}}$			
38	Посадочная скорость или скорость захода на посадку $V_{\text{пос}} (V_{зп})$, км/ч			
39	Дальность полета с полной коммерческой нагрузкой L_p , км			
40	Дальность полета с уменьшенной нагрузкой L_{max} , км			
41	Длина разбега $l_{\text{разб}}$ (или длина ВПП $L_{ВПП}$), м			
42	Скороподъемность V_{y0} , м/с			
43	Потолок H_n , м			

ПРИЛОЖЕНИЕ Б

Таблица Б.1 – Параметры стандартной атмосферы

Геометрическая высота Н, м	Величины в функции геометрической высоты						
	Температура Т, К	Давление p , Па	Плотность ρ/ρ_0 (ρ), кг/м ³		$(\rho)/(\rho)_0$	Скорость звука a , м/с	Кинематическая вязкость (ν), м ² /с
0	288,150	1,01325 + 5	1,22500	1,00000	1,00000	340,294	1,4607—5
250	286,525	9,83576 + 4	1,19587	9,70714—1	9,76220—1	339,333	1,4897
500	284,900	9,54613	1,16727	9,42130	9,52876	338,370	1,5195
750	283,276	9,26346	1,13921	9,14232	9,29964	337,403	1,5500
1000	281,651	8,98763	1,11166	8,87010	9,07477	336,435	1,5813
1500	278,402	8,45597	1,05810	8,34539	8,63759	334,489	1,6463
2000	275,154	7,95014	1,00655	7,84618	8,21676	332,532	1,7147
2500	271,906	7,46917	9,56954—1	7,37150	7,81187	330,563	1,7868
3000	268,659	7,01212	9,09254	6,92042	7,42248	328,584	1,8628
3500	265,413	6,57804	8,63402	6,49202	7,04818	326,592	1,9429
4000	262,166	6,16604	8,19347	6,08541	6,68854	324,589	2,0275
4500	258,921	5,77526	7,77038	5,69973	6,34317	322,573	2,1167
5000	255,676	5,40483	7,36429	5,33415	6,01166	320,545	2,2110
5500	252,431	5,05398	6,97469	4,98784	5,69362	318,505	2,3107
6000	249,187	4,72176	6,60111	4,66002	5,38866	316,452	2,4162
6500	245,943	4,40755	6,24310	4,34991	5,09641	314,385	2,5278
7000	242,700	4,11053	5,90018	4,05677	4,81648	312,306	2,6461
7500	239,457	3,82997	5,57192	3,77988	4,54850	310,212	2,7714
8000	236,215	3,56516	5,25786	3,51854	4,29213	308,105	2,9044
8500	232,974	3,31542	4,95757	3,27206	4,04700	305,984	3,0457
9000	229,733	3,08007	4,67063	3,03979	3,81276	303,848	3,1957
9500	226,492	2,85847	4,39661	2,82109	3,58907	301,697	3,3553
10000	223,252	2,64999	4,13510	2,61533	3,37559	299,532	3,5251
10500	220,013	2,45402	3,88570	2,42193	3,17200	297,351	3,7060
11000	216,774	2,26999	3,64801	2,24031	2,97797	295,154	3,8988
11500	216,650	2,09847	3,37429	2,07103	2,75453	295,069	4,2131
12000	216,650	1,93994	3,11937	1,91457	2,54643	295,069	4,5574
12500	216,650	1,79340	2,88375	1,76995	2,35408	295,069	4,9297
13000	216,650	1,65796	2,66595	1,63628	2,17629	295,069	5,3325
13500	216,650	1,53276	2,46464	1,51272	2,01195	295,069	5,7680
14000	216,650	1,41703	2,27855	1,39850	1,86004	295,069	6,2391
14500	216,650	1,31006	2,10654	1,29293	1,71963	295,069	6,7486
15000	216,650	1,21118	1,94755	1,19534	1,58983	295,069	7,2995
15500	216,650	1,11977	1,80057	1,10513	1,46985	295,069	7,8954
16000	216,650	1,03528	1,66470	1,02174	1,35894	295,069	8,5397
16500	216,650	9,57173 + 3	1,53911	9,44657—2	1,25642	295,069	9,2366
17000	216,650	8,84970	1,42301	8,73398	1,16164	295,069	9,9902
17500	216,650	8,18224	1,31568	8,07524	1,07403	295,069	1,0805—4
18000	216,650	7,56521	1,21647	7,46628	9,93034—2	295,069	1,1686
18500	216,650	6,99480	1,12475	6,90333	9,18160	295,069	1,2639
19000	216,650	6,46747	1,03995	6,38290	8,48942	295,069	1,3670
19500	216,650	5,97997	9,61565—2	5,90178	7,84951	295,069	1,4784
20000	216,650	5,52929	8,89097	5,45699	7,25793	295,069	1,5989
21000	217,581	4,72892	7,57146	4,66708	6,18078	295,703	1,8843
22000	218,574	4,04748	6,45096	3,99456	5,26609	296,377	2,2201

ПРИЛОЖЕНИЕ В

Таблица В.1 – Относительные массы конструкции, силовой установки, оборудования и управления, а также топлива самолетов с обычным взлетом и посадкой

Назначение самолета		$\bar{m}_{\text{кон}}$	$\bar{m}_{\text{с. у}}$	$\bar{m}_{\text{об. упр}}$	\bar{m}_{T}
Дозвуковые пассажирские магистральные	легкие	0,30 ... 0,32	0,12 ... 0,14	0,12 ... 0,14	0,18 ... 0,22
	средние	0,28 ... 0,30	0,10 ... 0,12	0,10 ... 0,12	0,26 ... 0,30
	тяжелые	0,25 ... 0,27	0,08 ... 0,10	0,09 ... 0,11	0,35 ... 0,40
Сверхзвуковые пассажирские	0,20 ... 0,24	0,08 ... 0,10	0,07 ... 0,09	0,45 ... 0,52	
Многоцелевые для местных авиалиний		0,29 ... 0,31	0,14 ... 0,16	0,12 ... 0,14	0,12 ... 0,18
Спортивно-пилотажные		0,32 ... 0,34	0,26 ... 0,30	0,06 ... 0,07	0,10 ... 0,15
Сельскохозяйственные специализированные		0,24 ... 0,30	0,12 ... 0,15	0,12 ... 0,15	0,08 ... 0,12
Легкие гидросамолеты		0,34 ... 0,38	0,12 ... 0,15	0,12 ... 0,15	0,10 ... 0,20
Мотопланеры		0,48 ... 0,52	0,08 ... 0,10	0,06 ... 0,08	0,08 ... 0,12
Истребители		0,28 ... 0,32	0,18 ... 0,22	0,12 ... 0,14	0,25 ... 0,30
Бомбардировщики	легкие	0,26 ... 0,28	0,10 ... 0,12	0,10 ... 0,12	0,35 ... 0,40
	средние	0,22 ... 0,24	0,08 ... 0,10	0,07 ... 0,10	0,45 ... 0,50
	тяжелые	0,18 ... 0,20	0,06 ... 0,08	0,06 ... 0,08	0,55 ... 0,60
Военно-транспортные и грузовые	легкие	0,30 ... 0,32	0,12 ... 0,14	0,16 ... 0,18	0,20 ... 0,25
	средние	0,26 ... 0,28	0,10 ... 0,12	0,12 ... 0,14	0,25 ... 0,30
	тяжелые	0,28 ... 0,32	0,08 ... 0,10	0,06 ... 0,08	0,30 ... 0,35

ПРИЛОЖЕНИЕ Г

Таблица Г.1 – Сводка масс самолетов Ил-96-300 и Ил-114

	Самолеты	
	Ил-96-300	Ил-114
Наименование агрегатов и систем	Масса агрегатов, кг	
I. ПЛАНЕР	67159	6893
Крыло	32718	2829
Фюзеляж	19865	2504
Оперение	4984	640
Шасси	9592	920
II. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА	21933	2808
Двигатель в поставке:		
— двигатель сухой	11800	1060
— агрегаты на двигателе	2248	325
— реверсивное устройство	2280	-
Маслосистема	-	42
Винты	-	430
Гондолы, узлы крепления, выхлоп	1653	645
Пилоны	2290	-
Управление двигателями	86	64
Топливная система	855	109
Несливаемый остаток топлива	200	20
Установка ВСУ	521	113
III. ОБОРУДОВАНИЕ	23065	5447
Электрооборудование	5084	1767
Радиосвязное оборудование и система развлечения	1006	225
Пилотажно-навигационное оборудование, автоматизированная бортовая система управления и т.п.	1614	631
Гидросистема	1654	216
Управление рулями и элеронами	1100	375
Управление механизацией	1574	138
Система пожаротушения	391	67
Противообледенительная система	145	59
Стационарная кислородная система	85	21
Высотная система (системы кондиционирования воздуха и раскрутки двигателей)	2078	374
Теплозвукоизоляция	1179	264
Туалеты, водоснабжение и канализация	979	83

Конструкция буфета	338	27
Отделка, багажные полки и перегородки	2058	560
Кресла экипажа и бортпроводников	250	67
Кресла пассажирские	2757	439
Багажное оборудование	547	124
Узлы крепления средств спасения	226	10
Окраска и покрытия	325	55
Неучтенные детали	948	-
ИТОГО: ПУСТОЙ САМОЛЕТ	113431	15203
m_0	216000 кг	21000кг

ПРИЛОЖЕНИЕ Д

Межотраслевой фонд эвристических приемов преобразования объекта

1. Преобразование формы

- 1.1. Использовать круговую, спиральную, древовидную, сферическую или другую компактную форму.
- 1.2. Сделать в объекте (элементе) отверстия или полости. Инверсия приема.
- 1.3. Проверить соответствие формы объекта канонам симметрии. Перейти от симметричной формы и структуры к асимметричной. Инверсия приема.
- 1.4. Перейти от прямолинейных частей, плоских поверхностей, кубических и многогранных форм (особенно в местах сопряжении) к криволинейным, сферическим и обтекаемым формам. Инверсия приема.
- 1.5. Объекту (элементу), работающему под нагрузкой, придать выпуклую (более выпуклую) форму.
- 1.6. Компенсировать нежелательную форму сложением с обратной по очертанию формой.
- 1.7. Выполнить объект в форме:
 - другого технического объекта, имеющего аналогичное название или назначение;
 - животного, растения или их органа;
 - человека или его органов.
- 1.8. Сделать объект (элемент) приспособленным к форме человека или его органов.
- 1.9. Использовать в аналогичных условиях работы природный принцип формирования в живой или неживой природе.
- 1.10. Сделать рациональный (оптимальный) раскрой листового или объемного материала; внести изменения в форму деталей для более полного использования материала.

- 1.11. Выбрать конструкцию деталей, в наибольшей мере приближающуюся по форме и размерам выпускаемого проката и других профильных заготовок.
- 1.12. Найти глобально-оптимальную форму объекта.
- 1.13. Найти наибольшую цельную форму объекта (зрительное выделение главного функционального элемента, устранение или прикрытие многих ненужных деталей и т. д.).
- 1.14. Использовать различные виды симметрии и асимметрии, динамические и статические свойства формы, ритма (чередования одинаковых или схожих элементов), нюансов и контраста.
- 1.15. Осуществить гармоническую увязку форм различных элементов (выбор масштабов и соотношений между объектами и окружающей предметной средой, использование эстетически предпочтительных пропорций).
- 1.16. Выбрать (придумать) наиболее красивую форму объекта и его элементов.

2. Преобразование структуры

- 2.1. Исключить наиболее напряженный (нагруженный) элемент.
- 2.2. Исключить элемент при сохранении объектом всех прежних функций. Один элемент выполняет несколько функций, благодаря чему отпадает необходимость в других элементах. Убрать "лишние детали" даже при потере "одного процента эффекта".
- 2.3. Присоединить к объекту новый элемент в виде жестко или шарнирно соединенной пластины (стержня, оболочки или трубы), находящейся в рабочей среде или в контакте с ней.
- 2.4. Присоединить к базовому объекту дополнительное специализированное орудие труда, инструмент и т. п.
- 2.5. Заменить связи (способ или средства соединения) между элементами; жесткую связь сделать гибкой или наоборот.
- 2.6. Заменить источник энергии, тип привода, цвет и т. д.
- 2.7. Заменить механическую схему электрической, тепловой, оптической или

электронной.

- 2.8. Существенно изменить компоновку элементов; уменьшить компоновочные затраты.
- 2.9. Сосредоточить органы управления и контроля в одном месте.
- 2.10. Объединить элементы единым корпусом, станиной или изготовить объект цельным.
- 2.11. Ввести единый привод, единую систему управления или энергоснабжения.
- 2.12. Соединить однородные или предназначенные для смежных операций объекты.
- 2.13. Объединить в одно целое объекты, имеющие самостоятельное назначение, которое сохраняется после объединения в новом комплексе.
- 2.14. Использовать принцип агрегатирования. Создать базовую конструкцию (единую раму, станину), на которую можно "навесить" различные (в различных комбинациях) рабочие органы, агрегаты, инструменты.
- 2.15. Совместить или объединить явно или традиционно несовместимые объекты, устранив возникающие противоречия.
- 2.16. Выбрать материал, обеспечивающий минимальную трудоемкость изготовления деталей и обработки заготовок.
- 2.17. Использовать раздвижные раскладные сборные надувные и другие конструкции, обеспечивающие значительное уменьшение габаритных размеров при переводе ТО из рабочего состояния в нерабочее.
- 2.18. Найти глобально-оптимальную структуру.
- 2.19. Выбрать (придумать) наиболее красивую структуру.

3. Преобразования в пространстве

- 3.1. Изменить традиционную ориентацию объекта в пространстве; - горизонтальное положение на вертикальное или наклонное;
 - положить на бок;
 - повернуть низом вверх;

- повернуть путем вращения.

3.2. Использовать "пустое пространство" между элементами объекта. Один элемент проходит сквозь полость в другом элементе.

3.3. Объединить известные порознь объекты (элемента) с размещением одного внутри другого по принципу "матрешки".

3.4. Размещение по одной линии заменить размещением по нескольким линиям или по плоскостям. Инверсия приема.

3.5. Заменить размещение по плоскости размещением по нескольким плоскостям или в трехмерном пространстве; перейти от одноэтажной (однослойной) компоновки к многоэтажной (многослойной). Инверсия приема.

3.6. Изменить направление действия рабочей силы или среды.

3.7. Перейти от контакта в точке к контакту по линии; от контакте по линии к контакту по поверхности; от контакта по поверхности к объемному (пространственному). Инверсия приема.

3.8. Осуществить сопряжение по нескольким поверхностям.

3.9. Приблизить рабочие органы объекта к месту выполнения ими своих функций без передвижения самого объекта.

3.10. Заранее расставить объекты так, чтобы они могли вступить в действие с наиболее удобного места и без затрат времени на их доставку.

3.11. Перейти от последовательного соединения элементов к параллельному или смешанному. Инверсия приема.

3.12. Разделить объект на части так, чтобы приблизить каждую из них к тому месту, где она работает.

3.13. Разделить объект на две части-"объемную" и "необъемную"; вынести "объемную" часть за пределы, ограничивающие объем. V 3.14. Вынести элементы, подверженные действию вредных факторов, за пределы их действия.

3.15. Перенести (поместить) объект или его элемент в другую среду, исключаящую действие вредных факторов.

3.16. Выйти за традиционные пространственные ограничения или габаритные размеры.

4. Преобразования во времени

4.1 Перенести выполнение действия на другое время. Выполнить требуемое действие до начала или после окончания работы.

4.2. Перейти от непрерывной подачи энергии (вещества) или непрерывного действия (процесса) к периодическому или импульсному, Инверсия приема.

4.3. Перейти от стационарного во времени режима к изменяющемуся.

4.4. Исключить бесполезные ("вредные") интервалы времени. Использовать паузу между импульсами (периодическими действиями) для осуществления другого действия.

4.5. По принципу непрерывного полезного действия осуществлять работу объекта непрерывно, без холостых ходов. Все элементы объекта должны все время работать с полной нагрузкой.

4.6 Изменить последовательность выполнения операций.

4.7. Перейти от последовательного осуществления операций к параллельному (одновременному). Инверсия приема.

4.8. Совместить технологические процессы или операции. Объединить однородные или смежные операции. Инверсия приема.

5. Преобразование движения и силы

5.1. Изменить направление вращения.

5.2. Заменить поступательное (прямолинейное) или возвратно-поступательное движение вращательным. Инверсия приема.

5.3. Устранить или сократить холостые, обратные и промежуточные ходы и движения. 5.4. Существенно изменить направление движения, в том числе на противоположное.

- 5.5. Заменить традиционную сложную траекторию движения прямой или окружностью. Инверсия приема.
- 5.6. Заменить изгиб растяжением или сжатием. Заменить сжатие растяжением.
- 5.7. Разделить объект на две части - "тяжелую" и "легкую", передвигать только "легкую" часть.
- 5.8. Изменить условия работы так, чтобы не приходилось поднимать или опускать обрабатываемый объект.
- 5.9. Заменить трение скольжения трением качения. Инверсия приема.
- 5.10. Перейти от неподвижного физического поля к движущемуся. Инверсия приема.
- 5.11. Разделить объект на части, способные перемещаться относительно друг друга. Сделать движущиеся элементы неподвижными, а неподвижные движущимися.
- 5.12. Изменить условия работы так, чтобы опасные или "вредные" моменты осуществлялись на большой скорости. Инверсия приема.
- 5.13. Использовать магнитные силы.
- 5.14. Компенсировать действие массы объекта соединением его с объектом, обладающим подъемной силой.

6. Преобразование материала и вещества

- 6.1. Рассматриваемый элемент и взаимодействующие с ним элементы сделать из одного и того же материала или близкого ему по свойствам. Инверсия приема.
- 6.2. Выполнить элемент или его поверхность из пористого материала. Заполнить поры каким-либо веществом.
- 6.3. Разделить объект (элемент) на части так, чтобы каждая из них могла быть изготовлена из наиболее подходящего материала.
- 6.4. Убрать лишний материал, не несущий функциональной нагрузки.
- 6.5. Изменить поверхностные свойства объекта (элемента); упрочить

поверхность объекта; нейтрализовать свойства материала на поверхности объекта.

6.6. Заменить жесткую часть элементами из материала, допускающего изменение формы при эксплуатации; вместо жестких объемных конструкций использовать гибкие оболочки и пленки. Инверсия приема.

6.7. Изменить физические свойства материала, например, изменить агрегатное состояние.

6.8. Заменить некоторые объекты среды на объекты с другими физико-механическими и химическими свойствами.

6.9. Использовать другой материал (более дешевый, новейший и т. д.).

6.10. Использовать детали из материала с последующим отверждением.

6.11. Отделить вредные или нежелательные примеси от вещества.

6.12. Заменить традиционную окружающую среду. Рассмотреть возможность использовать вакуума, инертной, водной, космической или какой-либо другой среды.

6.13. Заменить объекты их оптическими копиями (изображениями); использовать изменение масштаба изображения. Перейти от видимых оптических копий к инфракрасным, ультрафиолетовым и другим изображениям.

6.14. Дорогостоящий долговечный элемент заменить дешевым, недолговечным.

6.15. Заменить разнородные по материалу и форме элементы одним унифицированным или стандартным элементом.

6.16. Выполнить элементы из материалов с различающимися характеристиками, дающими нужный эффект (например, с разным термическим расширением).

6.17. Вместо твердых частей использовать жидкие или газообразные (надувные, гидронаполняемые, воздушные подушки, гидростатические, гидрореактивные). Инверсия приема.

6.18. Выбрать материалы, обеспечивающие снижение отходов при

изготовлении деталей. Например, перейти от применения деталей, изготавливаемых обработкой резанием, к деталям из пластмассы (изготавливаемых формовкой) или металлокерамики.

6.19. Перейти к безотходным технологиям, например, получить отходы материалов в более ценном виде, позволяющем использовать их для изготовления Других деталей.

6.20. Осуществить упрочнение материалов механической термической, термохимической, электрофизической, электрохимической, лазерной и другими видами обработки.

6.21. Использовать материалы с более высокими удельными прочностными, электрическими, теплофизическими и другими характеристиками.

6.22. Использовать армированные, композиционные, пористые и другие новые перспективные материалы.

6.23. Использовать материал с изменяемыми во времени характеристиками (жесткостью, прозрачностью и т. д.).

7. Приемы дифференциации

7.1. Разделить движущийся поток (вещества, энергии, информации) на два или несколько.

7.2. Разделить сыпучий, жидкий или газообразный объект на части.

7.3. Сделать элемент съемным, легко отделяемым.

7.4. Дифференцировать привод и другие источники энергии; приблизить их к исполнительным органам и рабочим зонам.

7.5. Сделать автономным управление и привод каждому элементу.

7.6. Провести дробление традиционного целого объекта на мелкие однородные элементы с аналогичной функцией. Инверсия приема.

7.7. Разделить объект на части, после чего изготавливать, обрабатывать, грузить и т. п. каждую часть отдельно, а затем выполнять сборку.

7.8. Разделить объект на части так, чтобы их можно было заменять при изменении режима работы. 7.9. Разделить объект на части: "горячую" и

"холодную"; изолировать одну от другой.

7.10. Представить объект в виде составной конструкции; изготовить его из отдельных элементов и частей.

7.11. Придать блочную структуру объекту; при которой каждый блок выполняет самостоятельную функцию.

7.12. Выделить в объекте самый нужный элемент (нужное свойство) и усилить его или улучшить условия его работы.

8. Количественные изменения

8.1. Резко изменить (в несколько раз, в десятки и сотни раз) параметры или показатели объекта (его элементов, окружающей среды).

8.2. Увеличить в объекте число одинаковых или подобных друг другу элементов (или сделать наоборот). Изменить число одновременно действующих или обрабатываемых объектов (элементов), например, рабочих машин, их рабочих органов, двигателей и т. д.

8.3. Изменить габаритные размеры, объем или длину Объекта при переводе его в рабочее или нерабочее состояние.

8.4. Увеличить степень дробления объекта (или сделать наоборот).

8.5. Допустить незначительное снижение требуемого эффекта.

8.6. Использовать идею избыточного решения (если трудно получить 100% требуемого эффекта, задаться получить несколько больше).

8.7. Изменить (усилить) вредные факторы так, чтобы они перестали быть вредными.

8.8. Уменьшить число функций объекта и сделать его более специализированным, соответствующим только оставшимся функциям и требованиям.

8.9. Гиперболизировать, значительно увеличить размеры объекта и найти ему применение. Инверсия приема.

8.10. Повысить интенсивность технологических процессов с рабочей зоной в виде площадки или замкнутого объекта.

8.11. Создать местное локальное качество; осуществить локальную концентрацию сил, напряжения и т. п.

8.12. Найти глобально-оптимальные параметры ТО по различным критериям развития.

9. Использование профилактических мер

9.1. Предусмотреть прикрытие и защиту легко повреждающихся элементов. Экранировать объект.

9.2. Ввести предохранительные устройства или блокировку.

9.3. Разделить хрупкий и часто повреждающийся объект на части.

9.4. Выполнить объект (элемент) разборным так, чтобы можно было заменить отдельные поврежденные части.

9.5. Для уменьшения простоев и повышения надежности создать легко используемый запас рабочих органов или элементов. Предусмотреть в ответственных частях объекта дублирующие элементы.

9.6. Защитить элемент от воздушной или другой агрессивной среды.

9.7. Заранее придать объекту напряжения, противоположные недопустимым или нежелательным рабочим напряжениям.

9.8. Заранее придать объекту изменения, противоположные недопустимым или нежелательным изменениям, возникающим в процессе работы.

9.9. Заранее выполнить требуемое изменение объекта (полностью или хотя бы частично).

9.10. Обеспечить автоматическую подачу смазочных материалов к трущимся частям.

9.11. Изолировать объект от внешней среды с помощью гибких оболочек и тонких пленок (поместить объект в оболочку, капсулу, гильзу). Инверсия приема.

9.12. Придать объекту новое свойство, например, обеспечить его плавучесть, герметизацию, самовосстановление, сделать его прозрачным, электропроводным и т. д.

- 9.13. Сделать объект (элементы) взаимозаменяемым.
- 9.14. Предусмотреть компенсацию неточностей изготовления объекта.
- 9.15. Разделить объект на части так, чтобы при выходе из строя одного элемента объект в целом сохранял работоспособность.
- 9.16. Для повышения надежности заранее подготовить аварийные средства.
- 9.17. Обеспечить снижение или устранение вибрационных, ударных нагрузок и инерционных перегрузок.
- 9.18. Использовать объекты живой и неживой природы в формировании зоны эстетического воздействия.
- 9.19. Исключить из окружающей предметной среды объекты, вызывающие отрицательные эмоции (создание зеленой изгороди из деревьев и кустарников, маскировка, мимикрия под предметы, вызывающие положительные эмоции и т. д.).
- 9.20. Исключить шумы и запахи, вызывающие отрицательные эмоции; трансформировать их в более эстетические звуки и ароматы.
- 9.21. Создать замкнутые безотходные технологии с утилизацией и возвращением в производство загрязняющих веществ в виде сырья и материалов.
- 9.22. Осуществить разработку новых устройств и технологий, обеспечивающих резкое снижение загрязнения и изменения среды (например, геотехнология, приливные гидроэлектростанции и т. д.).

10. Использование резервов

- 10.1. Использовать массу объекта (элемента) или периодически возникающие усилия для получения дополнительного эффекта.
- 10.2. Компенсировать чрезмерный расход энергии получением какого-либо дополнительного положительного эффекта.
- 10.3. Исключить подбор и подгонку (регулировку и выверку) деталей и узлов при сборе объекта.
- 10.4. Устранить вредный фактор (например, за счет компенсации его другим

вредным фактором).

10.5. Использовать или аккумулировать тормозную и другую попутно получаемую энергию.

10.6. Вместо действия, диктуемого условиями задачи, осуществить обратное действие (например, не охлаждать объект, а нагревать).

10.7. Выполнивший свое назначение или ставший ненужным элемент, отходы (энергия, вещество) использовать для других целей.

10.8. Использовать вредные факторы (в частности, вредные воздействия среды) для получения положительного эффекта.

10.9. Выбрать и обеспечить оптимальные параметры (температуру, влажность, освещение и Др.).

10.10. Уточнить расчетные напряжения в элементах на основе использования более точных математических моделей и ЭВМ.

10.11. Перейти на другие физические принципы действия с более дешевыми или доступными источниками энергии или более высоким КПД.

10.12. После конструктивного улучшения какого-либо элемента определить, как должны быть изменены другие элементы, чтобы эффективность объекта в целом еще более повысилась.

11. Преобразования по аналогии

11.1. Применить объект, предназначенный для выполнения аналогичной функции в другой отрасли техники, пользуясь классификаторами патентов.

11.2. Использовать природный принцип повторяемости однотипных элементов (пчелиные соты, клетки, листья, кристаллы и т. п.).

11.3. Использовать в качестве прототипа искомого технического решения объект неживой или живой природы, близкие или отдаленные области техники.

11.4. Применить решение, аналогичное имеющемуся: в ведущей отрасли техники или в древних и прошлых технических объектах;

- в неживой природе (физика, химия, биохимия и др.);

- в современных или вымерших живых организмах;
- в экономике или общественной жизни людей;
- в научно-фантастической литературе.

Ответить на вопрос, как решаются подобные задачи в указанных областях?

11.5. Использовать аналоги свойств других объектов; использовать свойства без самого объекта.

11.6. Применить принцип имитации, заключающийся в создании таких объектов, которые по форме, цвету, внешнему виду и другим необходимым свойствам аналогичны другому объекту, V 11.7. Использовать эмпатию: мысленно превратить себя в объект (элемент), с помощью своих ощущений найти наиболее целесообразное решение.

11.8. Использовать в качестве прототипа детские игрушки.

11.9. Вместо недоступного, сложного, дорогостоящего или хрупкого объекта использовать его упрощенные и дешевые копии, модели, макеты.

12. Повышение технологичности

12.1. Упростить форму и конструкцию деталей путем сокращения числа обрабатываемых поверхностей, неплоских и некруговых поверхностей, рабочих ходов при обработке.

12.2. Выбрать форму и конструкцию элементов, обеспечивающие применение наиболее производительного технологического оборудования, приспособлений и инструмента.

12.3. Выбрать конструкцию деталей узлов, обеспечивающую максимальное совмещение и одновременное выполнение операций обработки и сборки.

12.4. Снизить или исключить пригоночные работы при сборке. Использовать средства компенсации неточности изготовления.

12.5. Осуществить технологическую унификацию конструкций, формы и размеров деталей.

12.6. Заменить механическую обработку способом обработки без снятия стружки.

- 12.7. Использовать саморегулирующиеся, восстанавливающиеся, самозатачивающиеся элементы и инструменты, сокращающие трудоемкость профилактического ухода и ремонта.
- 12.8. Максимально применять стандартные элементы, имеющие весьма широкую область применения.
- 12.9. Использовать модульный принцип конструирования, когда из небольшого числа стандартных элементов (универсального набора) можно собрать любое изделие в заданном классе (например, универсально-сборные приспособления, универсальная система элементов промышленной пневмоавтоматики).
- 12.10. Максимально использовать в проектируемом объекте освоенные в производстве узлы и детали.
- 12.11. Максимально использовать заготовки с размерами, близкими к размерам готовой детали. Использовать точное литье, штамповку, сварку.
- 12.12. Выбрать наиболее целесообразное расчленение объекта на блоки, узлы и детали.
- 12.13. Выбрать материал, обеспечивающий минимальную трудоемкость изготовления деталей.

ПРИЛОЖЕНИЕ Б

Чертеж самолета

Технические характеристики самолета

- Самолет шасси:** колесный, $n = 250$
 Характеристики силовой установки
 Тип и количество двигателей - 2 TP100
 Pratt & Whitney 4000-94
 Удельный расход топлива - 0,38 кг/длн ч
 Степень джокинговости - 4,8
 Удельный вес двигателя - 0,85
- Массовые характеристики**
 Взлетная масса - 200 000 кг
 Масса коммерческой нагрузки - 34 125 кг
 Масса пустого самолета - 88 000 кг
 Масса топлива - 46 170 кг
 Весовая отдача - 0,56
- Летные характеристики**
 Максимальная скорость на H_{max} - 1000 км/ч
 Крестовая скорость на H_{max} - 950 км/ч
 Максимальная скорость - 220 км/ч
 Высота $H = 12 000$ м
 Дальность полета с нагрузкой $L = 10 000$ км
 Длина разбега - 2600 м
- Геометрические характеристики**
 Площадь крыла - 337,9 м²
 Размах крыла - 55,8 м
 Удлинение крыла - 9,2
 Угол стреловидности крыла - 32°
 Диаметр фюзеляжа - 6 м
 Удлинение фюзеляжа - 11
 Удлинение носовой части фюзеляжа - 15
 Среднее Γ_0 - 3
 Угол стреловидности Γ_0 - 35°
 Площадь Γ_0 - 84,5 м²
 Удлинение Γ_0 - 15
 Угол стреловидности Γ_0 - 40°
 Площадь Γ_0 - 47,3 м²
 Относительная длина шасси - 0,35
 Относительная колесная база - 0,11
- Прочие данные**
 Экипаж - 4 чел.
 Габариты пассажирской кабины - 5,28x2,13x3,24
 Тип ВПП - бетонное покрытие

Самолет		Лет.	Масса	Максимум
		1800		
Лет.	Лет.			
СГАУ зр.14.09				

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Проектирование самолетов/С.М. Егер [и др.] – М.: Машиностроение, (1983), 2005.-616 с.
2. Концептуальное проектирование самолета: учебное пособие / В.А. Комаров [и др.]: под ред. д-ра техн. наук, проф. В.А. Комарова: / Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 2010. - 141 с.: илл.
3. Концептуальное проектирование самолета: Метод. указания к курсовому проекту / Самар. гос. аэрокосм. ун-т; Сост. Д.М. Козлов. Самара, 2010. - 24 с.
4. Математическое моделирование при формировании облика летательного аппарата / В.В. Гуляев, О.Ф. Демченко, Н.Н. Долженков, А.И. Матвеев, А.В. Подобедов; под ред. А.В. Подобедова. М.: Машиностроение, 2005.
5. Особенности проектирования легких боевых и учебно-тренировочных самолетов / А.Н. Акимов, В.В. Воробьев, О.Ф. Демченко, Н.Н. Долженков, А.И. Матвеев, В.А. Подобедов; под ред. Н.Н. Долженкова и В.А. Подобедова. М.: Машиностроение, 2005.
6. Егер С.М., Лисейцев Н.К., Самойлович О.С. Основы автоматизированного проектирования самолетов: Учеб. пособие для студентов авиационных специальностей вузов./С.М. Егер, Н.К. Лисейцев, О.С. Самойлович. – М.: Машиностроение, 1986. – 232 с, ил.
7. Авиация ПВО России и научно-технический прогресс: боевые комплексы и системы вчера, сегодня и завтра / под ред. Е.А. Федосова. – М.: Дрофа, 2005 – 734 с.
8. Авиация ВВС России и научно-технический прогресс. Боевые комплексы и системы вчера, сегодня, завтра: монография / под. ред. Е.А. Федосова. – М.: Дрофа, 2005 – 815 с.

9. Машиностроение. Энциклопедия. Том 1V-21. Самолеты и вертолеты. Кн 2. Проектирование, конструкции и системы самолетов и вертолетов./ под ред. А.М. Матвеевко - М.: Машиностроение, 2005.-752 с.
10. Корольков О.Н. Уравнение существования самолета: учебное пособие / О.Н.Корольков – Самара: СГАУ, 2000. – 31 с.
11. Комаров В.А. Конструкция и проектирование несущих поверхностей летательных аппаратов: учебное пособие/ В.А. Комаров- Самара: СГАУ, 2002 – 96 с.
12. Вырыпаев А.А., Козлов Д.М., Комаров В.А., Кузнецов А.С. Комплексный учет весовой и аэродинамической эффективности крыльев в проектировании самолетов // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». – М.: Машиностроение. – 2010. – №10. – с.33-44.
13. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов/Э. Торенбик – М.: Машиностроение, 1983. – 648 с.
14. Итоги науки и техники. Сер. Авиастроение, Т.2, Ч.1. М.: Изд. ВИНТИ, 1976.
15. Итоги науки и техники. Сер. Авиастроение, Т.2, Ч.2, М.: Изд. ВИНТИ, 1976.
16. Половинкин А.И. Основы инженерного творчества: Учеб. Пособие для студентов вузов. – М.: Машиностроение, 1988. – 368 с.
17. Орлов П.И. Основы конструирования: Справочно-методическое пособие. В 2-х кн./Под ред. Учаева. – Изд. 3-е, испр. - М.: Машиностроение, 1988. – 560 с.
18. Боргест Н.М. Автоматизация предварительного проектирования самолета: Учебное пособие для студентов. – Самара: СГАУ, 1992. – 90 с.
19. Джонс Дж. К. Методы проектирования. – М.: Мир, 1986. – 326 с.
20. Дитрих Я. Проектирование и конструирование. Системный подход. – М.: Мир, 1981. – 456 с.
21. Список Интернет-ресурсов по авиации:
 - 21.1 <http://www.cofe.ru/avia/>

- 21.2 <http://www.airwar.ru/>
- 21.3 <http://www.warplane.ru/>
- 21.4 <http://www.airx.ru/>
- 21.5 <http://www.avia.claw.ru/>
- 21.6 <http://www.aviapediya.ru/>
- 21.7 <http://www.combatavia.info/>
- 21.8 <http://www.flymachines.ru/>
- 21.9 <http://www.airwiki.ru/>
- 21.10 <http://www.pro-samolet.ru>
- 21.11 <http://adg.stanford.edu/aa241/AircraftDesign.html>

