

**Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
«Московский авиационный институт»
(национальный исследовательский университет)**

На правах рукописи



Арутюнов Артем Георгиевич

**МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ РАЦИОНАЛЬНОГО ОБЛИКА
КОММЕРЧЕСКОГО ТЯЖЕЛОГО РАМПОВОГО ГРУЗОВОГО
САМОЛЕТА НА ЭТАПЕ КОНЦЕПТУАЛЬНОГО
ПРОЕКТИРОВАНИЯ ИЗ УСЛОВИЯ ЕГО ПРИБЫЛЬНОСТИ**

Специальность 05.07.02

«Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов»

Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук

Научный руководитель д.т.н., профессор

Ендогур Аскольд Иванович

Москва 2017

ОГЛАВЛЕНИЕ

Список сокращений:	5
Список обозначений:	6
Введение	7
Глава 1 АНАЛИЗ ПЕРСПЕКТИВ РАЗВИТИЯ ТЯЖЕЛЫХ ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЕТОВ.....	14
Введение	14
1.4 Классификация транспортных самолетов	23
1.5. Особенности современных рамповых грузовых самолетов	26
1.6. Пути развития рамповых грузовых самолетов	29
Выводы по Главе 1	38
Глава 2 МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ТЕХНИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА.....	41
Введение	41
2.1 Геометрическая математическая модель	43
2.2 Массовая (весовая) математическая модель	52
2.2.1 Расчет массы конструкции крыла	53
2.2.2 Расчет массы конструкции фюзеляжа	54
2.2.3 Расчет массы конструкции оперения.....	64
2.2.4 Расчет массы шасси	65
2.2.5 Расчет массы силовой установки	68
2.2.6 Расчет массы систем и оборудования самолета	72
2.2.7 Верификация массовой математической модели	78
2.3 Аэродинамическая математическая модель	79
2.3.1 Определение коэффициента сопротивления крыла	83
2.3.2 Определение коэффициента сопротивления фюзеляжа	89
2.3.3 Определение коэффициента сопротивления двигательных гондол	91
2.3.4 Определение коэффициента сопротивления горизонтального оперения	92
2.3.5 Определение коэффициента сопротивления вертикального оперения	94
2.3.6 Верификация аэродинамической математической модели	94
2.4 Математическая модель расчета ЛТХ и ВПХ	98
2.4.1 Расчет потребной длины взлетно-посадочной полосы	99
2.4.2 Верификация модели расчета потребной длины ВПП	103
2.4.3 Расчет потребной массы топлива m_T при перелете на дальность L	104

2.4.4	Верификация модели расчета потребной массы топлива для перелета на дальность L	109
	Выводы по Главе 2.....	111
	Глава 3 ОСОБЕННОСТИ НАУЧНО-МЕТОДИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ АНАЛИЗА ОБЛИКА ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА	112
	Введение	112
3.1	Проблема оценки облика коммерческого транспортного самолета на этапе предварительного проектирования	117
3.2	Критерии и процесс оценки эффективности вариантов перспективного транспортного самолета	123
3.3	Критерий оценки эффективности коммерческого транспортного самолета.....	127
3.4	Научно-методическое обеспечение оценки облика перспективного транспортного самолета	131
3.5	Модель оценки совокупной выручки от эксплуатации тяжелого транспортного самолета.....	133
3.5.1	Сегментация рынка грузовых авиаперевозок	134
3.5.2	Алгоритм работы модели оценки совокупной выручки B	135
3.5.3	Прогнозирование емкости рынка грузовых авиаперевозок и востребованности в новых транспортных самолетах.....	136
3.5.4	Учет влияния технических характеристик проектируемого ТС на доступность сегмента рынка	139
3.5.5	Оценка количества востребованных на рынке транспортных самолетов и расчет совокупной выручки	146
3.6	Модель оценки совокупной стоимости жизненного цикла тяжелого транспортного самолета	147
3.6.1	Блок оценки стоимости НИОКР и испытаний.....	148
3.6.2	Блок оценки стоимости производства	154
3.6.3	Блок оценки стоимости эксплуатации	158
3.6.4	Оценка прямых эксплуатационных расходов (ПЭР).....	159
3.6.5	Оценка косвенных эксплуатационных расходов (КЭР).....	166
3.6.6	Оценка стоимости утилизации	167
3.6.7	Верификация модели оценки стоимости жизненного цикла.....	167
	Выводы по Главе 3.....	168

Глава 4 ПРОЕКТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ И АПРОБАЦИЯ НАУЧНО-МЕТОДИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ОЦЕНКИ ОБЛИКА КОММЕРЧЕСКОГО ТЯЖЕЛОГО ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА	169
4.1 Анализ существующих транспортных самолетов с использованием научно-методического обеспечения	169
4.1.1 Выбор объектов исследования	169
4.1.2 Верификация НМО на объектах исследования.....	174
4.1.3 Сравнение объектов исследования при помощи НМО	176
4.2 Синтез облика перспективного ТС	181
4.2.1 Анализ возможного облика перспективного ТС	181
4.2.2 Проектные исследования альтернативного варианта облика ТС среднесрочной перспективы.....	187
4.3 Параметрические исследования и апробация НМО.....	198
4.3.1 Параметрические исследования на примере прототипа Ан-124-100.....	200
4.3.2 Выбор облика перспективного ТС	206
Выводы по Главе 4.....	210
Заключение.....	212
Приложение А.....	218
Приложение Б.....	221
Приложение В	222
Приложение Г.....	234

Список сокращений:

АДТ	аэродинамическая труба
АДХ	аэродинамические характеристики
АНЗ	аэронавигационный запас (топлива)
БКДУ	бортовая кислорододобывающая установка
ВГД	вычислительная гидродинамика
ВЗК	вертикальные законцовки крыла
ВПП	взлетно-посадочная полоса
ВПХ	взлетно-посадочные характеристики
ВС	воздушное судно
ВСУ	вспомогательная силовая установка
ВТС	военно-транспортный самолет
ГГ	генеральный груз
ГС	грузовой самолет
КЗ	компенсационный запас (топлива)
КТРГС	коммерческий тяжелый рамповый грузовой самолет
КМ	конструкционные материалы
КЭР	косвенные эксплуатационные расходы
ЛА	летательный аппарат
л-т	ламинарно-турбулентный
ЛТХ	летно-технические характеристики
МВМ	максимальная взлетная масса
МСА	международная стандартная атмосфера
НМО	научно-методическое обеспечение
ПД	поршневой двигатель
ПК	программный комплекс
ПНО	пилотажно-навигационное оборудование
ПОС	противообледенительная система
ПРО	погрузочно-разгрузочное оборудование
ПС	пассажирский самолет
ПЭР	прямые эксплуатационные расходы
РГС	рамповый грузовой самолет
РЗ	резервный запас (топлива)
СГС	специальный грузовой самолет
СТГС	сверхтяжелый грузовой самолет
СТРГС	сверхтяжелый рамповый грузовой самолет
СТТС	сверхтяжелый транспортный самолет
СУ	силовая установка
ТВД	турбовинтовой двигатель
ТЗИ	теплозвукоизоляция
ТРГС	тяжелый рамповый грузовой самолет
ТРД	турбореактивный двигатель
ТРДД	турбореактивный двухконтурный двигатель
ТС	транспортный самолет
ТТ	технические требования
ТТС	тяжелый транспортный самолет
УНГ	уникальный негабаритный груз

ЦМ	центр масс
ЧПП	чартерные грузовые перевозки

Список обозначений:

K	аэродинамическое качество
K_{max}	максимальное аэродинамическое качество
$N_{сам}$	количество самолетов
M	число Маха
$M_{крс}$	число Маха крейсерского полета
$V_{крс}$	крейсерская скорость полета
Re	число Рейнольдса
S	опорная площадь крыла
χ	угол стреловидности
$\chi_{0.25}$	угол стреловидности по четверти хорд
λ	удлинение крыла по опорной площади
$\bar{c}_{ср}$	средняя относительная толщина крыла
b_0	корневая хорда крыла
$b_{САХ}$	средняя аэродинамическая хорда по опорной площади
b_k	концевая хорда крыла
$S_{м.ф}$	площадь миделя фюзеляжа
$\lambda_{ф}$	удлинение фюзеляжа
$\lambda_{г}$	удлинение мотогондолы
C_R	удельный расход топлива
m	степень двухконтурности двигателя
π_k	степень повышения давления
$m_{уд}$	удельная масса
$m_{пуст}$	масса пустого самолета
$m_{гр}$	масса груза
m_T	масса топлива
m_0	максимальная взлетная масса самолета
$m_в$	взлетная масса самолета
$H_{гк}$	высота грузовой кабины
$B_{гк}$	ширина грузовой кабины
$L_{гк}$	длина грузовой кабины
$H_{гр}$	высота груза
$B_{гр}$	ширина груза
$L_{гр}$	длина груза
$c_{у\alpha}$	коэффициент аэродинамической подъемной силы
$c_{x\alpha}$	коэффициент аэродинамической силы сопротивления
$T_в$	тяга двигателей на взлете
$t_{бл}$	блок-время (время типового полета)
$L_{бл}$	блок-дальность (дальность типового полета)
$V_{бл}$	блок-скорость (средняя скорость типового полета)

Введение

Рынок авиационных грузоперевозок является не только стремительно растущим сектором экономики, но и важным фактором развития промышленности, строительства и т.п. Без быстрой доставки скоропортящихся товаров, электроники и других изделий при помощи грузовых самолетов (ГС) сложно представить современную торговлю, а выполнение сложнейших транспортных операций по доставке крупногабаритного строительного оборудования, агрегатов ракет-носителей и самолетов при помощи воздушных судов (ВС) позволяют решать целый ряд насущных производственных и научно-технических задач.

К настоящему времени на рынке авиационных грузовых перевозок сформировалось три обширные сферы применения транспортных самолетов (ТС):

- перевозки генеральных (общих) грузов с использованием унифицированных контейнеров и поддонов;
- перевозки нестандартных грузов, таких как колесная и гусеничная техника, промышленное оборудование, воздушный и водный транспорт и т.п.;
- перевозки уникальных негабаритных грузов, таких как агрегаты воздушных судов и ракет-носителей, крупногабаритные строительные конструкции и т.п.

Первая сфера практически полностью обслуживается грузовыми самолетами, переоборудованными из пассажирских или построенными на их основе, а также собственно пассажирскими самолетами (ПС), использующими для перевозки стандартизованных контейнеров значительные объемы багажных отсеков. Для таких грузов строятся хорошо оборудованные аэропорты с массой унифицированного погрузочно-разгрузочного оборудования (ПРО). Исходя из того, что ГС широко унифицированы с ПС, они, как правило, имеют хорошие показатели экономичности, а их производство относительно дешево.

Третья сфера, в основном, обслуживается специальными грузовыми самолетами (СГС), спроектированными для решения конкретных узконаправленных транспортных задач. Примерами СГС могут служить самолеты Airbus A300-600ST и Boeing 747-400LCF. Как правило, СГС – это уникальные в своем роде машины, которые требуют такой же уникальной наземной инфраструктуры.

Наибольший интерес для задачи проектирования представляет вторая сфера, которая требует применения машин, являющихся самыми универсальными среди всех транспортных самолетов, а именно, рамповых грузовых самолетов (РГС). Такие самолеты могут применяться во всех трех сферах грузоперевозок (Рисунок 1), от транспортировки стандартных поддонов до фюзеляжей среднемагистральных самолетов, обеспечивать доставку грузов на аэродромы, не оборудованные специальным ПРО. К РГС относятся такие воздушные суда как Ан-124-100, Ил-76ТД, MD-17, L-100, L-500 и другие.

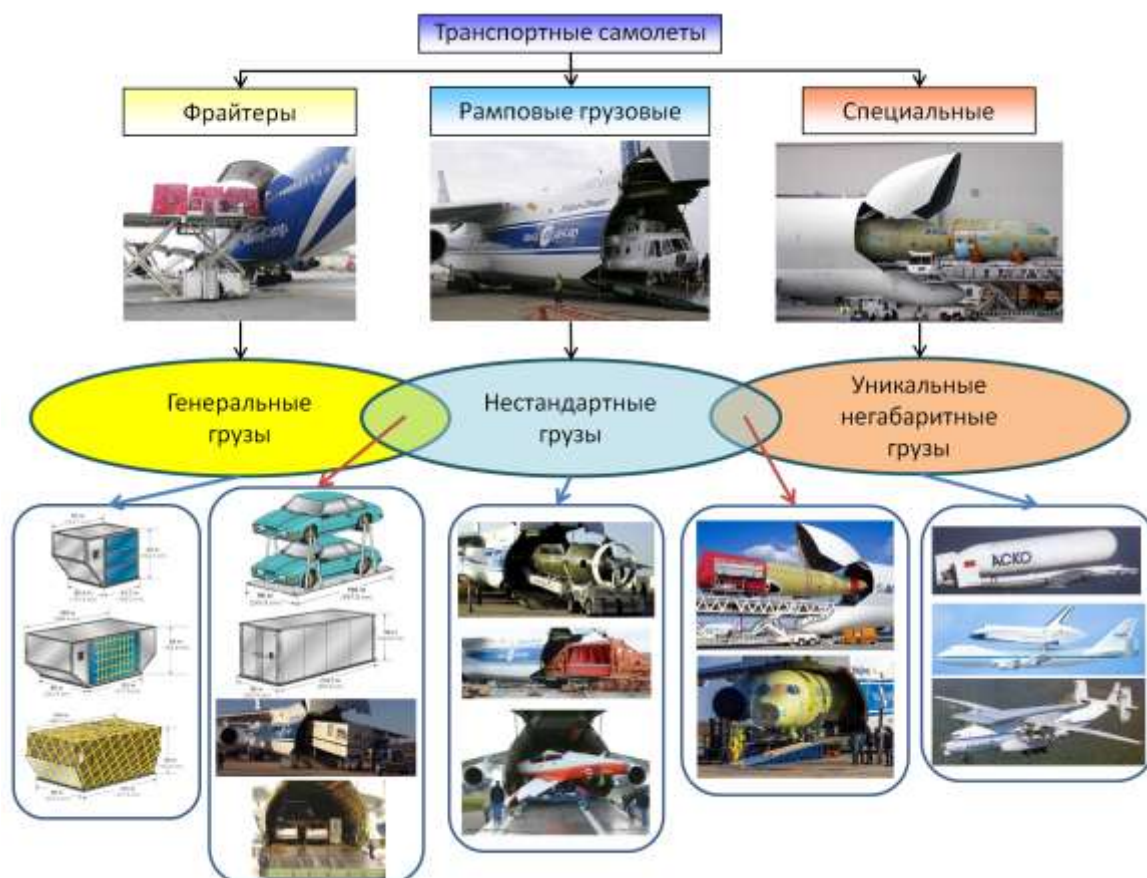


Рисунок 1 – Классификация и сферы применения транспортных самолетов

В то же время РГС, эксплуатируемые на рынке перевозок нестандартных авиационных грузов, к сегодняшнему дню выработали значительную часть своего ресурса. По некоторым оценкам, ресурс сверхтяжелых транспортных самолетов Ан-124-100 хватит в среднем примерно на 15 лет (1). Однако при всех преимуществах и транспортных возможностях, которые предоставляет тяжелый РГС на рынке коммерческих грузовых перевозок, следует признать, что его создание является сложным, трудоемким и дорогостоящим процессом. К тому же рынок сбыта для такого самолета достаточно ограничен (2). В этой связи разработка коммерческого тяжелого рампового грузового самолета (КТРГС) является актуальной проблемой.

Актуальность проблемы

Создание нового КТРГС является сложным, трудоемким и дорогостоящим процессом. К тому же рынок сбыта для такого самолета ограничен.

Успешная реализация нового проекта КТРГС зависит от решений, принятых на этапе концептуального проектирования, когда разрабатывается техническое предложение о создании нового самолета и необходимо рассмотреть несколько вариантов концептуального облика самолета, выполнить их параметрические и оптимизационные исследования.

Под концептуальным обликом самолета – понимается синтез внешней формы, размеров и взаимного расположения агрегатов самолета, определяющих его летно-технические,

эксплуатационные и экономические характеристики. В интересах коммерческой авиации особую роль при проработке технического предложения играют выявление и удовлетворение экономической потребности потенциального заказчика коммерческого самолета.

Однако в настоящее время не известны методы оценки экономической эффективности КТРГС на рынке чартерных грузовых перевозок. В связи с этим при концептуальном проектировании коммерческого транспортного самолета, в особенности тяжелого рампового сложилась необходимость в создании *методики*, которая позволила бы:

- выбирать наиболее оптимальные конструктивные решения и проектные параметры для возможных вариантов самолета;
- определять летно-технические и экономические характеристики проектных вариантов;
- объективно оценивать разработанные варианты КТРГС с точки зрения их коммерческой привлекательности;
- сравнивать выбранный вариант самолета с возможными конкурентами, учитывая его технико-экономические преимущества и прогнозируемые сценарии развития рынка авиационных грузоперевозок.

Анализ научной литературы показал, что проблемы проектирования транспортных самолетов затрагиваются в работах отечественных и зарубежных специалистов:

- О.К. Антонов и В.И. Толмачев, в работах которых рассмотрены основные аспекты общего и весового проектирования РГС, их место в транспортной структуре и перспективы развития, а также проведена классификация грузов, перевозимых на данном типе ВС;
- С.М. Егер и Н.К. Лисейцев, в трудах которых рассмотрены особенности проектирования фюзеляжей ГС;
- Г.В. Новожилов, И.Я. Катырев, М.С. Неймарк в работах которых описаны вопросы экономической эффективности самолетов и методов сравнительной оценки вариантов;
- J. Roskam и E. Torenbeek, в работах рассмотрены основные особенности конструкции фюзеляжа и аэродинамики ТС, описаны методы расчета эксплуатационных расходов и стоимости создания самолета;
- Terrence A. Weisshaar, R.G. Smethers, J.C. Muehlbauer, M. Hepperle в трудах которых предложены варианты облика перспективных транспортных самолетов.

Создание КТРГС вносит в процесс проектирования ряд особенностей, которые недостаточно освещены в существующих трудах отечественных и зарубежных авторов.

Место настоящей работы заключается в создании методики оценки влияния рынка грузовых перевозок на концептуальный облик КТРГС.

Целью диссертационной работы является разработка методики определения рационального облика коммерческого тяжелого рампового грузового самолета (КТРГС) из

условия его прибыльности, составляющей **научно-методическое обеспечение (НМО)** процесса концептуального проектирования.

В качестве основного критерия оценки конструкторских решений в настоящем НМО предлагается использовать **прибыль (П)** производителя и эксплуатанта. Этот критерий показывает, будет ли проект данного самолета приносить прибыль на рынке грузовых авиаперевозок.

Изучение рынка авиационных перевозок, позволяет определить требуемые эксплуатационные качества самолета по назначению в том числе (массу полезной нагрузки, характеристики базирования, габариты и основные свойства грузовой кабины, размер и расположение грузовых люков). Эти параметры влияют не только на стоимость производства и эксплуатации КТРГС, но и на выручку от авиаперевозок.

Для достижения поставленной цели в диссертационной работе должны быть решены следующие **задачи**:

- Сформировать требования к КТРГС на основе анализа рынка существующих транспортных самолетов;
- На основе анализа требований предложить варианты концептуальных обликов КТРГС для среднесрочной и долгосрочной перспективы;
- Разработать математические модели для определения концептуального облика КТРГС и расчета его характеристик;
- Определить рациональные по критерию прибыли параметры КТРГС.

Объектом исследования является концептуальный облик коммерческого рампового тяжелого транспортного самолета для перевозки широкой номенклатуры грузов различного типа, размеров и назначения.

Предметом исследования выступает научно-методическое обеспечение, позволяющее проанализировать и выбрать наиболее рациональные параметры коммерческого тяжелого транспортного самолета на этапе предварительного проектирования в условиях рыночных ограничений.

Научная новизна диссертационной работы заключается в:

- Определении функциональной связи между параметрами КТРГС и прибылью, которую способен приносить самолет на рынке авиационных грузоперевозок;
- Определении прибыли как единого критерия, позволяющего оценивать технические и экономические параметры КТРГС и их максимальное соответствие рынку;
- Уточнении методик весового и аэродинамического проектирования самолета с учетом особенностей КТРГС;
- Создании научно-методического обеспечения (НМО);

- Формировании концепций развития перспективных транспортных самолетов (ПТС).

Практическая значимость.

Результаты диссертационной работы могут быть использованы для:

- Определения рационального варианта КТРГС для разработки эскизного проекта;
- Оценки объемов производства и экономической эффективности перспективного самолета по сравнению с существующими и проектируемыми аналогами;
- Обоснования конкурентоспособности выбранного концептуального облика перспективного КТРГС;
- Определения областей применения проектируемого КТРГС на рынке грузоперевозок;
- Обучения специалистов по общему проектированию в высших учебных заведениях с авиационной направленностью.

Достоверность полученных результатов определяется данными верификационных исследований, которые заключались в сравнении фактических характеристик существующих тяжелых транспортных самолетов с рассчитанными при помощи настоящего НМО. При этом отклонение в значениях расчетных и реальных характеристик не превышает $\pm 5\%$.

Апробация работы.

Результаты диссертационной работы опубликованы в 4 научных статьях, входящих в перечень изданий, рецензируемых ВАК. Основные положения работы были доложены и обсуждены на пленарных заседаниях двух международных авиационных форумов:

Международном авиатранспортном форуме МАТФ-2014, доклад на тему «Перспективный транспортный самолет»;

Международном авиационно-космическом салоне МАКС-2015, доклад в ходе пленарного заседания на тему «Особенности создания перспективного транспортного самолета для чартерных грузовых перевозок».

Личный вклад соискателя. Все представленные в диссертации результаты исследований получены лично автором либо при его непосредственном участии.

Структура и объем работы.

Диссертационная работа изложена на 252 машинописных листах, состоит из введения, четырех глав, заключения, списка обозначений, сокращений и терминов, библиографического списка, включающего 90 наименования отечественных и зарубежных авторов, а также 4 приложения. Иллюстративный материал представлен в виде 147 рисунков и 16 таблиц.

Во введении рассматриваются предпосылки для создания НМО исследования вариантов облика КТРГС, рассматриваются сферы его применения. Приводится краткий обзор существующих работ отечественных и зарубежных авторов, в которых рассматриваются

проблемы проектирования и особенности грузовых самолетов. Формулируются цели и задачи исследования, обосновывается актуальность темы, а также научная новизна и практическая значимость диссертационной работы.

Первая глава содержит краткую историю развития транспортных самолетов, а также описание их отличительных особенностей. Приведена их классификация по массе, конструктивных признакам и назначению. Проведен краткий обзор существующих работ по проектированию транспортных самолетов. Выделены и проанализированы основные направления развития транспортных самолетов, акцентировано внимание на проблемах создания коммерческого транспортного самолета.

Во второй главе подробно описаны зависимости, на основе которых построены математические модели технических параметров транспортного самолета:

- геометрическая математическая модель;
- массовая математическая модель;
- аэродинамическая математическая модель;
- математическая модель расчета ЛТХ и ВПХ.

Практическая реализация автоматизированного расчета технических параметров ТС осуществляется средствами программного продукта MS Excel, где зависимости физических величин, скомпонованы в расчетные блоки.

В геометрической математической модели (или расчетном блоке) определяются основные геометрические характеристики облика проектируемого ТС, такие как удлинение, сужение крыла и оперения, удлинение фюзеляжа и т.п. Эти характеристики являются параметрами массовой и аэродинамической моделей.

В массовой математической модели проводится покомпонентный расчет массы планера самолета и определение массы снаряженного самолета.

В аэродинамической математической модели определяется сопротивление ТС на крейсерском режиме полета, а также уровень его максимального аэродинамического качества. Строится полярная диаграмма крейсерского полета.

В свою очередь, характеристики, полученные в результате расчета по массовой и аэродинамической моделям являются основными параметрами для математической модели расчета ЛТХ и ВПХ, в которой определяются потребная дистанция взлета и масса топлива, необходимая для полета с заданным грузом $m_{гр}$ на заданное расстояние L .

Таким образом, с помощью разработанных математических моделей технических параметров, представленных в настоящей главе, можно определить ЛТХ рассматриваемого облика ТС. Причем точность расчета является приемлемой для этапа предварительного проектирования, что подтверждается верификацией математических моделей на различных

типах существующих самолетов, которая показывает, что точность определения расчетных и фактических значений составляет $\pm 5\%$.

Следует отметить, что имеющиеся взаимосвязи моделей технических параметров позволяют проводить не только оценку ЛТХ того или иного варианта облика ТС, но и его автоматизированные параметрические исследования.

В третьей главе описан процесс проектирования коммерческого ТС. Показано, что основополагающим этапом для дальнейших работ является предварительное проектирование, в ходе которого производится поиск наилучшего решения транспортной задачи, создаются различные варианты обликов перспективного ТС.

Основными задачами предварительного проектирования являются:

- обоснование потребности в создаваемом ТС;
- выбор размерности перспективного ТС;
- анализ наивыгоднейшего сочетания областей применения ТС, технических и эксплуатационных характеристик, которые дадут возможность охватить наибольшую долю рынка авиационных перевозок;
- принятие решения о начале эскизного проектирования.

Предложен критерий оценки эффективности ТС, представляющий из себя совокупную прибыль Π , которую может принести самолета за весь жизненный цикл.

Приведено описание и структурная схема научно-методического обеспечения, разработанного на основе критерия Π .

Приведены зависимости, на основе которых строятся математические модели оценки совокупной стоимости жизненного цикла и оценки совокупной выручки программы ТС.

Четвертая глава посвящена апробации НМО на нескольких примерах тяжелых ТС, а также на примере проектных исследований по перспективным самолетам среднесрочной и долгосрочной перспектив. Проведены параметрические исследования прототипа сверхтяжелого транспортного самолета типа Ан-124-100, на основе которых даны рекомендации по выбору некоторых технических характеристик коммерческого ТС. Приведен пример применения НМО для анализа и выбора приоритетного варианта облика ТС. Рассмотрены перспективные направления развития коммерческих тяжелых и сверхтяжелых ТС.

Введение

Транспортным самолетом принято называть самолет, предназначенный для перевозки грузов различного типа, размеров и назначения. Современные транспортные самолёты отличаются от пассажирских упрощённым бытовым оборудованием, увеличенными размерами грузовых помещений, наличием больших грузовых люков, более прочным полом, установкой на борту средств механизации погрузочно-разгрузочных работ.

Транспортные самолеты как отдельный класс сформировались в 40-е годы 20-го века. За прошедшие с тех пор более чем 60 лет появилось значительное количество самолетов – как опытных, так и строившихся большими сериями. За это время выросли скорость и грузоподъемность ТС, их масса и геометрические размеры, изменились применяемые при производстве технологии. В данном разделе приводится попытка обобщить основные тенденции развития ТС, приводится их классификация по различным признакам (конструктивным, функциональным), описана краткая история их становления и эволюции, проанализированы основные пути совершенствования характеристик.

1.1. Зарождение грузовых авиаперевозок

Перевозки грузов на самолетах стали осуществляться еще в 1910-е годы, вместе с пассажирскими, но в силу неразвитости авиаиндустрии и несовершенства самолетов того времени (особенно, крайне низкой надежности), широкого распространения не получили. Период между двумя мировыми войнами отмечился стремительным ростом гражданских авиаперевозок. Это было обусловлено большим количеством военных летчиков, демобилизованных из армии после Первой мировой войны, а также высвобождавшимися из вооруженных сил самолетами (3). На базе этих самолетов были построены гражданские транспортные машины, например Vickers Vernon (1921 г., выпущено 55 шт.) (4) и Vickers Victoria (1922 г., 97 шт.) (4), АНТ-9 (1931 г., ~100шт.) (4). Однако более успешными были самолеты, изначально спроектированные и построенные как *транспортно-пассажирские*, такие как Junkers W 33/34 (1926 г., ~3200 шт.) (4), Ju.52 (1931 г., 4845 шт.) (4), DC-3/Ли-2 (1935, >16000 шт.) (4). Но они *не имели* характерных компоновочных или конструктивных черт, отличающих их от самолетов других назначений (пассажирских, бомбардировщиков, разведчиков). Под специальные транспортные задачи (перевозка автомобилей, танков и т.п.) модифицировались уже имеющиеся военные и гражданские самолеты путем выреза грузовых люков или организации внешней подвески для негабаритных грузов (Рисунок 2).

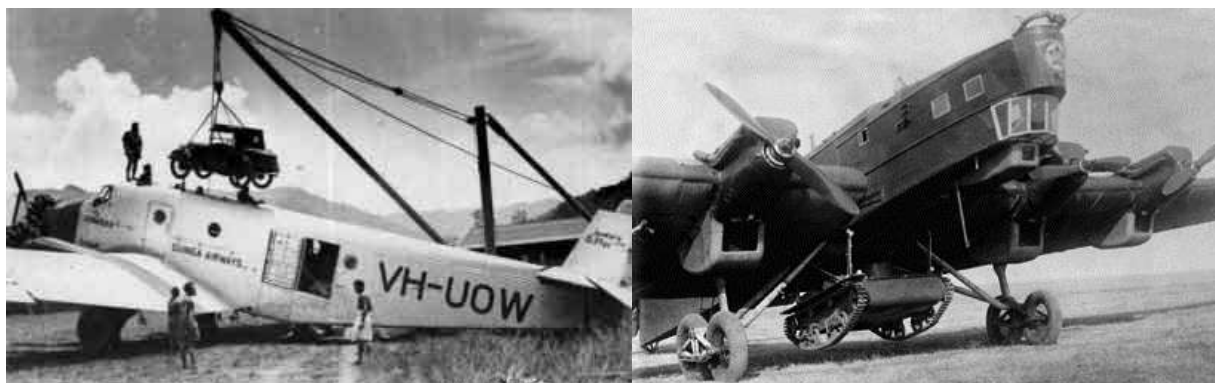


Рисунок 2 - Погрузка автомобиля в самолет Ju.52 (слева) и внешняя подвеска танка под ТБ-3 (справа)

1.2. Появление транспортных самолетов

Катализатором выделения *транспортных самолетов (ТС)* в отдельный класс воздушных транспортных средств стала Вторая мировая война. Необходимо было иметь самолеты для быстрой перевозки грузов значительных габаритов и, что особенно важно – неделимых (в современной терминологии – *моногрузы*) – пушки, автомобили, легкие танки. Выгрузка этих грузов должна была производиться за минимальное время и часто без аэродромной инфраструктуры, что также предъявляло повышенные требования к посадочным характеристикам (хорошие взлетно-посадочные характеристики, прочное и проходимое шасси).

В 1941 году был создан *военно-транспортный самолет (ВТС) Ar.232* (1941 г., ~20 шт.) с взлетной массой 20 т (5), который может считаться *первым* представителем самолетов этого класса (Рисунок 3).

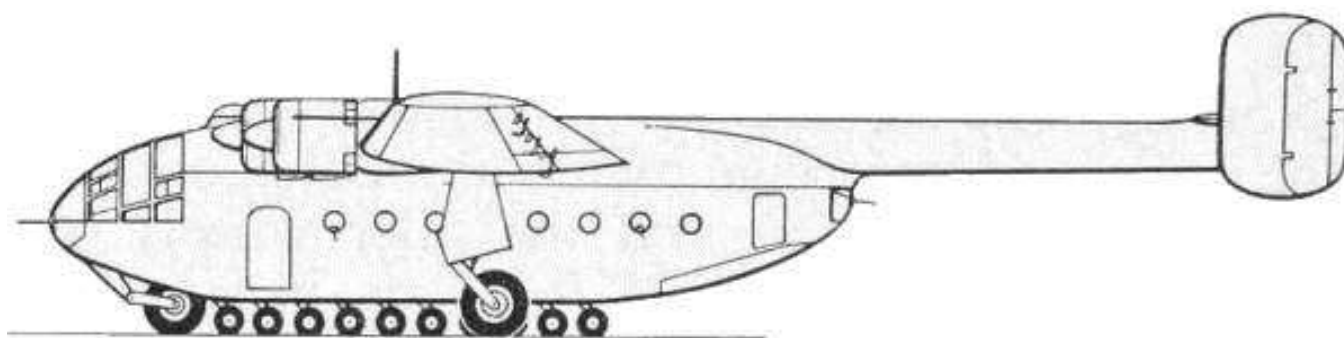


Рисунок 3 - Военно-транспортный самолет Ar.232

В этом самолете впервые, наряду с просторным грузовым отсеком и многодвигательной силовой установкой, были воплощены конструктивные решения, ставшие позже характерными для транспортных самолетов: *грузовой люк большого размера, грузовая рампа, многоопорное шасси, развитая механизация крыла, функция приседания у шасси и встроенный тельфер на потолке грузовой кабины.*

Для уменьшения длины пробега Аг.232 предполагалось использовать тормозные парашюты, а для сокращения разбега, если было необходимо, могли быть применены ракетные ускорители. В качестве способа увеличения подъемной силы была предложена система сдува пограничного слоя. Многие из этих решений впоследствии также будут использоваться в конструкции транспортных самолетов.

Большое распространение в годы Второй мировой войны получили *десантно-грузовые планеры*: Go.242 (1941 г., полезная нагрузка 2400кг, выпущено около 1500 шт.) (4), Me.321 (1941 г., 20 000 кг, 200 шт.) (6), AS.51 Horsa (1941 г., ~3500 кг, 3799 шт.) (4), WACO CG-4A (1942 г., 1850 кг, 13916 шт.) (4), GAL.49 Hamilcar (1943г., 7983 кг, 412 шт.) (6), WACO CG-13A (1943 г., 3000 кг, 132 шт.) (4), WACO CG-15A (1943г., 1850 кг, 473 шт.) (4), Ц-25 (1943 г., 1800кг, 251 шт.) (4).

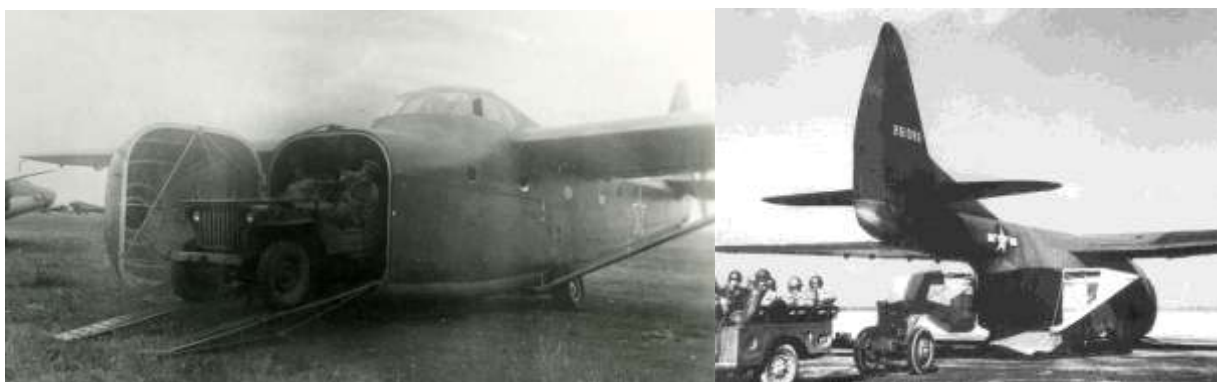


Рисунок 4 - Створки в носовой (Ц-25) и хвостовой (CG-10A) части фюзеляжа

Для погрузки и выгрузки грузов применялись технические решения, до того времени практически не встречавшиеся: створки в носовой или хвостовой части фюзеляжа, отклоняемая вверх или вбок носовая часть фюзеляжа, отклоняемая или вовсе отделяемая хвостовая часть фюзеляжа.

В 1942 году транспортные планеры Go.242 и Me.321 были оснащены поршневыми моторами, став *первыми в мире серийными транспортными самолетами* – Go.244 (6) и Me.323 (5) (4).



Рисунок 5 - Me.323

Самолет Me.323 с взлетной массой 45 т обладал конструктивными особенностями *тяжелых транспортных самолетов (ТТС)*: грузовая рампа для подъема самоходной техники, носовая часть фюзеляжа с большими створками, кабина пилотов, размещенная над грузовым отсеком, дополнительная грузовая палуба. В сентябре 1942 г. на самолете Me.323 выполнена, *первая* транспортировка *негабаритных авиационных грузов* – 12 фюзеляжей для опытной партии самолётов He.219 из польского г. Мелец на аэродром Швехат возле Вены (6). Таким образом, Me.323 стал первым широко применяемым тяжелым транспортным самолетом, оборудованным *грузовой рампой*.

К концу Второй мировой войны определились *основные признаки*, характерные для транспортных самолетов как отдельного класса летательных аппаратов (ЛА):

- грузовая кабина (ГК) значительных размеров, середина которой расположена вблизи центра тяжести самолета. Размеры ГК определяют размеры фюзеляжа;
- грузовой пол, обладающий значительной прочностью, позволяющий размещать колесную или гусеничную технику и другие грузы, дающие сосредоточенную нагрузку на пол, который оснащается силовыми узлами для швартовки грузов;
- грузовой люк большого размера (сравнимый с максимальным поперечным сечением грузовой кабины), открывающий доступ к заднему или переднему торцу грузовой кабины;
- грузовая рампа, позволяющая колесной или гусеничной технике загружаться в грузовую кабину своим ходом. Для этого наклон рампы обычно составляет 8...12°.

1.3. Развитие транспортных самолетов после второй мировой войны

К 1943 году возникла проблема в переброске большого количества грузов и войск на значительные расстояния, особенно в армии США. Решением стало создание *грузовых самолетов (ГС)* на базе *пассажирских* самолетов. Среди них следует отметить C-54 (1942 г., более 1100 шт.) (4), C-69/121 (1943 г., 22/332 шт.) (4). Главным отличием от базового самолета, как и в 30-е годы, были усиленный пол и грузовая дверь увеличенных размеров, расположенная сбоку.

Транспортные самолеты 1950-х гг. строились на базе пассажирских самолетов, реже – бомбардировщиков (C-97, 1947 г., 888 шт. в различных вариантах) (4). Они обладали ограниченными возможностями по десантированию грузов. Иногда в качестве ТС выступал специально спроектированный самолет, например C-124 (1949 г., 448 шт.) (4). Обладая большим грузовым люком, рампой для закатки техники, и люком для десантирования груза в полете, этот самолет был выполнен по схеме *низкоплана*.

Создание самолетов Ан-12 (1957, 1248 шт.) (4) и C-130 (1954, более 2300 шт.) (4; 6), изображенных на Рисунке 6, стало одним из важнейших этапов послевоенного развития ТС. Во-

первых, эти машины изначально проектировались как ТС под конкретные технические требования и должны были обеспечить небывалую до их появления мобильность войсковых подразделений. Во-вторых, обладая всеми характерными чертами именно транспортных самолетов, они задали своего рода стандарт данного класса крылатых машин. В-третьих, серии этих летательных аппаратов были уникальными для ТС и исчислялись тысячами штук, что даже для пассажирского самолета подобной размерности является неплохим результатом. Следует отметить, что Ан-12 изначально проектировался совместно с пассажирским вариантом Ан-10 с максимальной унификацией узлов и агрегатов (6), а на базе самолета С-130 создана модификация L-100 для гражданских авиакомпаний.



Рисунок 6 - С-130 (слева) и Ан-12 (справа)

Следующим этапом развития транспортных самолетов можно считать создание в СССР первого в мире *тяжелого транспортного самолета (ТТС)* Ан-22, максимальной грузоподъемностью 80 т (Рисунок 7) (6). Всего было построено 68 машин, однако Ан-22 оказал существенное влияние на развитие тяжелой транспортной авиации. Во-первых, был сделан огромный научно-технический задел в сфере широкого применения в конструкции титановых сплавов, крупногабаритных панелей и т.д. Во-вторых, Ан-22 обеспечил решение ряда транспортных задач гражданской хозяйственной деятельности, которые ранее решить было нельзя, таких как доставка крупногабаритного оборудования для освоения нефтяных месторождений Сибири (7).



Рисунок 7 - Ан-22

Третьим знаковым этапом послевоенного развития ТС можно считать создание *сверхтяжелых* транспортных самолетов С-5 и Ан-124 (Рисунок 8). Эти самолеты эксплуатируются как в варианте ВТС в вооруженных силах США и России, так и в гражданском варианте (Ан-124-100) в таких компаниях, как ГрК «Волга-Днепр» и «Авиалинии Антонова», и на настоящий момент являются одними из самых больших самолетов в мире. Создание летательных аппаратов таких размеров и грузоподъемности требует разработки прорывных решений во всех сопутствующих научных областях: аэродинамике, материаловедении, технологии производства, системах управления и т.п. Так на Ан-124 впервые в мировой практике для самолета подобного класса было получено максимальное аэродинамическое качество $K \approx 18$ (8; 9), применены сверхдлинномерные цельнометаллические панели крыла протяженностью 30 м, автоматическая система обеспечения устойчивости в полете и многое другое.



Рисунок 8 - С-5А (слева) и Ан-124 (справа)

Можно проследить некоторые тенденции в изменении характеристик ТС во времени (на диаграммах представлены самолеты Аг.232, Ме.323, Ан-12, С-130, Ан-22, Ил-76, С-141, С-17, А400М, С-5, Ан-124, Ан-70, КС-390, С-27J, Ан-178, ВАе-146, С-1, С-160, С-295, Ан-72, С-2, Ан-26, С-133, С-124, Short Belfast).

На рисунке 9 приведены данные по максимальной взлетной массе (МВМ) некоторых ТС. Подписями обозначены самолеты, характеризующие этапы развития ТС. Видна четкая тенденция к увеличению МВМ по этапам развития от Ме.323 к Ан-124 (примерно в 9 раз). После 1990-х годов заметен переход к менее грузоподъемным самолетам. Это связано с тем, что сверхтяжелых самолетов к тому времени было построено достаточное количество, особенно в США.

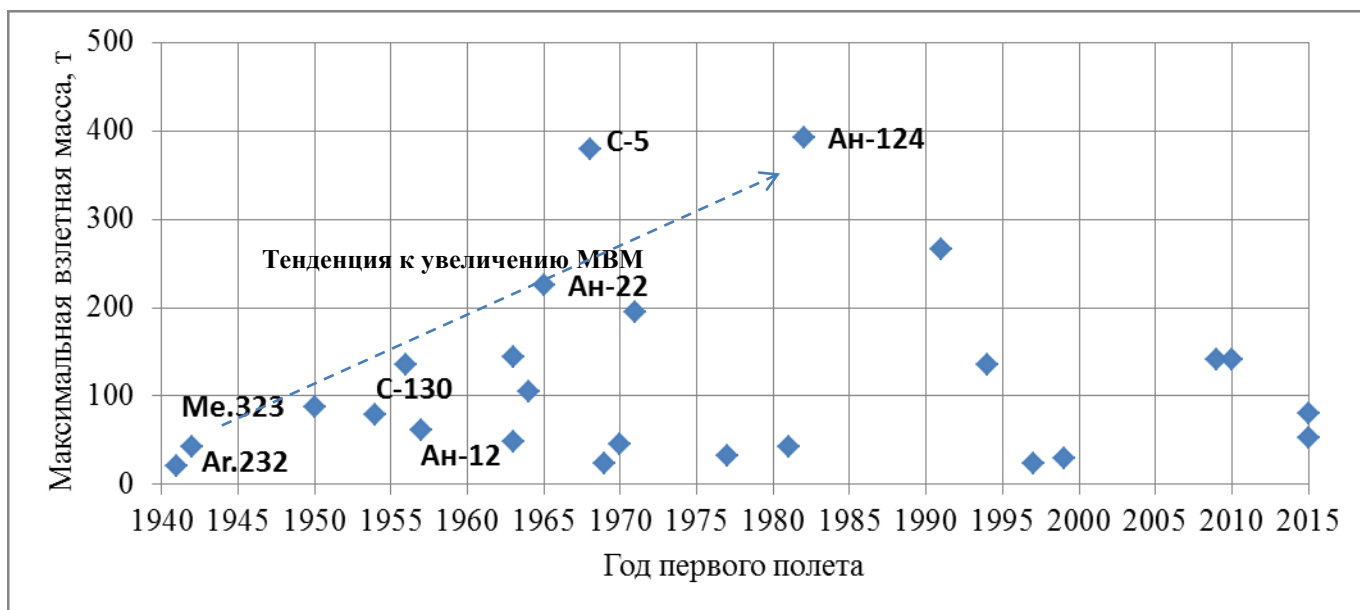


Рисунок 9 - Максимальная взлетная масса ТС в зависимости от года первого полета

Крейсерская скорость полета транспортных самолетов также возрастала (Рисунок 10), но к настоящему моменту вышла к определенному пределу около 800 км/ч, характерную для максимального значения аэродинамической дальности $K \cdot V$ для большинства ТС.

Переход к бóльшим скоростям полета всегда сопровождается увеличением относительной массы конструкции, вызванным бóльшими аэродинамическими нагрузками. Несмотря на это, массовая отдача ТС по этапам развития возрастала в период с 40-х по 60-е годы прошлого века. Это связано с переходом от поршневых двигателей к реактивным. На данном этапе развития среднее значение массовой отдачи незначительно увеличивается, что можно объяснить переходом на новые материалы, прогрессом в технологии проектирования и производства авиационных конструкций, но в целом этот параметр не превосходит $\approx 55 \dots 57\%$ (Рисунок 11).

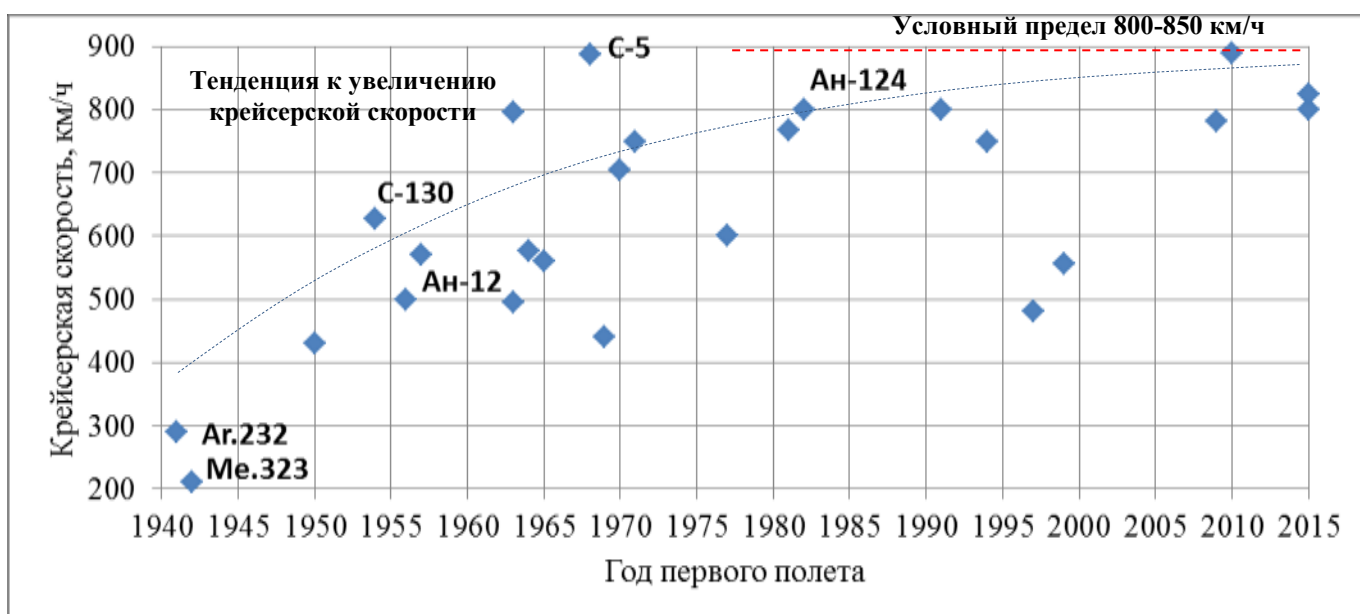


Рисунок 10 - Крейсерская скорость полета ТС в зависимости от года первого полета

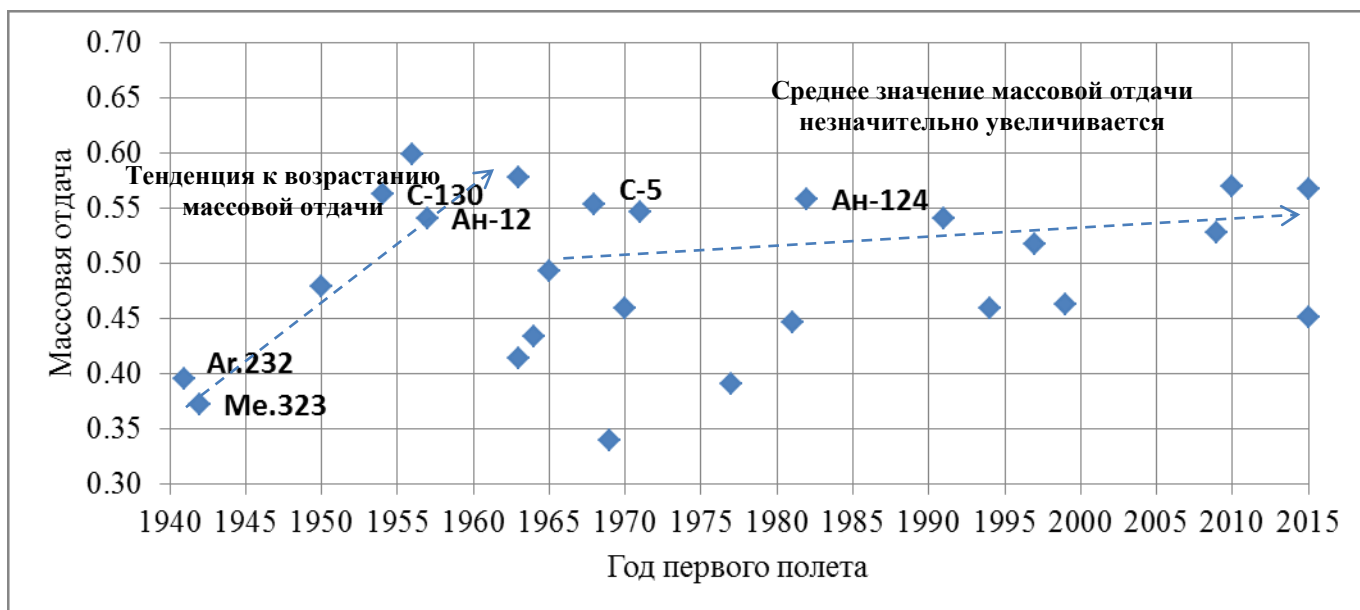


Рисунок 11 - Массовая отдача ТС в зависимости от года первого полета

Площадь поперечного сечения (Рисунок 12) грузовой кабины возрастала, что говорит о возраставших в период с 1940 по 1990 гг. габаритах грузов. В данный момент потребность в перевозке крупногабаритных грузов покрывается существующими сверхтяжелыми ТС.

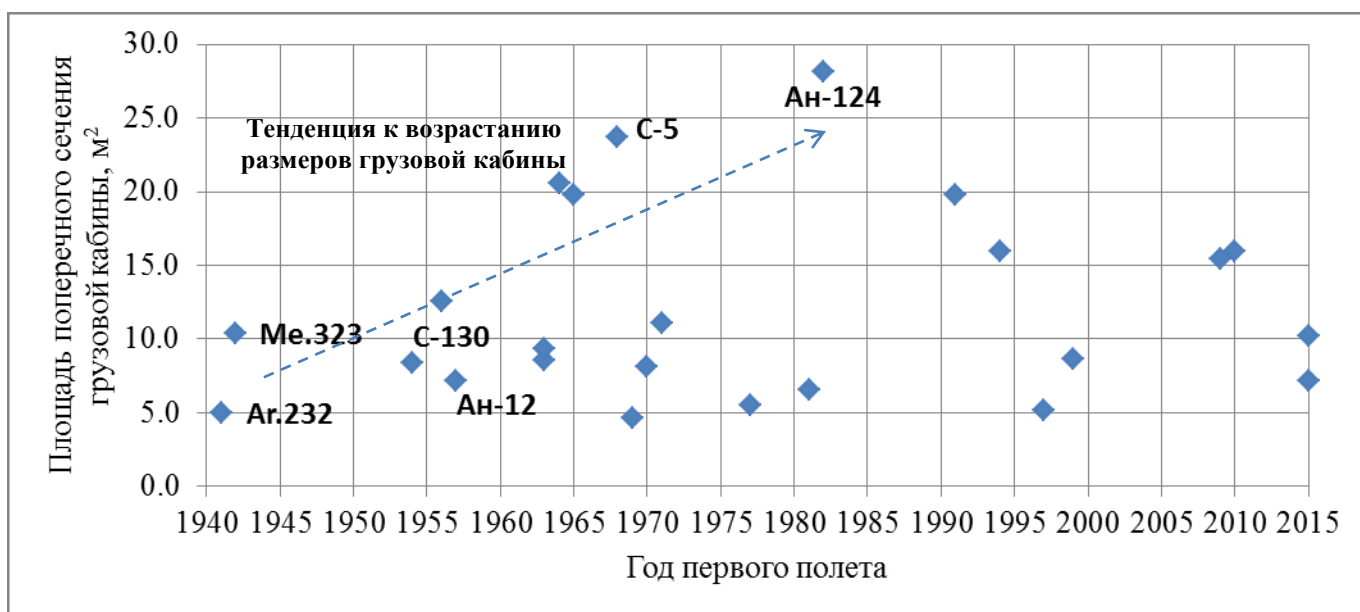


Рисунок 12 - Площадь поперечного сечения грузовой кабины ТС в зависимости от года первого полета

Вместе с развитием пассажирской авиации все большее распространение после Второй мировой войны стали получать грузовые самолеты (ТС) для перевозки т.н. *генеральных грузов*, - грузов, размещаемых на *стандартизованных* поддонах (паллетах) и в контейнерах. Эти самолеты, выполняемые на базе практически всех типов пассажирских самолетов, хорошо приспособлены к интенсивной эксплуатации с аэродромов с развитой инфраструктурой, позволяют сочетать хорошие летно-технические характеристики (ЛТХ) с низкими

эксплуатационными расходами (ЭР). Отдельно стоит упомянуть Boeing 747, при проектировании которого изначально учитывалось *не только пассажирское, но и транспортное назначение машины.*

В практике авиастроения существует также направление по созданию *специальных транспортных самолетов (СТС)* для перевозки негабаритных грузов, в основном аэрокосмической промышленности. Первыми представителями самолетов этого класса можно считать Aero Spacelines B-377 Guppy (1962 г., 7 шт.) (6) и Conroy Aircraft CL-44-O Skymonster (Guppy CL44, 1969 г., 1 шт.) (4).

Они обладали грузовым люком, равным сечению грузовой кабины, а также большим грузовым отсеком. Но в силу отсутствия грузовой рампы, эти самолеты требовали наличия сложных наземных погрузочно-разгрузочных комплексов в аэропортах применения. Современными представителями транспортных самолетов для перевозки негабаритных грузов стали A300-600ST Beluga (1994 г., 5 шт.) (Рисунок 13), (4; 6) и Boeing 747 LCF Dreamlifter (2007 г., 4 шт.) (4).



Рисунок 13 - Загрузка фюзеляжа в самолет A300-600ST Beluga

Уникальные негабаритные грузы (УНГ) иногда перевозятся на внешней подвеске. Обычно для этого приспособляют существующие самолеты – например, Ан-22, ВМ-Т, Ан-225 и В-747 SCA (Рисунок 14).



Рисунок 14 - Самолет ВМ-Т.

грузовой самолет (ГС) – это транспортный самолет, предназначенный для перевозки генеральных грузов в стандартных контейнерах и на поддонах (паллетах) и обычно унифицированный по конструкции с пассажирским. В зарубежной литературе такие самолеты называют *freighter* (фрайтер, грузовик). Они обладают хорошими экономическими показателями, сравнимыми с ПС, а также могут перевозить большую номенклатуру грузов;

специальный транспортный самолет (СТС) – это самолет, спроектированный специально под конкретную транспортную задачу, такую как перевозка ракеты-носителя на внешней подвеске, фюзеляжа или крыла строящегося самолета. Как правило, такой самолет переделывается из серийного ПС или ТС и выпускается в количестве нескольких штук. При этом экономические характеристики подобного самолета отходят на второй план.

Каждая из этих категорий формировалась как ответ на определенные потребности военного или гражданского секторов экономики, а также формировала и стимулировала производство, обеспечивая решение целого ряда уникальных транспортных задач.

Развитие ТС можно проследить по следующим летательным аппаратам, характеризующим каждый из этапов:

Ar.232 – первый ТС, созданный под специальные военно-транспортные задачи;

Me.323 – первый серийный ТС;

C-130 и Ан-12 – первые массовые ТС;

Ан-22 – первый тяжелый ТС

C-5 и Ан-124 – первые сверхтяжелые ТС.

Приведенные зависимости показывают, что перспективный транспортный самолет (ПТС), скорее всего, не будет иметь сечение грузовой кабины площадью больше 27...30 м². Массовая отдача ПТС для успешной конкуренции с существующими ТС будет составлять не менее 60%. Предпосылок для роста крейсерской скорости полета ПТС не наблюдается, и скорее всего она останется на уровне ≈800 км/ч для ПТС с ТРДД. При этом ПТС в коммерческом исполнении, скорее всего, будет иметь два ТРДД большой степени двухконтурности $m \approx 10$. Взлетная тяга существующих на данный момент двигателей позволяют создать транспортный самолет взлетной массой около 280...300 т. (вплоть до 350т.).

1.4 Классификация транспортных самолетов

Краткий обзор истории развития транспортных самолетов позволяет провести их классификацию по следующим признакам:

- по грузоподъемности и взлетной массе;
- по назначению;
- по конструктивным признакам;

- по способу создания.

По грузоподъемности и взлетной массе транспортные самолеты можно условно разделить на легкие, средние, тяжелые и сверхтяжелые. В настоящее время эти термины применимы к следующим диапазонам масс:

- легкие (масса полезной нагрузки до 15 т, МВМ до 50 т);
- средние (масса полезной нагрузки от 15 до 35 т, МВМ от 50 до 120 т);
- тяжелые (масса полезной нагрузки от 35 до 75 т, МВМ от 120 до 250 т);
- сверхтяжелые (масса полезной нагрузки более 75 т, МВМ более 250 т).

По назначению транспортные самолеты делятся на:

- военно-транспортные самолеты;
- рамповые грузовые самолеты;
- грузовые самолеты для перевозки генеральных грузов (в иностранной литературе *freighter* – грузовое воздушное судно);
- специальные грузовые самолеты для перевозки уникальных негабаритных грузов.

Можно выделить несколько конструктивных признаков, отличающих транспортные самолеты друг от друга:

- расположение грузового люка (передний, задний, боковой). Как правило, на ТТС и СТТС применяются одновременно два грузовых люка;
- конструкция грузового люка (створки различных конфигураций, откидная головная или хвостовая часть и др.);
- расположение крыла: верхне-, средне- и низкоплан;
- количеству опор шасси (трехопорное, многоопорное);
- тип двигателей (поршневые двигатели (ПД), турбовинтовые (ТВД) и турбореактивные (ТРД), турбореактивные двухконтурные (ТРДД));
- количество двигателей (двух-, трех-, четырех-, и многодвигательные).

По способу создания транспортные самолеты можно условно разделить на:

- изначально спроектированные как транспортные, например С-130, Ан-124, Ан-22, С-17 и т.п.;
- изначально спроектированные под двойное назначение, например Boeing-747;
- конвертированные из пассажирских самолетов.

Особенности конструкции и эксплуатационные характеристики ТС неразрывно связаны с грузами, для которых они предназначены. Если исключить из рассмотрения пассажирские перевозки, то авиационные грузы можно разделить на *генеральные* (ГГ, general cargo) и *специальные* (СГ), (Рисунок 15).

К ГГ относятся мелкий груз, перевозимый обычно «в навал», а также стандартизованные авиационные паллеты (поддоны) и контейнеры (в иностранной терминологии - unit load device, ULD, Рисунок 16). Их максимальные габариты ограничены Ш·В·Д=2.44·3·6.06 м, а масса единицы не превышает 20 т. Для перевозки ГГ применяются так называемые фрайтеры - грузовые версии пассажирских самолетов, имеющие хорошую топливную эффективность и низкие эксплуатационные расходы, но требующие, однако, развитой аэродромной инфраструктуры. Размеры ГГ определяются габаритами основных палуб и грузовых отсеков ПС, а также их грузовых модификаций.

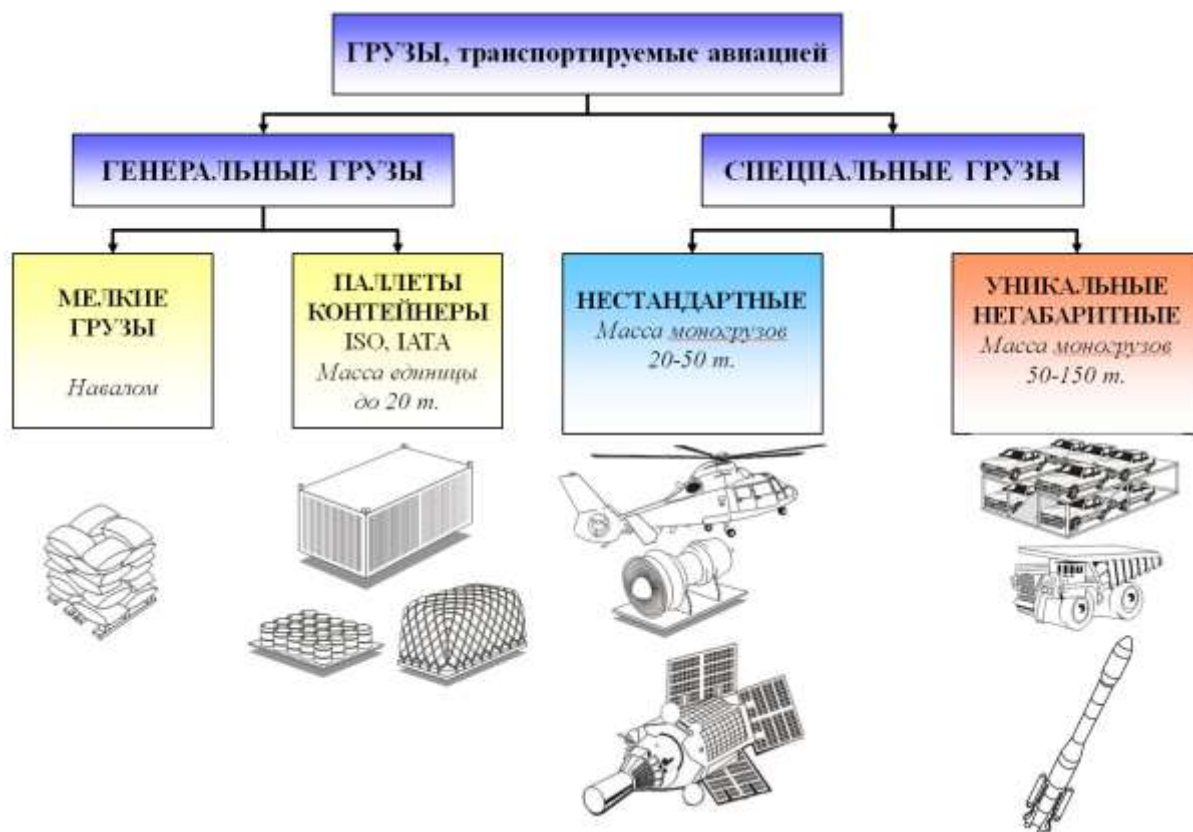


Рисунок 15 - Классификация авиационных грузов

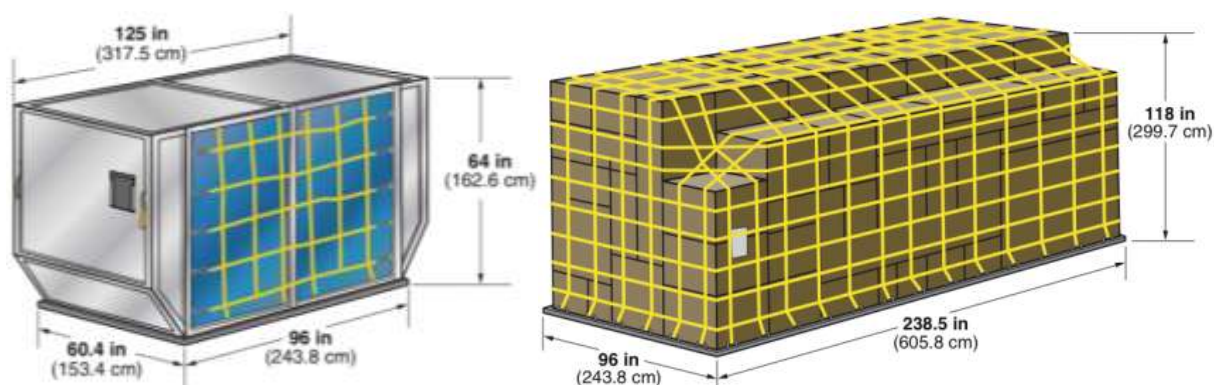


Рисунок 16 - Примеры стандартизованных авиационных грузов

Примеры погрузки ГГ и САГ показаны на рисунке 17. В СГ принято разделять на нестандартные (НГ) массой 20-50 т с произвольными габаритами и уникальные негабаритные (УНГ) массой до 150 т с произвольными габаритами.



Рисунок 17 - Погрузка генерального груза в Boeing B-747 (слева) и уникального груза в Ан-124-100 (справа)

К СГ относятся грузы тяжелой промышленности (например, колеса турбин энергетических установок), добывающей промышленности (оборудование для нефте- и газодобычи), транспорт (вертолеты, легкие самолеты, автомобили), сборочные единицы строительных конструкций, агрегаты планеров магистральных самолетов (фюзеляжи, крылья, двигатели), космические летательные аппараты, спутники и т.п. Каждая перевозка таких грузов является уникальной транспортной операцией, и осуществляется с использованием рамповых грузовых самолетов (РГС) (10). При этом погрузочно-разгрузочное оборудование (ПРО), удерживающие устройства и распределители нагрузки, необходимые в полете, часто проектируются под конкретную перевозку, и доставляются к месту проведения работ отдельным рейсом (в отличие от ГГ, оборудование для погрузки которых есть в каждом крупном аэропорте).

УНГ, имеющие большие габариты и сравнительно малую массу, и относящиеся в основном к авиакосмической промышленности, определили появление специальных транспортных самолетов (СТС) (10), обладающих большой грузовой кабиной или возможностью транспортировки грузов на внешней подвеске.

1.5. Особенности современных рамповых грузовых самолетов

Целевое назначение РГС определяет их основные особенности. К ним относятся:

1. Необходимость доступа в грузовую кабину без образования «бутылочного горлышка» влечет за собой необходимость проектирования *специальных грузовых люков*, усложняющих и утяжеляющих конструкцию. Наличие люков в задней части фюзеляжа приводит к некоторому ухудшению аэродинамических характеристик из-за большого отгиба и уплощения хвостовой части (Рисунок 18);



Рисунок 18 - Люк в хвостовой части ВТС С-17. Видны ребра, уменьшающие вихревое сопротивление фюзеляжа и нагрузки на хвостовую часть.

2. Большая площадь миделя фюзеляжа. На рисунке 19 показано, что аппроксимирующая зависимость вида $y=c \cdot \ln(x)+b$, построенная методом наименьших квадратов, для миделя ТС расположена выше на 25...30% по сравнению с ПС;

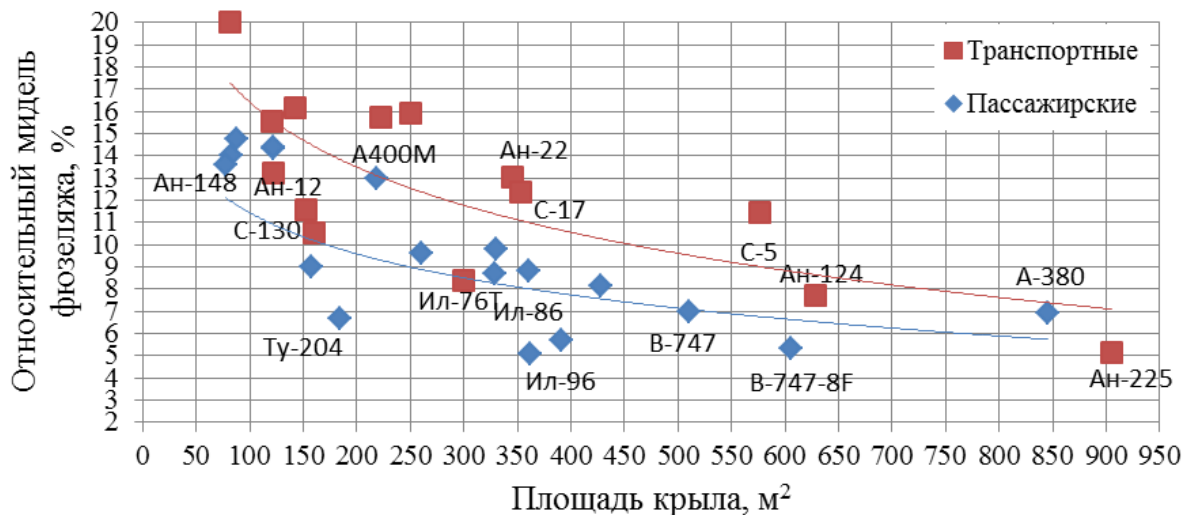


Рисунок 19 - Зависимость относительного миделя самолета от площади крыла

3. В отличие от ПС, груз в ТС часто является сосредоточенным. Это влечет за собой необходимость наличия *усиления грузового пола* других частей планера, что в свою очередь, ухудшает массовую отдачу;

4. Требования к перевозке самоходной техники, а также негабаритных моногрузов, приводят к необходимости *минимизации высоты погрузки*. Как следствие, подавляющее большинство рамповых грузовых самолетов (РГС) являются высокопланами, имеют сложную систему приседания, рампы и аппарели для подъема самоходной техники. Высокое расположение крыла приводит к необходимости размещения опор шасси по бортам фюзеляжа, что увеличивает омываемую поверхность и мидель несущих частей;

5. Худшие условия эксплуатации по сравнению с ПС (отсутствие аэродромной инфраструктуры, подготовленных ВПП) определяет наличие у РГС *специального многоколесного шасси и развитой взлетно-посадочной механизации*;

6. Ухудшение аэродинамических характеристик (АДХ), перетяжеленная по сравнению с ПС конструкция, а также желание улучшить взлетно-посадочные характеристики (ВПХ) влекут за собой *понижение крейсерской скорости РГС*, что четко прослеживается по аппроксимирующим зависимостям, показанным на рисунке 20.

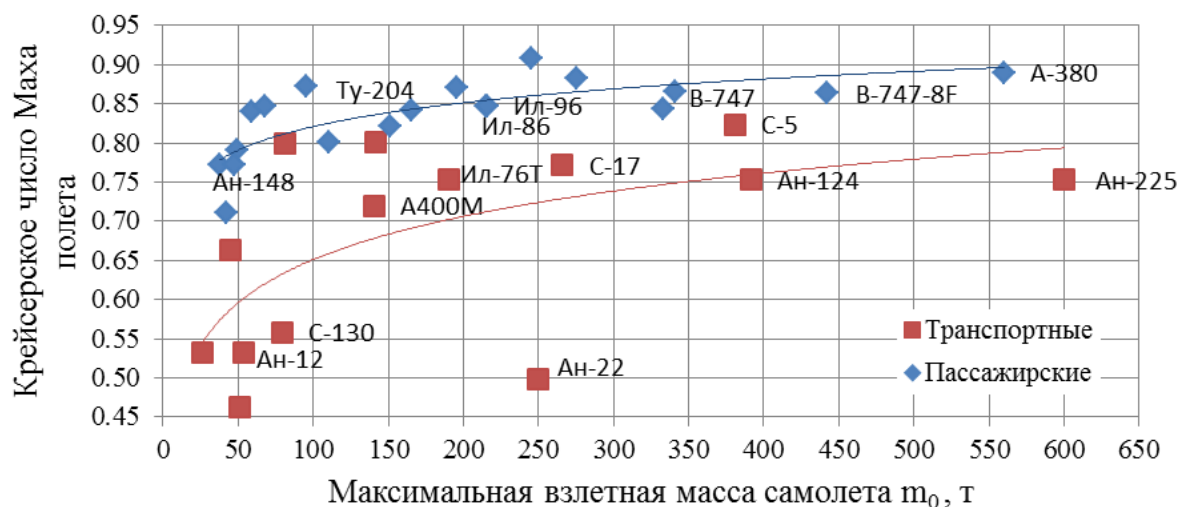


Рисунок 20 - Сравнение скорости ПС и ТС в зависимости от массы

7. ТВД применяются на ТС чаще, чем на ПС. Их применение вызвано желанием улучшить ВПХ и массовую отдачу самолета (11). Однако на большинстве тяжелых и сверхтяжелых ТС применяются ТРДД с большой степенью двухконтурности. Это объясняется отсутствием ТВД большой мощности и ограничениями по крейсерской скорости полета у существующих ТВД (крейсерское число Маха $M \leq 0.7 \dots 0.72$).

8. Перевозка грузов различных размеров и назначения влечет за собой необходимость наличия на борту РГС *погрузочно-разгрузочного оборудования* (ПРО) в виде лебедок, кранов, тельферов, которое снижает массовую отдачу самолета.



Рисунок 21 - Бортовой кран самолета Ан-124 (слева) и эстакада для погрузки длинномерного груза (справа)

Помимо этого, для погрузки нестандартных грузов обычно применяются специально спроектированные устройства, не относящиеся к конструкции самолета, но требующие доставки до места погрузки или разгрузки (Рисунок 21).

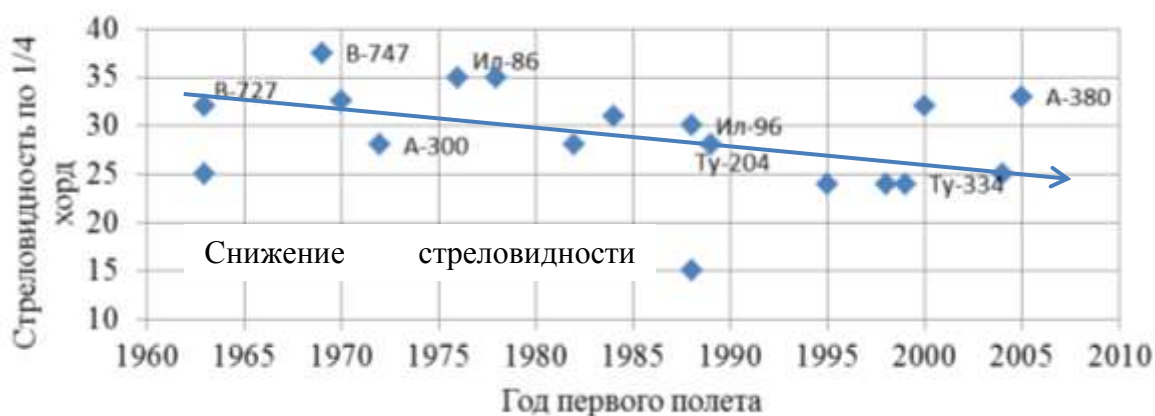
1.6. Пути развития рамповых грузовых самолетов

Прогресс в области совершенствования РГС определяется в основном четырьмя направлениями:

1. Совершенствованием аэродинамических характеристик (АДХ);
2. Совершенствованием *силовой установки* (СУ);
3. Совершенствованием конструкции планера, конструкционных материалов (КМ) и технологий их производства;
4. Массо-габаритными параметрами *перспективных грузов* и ПРО для их транспортировки.

1.6.1. Совершенствование аэродинамических характеристик

Совершенствование аэродинамических характеристик РГС является одним из главных направлений повышения их эффективности. Подавляющее большинство разработанных к настоящему времени РГС построены по нормальной аэродинамической схеме (АДС). Современные методы расчета позволяют получать крылья со средней относительной толщиной 12.5...13.5%, стреловидностью 24...27° при высоких крейсерских скоростях полета в 800...870 км/ч (12). Это позволяет повысить удлинение крыла до 9.5...11.5 при сохранении прочности и веса конструкции. На рисунке 22 и 23 даны зависимости стреловидности крыльев ПС и ТС и крейсерского числа M полета по годам. Видна тенденция к уменьшению стреловидности крыльев ПС с практически неизменной скоростью полета. Для ТС прослеживается резкий скачок стреловидности и скорости полета при переходе с ТВД на ТРД с последующим выходом на практически постоянное значение крейсерской скорости и стреловидности крыла.



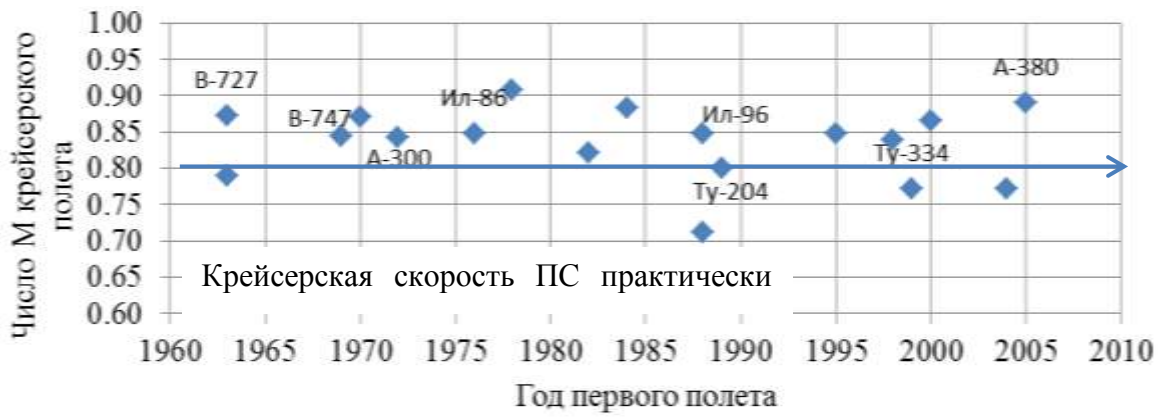


Рисунок 22 - Зависимость стреловидности и $M_{крс}$ для ПС

Для перспективного ТС, построенного по нормальной АДС, эти тенденции, скорее всего, сохранятся. При этом крылья больших удлинений ($\lambda > 10$) вряд ли найдут применение при проектировании РГС, так как для данного типа самолетов на первый план выходит не только дальность полета и минимальные километровые расходы топлива, но и грузоподъемность, а также характеристики базирования.

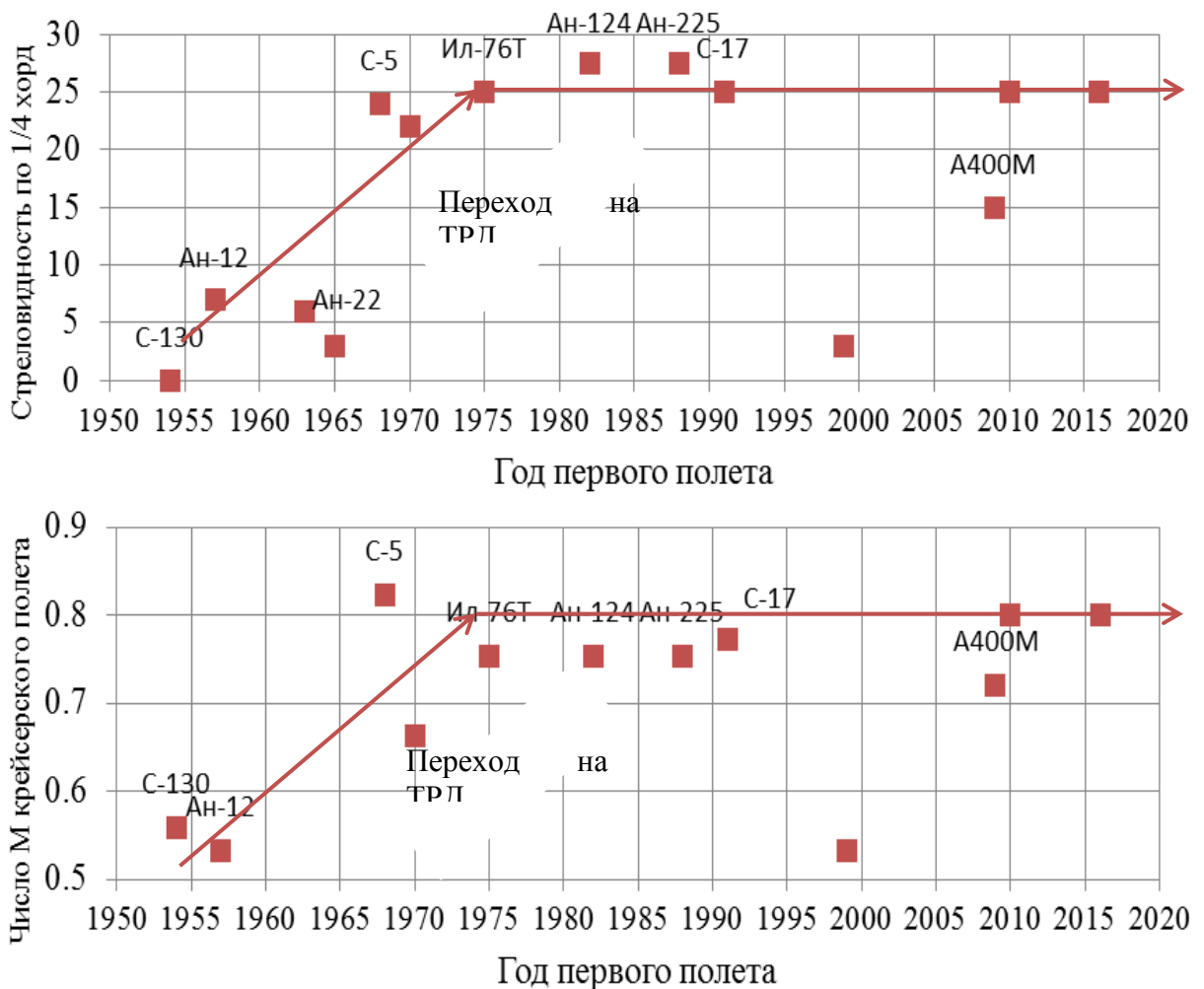


Рисунок 23 - Зависимость стреловидности и $M_{крс}$ для ТС

В настоящее время самолеты классических схем достигли высоких значений величины $K_{\max}/K_{\text{теор}} \approx 0.8$. Дальнейшее увеличение аэродинамического качества таких компоновок возможно либо за счет затрат энергии, например, применения систем управления ламинарным обтеканием (УЛО), либо за счет нестандартных компоновочных решений.

УЛО имеет ряд сложных вопросов, затрудняющих практическую реализацию. К ним относятся проблемы конструктивного исполнения и эксплуатации подобных систем. Так, например, при наличии на крыле перфорированных панелей диаметр отверстий для отсоса пограничного слоя составляет около 0.05...0.1 мм, что влечет вероятность их засорения. Поэтому подобные системы вряд ли найдут применение на РГС.

В качестве нестандартных компоновочных решений для перспективного РГС возможно применение нормальной схема с двигателями, расположенными над крылом. Такое расположение двигателей позволит сократить относительный мидель несущих частей и общую площадь оmyаемой поверхности самолета за счет прохождения центроплана в подпольном пространстве (а не над сечением грузовой кабины), а также совмещения обтекателей шасси и зализа крыла.

В настоящее время такая компоновка ближнемагистрального ПС (Рисунок 24) исследуется в ЦАГИ (13).



Рисунок 24 - Модель ближнемагистрального самолета с ламинарным крылом

Эксперименты показывают, что верхнее расположение двигателей при определенных условиях не вносит дополнительного сопротивления, позволяя получить аэродинамически чистую переднюю кромку крыла для использования эффекта естественной ламинаризации потока.

Для тяжелого ТС использование данного эффекта затруднительно из-за больших размеров самолета, а также из-за необходимости наличия мощной взлетно-посадочной механизации (предкрылков). Однако в последнее время появились рабочие образцы гибкой механизации (14), проходящие в настоящий момент летные испытания (Рисунок 25), которые позволяют надеяться на то, что в будущем станет возможным сохранить гладкость поверхности крыла при использовании достаточно эффективной механизации передней кромки.

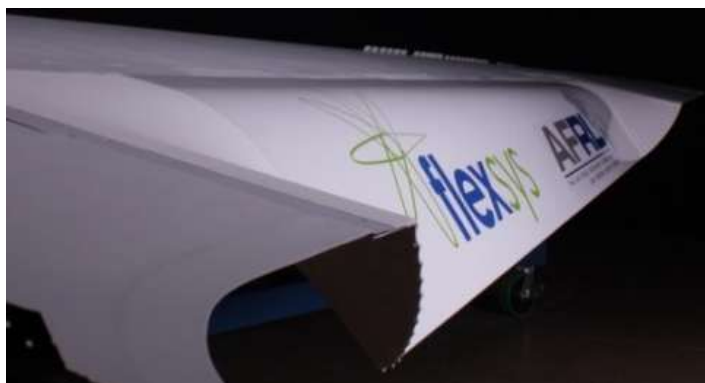


Рисунок 25. Гибкий закрылок компании FlexSys, проходящий летные испытания

Еще одним примером нестандартного решения для нормальной АДС является применение V-образного хвостового оперения (Рисунок 26). Исследования показывают (15), что, несмотря на несколько меньшую эффективность оперения в продольном канале по сравнению с горизонтальным стабилизатором той же площади, на режиме крейсерского полета ($M_\infty=0.77$, $C_y=0.4$) возможен выигрыш по сопротивлению примерно на 15%. В основном это достигается за счет меньшего сопротивления трения вследствие меньшей омываемой площади.



Рисунок 26 - Модель самолета с V-образным оперением в аэродинамической трубе

В настоящее время ведутся исследования нетрадиционных аэродинамических компоновок РГС. Так фирма Lockheed (Рисунок 27) разрабатывает проект РГС интегральной схемы (Hybrid Wing Body или HWB) на перспективу ввода в эксплуатацию в 2035...2040 г.г. (16). Несущий фюзеляж, плавно сопряженный с крылом, имеет традиционную хвостовую часть с рампой, грузовым люком и Т-образным оперением. Двигатели большой двухконтурности установлены над крылом в «бортовом» сечении консоли крыла. По оценкам разработчиков, данный самолет будет обладать топливной эффективностью на 70% превышающей эффективность самолета С-17 и на 15% превышающей эффективность воздушного танкера В-767. Также предполагается его использование для гражданских грузоперевозок.



Рисунок 27 - Компоновка Lockheed HWB

Таким образом, можно ожидать, что в среднесрочной перспективе (10...20 лет) сохранится тенденция к использованию хорошо отработанных традиционных компоновок на базе «нормальной» схемы. В более отдаленном будущем (30...40 лет) «нормальная» схема, скорее всего, также будет преобладающей, но для ее дальнейшего совершенствования могут быть использованы нетрадиционные для настоящего времени конструктивно-компоновочные решения.

1.6.2. Совершенствование силовой установки

Совершенствование СУ является вторым основным направлением по улучшению эффективности ТС. На рисунке 28, 29 и 30 рассмотрены характеристики некоторых двигателей с тягой $\approx 16...50$ тс фирм Rolls-Royce, Pratt&Whitney, General Electric и других (аппроксимация данных проведена по методу наименьших квадратов с использованием функции $y=kx+b$). Прослеживается тенденция возрастания по годам степени двухконтурности и степени повышения давления, и, как следствие, тенденция к снижению удельного расхода топлива. Однако дальнейшее повышение степени двухконтурности ТРДД $m \geq 10$ требует учета нескольких факторов.

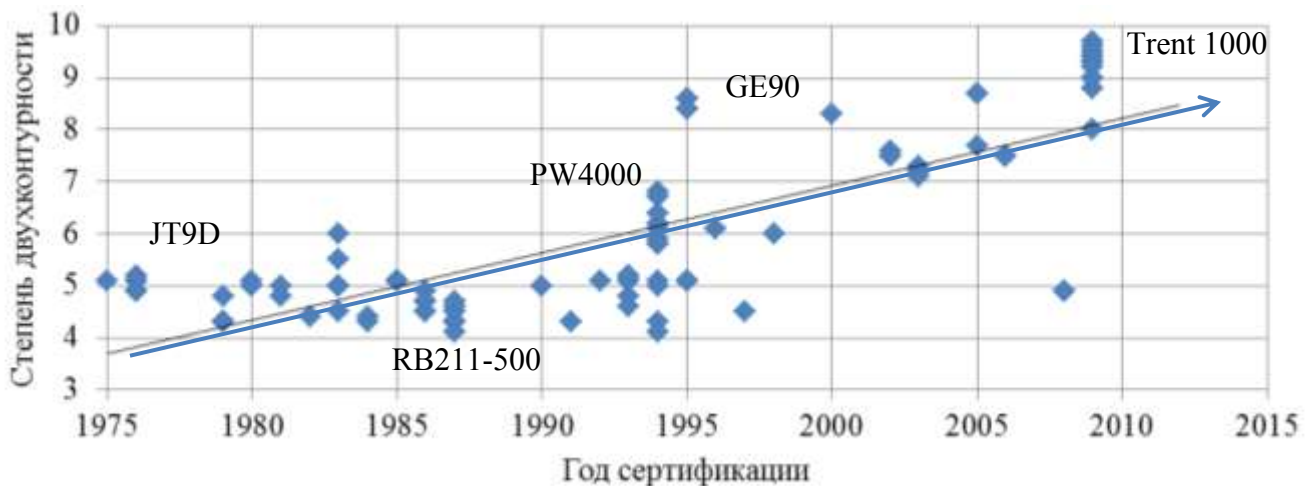


Рисунок 28 - Изменение степени двухконтурности ТРДД по годам

Во-первых, с увеличением степени двухконтурности увеличивается удельная масса силовой установки (Рисунок 31). Во-вторых, с увеличением степени двухконтурности увеличиваются мидель и линейные размеры мотогондолы. Это может приводить к увеличению сопротивления от аэродинамической интерференции и к компоновочным трудностям.

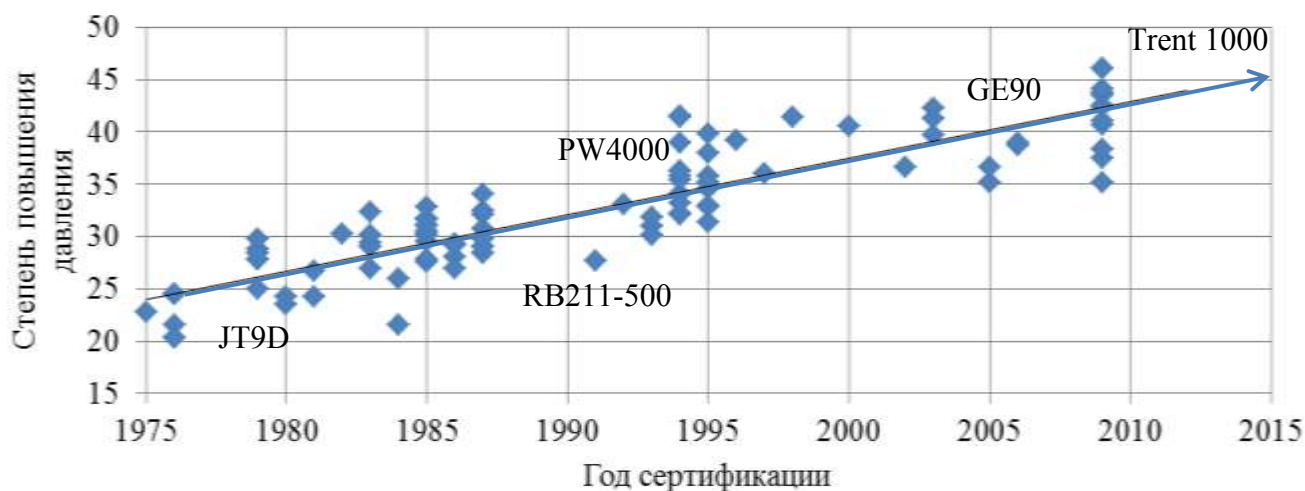


Рисунок 29 - Изменение степени повышения давления ТРДД по годам

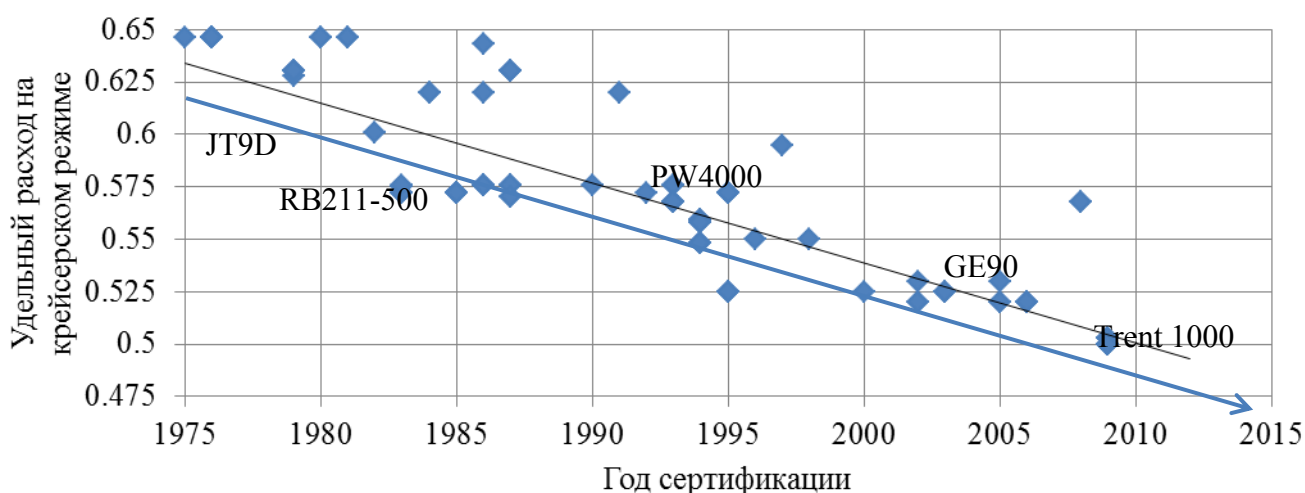


Рисунок 30 - Изменение удельного расхода ТРДД по годам

Перспективным направлением является применение на РГС усовершенствованных турбовинтовентиляторных двигателей (ТВВД). При этом отпадает проблема воздействия на пассажиров шума от высоконагруженных винтов, а крейсерская скорость полета в $V_{крс}=750...800$ км/ч является приемлемой.

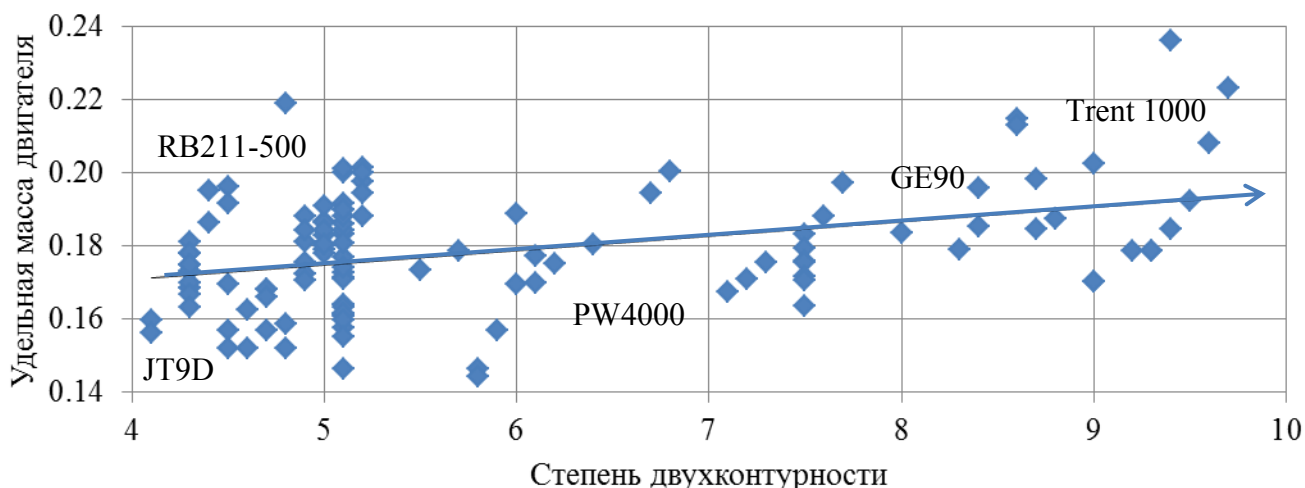


Рисунок 31 - Зависимость удельной массы двигателя от степени двухконтурности.

В настоящее время активно ведутся работы по применению распределенных силовых установок (PCU) с передачей энергии от турбины к тяговым вентиляторам либо через механическую трансмиссию, либо в виде электрической энергии. В последнем случае привод тяговых вентиляторов осуществляется при помощи электродвигателя. Ожидаемое снижение удельного расхода топлива на крейсерском режиме ($M=0.8$ $H=11$ км) для таких установок по сравнению с современными ТРДД оценивается в $\approx 15\%$ (17).

Помимо снижения удельного расхода прорабатывается возможность отсоса пограничного слоя (ПоС) через вентиляторы, приводимые во вращение электродвигателями распределенных силовых установок. Так, в исследованиях по программе N+3 расчетным образом было показано, что при применении отсоса ПоС с верхней поверхности летающего крыла (Рисунок 32) максимальное аэродинамическое качество компоновки повышается на $\Delta K \approx 3.5$ (18).



Рисунок 32 - Проекты самолетов с PCU и отсосом пограничного слоя

Таким образом, в краткосрочной и среднесрочной перспективах на тяжелых ТС сохранится преобладание ТРДД, совершенствование которых будет направлено в первую очередь на повышение экономичности как самого двигателя (за счет увеличения

двухконтурности, повышения температуры газа, степени сжатия и т.п.), так и самолета в целом (применение концепций «более электрического» самолета, РСУ, отсоса ПоС и др.).

1.6.3. Совершенствование конструкционных материалов и технологий

Совершенствование конструкции планера, конструкционных материалов и технологий их производства непосредственно влияет на весовую эффективность перспективных ТС. В работах (19; 20) показано влияние аэродинамической компоновки на массу конструкции планера. Исследования показывают, что самолет грузоподъемностью 100 т, построенный по АДС с несущим фюзеляжем, может иметь взлетную массу на 5% меньше, чем построенный по нормальной АДС с теми же ЛТХ, а самолет по схеме «летающее крыло» - на 10...15% меньше.

Значительные резервы для уменьшения массы конструкции открывает широкое применение композиционных конструкционных материалов (ККМ). К сегодняшнему дню широко внедрены полностью композитные агрегаты, такие как щитки, элероны, закрылки, вертикальное и горизонтальное оперение.

Зависимость массовой доли ККМ в конструкции от года первого полета показана на рисунке 33 (аппроксимация данных проведена с использованием функции $y=ax^3+bx^2+c\cdot x+d$ методом наименьших квадратов). Видно, что с совершенствованием технологии производства деталей из композиционных материалов их доля в массе конструкции растет. Для перспективных ТС она превысит 65...70 %.

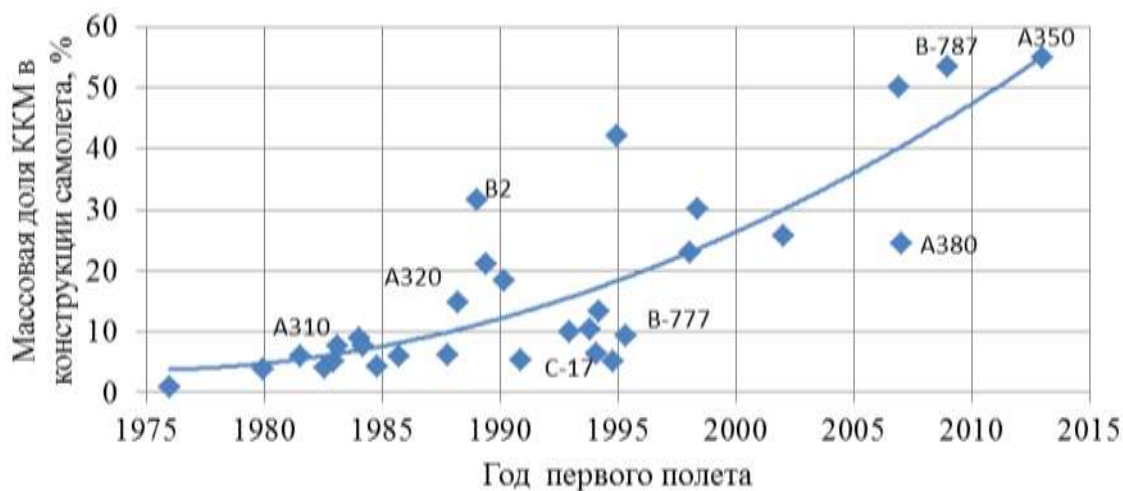


Рисунок 33 - Изменение массовой доли ККМ в конструкции самолетов с течением времени

В настоящее время из ККМ уже изготавливаются несущие элементы конструкций, находящихся под действием сложного напряженного состояния. В 2011 году начата эксплуатация самолета B-787, а в 2015 – Airbus A350, имеющих массовую долю ККМ в конструкции около $\approx 55\%$ (композитные секции фюзеляжа и часть консоли крыла). На стадии постройки находится самолет MC-21, консольная часть крыла которого полностью выполнена из композиционного материала.

Фюзеляж грузового самолета (ГС) в целом даже лучше подходит для использования в его конструкции ККМ, т.к. в нем нет большого количества вырезов под иллюминаторы. В 2009 г. первый полет выполнил самолет X-55А (21). Хвостовая и средняя части фюзеляжа, а также вертикальное оперение этого самолета были полностью изготовлены из композиционных материалов (Рисунок 34). Число деталей конструкции, в том числе и крепежных элементов удалось сократить ровно на порядок по сравнению с обычной металлической конструкцией, что снизило стоимость изготовления.



Рисунок 34 - Фюзеляж самолета X-55А

Проектирование перспективного ТС, предназначенного для перевозки нестандартных грузов, неразрывно связано с исследованиями в области нового и совершенствованием существующего **погрузочно-разгрузочного оборудования (ПРО)**, а также с прогнозированием и изучением потребностей рынка грузоперевозок. На сегодняшний день габариты груза, перевозимого РГС, ограничены размерами грузовой кабины (в основном поперечным сечением) и грузоподъемностью самолетов, находящихся в эксплуатации. Таким образом, сегодня рынок НГ, по сути, *сформирован существующими тяжелыми ТС*. При определении размерности перспективного РГС и, особенно, при выборе размеров грузовой кабины необходимо знать, какие грузы потребуют перевозки в ближайшие годы. Отсутствие у НГ собственных средств передвижения в совокупности с большими габаритами и массой, сопоставимой с массой пустого тяжелого РГС, ставят задачу разработки перспективного ПРО. При этом, проработка конструкции такого оборудования должна проводиться на стадии проектирования самолета, так как способ погрузки и развитость наземной инфраструктуры во многом определяет характеристики ТС. Необходимо понимать, что ПРО наравне с исследованием рынка перспективных грузов - это важные вопросы, которые не могут уложиться в один раздел настоящей работы. Они требуют отдельного обширного исследования.

Выводы по Главе 1

Любое проектирование, и в особенности, проектирование нового самолета, начинается со сбора и анализа данных по созданным ранее, эксплуатируемым в настоящий момент или перспективным образцам техники. Это позволяет понять место создаваемого технического объекта, оценить его конкурентные преимущества, наметить области, в которых требуется применение прорывных технических решений.

В настоящей главе проведен краткий анализ истории и перспектив развития транспортных самолетов, выявлены основные отличительные особенности машин данного класса.

Существующие в мире тяжелые и сверхтяжелые транспортные самолеты подразделяются на четыре основные категории:

военно-транспортные самолеты (ВТС) – это транспортные самолеты, спроектированные под специальные требования эксплуатации в ВС и перевозки военной техники. Такие самолеты имеют рампы и аппарели для подъема техники в грузовую кабину своим ходом, комплекс погрузочно-разгрузочного оборудования, усиленное шасси для посадки на грунт, развитую из условий короткого взлета и посадки механизацию крыла, как правило, 4 двигателя, комплекс специального радиоэлектронного оборудования и т.п.;

рамповые грузовые самолеты (РГС) – это транспортные самолеты, имеющие рампу для подъема техники своим ходом, а также комплекс погрузочно-разгрузочного оборудования. РГС предназначены для перевозки техники, уникальных и негабаритных грузов. Но таким самолетам, в отличие от ВТС, не предъявляются требования по эксплуатации в вооруженных силах. Как правило, РГС представляют собой демилитаризованные ВТС;

грузовые самолеты (ГС) – это транспортные самолеты, предназначенные для перевозки генеральных грузов в стандартных контейнерах и на поддонах (паллетах) и обычно унифицированные по конструкции с пассажирскими. В зарубежной литературе такие самолеты называют *freighter* (фрайтер, грузовик). Они обладают хорошими экономическими показателями, сравнимыми с ПС, а также могут перевозить большую номенклатуру грузов;

специальные грузовые самолеты (СГС) – это самолеты, спроектированные специально под конкретную транспортную задачу, такую как перевозка ракеты-носителя на внешней подвеске, фюзеляжа или крыла строящегося ВС. Как правило, такие самолеты переделываются из серийных ПС или ТС и выпускаются в количестве нескольких штук. При этом экономические характеристики подобных самолетов отходят на второй план.

Если транспортный самолет является коммерческим, то важнейшим вопросом становится коммерческая эффективность проектируемой машины. Видится привлекательным создание такого транспортного самолета, который совмещал бы в себе преимущества РГС (просторный грузовой отсек, большой грузовой люк с рампой) и ГС (экономичность и удобство обработки

стандартизованных грузов) с минимально достижимой стоимостью эксплуатации. Также большой выигрыш можно получить, если серию подобных машин удастся расширить путем создания пассажирской версии с приемлемыми экономическими показателями.

Из краткого анализа перспектив развития транспортных самолетов можно заключить, что целесообразно рассматривать отдельно ПТС в среднесрочной (6-15 лет) и ПТС и долгосрочной (16-30 лет) перспективах.

Если говорить о среднесрочной перспективе, то тут для транспортного самолета основной будет являться нормальная аэродинамическая схема с толстым сверхкритическим крылом (относительной толщиной 12...13%) большого удлинения (9 и более) и умеренной стреловидности (около 250). Такое крыло дает возможность применить относительно простую и легкую механизацию, например одноцелевой или двухцелевой выдвижной закрылок. Работы по применению различных методов управления ламинарным обтеканием (риблеты, искусственное или совмещенное ламинарное обтекание крыла) идут достаточно давно, но так и не получили распространения на серийных машинах и вряд ли получат в ближайшие 6-15 лет. Энергетические методы повышения подъемной силы для коммерческого транспортного самолета вряд ли найдут применение из-за связанных с ними больших эксплуатационных расходов. В рамках среднесрочной перспективы можно рассмотреть вопрос о применении на ПТС нестандартного оперения, например, V-образного. Это позволит сократить площадь омываемой поверхности, однако здесь важно найти баланс между аэродинамикой, массой конструкции и управляемостью. В качестве силовой установки в среднесрочной перспективе для ПТС будут использоваться ТРДД с большой степенью двухконтурности $m \approx 8 \dots 12$ и сравнительно малыми расходами топлива. Масса конструкции планера может быть снижена за счет более широкого применения композиционных материалов. Сейчас рекордсменом в этой области является компания Airbus. Ее тяжелый транспортный самолет A400M имеет относительную массу композитов более 30% массы планера. Исходя из этого можно ожидать, что ПТС среднесрочной перспективы будет иметь относительную массу композиционных материалов не ниже 35...40%

Создание ПТС на долгосрочную перспективу требует от конструкторов качественно новых решений во всех областях. Необходимо нарабатывать научно-технический задел по неиспользуемым в настоящее время в транспортной авиации аэродинамическим компоновкам, например по компоновке летающее крыло или интегральной. Двигатели со сверхбольшой степенью двухконтурности $m \approx 15-20$ скорее всего не получат широкого распространения. Однако в долгосрочной перспективе можно ожидать качественного перехода на распределенные силовые установки и/или новые виды топлива. Работы многих исследователей показывают возможность уменьшения сопротивления трения на крейсерском режиме полета

путем отсоса пограничного слоя через вентиляторы таких распределенных СУ, что также требует анализа на этапе предварительного проектирования. Применение композиционных материалов, возможно, ограничится уровнем 50...60%, так как дальнейшее наращивание относительной массы композитов может оказаться невыгодным. По крайней мере, в конструкцию ТС долгосрочной перспективы нужно закладывать не менее 55...60% массовой доли композиционных материалов.

Исходя из вышесказанного, можно сделать вывод о том, что возникает задача выбора рационального облика транспортного самолета на стадии предварительного проектирования. Причем необходимо, чтобы этот выбор основывался на математических моделях, учитывающих современные достижения аэродинамики, технологии производства и материалов, а также реальные маркетинговые данные по грузо- и пассажирообороту.

Также на этапе технического предложения необходимо оценивать желаемый и достижимый уровень технических характеристик перспективного транспортного самолета, его эксплуатационных расходов, потребную и оптимальную серийность, а также затраты на его создание.

ГЛАВА 2 МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ТЕХНИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА

Введение

Как известно, транспортный самолет является большой технической системой со сложными иерархией и законами функционирования. Являясь сложной технической системой, в то же время ТС входит в авиационные комплексы более высокого уровня (22). При этом самолет проявляет себя в них через свои характеристики: летно-технические (ЛТХ), экономические, рыночные, которые, в свою очередь, определяются техническими параметрами самолета, выбираемыми в процессе проектирования, другими словами, определяются его обликом.

Основополагающими и во многом взаимосвязанными этапами процесса создания нового ТС являются стадии составления требований к самолету и его предварительное проектирование. Исходя из анализа особенностей и истории развития ТС, проведенного в Главе 1, следует, что создание коммерчески успешного самолета, в особенности тяжелого, предназначенного для перевозки разнообразной номенклатуры грузов, включая УНГ, является сложнейшей задачей. Поэтому крайне необходимо уже на стадии разработки технического предложения определять предпочтительное сочетание технических параметров самолета, или облик ТС, который наилучшим образом подходит под задачи коммерческих грузоперевозок.

Для описания такой сложной системы как транспортный самолет на этапе разработки технического предложения удобно пользоваться научно-методическим обеспечением (НМО), позволяющим численно описать структуру и законы функционирования этой системы. При создании такого НМО необходимо решить две глобальные задачи:

- 1) задачу изучения ТС как системы, выявления структуры этой системы и установление функциональных связей между элементами данной структуры;
- 2) задачу разработки математической модели, численно описывающей ТС с определенной степенью точности.

Первая задача тесно связана также с вопросом выбора критерия оценки тех или иных технических параметров, определяющих облик перспективного ТС. Для четкого понимания стоящей перед разработчиками ТС задачи, критерий оценки принятых технических решений должен:

- быть по возможности единственным;
- отражать цель проектирования;
- быть определён количественно.

Изучение ТС как системы и разработка критерия оценки облика ТС подробно рассмотрены в Главе 3. В настоящей главе рассматривается задача разработки математической модели ТС.

Обычно при разработке подобных моделей используется блочный принцип, при котором отдельные группы параметров, характеризующих геометрические, массовые, аэродинамические, экономические, рыночные и другие свойства самолета объединяются в блоки или модели (22). Преимуществами такого подхода являются:

- возможность параллельной разработки блоков специалистами или группами специалистов, наиболее компетентными в определенных областях;
- возможность доработки блоков, добавления новых блоков без перестройки глобальной математической модели самолета.

Блоки представляют из себя системы уравнений, однозначно дающих количественное описание той или иной характеристики самолета в зависимости от исходного набора параметров. На разных стадиях разработки проекта ТС используются различные методы расчета, отличающиеся степенью точности и объемом необходимой исходной информации, потребной для построения математической модели. На этапе предварительного проектирования, которых характеризуется ограниченным количеством исходных данных по перспективному самолету, целесообразно применять полуэмпирические методы построения математических моделей, основанные на:

- обработке статистического материала по предыдущим машинам;
- обработке экспериментального материала по самолетам, находящимся в разработке;
- данных по фундаментальным исследованиям и изысканиям в области перспективных самолетов, без которых по сути невозможно применение эмпирических зависимостей для разработке принципиально новых ВС.

Следует отметить, что важным этапом разработки той или иной математической модели является ее верификация путем решения тестовых задач, по результатам которых в модель вносятся корректирующие поправки, а также определяется точность расчета.

Построение НМО для анализа облика перспективного ТС целесообразно начать с формирования математических моделей, описывающих технические характеристики перспективного ТС. Во-первых, вопрос их расчета достаточно хорошо изучен в различных трудах отечественных и зарубежных авторов, а, во-вторых, определение технических характеристик проектируемого самолета (например массы пустого $m_{пуст}$ или максимального аэродинамического качества K_{max} на крейсерском режиме полета) так или иначе являются определяющими для всех последующих этапов разработки глобальной математической модели.

Исходя из принципа объединения отдельных соотношений в тематические блоки, можно выделить следующие модели технических параметров в порядке их расчета:

- *геометрическая математическая модель*, дающая связь между структурой размещения целевой нагрузки и обликом самолета, а также описывающая его основные геометрические параметры, которые являются входными данными для других моделей;

- *массовая (весовая) математическая модель*, описывающая через систему соотношений связь между обликом самолета и массой его конструкции и отдельных частей;

- *аэродинамическая математическая модель*, связывающая геометрические параметры самолета (или его облик) с аэродинамическими характеристиками;

- *математическая модель расчета ЛТХ и ВПХ*, объединяющая аэродинамические и массовые параметры самолета с его летно-техническими и взлетно-посадочными характеристиками.

В настоящей главе перечисленные выше модели рассмотрены подробно, приведено описанием соотношений, на которых они базируются. На их основе в среде табличного процессора MS Excel построен автоматизированный расчет, основанный на базе стандартного набора функций и операторов. При этом сохранен основной принцип построения глобальной модели самолета:

- зависимости, определяющие те или иные характеристики, сгруппированы в блоки;
- в начале каждого блока происходит либо ручной ввод параметров, либо ввод характеристик из предыдущего блока;
- в конце каждого блока выдается результат расчета – конкретная физическая величина, являющаяся параметром для последующего расчетного блока.

В качестве примера в Приложении В приведен блок расчета аэродинамического качества на крейсерском режиме полета, записанный при помощи стандартных средств MS Excel.

Следует отметить, что реализация математических моделей технических параметров самолета на этапе предварительного проектирования стандартными средствами среды MS Excel имеет как преимущества, так и недостатки. К преимуществам данного подхода можно отнести относительную простоту и быстроту создания автоматизированного расчета. К недостаткам – сложность осуществления итерационных вычислений, организации циклов и т.д. Хотя все недостатки устранимы в полной мере при использовании программных средств, например, Visual Basic for Application и т.п.

2.1 Геометрическая математическая модель

Геометрическая математическая модель транспортного самолета представляет собой набор размерных и безразмерных параметров и характеристик, в целом определяющих облик

летательного аппарата. Для проверки основных компоновочных решений на основе соотношений геометрической модели может быть построена математическая модель обводов одного или нескольких расчетных вариантов, или их частей (сечение фюзеляжа, отсек, крыло, оперение и тому подобное).

На основании геометрической модели строятся массовая и аэродинамическая математические модели, параметры которых являются функциями характеристик геометрической модели. В свою очередь, характеристики массовой и аэродинамической моделей являются основой для получения параметров модели расчета ЛТХ и ВПХ.

Облик и аэродинамическая компоновка самолета определяются взаимным расположением, количеством, формой и размерами основных агрегатов, таких как крыло, фюзеляж, оперение, двигатели. В работе (23) представлена общая классификация известных на сегодняшний день компоновок (Рисунок 35), однако полный спектр технических решений вряд ли возможно формализовать в какой-либо документ из-за их многообразия.

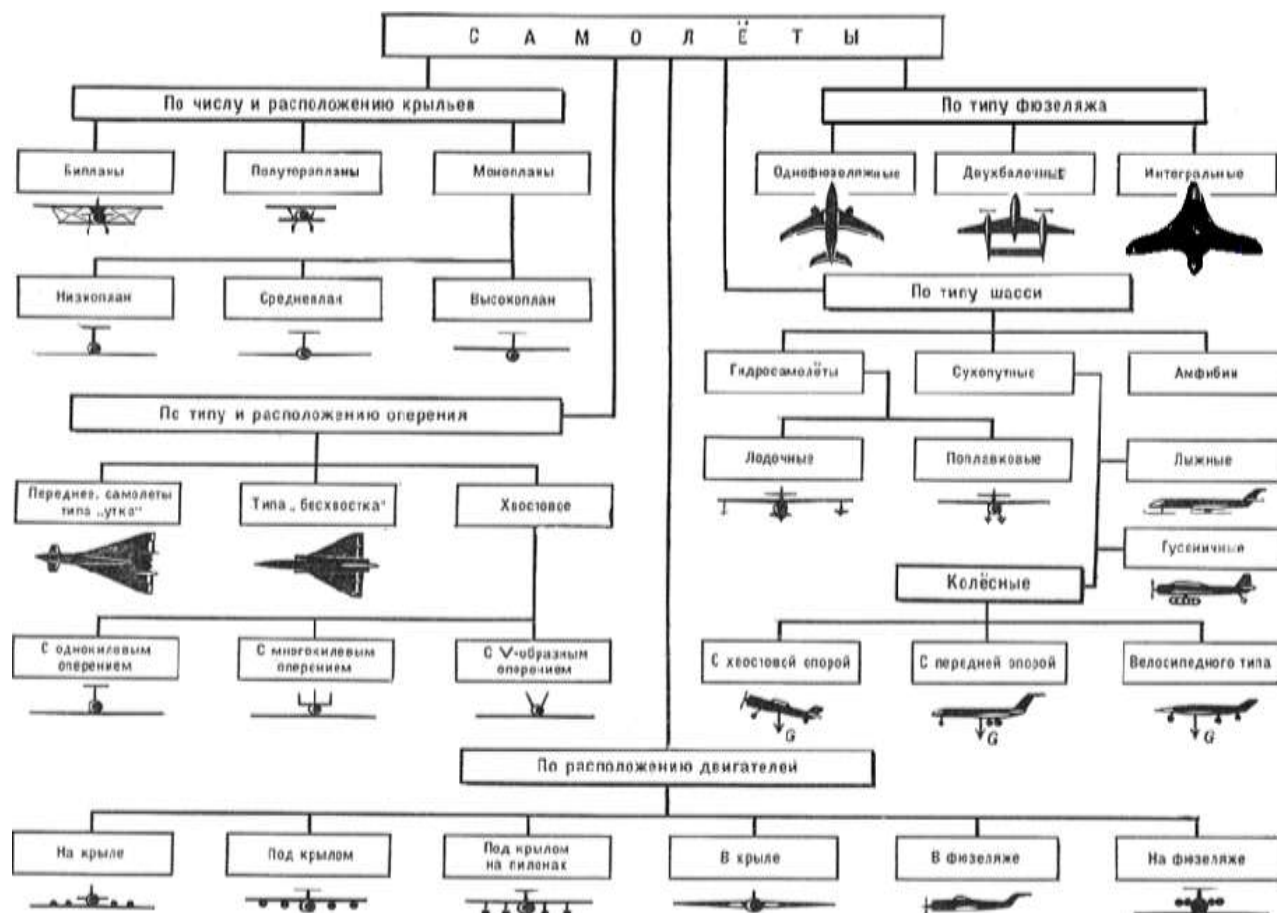


Рисунок 35 - Типовые варианты облика транспортных самолетов

Анализ перспектив развития транспортных самолетов, проведенный в Главе 1, показал, что наиболее применимыми к целям транспортировки грузов являются классическая или нормальная (однофюзеляжный моноплан с хвостовым расположением однокилевого оперения, с сухопутным колёсным шасси с передней опорой) компоновка в среднесрочной перспективе и

интегральная компоновка в долгосрочной перспективе. Математические модели, описывающие геометрические характеристики этих вариантов облика, по сути ничем не отличаются. Более того, можно условно считать интегральную схему самолета с хвостовым горизонтальным оперением частным случаем нормальной схемы. Таким образом, логичнее начать описание геометрической модели ПТС с нормальной схемы.

Если рассматривать классическую схему самолета поагрегатно, то геометрическая модель каждого агрегата будет включать в себя:

- форму и размеры агрегата;
- взаимное расположение данного агрегата относительно других;
- количество агрегатов рассматриваемого типа на самолете;
- характерные признаки агрегата (тип оперения или шасси, тип сечения фюзеляжа и др.).

Важнейшими геометрическими характеристиками самолета являются:

- удлинения крыла, горизонтального и вертикального оперений, мотогондол, фюзеляжа и его носовой и хвостовой частей $\lambda, \lambda_{го}, \lambda_{во}, \lambda_{т}, \lambda_{ф}, \lambda_{н.ф}, \lambda_{х.ф}$;
- относительные толщины крыла и оперения $\bar{c}_{кр}, \bar{c}_{го}, \bar{c}_{во}$;
- стреловидность крыла и оперения $\chi, \chi_{го}, \chi_{во}$;
- сужение крыла и оперения $\eta, \eta_{го}, \eta_{во}$;
- относительные площади горизонтального и вертикального оперения $\bar{S}_{го}, \bar{S}_{во}$;
- относительные расстояния или плечи горизонтального и вертикального оперений $\bar{L}_{го}, \bar{L}_{во}$;
- площади крыла, миделя фюзеляжа, мотогондолы $S, S_{м.ф}, S_{м.г}$.

Форма крыла самолета классической схемы представляется трапецией без изломов кромок либо с одним изломом (если излом есть и на передней, и на задней кромках, принято, что для обеих кромок он находится во втором контрольном сечении). Исходными параметрами такого крыла являются: хорды (в 1-м контрольном сечении – корневая b_0 , промежуточная b_1 и концевая b_k – во 2-м и 3-м контрольном сечениях соответственно), координаты z_1 и z_2 положения промежуточной и концевой хорд, относительная толщина \bar{c}_1, \bar{c}_2 и \bar{c}_3 контрольных сечений, стреловидность по передней кромке $\chi_{п.к}$ на обоих участках, а также дистанция носка корневой хорды x_{b1} .

Геометрические размеры и плановая проекция крыла могут быть получены по известным соотношениям:

$$l = \sqrt{\lambda \cdot S} \text{ - размах крыла, } b_0 = \frac{2 \cdot S}{l \cdot \left(\frac{1}{\eta} + 1\right)} \text{ - корневая хорда трапециевидного крыла, } b_k = \frac{b_0}{l}$$

концевая хорда трапециевидного крыла, средняя аэродинамическая хорда крыла ($b_{САХ}$)

$$b_{CAK} = \frac{1}{S} \left[\int_{-l/2}^{l/2} b^2(z) dz \right], \quad (1)$$

Форма и размеры фюзеляжа определяются его поперечным сечением и очертаниями носовой и кормовой частей. Круглая форма поперечного сечения фюзеляжа транспортных и пассажирских самолетов представляется наивыгоднейшей с точки зрения наилучшего восприятия нагрузок от избыточного давления. Однако с эксплуатационной и компоновочной точек зрения часто поперечное сечение строят набором пересекающихся и/или касающихся дуг окружностей. Важнейшей характеристикой поперечного сечения фюзеляжа является площадь миделя $S_{м.ф}$, а также его максимальная высота $h_{ф}$ и ширина $b_{ф}$. Зная площадь миделя, можно

найти эквивалентный диаметр фюзеляжа $d_{ф.э} = \sqrt{\frac{4S_{м.ф}}{\pi}}$.

Другими характеристиками геометрической модели фюзеляжа являются его удлинение $\lambda_{ф} = \frac{L_{ф}}{D_{ф}}$, удлинение носовой части $\lambda_{нч} = \frac{l_{нч}}{D_{ф}}$, удлинение хвостовой части $\lambda_{хч} = \frac{l_{хч}}{D_{ф}}$, удлинение регулярной части $\lambda_{рч} = \lambda_{ф} - \lambda_{нч} - \lambda_{хч}$. Они определяют размеры носовой, регулярной и кормовой частей фюзеляжа.

Через основные геометрические характеристики можно приблизительно определить площадь оmyаемой поверхности фюзеляжа. Обводы фюзеляжа большинства самолетов в общем случае выбираются близкими к веретенообразным телам вращения. Однако в случае транспортных самолетов в соответствии с их целевым назначением форма фюзеляжа может существенно отличаться от осесимметричной. Причиной могут служить отгиб и уплощение хвостовой части, обтекатели центроплана крыла и основных опор шасси и так далее. Для построения зависимости, при помощи которой можно приблизительно оценить площадь оmyаемой поверхности фюзеляжа различных самолетов, были рассмотрены фюзеляжи различных транспортных и пассажирских самолетов – как существующих (Ил-76, Ан-124, С-17, МС-21-300, Ту-204, DC-10, L-1011, В-767-400, В-777-200, В-787-300, В-747-400), так и перспективных, предварительное проектирование которых было выполнено специалистами инженерного центра авиакомпании Волга-Днепр в 2015 году (24) (ПТС-80-1, ПТС-80-2, ПТС-80-3, ПТС-80-4, ПТС-150-1, ПТС-150-3). На рисунке 2 показана зависимость оmyаемой площади фюзеляжа $S_{ом.ф}$ от параметра $\lambda_{ф} \cdot S_{м.ф}$.

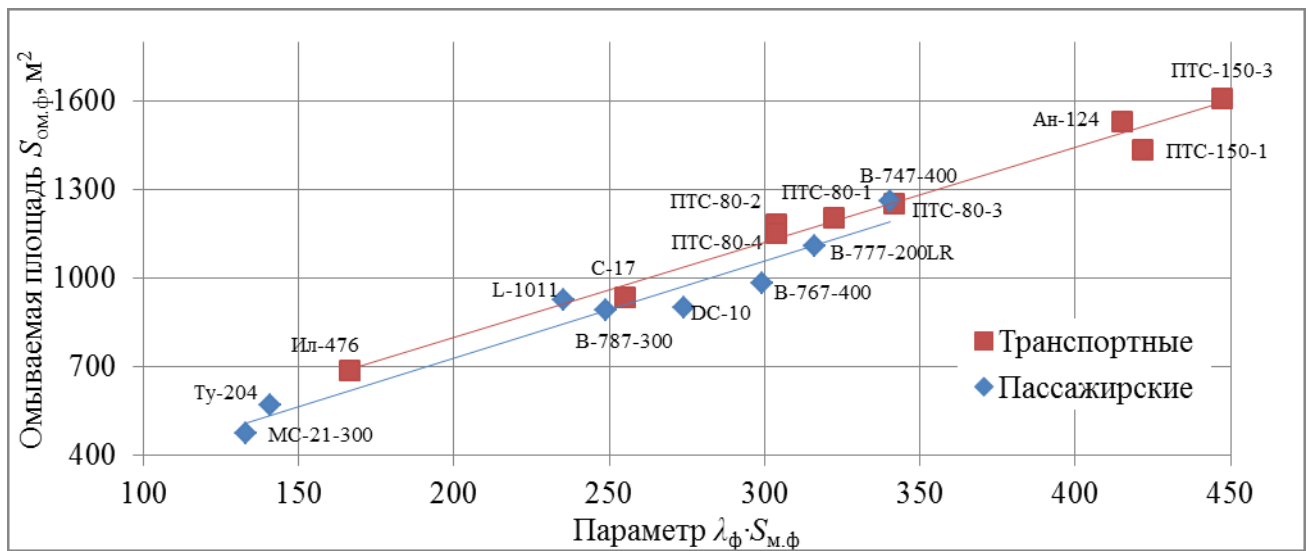


Рисунок 2 – Зависимость омываемой площади фюзеляжа от параметра $\lambda_{\phi} \cdot S_{\text{м},\phi}$

Видно, что при одинаковом значении $\lambda_{\phi} \cdot S_{\text{м},\phi}$ омываемая площадь фюзеляжей транспортных самолетов больше. Это связано в первую очередь с наличием обтекателей основных опор шасси, а также зачастую с наличием обтекателя центроплана крыла как, например, в случае самолета Ил-76. Пассажирские самолеты, представленные на Рисунке 2, выполнены по схеме «низкоплан», поэтому прирост омываемой поверхности от организации зализов и обтекателей между фюзеляжем и крылом не столь значителен. По результатам анализа данных, представленных на Рисунке 2, были получены следующие упрощенные зависимости, позволяющие оценить площадь омываемой поверхности фюзеляжа при различной компоновке крыла:

$$S_{\text{ом},\phi} = 3.25 \cdot \lambda_{\phi} \cdot S_{\text{м},\phi} \cdot (1 + k_S), \quad (2)$$

где $k_S=0.13$ – коэффициент площади для самолета по схеме «высокоплан» с центропланом, утопленным в фюзеляж;

$k_S=0.18$ - коэффициент площади для самолета по схеме «высокоплан» с центропланом над фюзеляжем (Рисунок 3);

$k_S= 0.06$ - коэффициент площади для самолета по схеме «низкоплан»,

$k_S= 0$ - коэффициент площади для самолета интегральной схемы и схемы «летающее крыло».

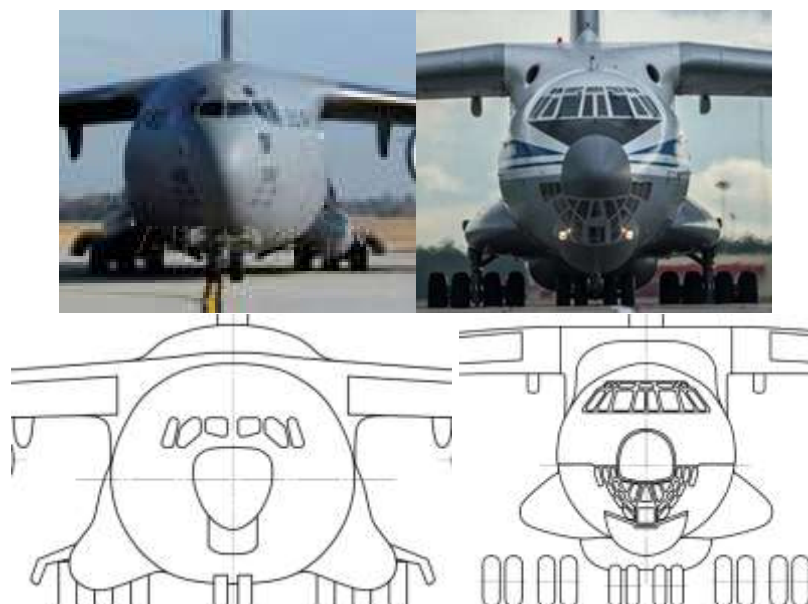


Рисунок 3 - Пример центроплана крыла утопленного в фюзеляж на самолете С-17 (слева), и центроплан над фюзеляжем на самолете Ил-76 (справа)

Следовательно, дополнительным параметром геометрической модели, помимо уже перечисленных, является дискретный параметр схемы самолета, которому может быть присвоено в геометрической модели одно из следующих значений: *высокоплан (утопленный центроплан), высокоплан над фюзеляжем, низкоплан, интегральная схема, летающее крыло.*

Параметры геометрической модели горизонтального оперения аналогичны параметрам крыла: хорды b_1 и b_k , полуразмах ГО z , стреловидность по передней кромке $\chi_{п.кГО}$, средняя относительная толщина $\bar{c}_{ГО}$, дистанция носка корневой хорды x_{b0} и вычисляемые по ним характеристики $S_{ГО}$, удлинение $\lambda_{ГО}$, сужение $\eta_{ГО}$. Кроме этого в геометрической модели горизонтального оперения присутствуют дискретные параметры, характеризующие расположение: *палубное, Т-образное, V-образное.*

Важными геометрическими параметрами ГО является плечо $L_{ГО}$ (расстояние по горизонтали между точками 1/4 САХ крыла и 1/4 САХ горизонтально оперения) и высота над крылом в потоке $h_{ГО}$ (расстояние по вертикали между САХ крыла и САХ горизонтально оперения).

Параметры геометрической модели вертикального оперения также аналогичны параметрам крыла: хорды b_1 и b_k , высота b_V , стреловидность по передней кромке $\chi_{п.кВО}$, средняя относительная толщина $\bar{c}_{ГО}$, дистанция носка корневой хорды x_{b0} и вычисляемые по ним площадь $S_{ВО}$, удлинение $\lambda_{ВО}$, сужение $\eta_{ВО}$, плечо вертикального оперения $L_{ВО}$. Дискретными переменными, характеризующими расположение ВО, являются следующие параметры: *Т-образное, V-образное, многокилевое.*

Геометрическая модель мотогондол и пилонов двигателей включает в себя следующие параметры: площадь миделева сечения мотогондолы $S_{м.г}$, удлинение мотогондолы $\lambda_{г}$, средняя

относительная толщина контура мотогондолы $\bar{c}_Г$, эквивалентный диаметр мотогондолы $d_{Г.э}$, количество мотогондол N_G , длина пилона вдоль размаха $L_{пил}$, средняя относительная толщина пилона $\bar{c}_{пил}$. Также в модели присутствуют дискретные параметры положения двигателя: *под крылом, над крылом, на фюзеляже*, физический смысл которых будет раскрыт ниже.

Для интегральной схемы самолета (Рисунок 6), как уже упоминалось ранее, основные параметры остаются неизменными. Однако есть несколько отличий:

- угол стреловидности $\chi_{ПК}$ определяется по консольной части крыла (т.е. как наименьший угол стреловидности);

- средняя аэродинамическая хорда крыла, по которой рассчитывается число Рейнольдса Re , рассчитывается как для составного крыла по формуле (1), плановая проекция которого состоит из интегрального фюзеляжа и консолей.

На Рисунках 4...6 представлены примеры трехмерных обводов самолетов, иллюстрирующих геометрические модели с различными параметрами.



Крыло		Фюзеляж		ГО		ВО		Мотогондола	
Положение	Низкоплан	$S_{мф, м^2}$	24.9	Положение	V-образное	Положение	V-образное	Положение	На крыле
$S, м^2$	311.67	$h_{ф, м^2}$	5.94	$S_{го, м^2}$	64.22	$S_{во, м^2}$	55.21	$N_{г}$	2
λ	8.72	$b_{ф, м}$	5.33	$\lambda_{го}$	3.98	$\lambda_{во}$	3.98	$S_{мг, м^2}$	4.6
η	4.29	$d_{фэ, м}$	5.63	$\eta_{го}$	3.94	$\eta_{во}$	3.94	$\lambda_{г}$	1.65
\bar{c}	0.127	$\lambda_{ф}$	10.9	$\bar{c}_{го}$	0.11	$\bar{c}_{во}$	0.11	$\bar{c}_{г}$	0.06
$\chi_{лк, град}$	34	$\lambda_{нч}$	1.36	$\chi_{го, град}$	43	$\chi_{во, град}$	43	$d_{гэ, м}$	2.42
		$\lambda_{хч}$	2.72	$L_{го, м}$	27.2	$L_{во, м}$	27.2	$L_{пил, м}$	2.9
		$\varphi_{хч, град}$	4	$h_{го, м}$	5.33			$\bar{c}_{пил}$	0.06
		$S_{ом, м^2}$	972.14						

Рисунок 4 - Геометрическая модель низкоплана с V-образным оперением



Крыло		Фюзеляж		ГО		ВО		Мотогондола	
Положение	Высокоплан	$S_{мф, м^2}$	32.1	Положение	Т-образное	Положение	Т-образное	Положение	На крыле
$S, м^2$	267.10	$h_{ф, м^2}$	6.10	$S_{го, м^2}$	78.29	$S_{во, м^2}$	63.87	$N_{г}$	2
λ	7.83	$b_{ф, м}$	6.71	$\lambda_{го}$	4.86	$\lambda_{во}$	1	$S_{мг, м^2}$	4.6
η	4.57	$d_{фэ, м}$	6.39	$\eta_{го}$	3.94	$\eta_{во}$	1.2	$\lambda_{т}$	1.65
\bar{c}	0.130	$\lambda_{ф}$	7.6	$\bar{c}_{го}$	0.1	$\bar{c}_{во}$	0.08	$\bar{c}_{г}$	0.06
$\chi_{лк, град}$	30	$\lambda_{нч}$	1.20	$\chi_{го, град}$	38	$\chi_{во, град}$	50	$d_{гэ, м}$	2.42
		$\lambda_{хч}$	3.84	$L_{го, м}$	25.3	$L_{во, м}$	20.85	$L_{пил, м}$	4
		$\varphi_{хч, град}$	8	$h_{го, м}$	7.62			$c_{пил}$	0.06
		$S_{ом, м^2}$	820.2						

Рисунок 5 - Геометрическая модель высокоплана с Т-образным оперением



Крыло		Фюзеляж		ГО		ВО		Мотогондола	
Положение	-	$S_{\text{мф}}, \text{м}^2$	-	Положение	Т-образное	Положение	Т-образное	Положение	На крыле
$S, \text{м}^2$	435.9	$h_{\text{ф}}, \text{м}^2$	4	$S_{\text{го}}, \text{м}^2$	55.1	$S_{\text{во}}, \text{м}^2$	24.75	$N_{\text{г}}$	2
λ	6.9	$b_{\text{ф}}, \text{м}$	6	$\lambda_{\text{го}}$	5.75	$\lambda_{\text{во}}$	0.81	$S_{\text{мг}}, \text{м}^2$	4.9
η	4.5	$d_{\text{фэ}}, \text{м}$	-	$\eta_{\text{го}}$	2.49	$\eta_{\text{во}}$	1.75	$\lambda_{\text{г}}$	1.4
\bar{c}	0.17	$\lambda_{\text{ф}}$	-	$\bar{c}_{\text{го}}$	0.11	$\bar{c}_{\text{во}}$	0.11	$\bar{c}_{\text{г}}$	0.1
$\chi_{\text{лк}}, \text{град}$	28	$\lambda_{\text{нч}}$	-	$\chi_{\text{го}}, \text{град}$	32	$\chi_{\text{во}}, \text{град}$	45	$d_{\text{гэ}}, \text{м}$	2.5
		$\lambda_{\text{хч}}$	-	$L_{\text{го}}, \text{м}$	20	$L_{\text{во}}, \text{м}$	17	$L_{\text{пил}}, \text{м}$	4
		$\Phi_{\text{хч}}, \text{град}$	4	$h_{\text{го}}, \text{м}$	5.3			$c_{\text{пил}}$	0.1
		$S_{\text{ом}}, \text{м}^2$	120						

Рисунок 6 - Геометрическая модель интегральной схемы с Т-образным оперением

2.2 Массовая (весовая) математическая модель

В настоящем разделе приводятся соотношения, на основе которых построена математическая модель расчета массы самолёта, предназначенного для грузовых перевозок. Существующие методики весового расчета на начальной стадии проектирования, как правило, основаны на статистических данных по массам агрегатов пассажирских самолетов и дают существенные погрешности при расчете транспортных самолетов. Кроме того, методики из указанных источников требуют постоянной корректировки из-за влияния технического и технологического прогресса, смены поколений оборудования, силовых установок и т.п.

Модель построена как на общеизвестных зависимостях, так и на формулах собственной разработки, которые показали наилучшую сходимость с фактическими значениями масс агрегатов существующих тяжелых транспортных самолетов.

2.2.1 Расчет массы конструкции крыла

При расчете массы крыла «классических» аэродинамических схем крыло принимается кессонным (Рисунок 7), с тремя стенками. Масса крыла определяется как сумма масс кессона и несилевых частей.

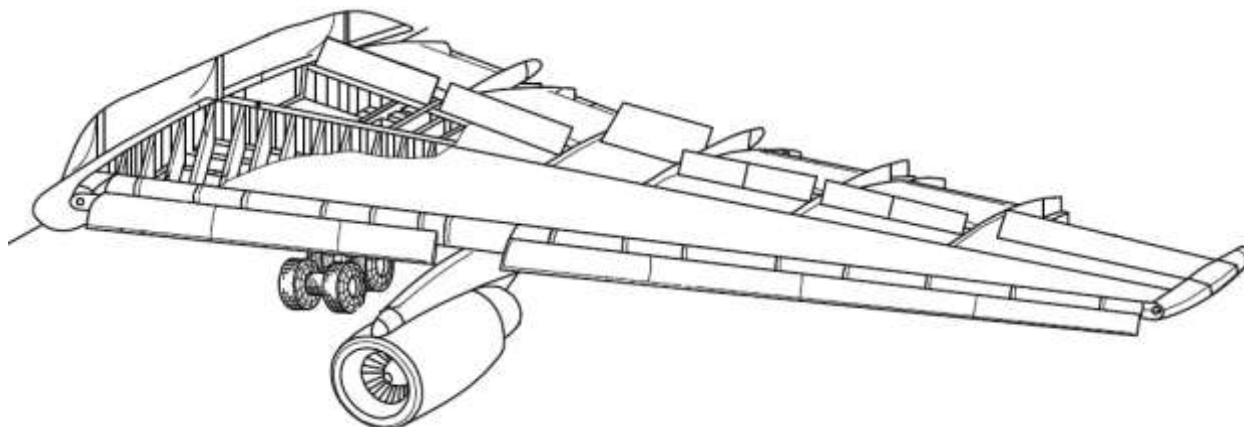


Рисунок 7 - Типовая конструкция крыла

Расчёт массы кессона крыла производится путём определения распределённой расчётной нагрузки по размаху с последующим получением перерезывающих сил и изгибающих моментов в каждом сечении, при этом учитывается разгрузка крыла от:

- массы конструкции крыла;
- массы двигателей;
- массы топлива в кессоне.

Расчётная перегрузка принимается равной $n^P=3.75$. Исходя из рассчитанных изгибающего момента и перерезывающих сил определяются площади несущего набора по размаху крыла. Средний уровень действующих напряжений для верхних и нижних панелей закладывается $\sigma=34 \text{ кг/мм}^2$.

Масса несилевых элементов конструкции крыла (механизация, органы управления, носки крыла, залонжеронные панели и т.п.) определяются с учётом статистических данных, в том числе, учитывающих степень использования сотовых и композиционных материалов.

Масса крыла для компоновок «летающее крыло» и «интегральная» рассчитывается аналогично, как и для «классической» аэродинамической схемы. Расчётная перегрузка из-за малой удельной нагрузки на крыло принимается равной $n^P=5$.

Для расчёта массы крыла за основу была взята формула Бадягина (23) с корректировкой коэффициентов для улучшения сходимости результатов с фактическими значениями:

$$m_{кр} = \left(\frac{k_{cy} \cdot k_1 \cdot n^P \cdot M^{0.5} \cdot \varphi \cdot \lambda}{10^4 \cdot P \cdot (\bar{c}_o)^{0.6} \cdot \cos^{1.5} \chi} \cdot \frac{\eta + 1.5}{\eta + 1} + \frac{4.5 \cdot k_2 \cdot k_3}{P} + 0.015 \right) \cdot M_0 \cdot k_{ш}, \quad (3)$$

где n^P – расчётная перегрузка, которая определяется по формуле: $n^P = \frac{82}{\sqrt{\frac{M_0}{S_{полная}}}}$;

φ – коэффициент, учитывающий разгрузку крыла $\varphi = b - 0,83 \cdot m_t$;

m_t – относительная масса топлива, $b = 0,91$ для ДнФ; $0,87$ для ДнК;

M_0 – взлётная масса самолёта в кг;

λ – удлинение крыла по трапеции;

η – сужение для полной площади крыла;

P – удельная нагрузка на крыло полной площади;

\bar{c}_o – относительная толщина профиля у борта;

χ – стреловидность крыла по $\frac{1}{4}$ хорды, градусы;

k_1 – технологический коэффициент, принимающий значения $k_1 = 1.0$ для клёпаных панелей и $k_1 = 0.97$ для монолитных панелей;

k_2 – конструктивный коэффициент, принимающий значения в зависимости от наличия на крыле наплывов, интерцепторов, предкрылков соответственно: $k_2 = 1$ (нет наплывов, нет интерцепторов, нет предкрылков), $k_2 = 1.15$ (нет, есть, нет), $k_2 = 1.3$ (есть, нет, нет), $k_2 = 1.4$ (есть, есть, нет), $k_2 = 1.6$ (есть, есть, есть);

k_3 – конструктивный коэффициент, принимающий значения: $k_3 = 1$ при мягких баках; $k_3 = 1.05$ – внутришовной герметизации; $k_3 = 1.2$ – герметизация поливом;

k_{cy} – коэффициент, учитывающий тип силовой установки: ТРД – $k_{cy} = 15.2$ ТВД – $k_{cy} = 12.5$;

$k_{ш}$ – коэффициент, учитывающий наличие шасси на крыле: $k_{ш} = 1.04$ если шасси на крыле есть, $k_{ш} = 0$ если шасси на крыле нет.

2.2.2 Расчет массы конструкции фюзеляжа

Масса конструкции фюзеляжа (Рисунок 8) рассчитывается как сумма:

- силовой части (обшивка, стрингеры);
- конструктивных элементов (полы в кабинах – экипажа, грузовой и пассажирской, гермоперегородки, рампы, стыки с крылом, шасси и оперением и др.);
- несилowych элементов конструкции (обтекатели и створки шасси, носовой обтекатель, створки грузовых отсеков и пр.) фюзеляжа.

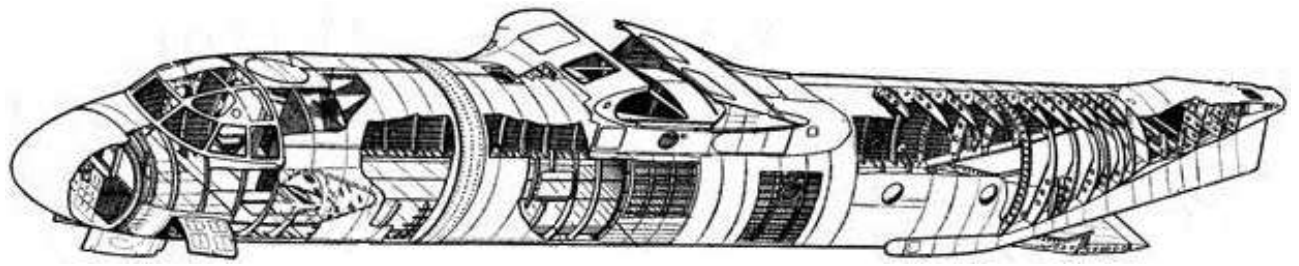


Рисунок 8 – Типовая конструкция фюзеляжа транспортного самолета

Масса силовой части определяется исходя из нагружения от изгиба (с учётом уравнивающей нагрузки от горизонтального оперения) и наддува. Модель позволяет отдельно учитывать величину избыточного давления в зоне грузового отсека и в зоне кабины экипажа и сопровождающих лиц. При проверке работы обшивки фюзеляжа на избыточное давление закладывается уровень напряжения на растяжение обшивки с учётом ресурса $\sigma = 8$ кг/мм².

Масса конструктивных и несилowych элементов конструкции определяется с учётом статистических данных, в том числе, учитывающих степень использования сотовых и композиционных материалов.

Фюзеляж самолета является одним из самых сложных агрегатов, насыщенных множеством конструктивных элементов, сочлененных между собой. Расчет массы фюзеляжа при помощи одной обобщающей формулы может привести к слишком большим погрешностям. Поэтому в настоящей математической модели во избежание этого расчёт массы фюзеляжа осуществляется поэлементно.

Основной массовой математической модели фюзеляжа является метод Торенбика (2), который базируется на определении массы оболочки, работающей на изгиб и на избыточное давление.

Масса обшивки, работающей на изгиб, определяется по формуле

$$m_{\text{обш.изг}} = 0.0543 \cdot k_{\lambda} \cdot S_{\text{ф}}^{1.07} V_{\text{mm}}^{0.743}, \quad (4)$$

где $S_{\text{ф}}$ – площадь поверхности фюзеляжа, м²;

V_{mm} – максимальная скорость полёта, м/сек

k_{λ} – коэффициент, определяемый по зависимости

$$k_{\lambda} = -0.1943 \cdot (l_{\text{го}}/B_{\text{ф}} + H_{\text{ф}}) + 1.3387, \quad (5)$$

где $l_{\text{го}}$ – расстояние от четверти хорды крыла до четверти хорды горизонтального оперения, м; $B_{\text{ф}}$ – ширина фюзеляжа, м; $H_{\text{ф}}$ – высота фюзеляжа, м.

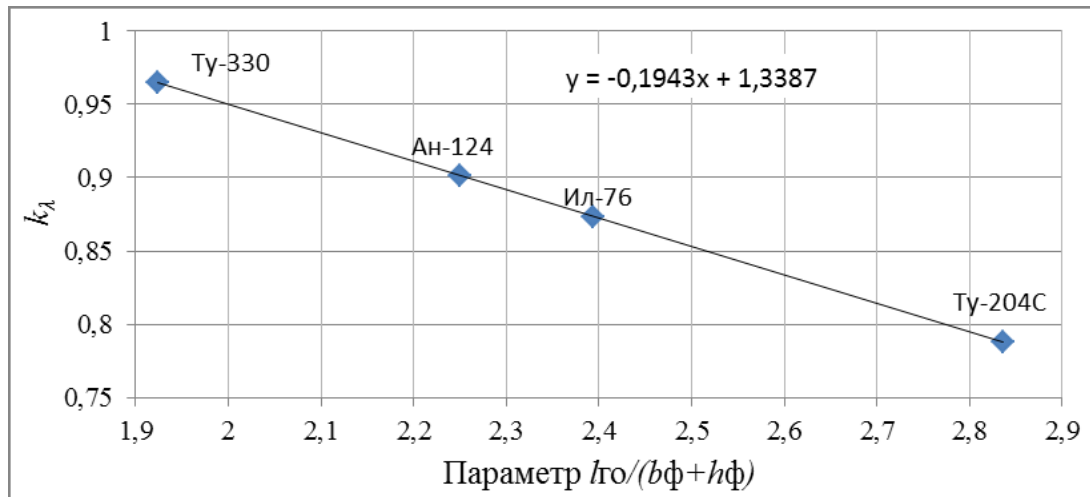


Рисунок 9 - Зависимость $K\lambda$ от параметра $l\phi/(b\phi+h\phi)$

Площадь поверхности изолированного фюзеляжа определяется по формуле

$$S\phi = \pi \cdot 0.5 \cdot (H\phi + B\phi) \cdot (L\phi + 0.62(L\phi - L\phi_{ц})), \quad (6)$$

где $L\phi$ – длина цилиндрической части фюзеляжа, м;

$H\phi$, $B\phi$ – соответственно высота и ширина фюзеляжа, м.

Масса обшивки, работающей на избыточное давление определяется по формуле

$$m_{\text{обш.изб}} = 1.595 \cdot \Delta p \cdot d\phi \cdot S\phi \cdot \sigma_{\text{спр}} / \sigma, \quad (7)$$

где Δp – величина внутреннего избыточного давления, $\text{кг}/\text{см}^2$;

$d\phi$ – двойной радиус сферы, работающей на избыточное давление, м;

$\sigma_{\text{спр}}$ – среднее напряжение растяжения $844 \text{ кг}/\text{см}^2$;

σ – реальная величина напряжения, принималась с учётом ресурса $800 \text{ кг}/\text{см}^2$.

Из полученных значений $m_{\text{обш.изг}}$ и $m_{\text{обш.изб}}$ выбирается максимальное.

Масса обшивки с учётом стрингерного набора рассчитывается как

$$m_{\text{обш+стр}} = 1.6 \cdot m_{\text{обш.}} \quad (8)$$

Масса шпангоутов и соединений рассчитывается как

$$m_{\text{шп}} = 0.385 \cdot m_{\text{обш+стр}} \quad (9)$$

Общая масса конструкции фюзеляжа составляет

$$m_{\text{к}} = m_{\text{обш+стр}} + m_{\text{шп}} \quad (10)$$

Отдельного внимания заслуживает расчет массы грузового пола $m_{\text{пол}}$ транспортного самолета, так как этот агрегат фюзеляжа является одной из основных черт, отличающих ТС от ПС (Рисунок 10).

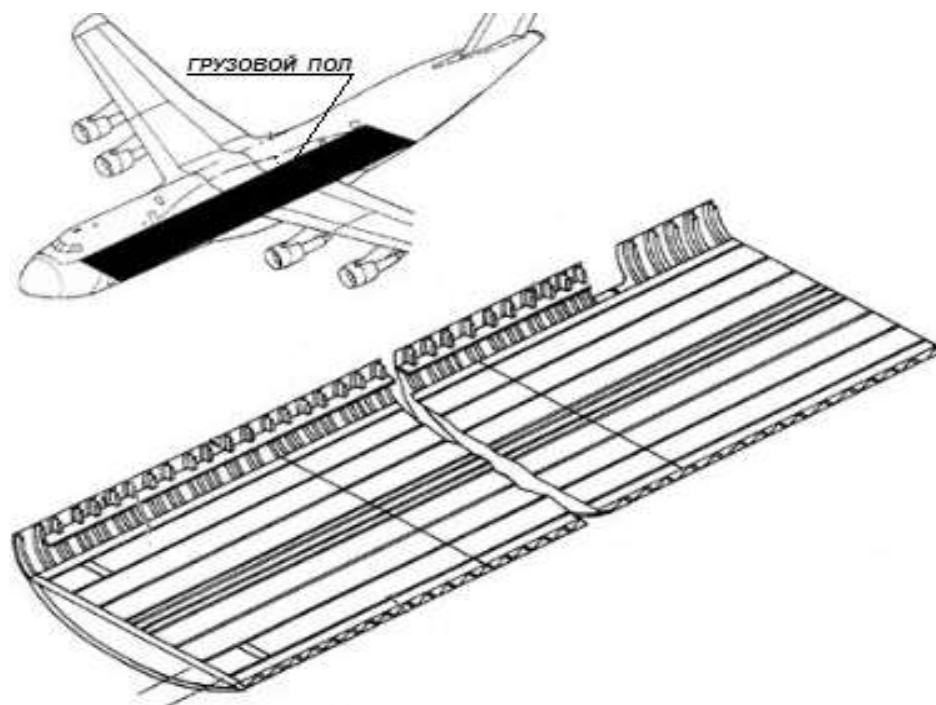


Рисунок 10 – Общий вид грузового пола тяжелого транспортного самолета

Масса пола транспортных самолетов зависит в основном от ширины. У ГС, перевозящих грузы в стандартизованных контейнерах и поддонах при постоянной удельной нагрузке на пол, удельная масса конструкции пола снижается с увеличением ширины пола. В транспортных самолетах, предназначенных для перевозки нестандартных грузов и самоходной колесной и гусеничной техники, удельная нагрузка по длине и ширине пола не является постоянной, что приводит к увеличению удельной массы пола по его ширине (Рисунок 11).

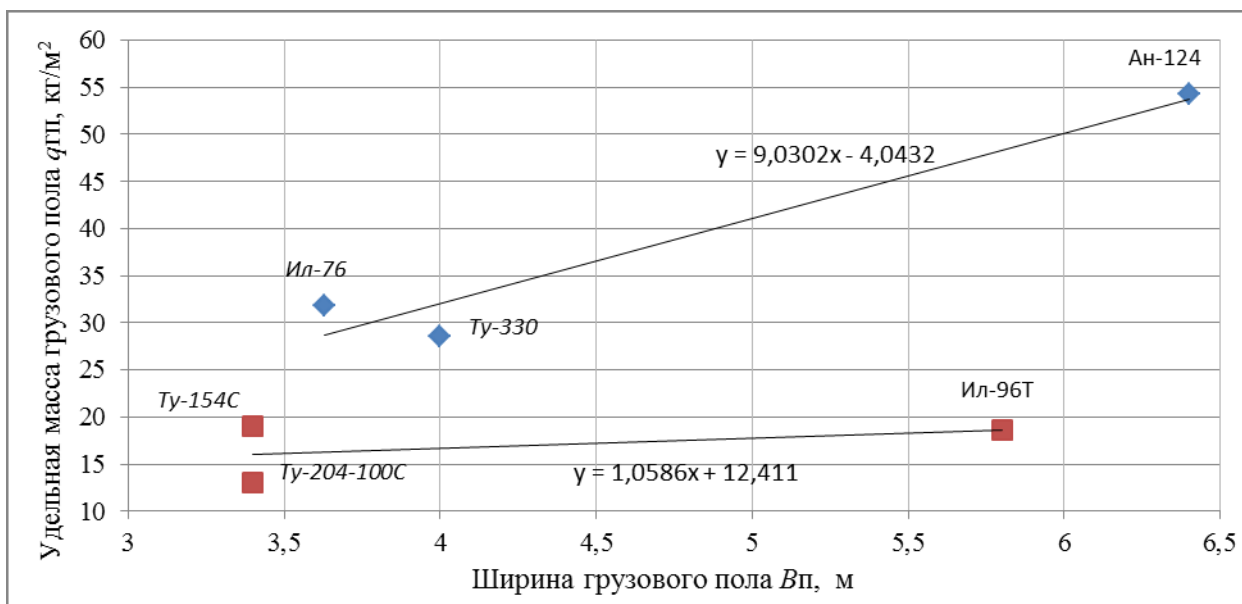


Рисунок 11 - Зависимость удельной массы грузового пола от его ширины

Масса пола может быть определена следующим образом:

- для рамповых грузовых самолетов

$$m_{гп} = S_{гп} \cdot (9 \cdot B_{п-4}), \quad (11)$$

- для грузовых самолетов (фрайтеров)

$$m_{гп} = S_{гп} \cdot (1.06 \cdot B_{п} + 12.4), \quad (12)$$

где $S_{п}$ – площадь поверхности грузового пола, m^2 ;

$B_{п}$ – ширина грузового пола, м.

Для сравнения, масса пола пассажирского самолета определяется как

$$m_{пп} = q_{пп} \cdot S_{пп}, \quad (13)$$

где $q_{пп}$ - удельная масса пассажирского пола ($q_{пп}=20 \text{ кг/м}^2$ - удельная масса пассажирских полов для герметичных кабин, $q_{пп} = 9 \text{ кг/м}^2$ – для негерметичных кабин);

$S_{пп}$ – площадь поверхности пассажирского пола.

Другим важным агрегатом, присущим транспортным самолетам, являются грузовые рампы для подъема техники, а также грузовые люки.

Масса задней (Рисунок 12) и передней (Рисунок 13) рампы определяется по формуле

$$m_{рамп} = S_{рамп} \cdot (85.43 \cdot \ln(q_{рамп}) + 425.25), \quad (14)$$

где $S_{рамп}$ – площадь поверхности рампы, m^2 ;

$q_{рамп}$ – удельная нагрузка на рампу, $кг/м^2$.

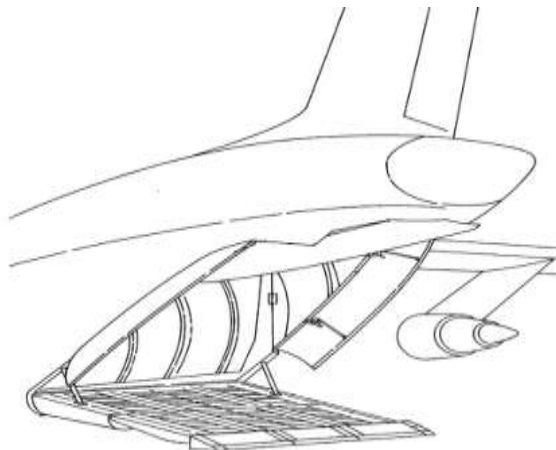


Рисунок 12 - Общий вид задней рампы тяжелого транспортного самолета

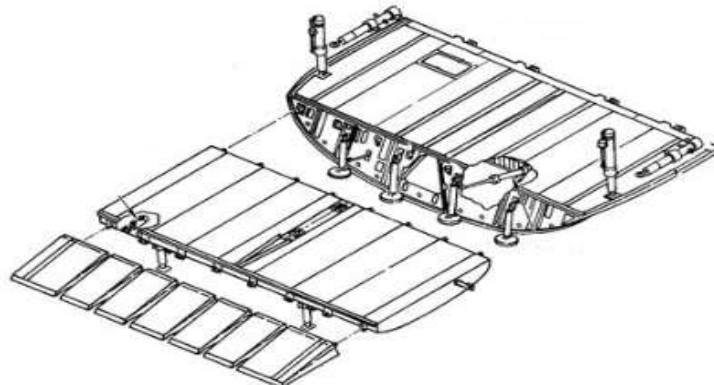


Рисунок 13 - Общий вид передней рампы тяжелого транспортного самолета

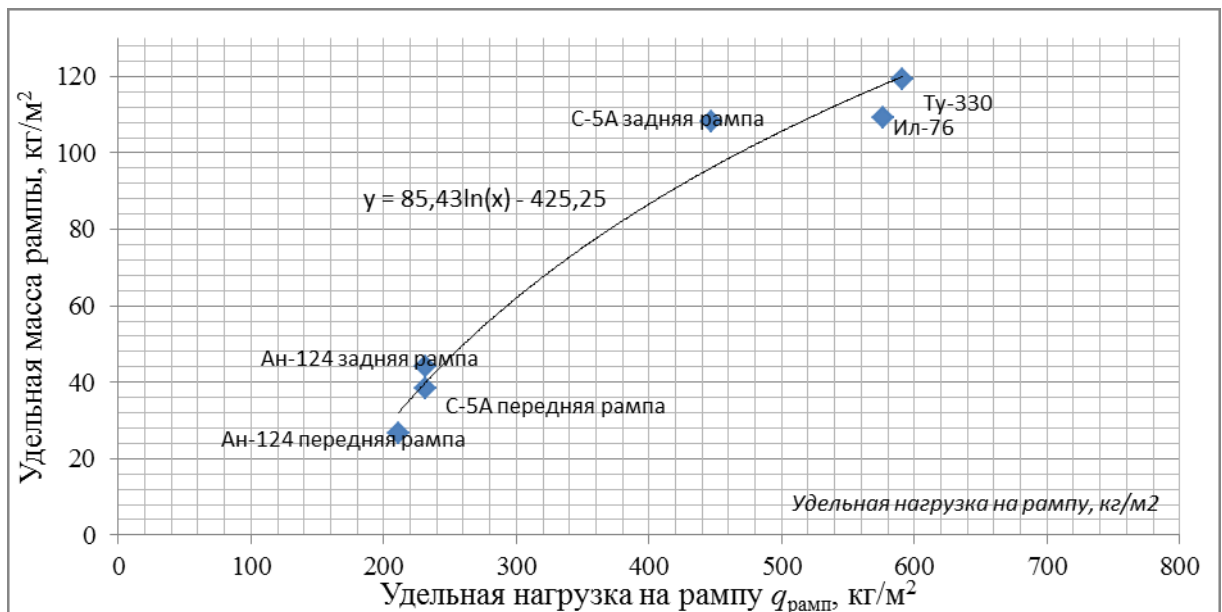


Рисунок 14 - Зависимость удельной массы рампы от удельной нагрузки

Масса подтрапников рассчитывается в соответствии с осреднёнными значениями по формуле

$$m_{\text{подтр}} = 47 \cdot S_{\text{подтр}}, \quad (15)$$

где $S_{\text{подтр}}$ - площадь подтрапников, м².

Масса створок хвостового грузового люка РГС (Рисунок 15) рассчитывается по статистической формуле

$$m_{\text{гс}} = 48 \cdot S_{\text{гс}}, \quad (16)$$

где $S_{\text{гс}}$ – поверхность грузовых створок, м².

Масса створок бортовых грузовых самолетов (Рисунок 15) рассчитывается как

$$m_{\text{с}} = 39,23 \cdot S_{\text{ст}} + 570 \quad (17)$$

где $S_{\text{ст}}$ – поверхность грузовых створок, м².

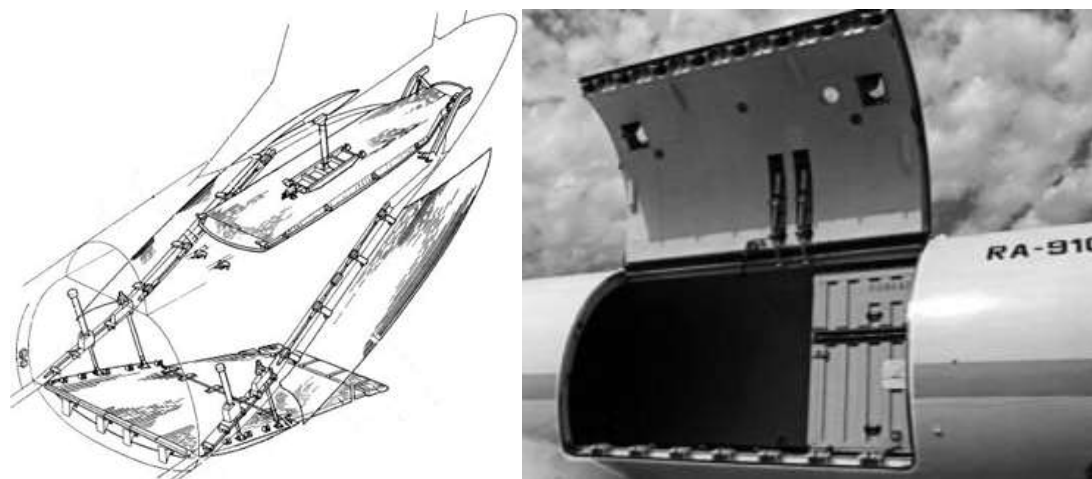


Рисунок 15 - Грузовые хвостовые створки рампового грузового самолета (Ил-76, слева) и грузовой люк (Ил-114Т, справа)

К отличительным особенностям транспортных самолетов, выполненных по схеме высокоплан, можно отнести также большие обтекатели основных опор шасси и центроплана крыла (Рисунок 16), масса которых определяется по формулам

$$m_{\text{ош}} = 6.3 \cdot S_{\text{ош}}, \quad (18)$$

где $S_{\text{ош}}$ – суммарная поверхность обтекателей основных опор шасси, м^2 .

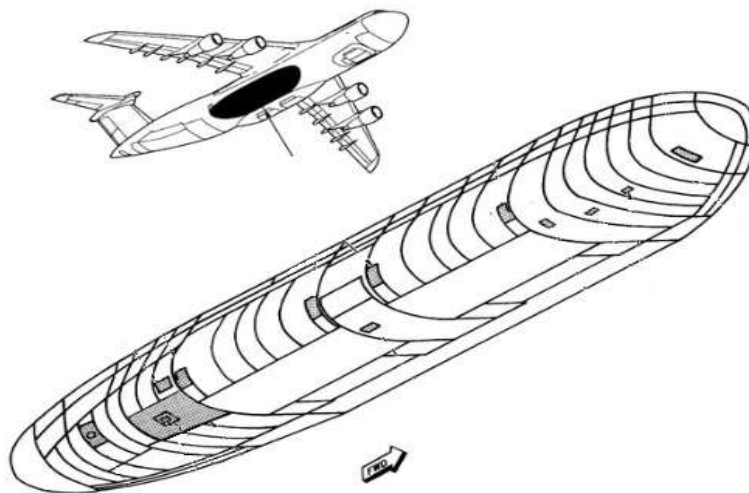


Рисунок 16 - Обтекатель основной опоры шасси тяжелого транспортного самолета
Масса зализа крыла (обтекатель центроплана, Рисунок 17)

$$m_{\text{зк}} = 7.8 \cdot S_{\text{зк}} \quad (19)$$

где $S_{\text{зк}}$ – суммарная площадь поверхности зализа крыла, м^2 .

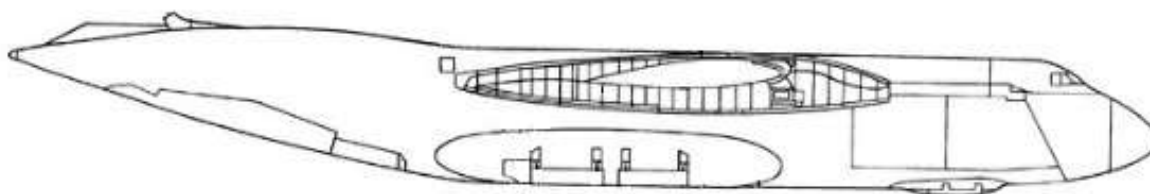


Рисунок 17 - Зализ (обтекатель) крыла тяжелого транспортного самолета

Как было показано в Главе 1, фюзеляжи многих ТС имеют поворотную носовую или хвостовую часть. В этом случае масса усилений, необходимых под организацию поворотной части вычисляется как

$$m_{\text{упч}} = k_{\text{упч}} \cdot m_{\text{пч}} \quad (20)$$

где $m_{\text{пч}}$ – масса поворотной (отклоняемой) части фюзеляжа, кг;

$k_{\text{упч}}$ – коэффициент, учитывающий тип навески поворотной (отклоняемой) части фюзеляжа ($k_{\text{упч}}=0.2$ при отклонении вбок, $k_{\text{упч}}=0.3$ при отклонении вверх, Рисунок 18).

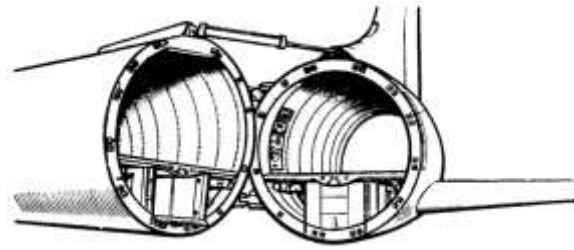


Рисунок 18 - Отклоняемые части фюзеляжа транспортного самолета

Остальные конструктивные элементы фюзеляжей транспортных самолетов в основном аналогичны конструктивным элементам ПС. Зависимости для этих элементов приведены ниже.

Масса фонаря кабины экипажа (Рисунок 19) вычисляется как

$$m_{\text{фонаря}} = (210 \cdot S_{\text{ост}}^{0.8} - 17.6) \cdot \Delta p^{0.25} \quad (21)$$

где $S_{\text{ост}}$ – суммарная поверхность остекления фонаря, м².

$\Delta p^{0.25}$ -расчётный перепад давления, кг/см²

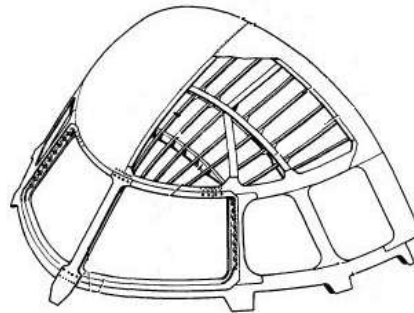


Рисунок 19 - Конструкция фонаря кабины летчиков

Масса отсека носовой опоры шасси (Рисунок 20) рассчитывается на формуле

$$m_{\text{онш}} = 0.002 \cdot m_0 \quad (22)$$

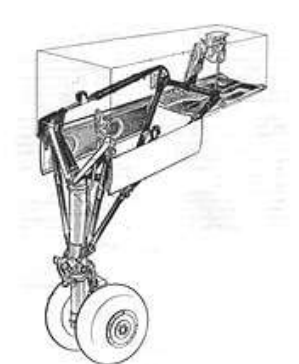


Рисунок 20 - Общий вид отсека носовой опоры шасси

На грузовых самолетах (фрейтерах) обычно устанавливаются сферические герметические днища (Рисунок 21) в хвостовой части фюзеляжа и плоские - в носовой. На рамповых грузовых

самолетах роль хвостового днища часто выполняет вертикально установленная рампа (см. расчет массы рампы).

Масса герметических днищ

$$m_{zd} = k_{\text{в}} \cdot 11.0 \cdot S_{zd} \quad (23)$$

где S_{zd} – суммарная поверхность герметических днищ, м²;

$k_{\text{в}}$ – коэффициент высотности самолёта ($k_{\text{в}} = 1.0$ для высот выше 7000м, $k_{\text{в}}=0.6$ для высот ниже 7000м).

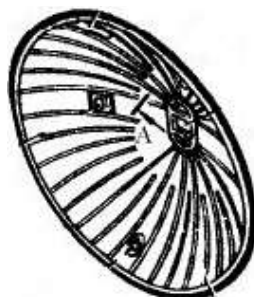


Рисунок 21 - Общий вид герметического днища

Массу дверей, аварийных люков и их окантовок в первом приближении можно определить как

$$m_{\text{дв}} = 100 \cdot N_{\text{дв}} \quad (24)$$

где $N_{\text{дв}}$ – суммарное количество дверей и аварийных люков.

Массу носового обтекателя (Рисунок 22) определяется как

$$m_{\text{но}} = 8,5 \cdot k_{\text{об}} \cdot S_{\text{об}}, \quad (25)$$

где $k_{\text{об}}$ – конструктивный коэффициент: $k_{\text{об}}=1$ радиопрозрачный обтекатель, $k_{\text{об}}=3.4$ обтекатель с остеклением.

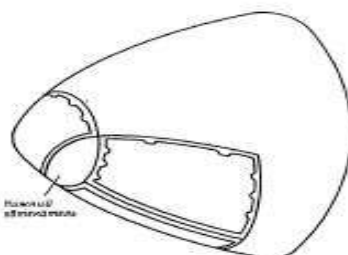


Рисунок 22 - Общий вид носового обтекателя

Масса дверей и люков с окантовками

$$m_{\text{дил}} = (100 \cdot N_{\text{д}} + 300 \cdot N_{\text{л}}) \cdot k_{\text{в}}, \quad (26)$$

где $N_{\text{д}}$ и $N_{\text{л}}$ – количество дверей и багажных люков.

Масса иллюминаторов вычисляется как:

$$m_{ил} = 4,5 \cdot N_{ил}, \quad (27)$$

где $N_{ил}$ – общее количество иллюминаторов.

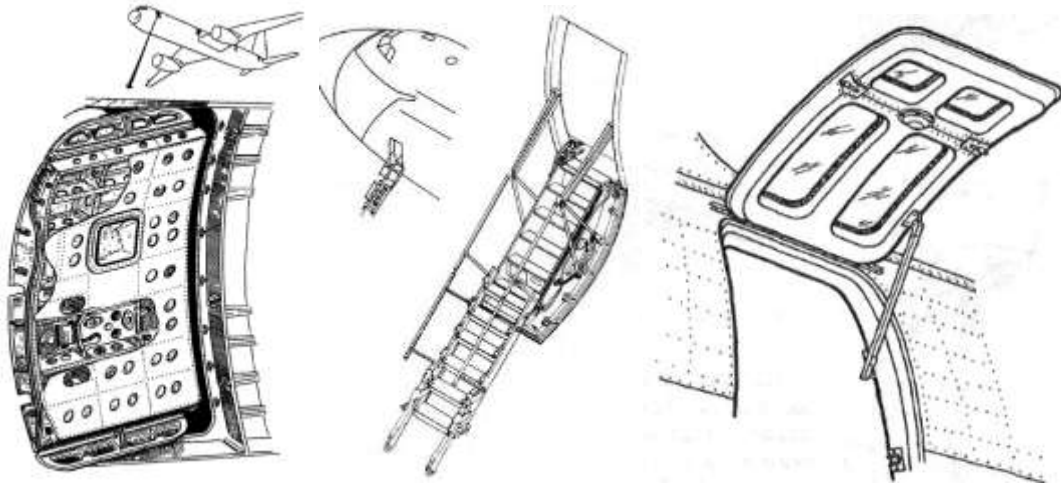


Рисунок 23 - Общий вид дверей пассажирского (слева) и грузового (справа) самолетов

В случае установки барьерной стенки, её масса определяется как функция максимальной нагрузки, которую она должна сдерживать при аварийной ситуации:

$$m_{бс} = 0.0125 \cdot m_{м.нагр}, \quad (28)$$

где $m_{м.нагр}$ – максимальная нагрузка в зоне установки стенки, кг.

Масса конструкции багажно-грузовых отсеков определяется как функция их объемов по формуле

$$m_{бго} = 6.5 \cdot V_{бго}, \quad (29)$$

Помимо основных конструктивных элементов, в математическую модель заложены зависимости для расчета масс сочленений фюзеляжа с другими агрегатами планера

При наличии двигателя на фюзеляже, масса его сочленения определяется как функция от массы двигателя $m_{с.дв}$

$$m_{с.дв} = 0.052 \cdot m_{дв}, \quad (30)$$

Масса сочленения фюзеляжа с основными опорами шасси вычисляется по следующей формуле

$$m_{ст.ш} = 0.001585 \cdot k_{ш} \cdot m_0 \cdot n^p, \quad (31)$$

где m_0 – взлётная масса, кг;

n^p – расчётная перегрузка,

$k_{ш}$ – коэффициент, учитывающий наличие шасси в фюзеляже: $k_{ш} = 1.0$ если шасси установлены на фюзеляже, $k_{ш} = 0$ если шасси на фюзеляже отсутствуют.

Масса стыка с крылом (Рисунок 24) определяется как

$$m_{ст.кр} = 2.3 \cdot k_{ст} \cdot (H_{пк}/H_{ф}) \cdot m_{кр} \cdot 10^{-1}, \quad (32)$$

где $k_{ст}$ – коэффициент стыка: $k_{ст}=1$ – для высокоплана, $k_{ст}=0.55$ – для низкоплана;

$H_{пк}$ – высота профиля крыла в месте стыка у борта, м;

$H_{ф}$ – высота фюзеляжа в месте стыка с крылом, м;

$m_{кр}$ – масса крыла, кг.

Масса сочленения фюзеляжа с оперением вычисляется как:

$$m_{со} = 0.17 \cdot m_{оп}, \quad (33)$$

где $m_{оп}$ – суммарная масса оперения, кг.

Масса прочих неучтённых элементов фюзеляжа в настоящей математической модели принята равной 1.2% от суммы вышеперечисленных масс.

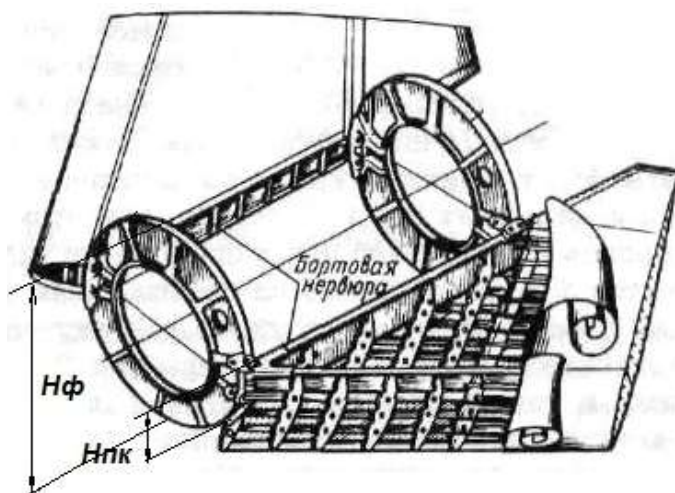


Рисунок 24 – Пример зона стыка фюзеляжа с крылом

2.2.3 Расчет массы конструкции оперения

Масса оперения в первом приближении рассчитывается по статистическим зависимостям для удельных масс различных конструктивных схем горизонтального оперения (*палубное, Т-образное*, Рисунок 25). Масса *V-образного* оперения в отсутствие статистики принимается равной массе палубного той же площади. В математической модели зависимость для определения массы оперения выглядит следующим образом

$$m_{оп} = k_{оп} \cdot \Sigma S_{оп} - T_{оп}, \quad (34)$$

где $S_{оп} = S_{го} + S_{во}$ – суммарная площадь горизонтального, вертикального оперения, м²;

$k_{оп}$, $T_{оп}$ – конструктивные коэффициенты: для палубной схемы оперения $k_{оп} = 27$, $T_{оп} = 320$, для Т-образной схемы $k_{оп} = 36$, $T_{оп} = 380$.



Рисунок 25 - Хвостовое оперение: палубной (слева) и Т-образной (справа) схемы.

При наличии центрального обтекателя ГО его массу можно определить как

$$m_{об} = q \cdot S_{об} , \quad (35)$$

где $q = 9,9 \text{ кг/м}^2$ - удельная масса обтекателя;

$S_{об}$ - площадь поверхности обтекателя, м^2 .

2.2.4 Расчет массы шасси

Для определения массы шасси (Рисунок 26) в настоящей математической модели использована зависимость, полученная Шейниным В.М. (25). Масса силовых элементов шасси определяется как

$$m_{с.эл} = (4.7 \cdot m_{р.пос} \cdot 10^{-3} \cdot (1 - e1) + 52.2) \cdot H_{ст} \quad (36)$$

где $H_{ст}$ – высота стойки, м;

b – база шасси, м;

e – величина выноса основной опоры шасси, м;

$e1 = e/b$ – относительная доля нагрузки, приходящаяся на носовую опору шасси;

$m_{р.пос}$ – расчётная посадочная масса.

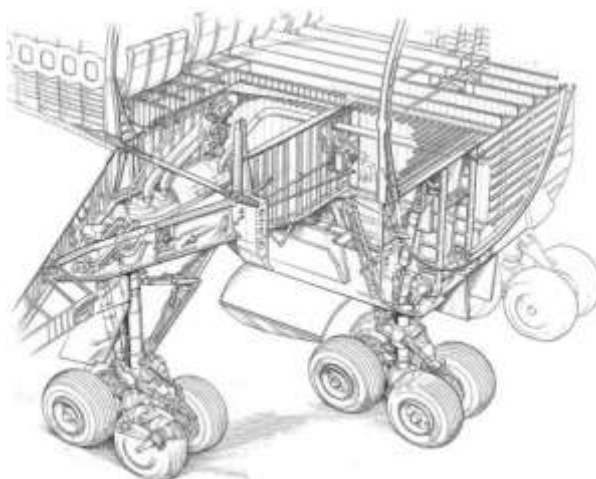


Рисунок 26 - Пример компоновки многоопорного шасси

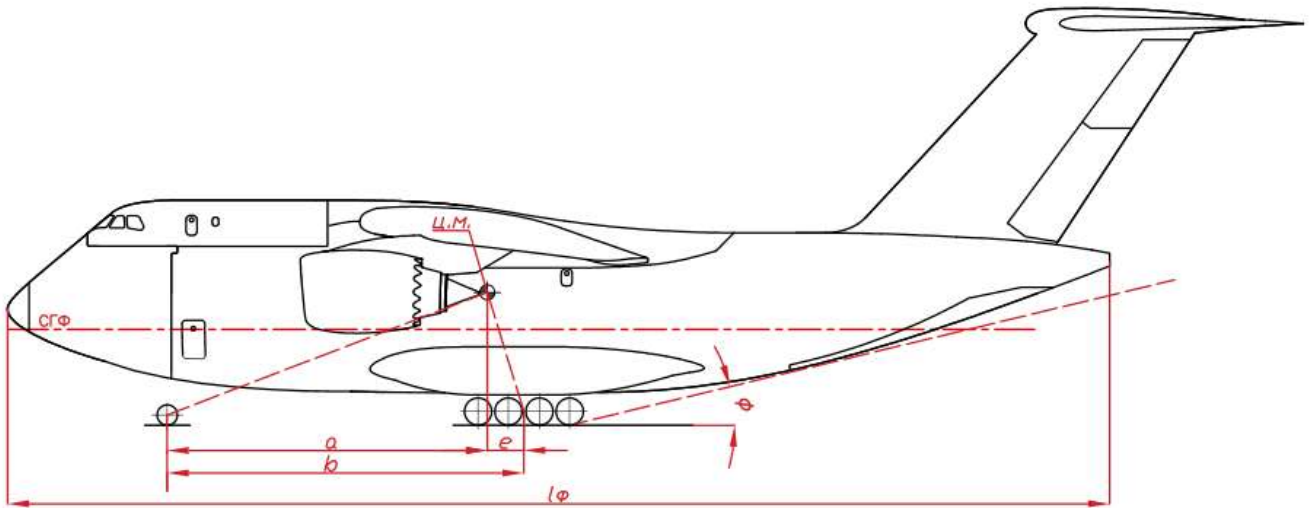


Рисунок 27 - Типовая схема шасси: l_ϕ – длина фюзеляжа, b – база шасси, a – вынос носовой опоры шасси, e – вынос основной опоры шасси, φ – угол опрокидывания (угол касания хвостовой частью фюзеляжа поверхности ВПП)

База шасси выбирается исходя из обеспечения хороших условий эксплуатации самолета при маневрировании по аэродрому. Статистические данные по современным воздушным судам дают следующее ориентировочное значение:

$$b = (0.3 \dots 0.4) \cdot l_\phi.$$

Если база шасси будет небольшой ($b \leq 0.25 \cdot l_\phi$), то при движении по ВПП самолет испытывает значительные колебания в вертикальной плоскости, вызывая неприятные ощущения у экипажа и пассажиров (22).

Величина выноса основной опоры шасси современных дозвуковых самолетов находится в пределах:

$$e = (0.15 \dots 0.2) \cdot b_A.$$

При большом выносе затрудняется отрыв передней опоры шасси во время взлета, что увеличивает скорость отрыва и требуемую длину ВПП. При малом значении e возникает опасность переваливания самолета на хвост при посадке.

Вынос передней опоры шасси выбирается таким образом, чтобы при стоянке на нее приходилось 6...12% массы самолета. Отсюда следует:

$$a = (0.94 \dots 0.88) \cdot b,$$

$$e = (0.06 \dots 0.12) \cdot b.$$

При слишком малой нагрузке на переднюю опору ухудшается управляемость самолета при рулении. При увеличении нагрузки увеличивается масса опоры и масса носовой части фюзеляжа.

Угол касания хвостовой опорой поверхности ВПП для различных типов дозвуковых самолетов находятся в пределах:

$$\varphi = 6 \dots 18^\circ$$

Бóльшие значения ϕ характерны для большой стреловидности крыла и бесхвосток.

Масса конструктивных элементов шасси в настоящей математической модели определяется как:

$$m_{кэл} = k_n \cdot (6.6 \cdot m_{р.пос} \cdot 10^{-3} \cdot (1-e1) + 28), \quad (37)$$

где k_n – конструктивный коэффициент, учитывающий количество стоек основного шасси $N_{ст}$ ($k_n=1$ для $N_{ст}=2$, $k_n=0.05 \cdot N_{ст} + 0.95$ для $N_{ст}=3$ и более Рисунок 28).

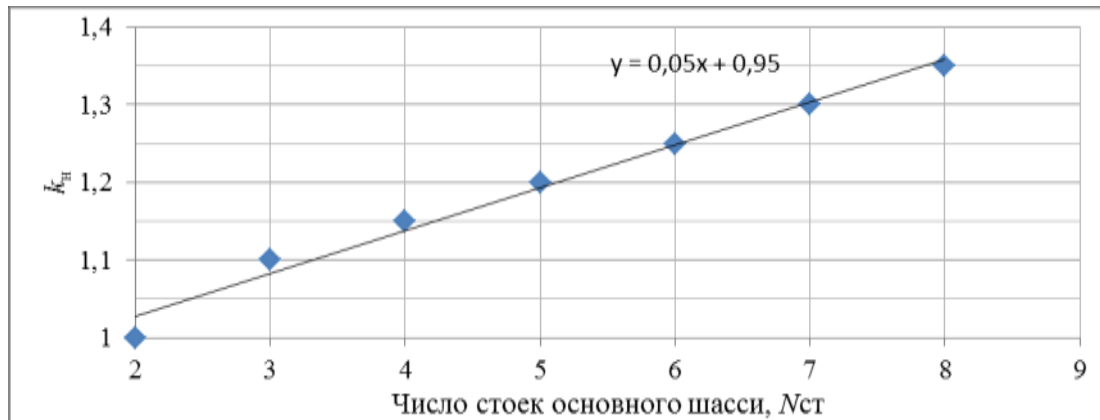


Рисунок 28 - Зависимость коэффициента k_n от числа стоек основного шасси $N_{ст}$

Масса осей шасси определяется по формуле

$$m_{оси} = ik \cdot dn \cdot n \cdot (1.45 \cdot m_{р.пос} \cdot 10^{-3} \cdot (1-e1) + 4.96), \quad (38)$$

где ik - число осей;

dn - ширина пневматика, м.

Масса колёс определяется по формуле Привена:

$$m_{кол} = 0.0295 \cdot (2 - e/B) \cdot \sqrt{p \cdot m_0 / (1 + p)}, \quad (39)$$

где p - давление в шинах кг/см²;

m_0 – взлётная масса самолёта, кг.

Масса носовой опоры шасси самолета определяется согласно зависимости

$$m_{нш} = (1.5 \cdot (0.623 + 0.196 \cdot m_{р.пос} \cdot 10^{-5}) \cdot m_{ош} / m_{ош} \cdot 10^{-3}) + 5.5, \quad (40)$$

Таким образом, общая масса основной опоры шасси составляет

$$m_{ош} = k_{сх} \cdot (m_{кэл} + m_{оси} + m_{пш} + m_{кол}) \quad (41)$$

где $k_{сх}$ – коэффициент схемы шасси.

При этом $k_{сх} = 1$ для телескопической схемы, $k_{сх} = 1.06$ для полурычажной схемы, $k_{сх} = 1.2$ для рычажной схемы (с выносом амортизатора).

Общая масса шасси вычисляется как:

$$m_{ш} = k_{вс} \cdot (m_{ош} + m_{нш}) + m_{створок}, \quad (42)$$

где $m_{створок} = 16 \cdot S_{ств} \cdot k_{уст}$ – масса створок шасси,

$k_{уст} = 1.2$ – коэффициент, учитывающий массу установки и крепежа,

$S_{ств}$ – общая площадь створок шасси, m^2 .

2.2.5 Расчет массы силовой установки

Масса силовой установки в настоящей математической модели определяется как функция сухой массы двигателя с учетом величины его тяги и схемы установки (на крыле или на фюзеляже). Масса пилонов силовой установки рассчитывается в зависимости от величины выноса двигателя и массы двигателя с оборудованием под пилоном. В модели приняты пилоны балочной конструкции. В качестве вспомогательной силовой установки принята ВСУ типа ТА-18.

Масса мотогондолы суммируется из массы носовой и капотной частей (Рисунок 29), обтекателя реверса и сопла вентилятора.

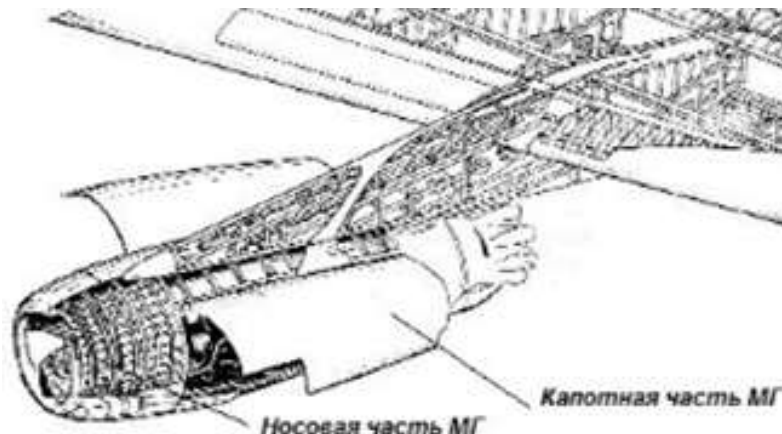


Рисунок 29 – Типовая конструкция мотогондолы ТРД на пилоне под крылом.

Масса носовой части мотогондолы определяется как

$$m_{нчг} = 18.0 \cdot S_{нчм}, \quad (43)$$

Масса капотной части мотогондолы определяется как:

$$m_{кчмг} = 8 \cdot S_{кчм}, \quad (44)$$

где $S_{нчмг}$ и $S_{кчмг}$ – соответственно площади внешних поверхностей носовой и капотной частей мотогондолы, m^2 .

Массу обтекателя реверса в первом приближении можно принять как

$$m_{op} = 50 \cdot N_p, \quad (45)$$

где N_p – количество двигателей, обеспеченных реверсом.

Масса сопла вентиляторного (внешнего) контура рассчитывается как

$$m_{cb} = 80 \cdot N_b, \quad (46)$$

где N_b – количество двигателей с вентиляторным контуром.

Масса реверса в настоящей математической модели определяется как функция от фактической посадочной массы самолёта (Рисунок 30):

При реверсе внешнего контура двигателя его масса вычисляется по формуле

$$m_{рев} = 1092 \cdot \ln(m_{пос}) - 11380. \quad (47)$$

При реверсе ковшового типа - по формуле

$$m_{рев} = 1531,5 \cdot \ln(m_{пос}) - 16591, \quad (48)$$

где $m_{пос}$ – посадочная масса самолета.

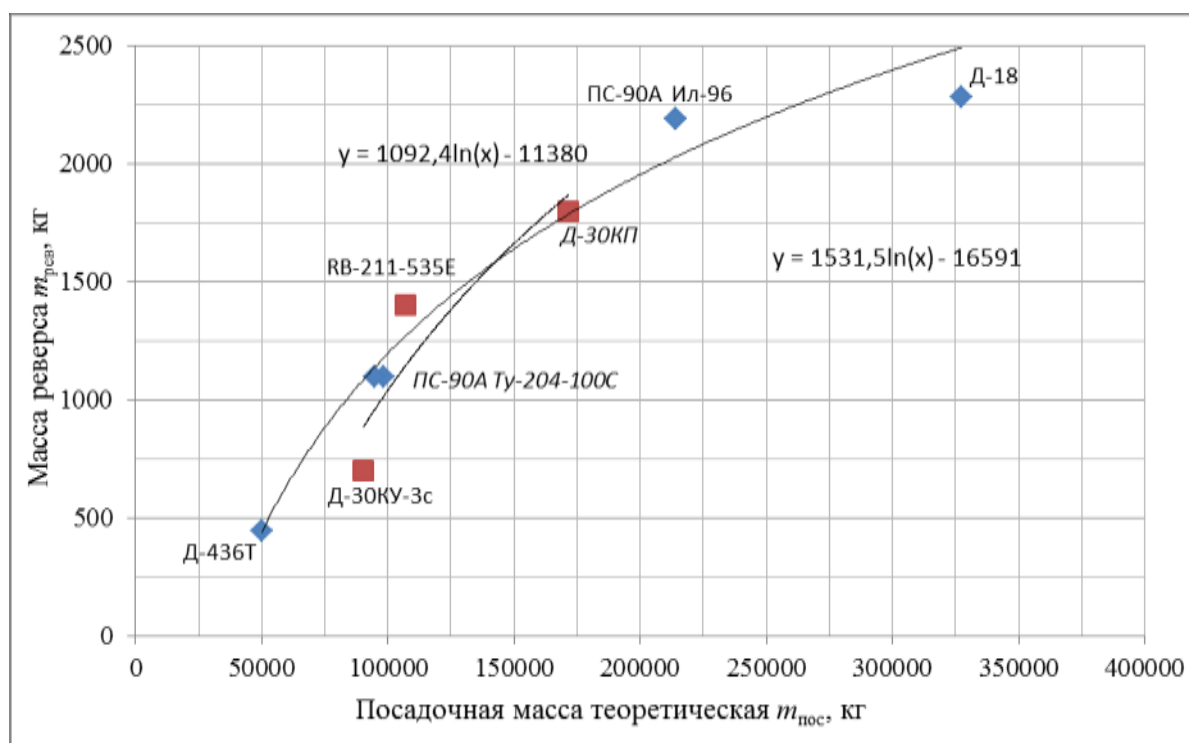


Рисунок 30 - Зависимость массы реверса от посадочной массы самолёта

Масса самолётных агрегатов в настоящей математической модели рассчитывается как

$$m_{ca} = 0.027 \cdot P_{дв}^{1.0355} + 20, \quad (49)$$

Где $P_{дв}$ – статическая тяга двигателя, кгс

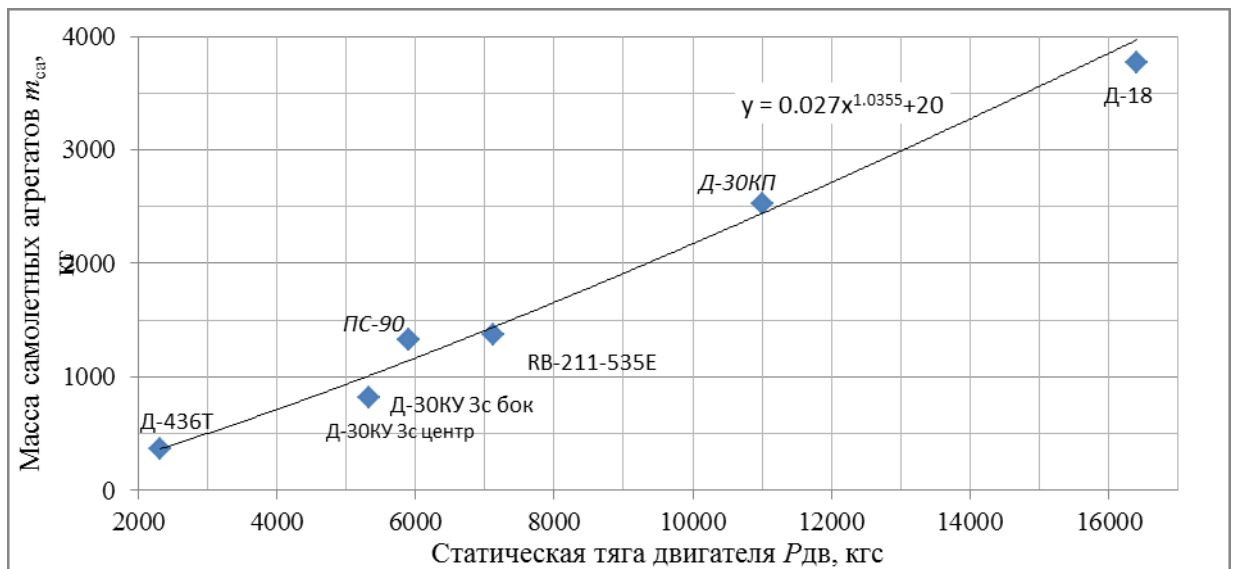


Рисунок 31 - Зависимость массы самолётных агрегатов от массы двигателей

Масса противообледенительной системы воздухозаборника определяется как

$$m_{\text{пос}} = 3 \cdot d_{\text{вз}} \cdot \pi \cdot N_{\text{дв}} \quad (50)$$

где $d_{\text{вз}}$ – диаметр воздухозаборника, м;

$N_{\text{дв}}$ – количество двигателей.

При наличии на самолёте центрального заборного устройства его масса определяется зависимостью

$$m_{\text{цвз}} = 11.7 \cdot S_3 \quad (51)$$

где S_3 – площадь центрального заборного устройства.

Масса канала центрального воздухозаборника

$$m_{\text{цвз}} = 9.0 \cdot S_{\text{к}} \quad (52)$$

где $S_{\text{к}}$ – площадь канала воздухозаборника.

Масса конструкции пилона в настоящей математической модели определяется как зависимость величины выноса двигателя за пределы крыла. Критерием «выноса» принята величина $\sqrt{X^2 + Y^2}$ (Рисунок 32).



Рисунок 32 - Определение величины выноса пилона

Масса одного пилона в описываемой математической модели определяется как

$$m_{\text{пил}} = K \cdot m_{\text{под.пилоном}} \cdot \sqrt{X^2 + Y^2} - D, \quad (53)$$

где $m_{\text{под.пилоном}}$ – масса двигателя.

Для определения коэффициентов K и D были построены зависимости (Рисунок 33) массы пилонов различных отечественных и зарубежных самолетов. В результате анализа этих зависимостей были получены следующие значения:

$K=48.08, D=144.18$ – для пилонов балочной конструкции зарубежных самолетов с двигателями под крылом;

$K=44.737, D=181.9$ – для пилонов балочной конструкции отечественных самолетов с двигателями под крылом;

$K=30.97, D=138.2$ – для пилонов балочной конструкции зарубежных самолетов с подкосом;

$K=21.32, D=15.961$ – для пилонов, установленных в хвостовой части фюзеляжа.

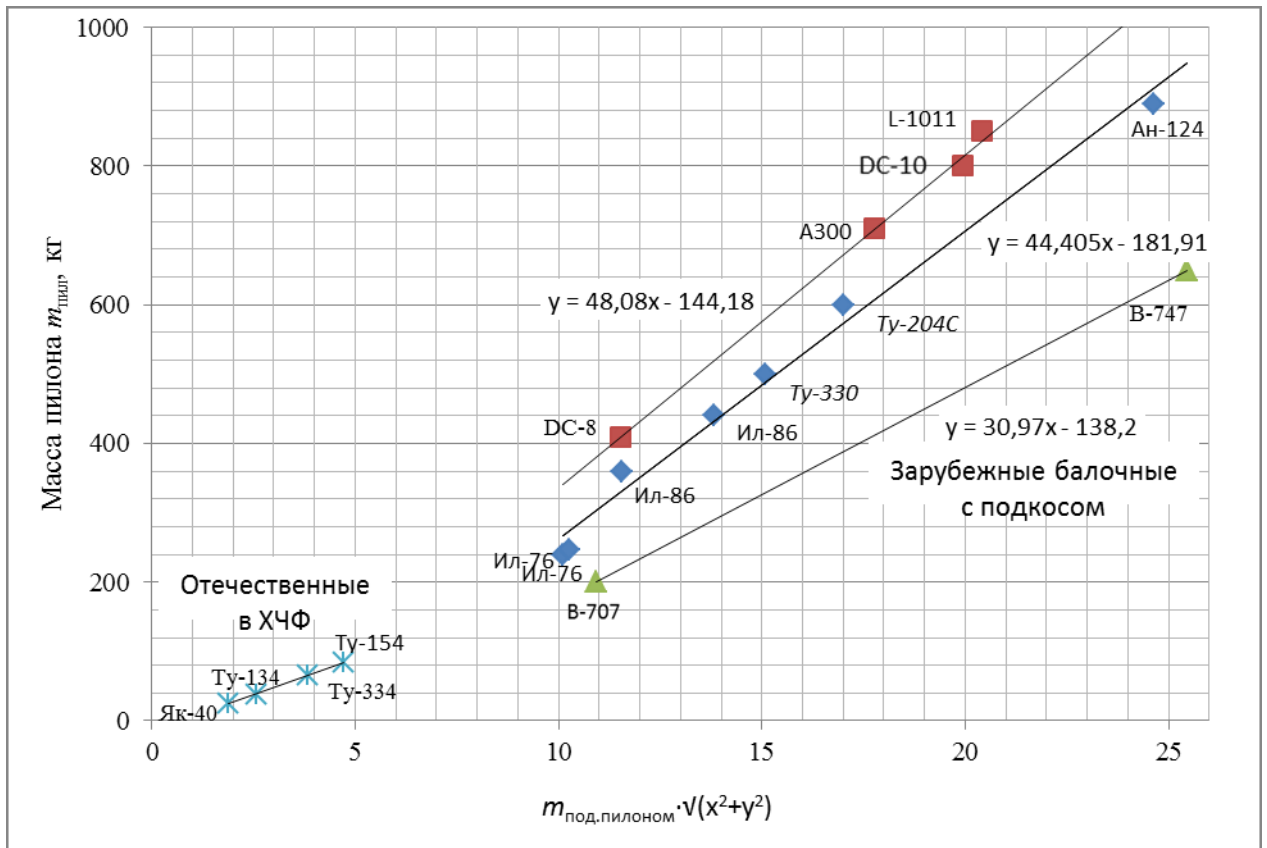


Рисунок 33 - Зависимость массы пилонов от величины выноса двигателя

Кроме массы собственно силовой установки и пилонa в математической модели учтены также составляющие массы систем СУ. Ими являются: масса топливной системы, масса системы дренажа топливных баков, масса масляной системы, масса системы управления двигателями. Масса систем силовой установки в настоящей математической модели

определяется как функция от максимального количества топлива. Для самолётов с ТРД зависимость имеет вид

$$m_{\text{ссу}} = 0.859 \cdot m_{\text{м.топ}}^{0.636}, \quad (54)$$

где $m_{\text{м.топ}}$ – максимальная масса топлива (ёмкость топливных баков).

Для самолётов с ТВД зависимость имеет вид

$$m_{\text{ссу}} = 0.0125 \cdot m_{\text{м.топ}} + 134, \quad (55)$$

Масса вспомогательной силовой установки (ВСУ) принимается как масса покупного изделия ТА-18. В настоящей математической модели принято, что масса сочленения вспомогательной силовой установки с планером составляет примерно 40% от массы ВСУ. Таким образом, установка ВСУ имеет массу

$$m_{\text{всу.общ}} = 1.4 \cdot m_{\text{всу}}. \quad (56)$$

2.2.6 Расчет массы систем и оборудования самолета

В настоящей математической модели расчет массы систем и оборудования самолета производится по статистическим зависимостям, полученным в ходе анализа масс систем и оборудования существующих транспортных и пассажирских самолетов. Оборудование и системы самолета поделены на группы, для каждой из которых разработаны расчетные формулы.

В группу систем управления и механизации самолета входят системы управления элеронами, рулями высоты, рулём направления, интерцепторами, а так же система выпуска предкрылков, закрылков и система гидравлического оборудования. Масса описанной выше группы находится как (Рисунок 34)

$$m_{\text{сум}} = 70 \cdot \Sigma S_{\text{сум}}^{0.78}, \quad (57)$$

где $\Sigma S_{\text{сум}}$ – суммарная площадь плановой проекции органов управления и механизации, м^2 .

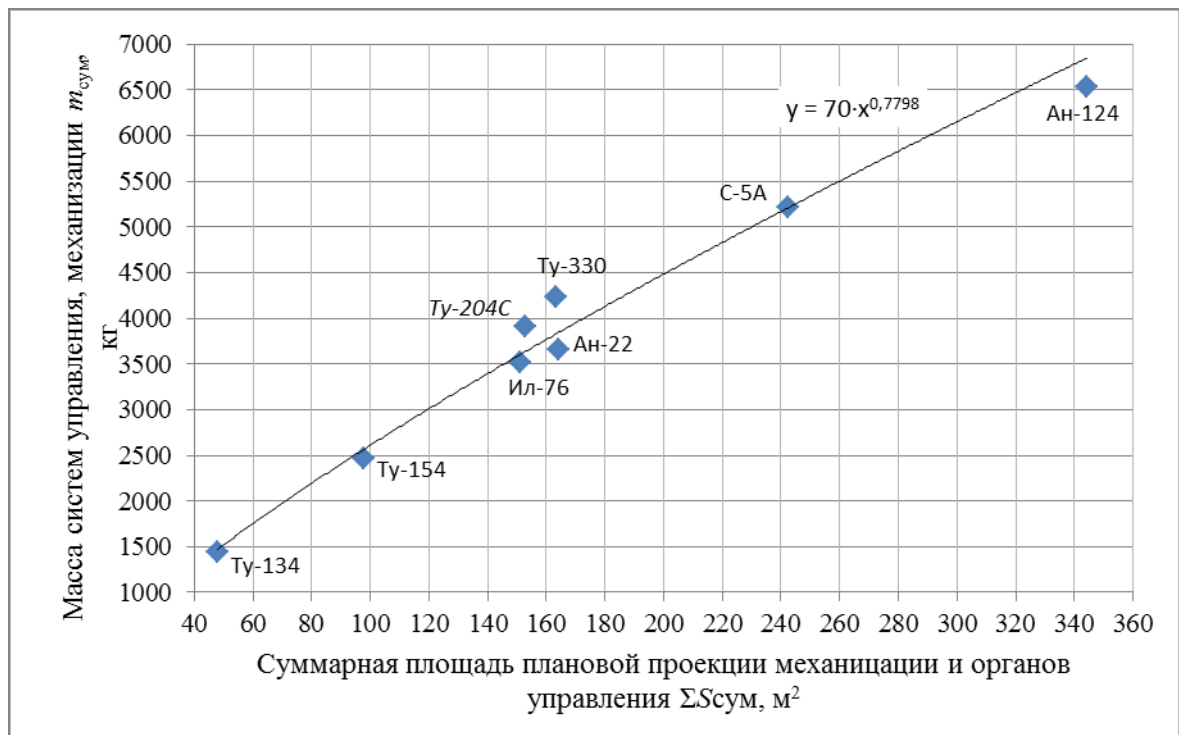


Рисунок 34 - Зависимость массы систем управления, механизации и гидравлического оборудования от площади поверхности органов управления и механизации

При наличии дистанционной системы управления самолетом из массы $m_{\text{сум}}$ вычитается масса жёсткой проводки, которая определяется как функция компоновки силовой установки (Рисунок 35).

Для компоновки с двигателями на крыле зависимость имеет вид

$$m_{\text{мп}} = 2.5059 \cdot L_{\text{сам}} + 190.5. \quad (58)$$

Для компоновки с двигателями на фюзеляже

$$m_{\text{мп}} = 2.1568 \cdot L_{\text{сам}} + 306. \quad (59)$$

При этом длина самолета определяется как

$$L_{\text{сам}} = L_{\text{коскр}} + V_{\text{ф}} + L_{\text{ф}}. \quad (60)$$

где $L_{\text{коскр}}$ – двойной косо́й размах крыла до борта, м;

$V_{\text{ф}}$ – ширина фюзеляжа, м;

$L_{\text{ф}}$ – длина фюзеляжа, м.

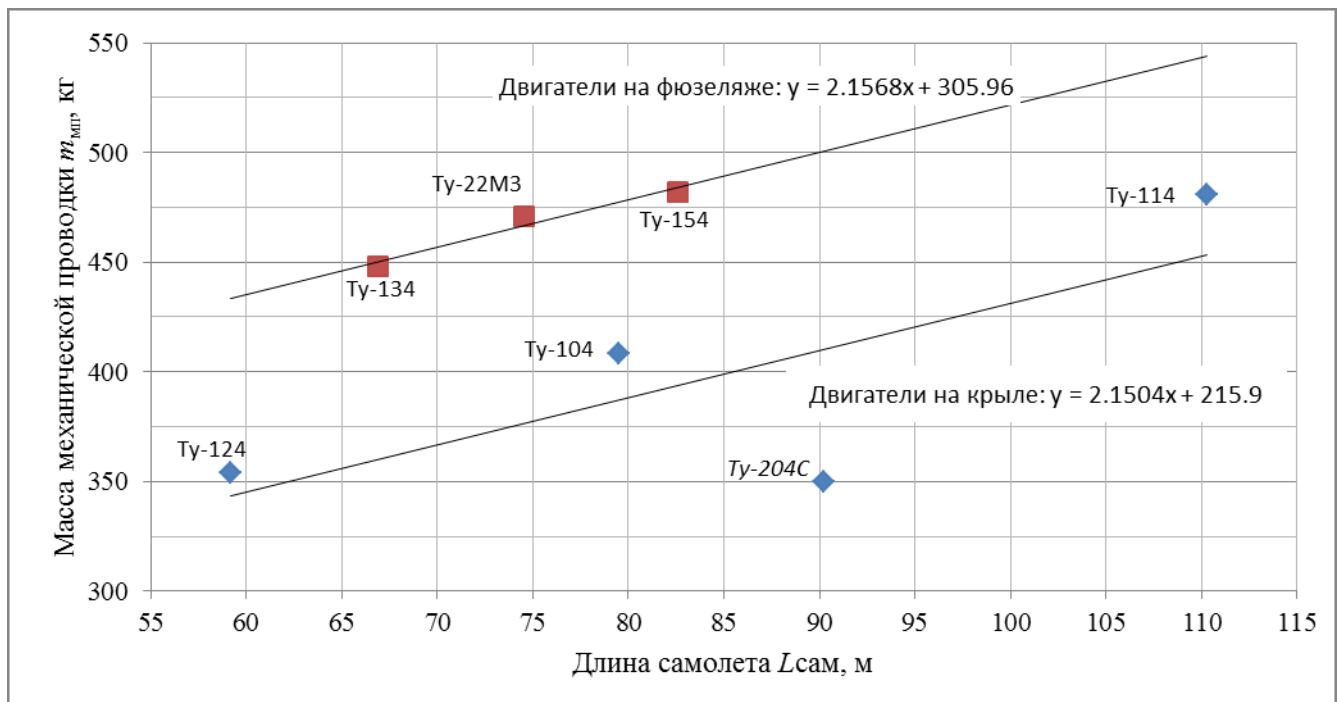


Рисунок 35 - Зависимость массы механической проводки от длины самолёта при различной компоновке двигателей

Массу системы кондиционирования определяется как функция объема фюзеляжа по зависимости (Рисунок 36):

$$m_{скв} = 29.56 \cdot V_{\phi}^{0.57} \quad (61)$$

Масса противообледенительной системы (ПОС) определяется по зависимости

$$m_{пос} = 2.696 \cdot (N_{дв} \cdot \pi \cdot d_{вз} + 2 \cdot L_{кр} / \cos \chi) - 40, \quad (62)$$

где $N_{дв}$ – количество двигателей с ПОС;

$d_{вз}$ – диаметр воздухозаборника, м;

$L_{кр}$ - размах крыла, м;

χ – угол стреловидности крыла, град.

Масса тормозной системы определяется как функция посадочной массы самолёта

$$m_{трс} = 0.0006 \cdot m_{пос} + 1.5. \quad (63)$$

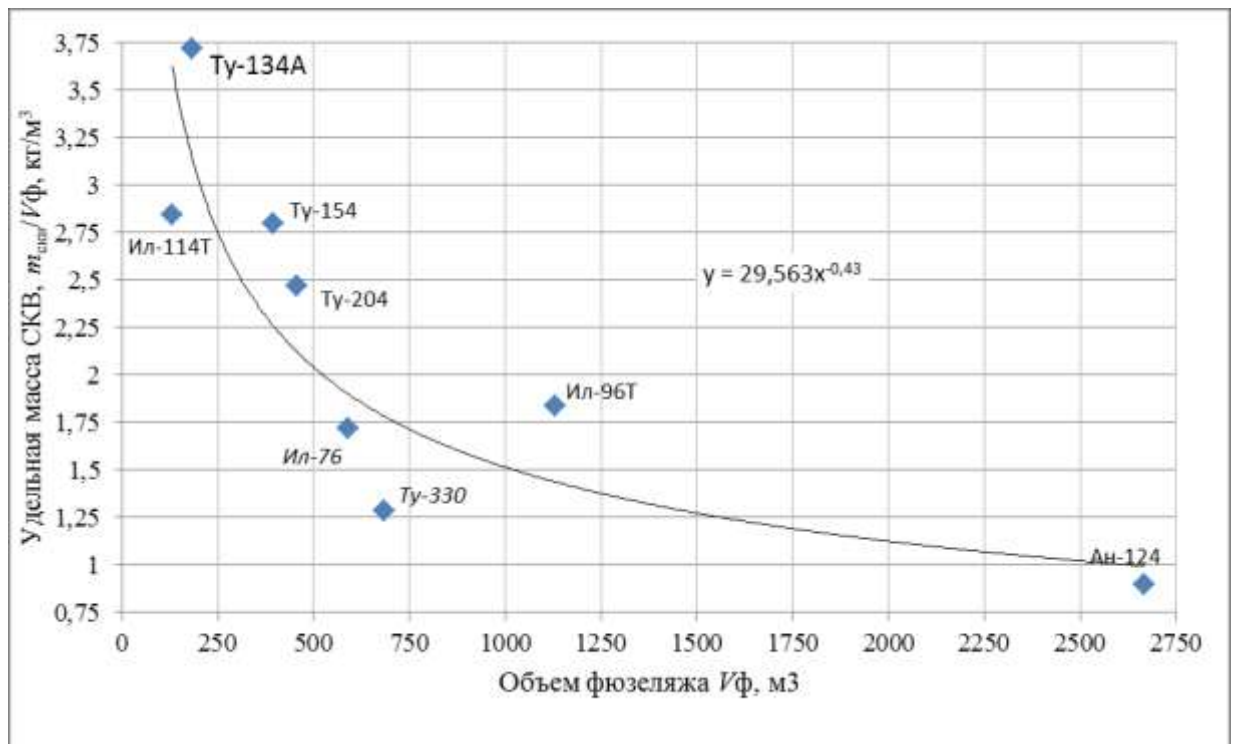


Рисунок 36 - Зависимость удельной массы СКВ от объема фюзеляжа

Масса пилотажно-навигационного и связного оборудования (ПНО) определяется как зависимость от максимальной дальности полёта L_{max} без нагрузки (Рисунок 37).

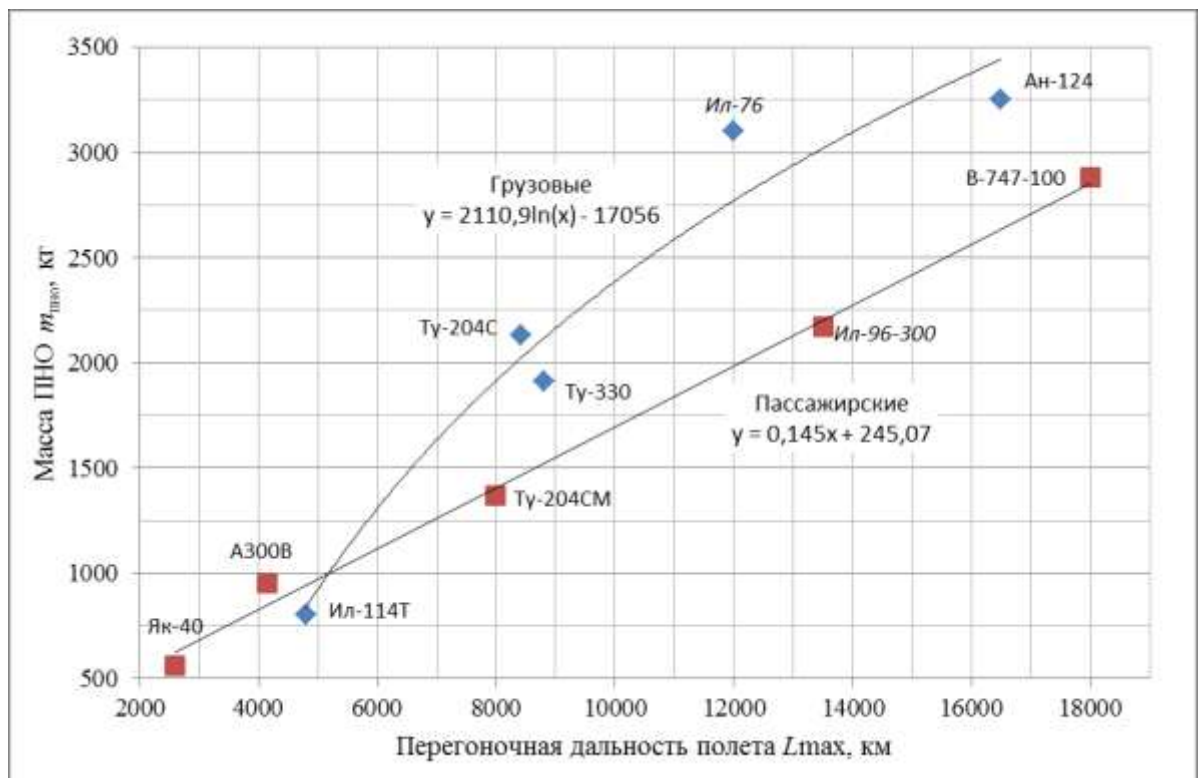


Рисунок 37 - Зависимость массы пилотажно-навигационного и связного оборудования от перегоночной дальности

Таким образом, зависимость для пассажирских самолетов имеет вид

$$m_{пно} = 0.145 \cdot L_{max} + 245. \quad (64)$$

Для транспортных самолетов масса ПНО вычисляется по формуле

$$m_{\text{пно}} = 2111 \cdot \ln(L_{\text{max}}) - 17056. \quad (65)$$

Следует отметить, что при переходе к перспективной архитектуре интегрированной модульной авионики масса ПНО может быть уменьшена более чем в два раза.

Масса электрооборудования в настоящей математической модели определяется как функция объема фюзеляжа $V_{\text{ф}}$ (Рисунок 38).

Для отечественных самолётов зависимость имеет вид

$$m_{\text{эо}} = 340 \cdot V_{\text{ф}}^{0.3626}. \quad (66)$$

Для самолетов зарубежного производства

$$m_{\text{эо}} = 18.5 \cdot V_{\text{ф}}^{0.6163}. \quad (67)$$

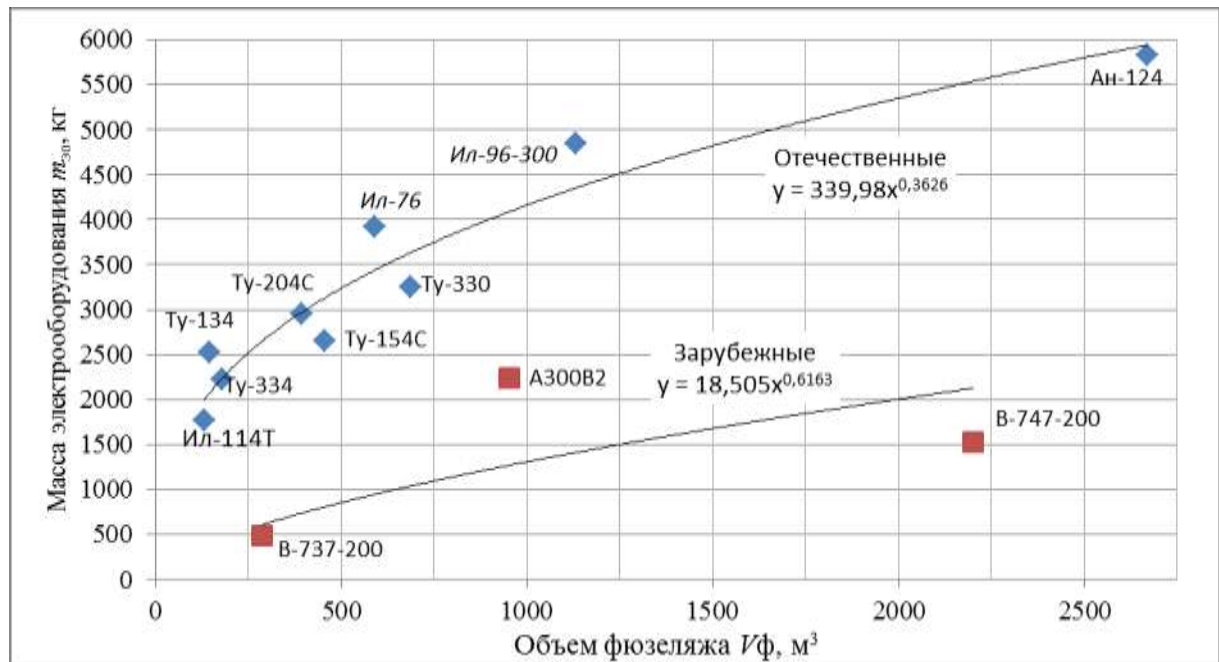


Рисунок 38 - Зависимость массы электрооборудования от объема фюзеляжа

Масса кислородного оборудования членов экипажа (в баллонном варианте исполнения) является функцией продолжительности полёта. На Рисунке 39 представлена зависимость массы кислородной системы на одного человека от продолжительности полёта. Расчетная формула имеет вид

$$m_{\text{ко}} = (2.94 \cdot t_{\text{п}} + 2.5) \cdot N_{\text{чел}}, \quad (68)$$

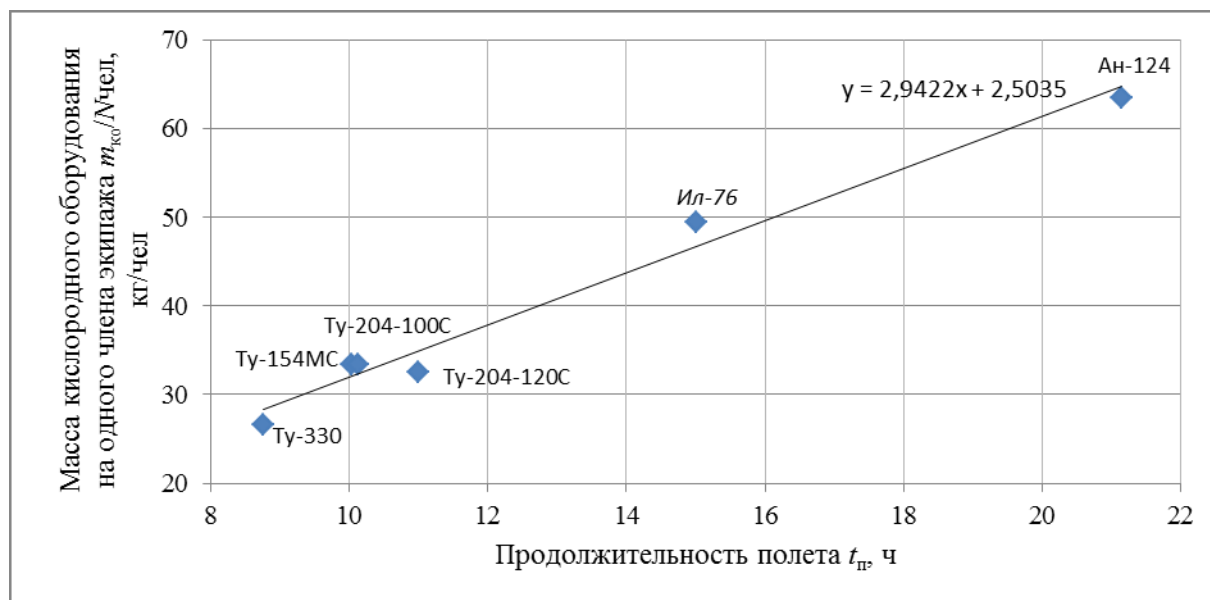


Рисунок 39 - Зависимость массы кислородного оборудования от продолжительности полета

В случае применения кислорододобывающей установки (БКДУ) масса кислородной системы может составлять от 6 (двухместный самолёт) до 0.3 кг/человека (А380, 170 кг на 600 чел.), при этом будет отсутствовать зависимость от продолжительности полёта. Масса кислородо- и азотодобывающей системы С-17, заполняющей инертным газом надтопливное пространство баков, равна 998 кг при потреблении 38 кВт.

Масса противопожарного оборудования определяется как функция взлётной массы m_0

$$m_{ппо} = 0.097 \cdot (m_0 / 1000)^{1.5}. \quad (69)$$

Масса несъемных элементов погрузки в настоящей математической модели определяется как

$$m_{нэп} = 8.85 \cdot m_{мнагр}^{0.457}, \quad (70)$$

где $m_{мнагр}$ – максимальная масса нагрузки, кг.

Для определения массы теплозвукоизоляции (ТЗИ) была построена и проанализирована зависимость массы ТЗИ существующих транспортных и пассажирских самолетов от площади обитаемой поверхности фюзеляжа (Рисунок 40):

$$m_{тзи} = 1.216 \cdot S_{фоб} + 30, \quad (71)$$

где $S_{фоб}$ – поверхность фюзеляжа, внутри которой могут размещаться люди, m^2 .

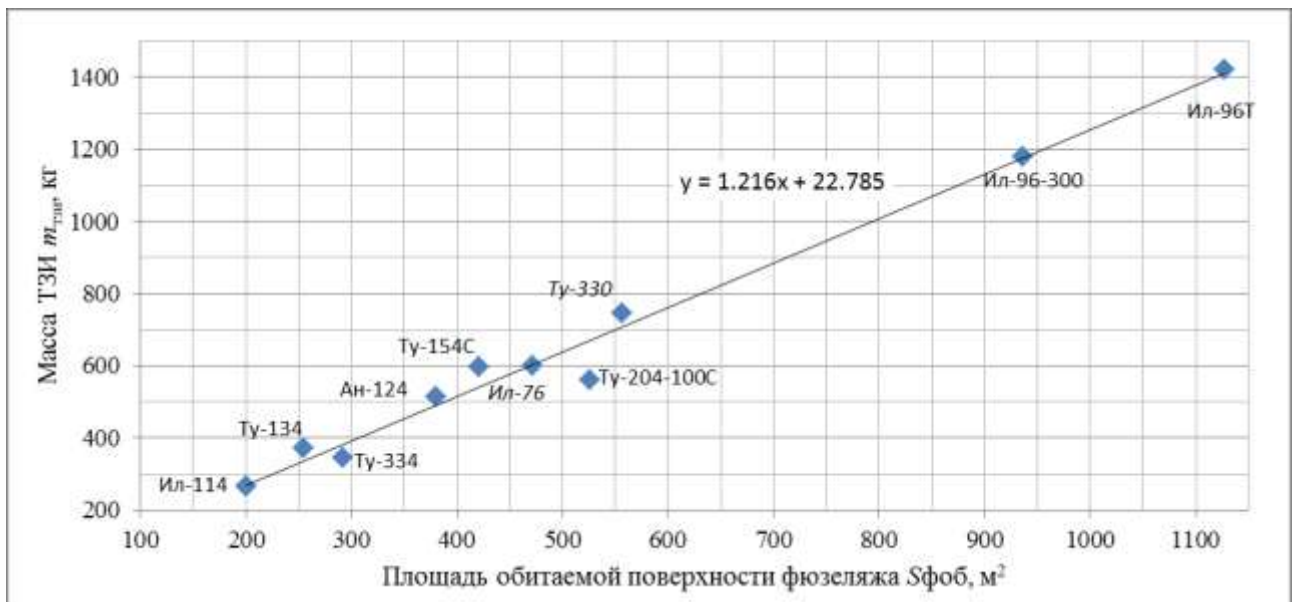


Рисунок 40 - Зависимость массы ТЗИ от площади обитаемой поверхности фюзеляжа

Масса бытового и прочего оборудования рассчитываются по следующей зависимости

$$m_{\text{бо}} = 3 \cdot S_{\text{фоб}} \quad (72)$$

После расчета массы планера, шасси, силовой установки, систем и оборудования производится первичный расчет центра тяжести (ЦТ) пустого самолета, при необходимости корректируется положение крыла, двигателей, шасси и других агрегатов. На этом этапе итеративным путем достигается соответствие целевым значениям коэффициентов статического момента площади горизонтального и вертикального оперения $A_{\text{го}}$, $B_{\text{во}}$, центровки пустого самолета и распределения нагрузок на шасси.

2.2.7 Верификация массовой математической модели

В Таблице Б.1 приведены результаты расчётов по изложенной выше математической модели. Результаты расчета показывают хорошую сходимость с известными данными (погрешность расчета менее 5%), в особенности для тяжелых транспортных самолетов. Для наглядности результаты работы математической модели анализа массы конструкции тяжелого ТС представлены также на Рисунок 41.

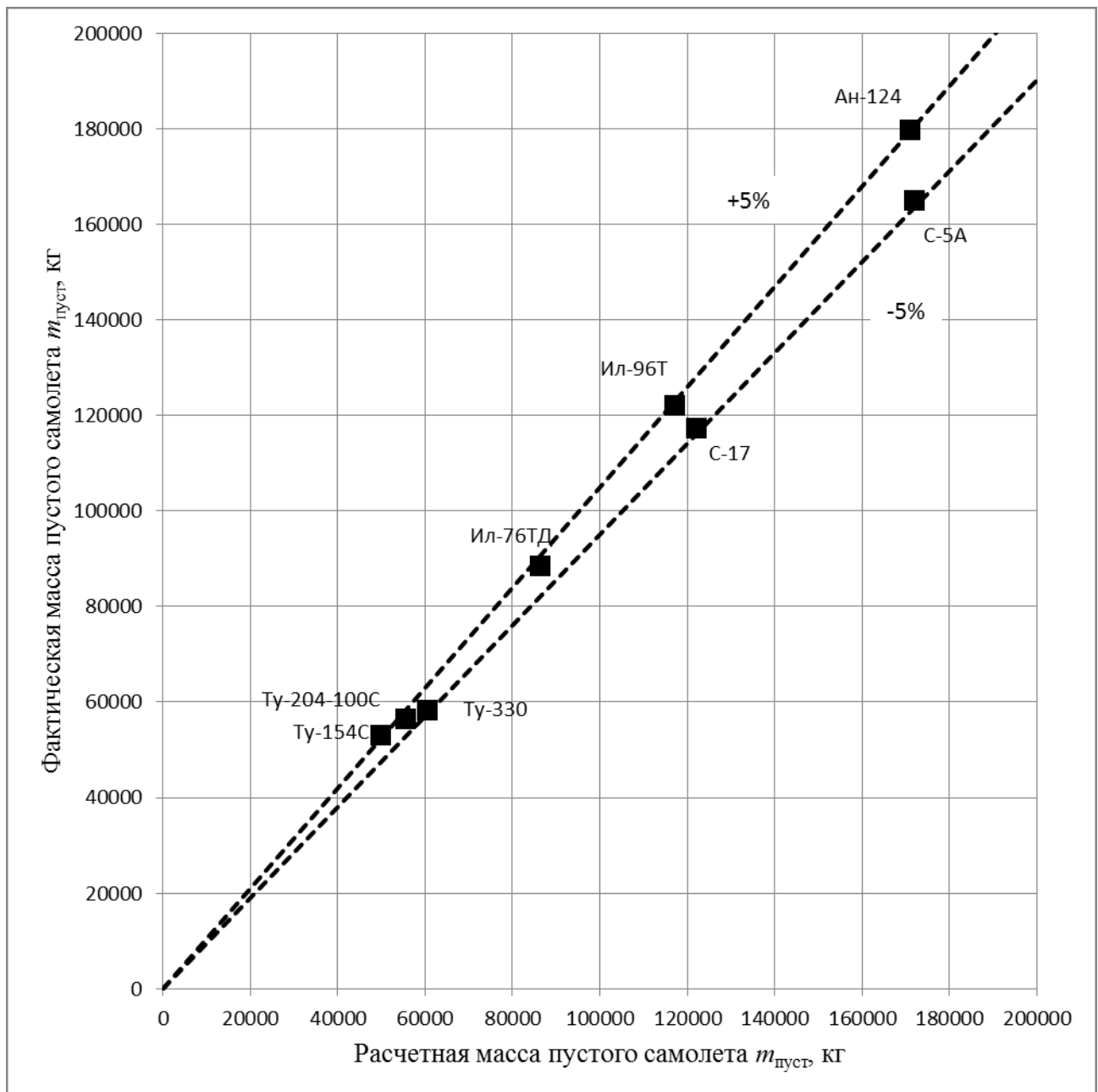


Рисунок 41 – Сравнение расчетной и фактической массы пустого самолета

2.3 Аэродинамическая математическая модель

Для коммерческого транспортного самолета, в особенности тяжелого, основным режимом является крейсерский полет. Поэтому блок определения крейсерского аэродинамического качества ТС является важной составляющей НМО, разрабатываемого в настоящей работе. К тому же, определив массу пустого ТС по методике, изложенной в пункте 2.2, и зная аэродинамические характеристики крейсерского полета, можно перейти к определению летно-технических характеристик воздушного судна.

Аэродинамическая математическая модель ТС представляет собой набор аналитических и статистических зависимостей, с помощью которых по параметрам геометрической модели определяется сопротивление самолета в режиме крейсерского полета. Расчет проводится

методом деления планера на агрегаты, аэродинамическое сопротивление которых определяется отдельно. Сопротивление планера в целом является суммой сопротивления агрегатов с учетом их взаимного влияния (интерференции). Для построения некоторых зависимостей аэродинамической математической модели были проведены расчеты различных компоновок и вариантов облика в программах и программных комплексах, таких как:

- программа XFOIL, построенная на решении полного уравнения для потенциала скорости в области вне пограничного слоя, а также учете вязкого решения в пограничном слое, основанном на критерии ламинарно-турбулентного (л-т) перехода e^n . Данная программа позволяет рассчитывать двумерное дозвуковое и трансзвуковое (с учетом поправки Кармана на сжимаемость среды) обтекание профиля, определять коэффициенты сопротивления, подъемной силы, критический угол атаки и др.;

- программа AVL, позволяющая рассчитывать аэродинамические характеристики различных компоновок планера в невязком потоке;

- программный комплекс FlowVision, основанный на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (26), который позволяет определять АДХ планера с учетом вязкости среды на различных углах атаки и скоростях полета.

В дополнение к параметрам геометрической модели, являющимся исходными для расчета аэродинамических характеристик самолета, в общей части аэродинамического блока задаются:

- число Маха полета M и высота полета H . Эти параметры через Международную стандартную атмосферу (МСА) однозначно определяют условия полета и числа Рейнольдса Re для каждого агрегата планера, находящегося в потоке;

- шероховатость поверхности в микрометрах $h_{ш}$. Если не известно значение шероховатости, то задается способ обработки поверхности, которому автоматически присваивается приблизительная статистическая величина шероховатости.

Значение шероховатости используется для расчета относительного положения точки ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП). Согласно (23) относительная координата точки ЛТП рассчитывается как

$$\bar{x}_{ЛП} = \min \left\{ \begin{array}{l} \frac{10^n}{Re} \\ \sqrt{\bar{x}_c \cdot \bar{x}_f} \\ \bar{b}_{ЛП} \end{array} \right. , \quad (73)$$

где \bar{x}_D – относительная координата л-т перехода, Re – число Рейнольдса, \bar{x}_C и \bar{x}_f – относительные координаты положения максимальной толщины и максимальной вогнутости профиля, $\bar{b}_{ГР}$ – относительная хорда предкрылка.

Показатель степени n вычисляется по формуле

$$n = 5 + [1.3 + 0.6M(1 - 0.25M^2)] \sqrt{1 - \left[\frac{\lg\left(\frac{V \cdot h_{ш} \cdot \rho}{\mu}\right) - 1}{2.2 - \frac{0.08M^2}{1 + 0.312M}} \right]} , \quad (74)$$

где M - число Маха полета;

V – скорость крейсерского полета, м/с;

ρ – плотность на высоте крейсерского полета согласно МСА, кг/м³;

μ – кинематическая вязкость воздуха на высоте крейсерского полета согласно МСА, Па·с;

$h_{ш}$ – шероховатость поверхности, м.

При этом ориентировочные значения шероховатости $h_{ш}$ составляют от 5 до 15 мкм.

Описанный подход учета л-т перехода является упрощенным и не описывает физических картин, возникающих при обтекании современных крыльев тяжелых транспортных самолетов. Однако, как будет показано далее, результаты расчета с использованием разработанной аэродинамической модели в достаточной степени согласуются с данными по существующим самолетам.

Вдобавок к описанным выше параметрам, в исходных данных аэродинамического блока задается качество поверхности, учитывающее поправку на величину вредного сопротивления, обусловленного наличием на внешней поверхности самолетов конструктивных и технологических неровностей, выступающих в поток деталей и тому подобное.

На Рисунке 76 показано изменение доли вредного сопротивления с течением времени. На представленной зависимости отсутствуют зарубежные самолеты, а также самолеты, поднявшиеся в воздух после 1990-х годов. Однако, согласно (27), ожидаемый в настоящее время уровень минимального вредного сопротивления в 3...5% вполне согласуется с прогнозом, основанном на этих данных.

Коэффициент сопротивления самолета определяется согласно (27) как сумма коэффициентов сопротивления отдельных частей с учетом интерференции по следующей формуле

$$c_x = c_{xK} \cdot \bar{S}_{K.nmч} + c_{xФ} \cdot \bar{S}_{м.Ф} + c_{xГ} \cdot \bar{S}_Г + c_{xBO} \cdot \bar{S}_{BO.nmч} + c_{xГО} \cdot \bar{S}_{ГО.nmч} + c_{xi} + \Delta c_{xер} . \quad (75)$$

Здесь c_{xK} , $c_{xФ}$, $c_{xГ}$, $c_{xВО}$, $c_{xГО}$ соответственно коэффициенты сопротивления крыла, фюзеляжа, gondолы двигателя, вертикального и горизонтального оперения. c_{xi} – коэффициент индуктивного сопротивления самолета.

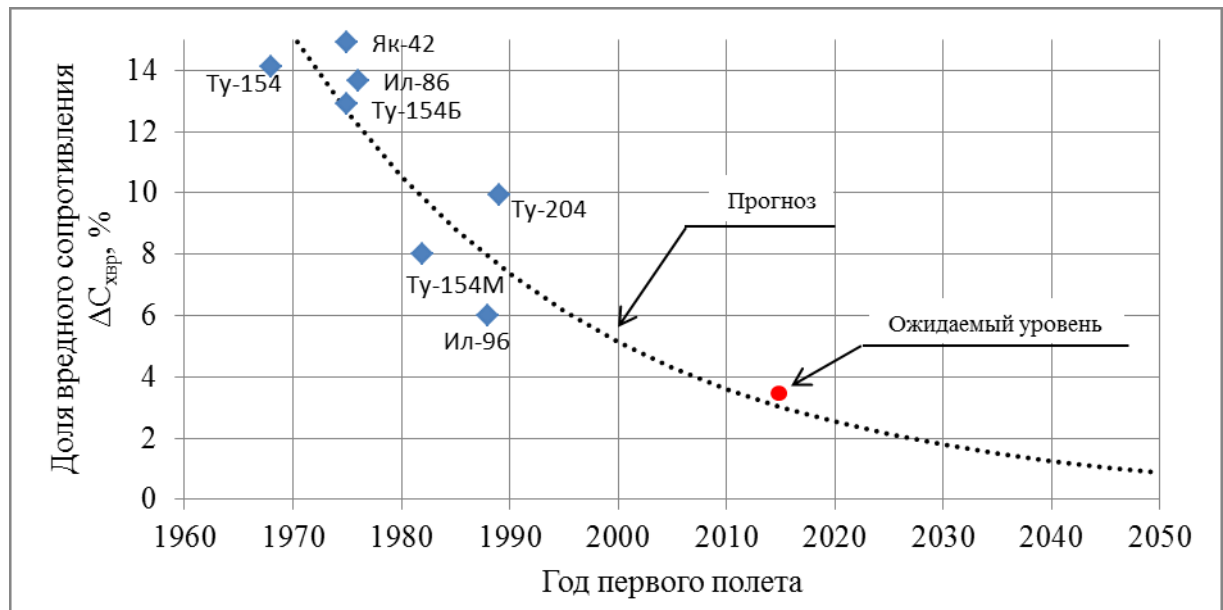


Рисунок 76 - Зависимость доли вредного сопротивления по годам

В описываемой аэродинамической математической модели принято, что индуктивное сопротивление, создаваемое крылом, может быть вычислено как

$$c_{xi} = \frac{(1 + \lambda(0.0244 - 0.022 \cdot \cos \chi_{0.25})) \cdot c_y^2}{\pi \cdot \lambda}, \quad (76)$$

где λ – удлинение крыла;

$\chi_{0.25}$ – стреловидность крыла по четверти хорд;

$\Delta c_{xвпр}$ – коэффициент дополнительного вредного сопротивления от технологических неровностей и выступающих в поток элементов, которые не учитываются в геометрической модели. В настоящей аэродинамической модели принято, что $\Delta c_{xвпр} = 0.05 \cdot c_{x0}$;

$\bar{S}_{Kптч}$, $\bar{S}_{ВОптч}$, $\bar{S}_{ГОптч}$ – соответственно площади крыла, вертикального и горизонтального оперения, находящиеся в потоке и отнесенные к опорной площади крыла (базовой трапеции);

$\bar{S}_{мф}$, $\bar{S}_Г$ – площадь миделя фюзеляжа и суммарная площадь миделей мотогондол двигателей, отнесенные к опорной площади крыла.

При этом принимается, что полет проходит на режиме безотрывного обтекания с полетными коэффициентами подъемной силы $c_y \leq 0.6 \dots 0.7$.

2.3.1 Определение коэффициента сопротивления крыла

Коэффициент сопротивления крыла дозвукового транспортного самолета на крейсерском режиме определяется как сумма профильного сопротивления на докритическом режиме и волнового сопротивления при большой дозвуковой скорости

$$c_{xK} = c_{xpK} + c_{xBK} \quad (77)$$

Профильное сопротивление при докритической режиме обтекания складывается из сопротивления трения на ламинарном и турбулентном участках. С учетом поправки на сопротивление давления в общем случае формула для расчета профильного сопротивления имеет вид

$$c_{pK} = c_{FL} \cdot f_2(\bar{c}) \cdot \bar{x}_n + c_{FT}(Re, M) \cdot f_1(\bar{c}, c_y) \cdot (1 - \bar{x}_n), \quad (78)$$

где c_{FT} - коэффициент сопротивления пластинки при турбулентном обтекании;

Re – число Рейнольдса;

M – число Маха;

\bar{c} – относительная толщина профиля;

c_y – коэффициент подъемной силы;

\bar{x}_n – относительное положение точки ламинарно-турбулентного перехода;

c_{FL} – коэффициент сопротивления пластики при ламинарном обтекании.

Для коэффициента трения пластинки при турбулентном обтекании существует формула Прандтля-Шлихтинга (28)

$$c_{FT} = \frac{0,455}{(\lg Re)^{2,58}} \frac{1}{(1 + 0,1M^2)^{0,75}}, \quad (79)$$

а при ламинарном обтекании – формула Блазиуса (28)

$$c_{FL} = \frac{1,3}{\sqrt{Re}}, \quad (80)$$

где Re – число Рейнольдса;

M – число Маха.

На основе большого числа экспериментальных данных по продувкам профилей у крыльев различной относительной толщины и удлинения, а также с учетом выражений (79) и (80) в работе (27) была получена итоговая зависимость для профильного сопротивления крыла:

$$c_{xpK} = \frac{2.6}{\sqrt{Re}} (1 + 2\bar{c}) \cdot \bar{x}_n + \frac{0.91}{(\lg Re)^{2.58}} \frac{(1 - \bar{x}_n)}{(1 + 0.1M^2)^{0.75}} [1 + 3.7 \cdot \bar{c} \cdot (1 + 0.25 \cdot \bar{c}) + 1.2 \cdot c_y^2], \quad (81)$$

где Re – число Рейнольдса;

M – число Маха;

$\bar{c} = \frac{\bar{c}_1 + \bar{c}_2 + \bar{c}_3}{3}$ – условная средняя относительная толщина крыла.

Волновое сопротивление c_{xB} в настоящей аэродинамической модели представляет совокупность дополнительного сопротивления от потери полного давления в местном скачке уплотнения, сопротивления давления вследствие утолщения пограничного слоя за местным скачком уплотнения и сопротивления, вызванного отрывом пограничного слоя из-под местного скачка уплотнения.

Критическое число Маха $M_{кр}$ является одной из определяющих характеристик крыла транспортного самолета. Оно характеризует начало резкого возрастания сопротивления. Существуют исследования, в которых показано, что волновое сопротивление крыла является функцией от критического числа $c_{xB} = f(M_{кр})$. В свою очередь, результаты экспериментов в аэродинамических трубах показывают, что $M_{кр}$ зависит от коэффициента подъемной силы крыла c_y . Причем эти зависимости различны для разных типов профилей. Поэтому в математической модели расчета крейсерского аэродинамического качества присутствуют дискретные параметры типа профиля крыла: *обычный, скоростной пиковый, сверхкритический первого поколения, сверхкритический второго поколения*. Общие виды сечения профилей, соответствующие указанным параметрам, приведены на Рисунке 42.

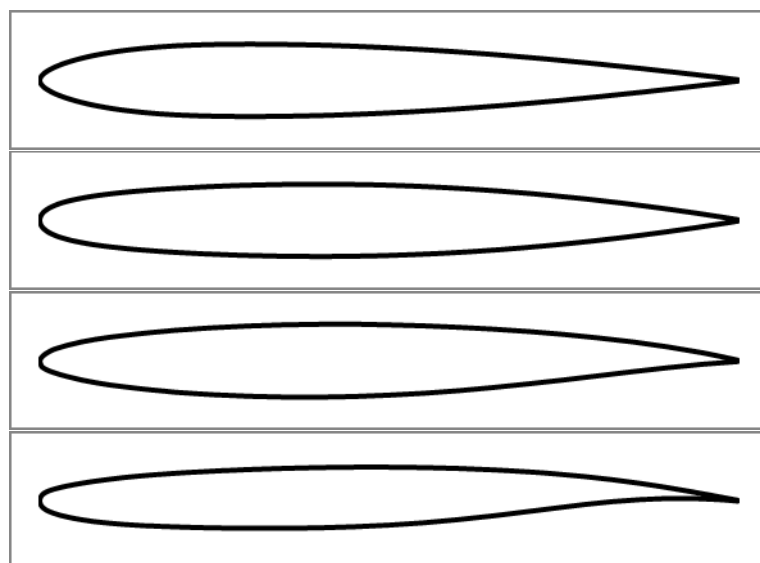


Рисунок 42 - Общий вид профилей. Сверху вниз: обычный, скоростной пиковый, сверхкритический первого поколения, сверхкритический второго поколения.

Обычный профиль характеризуется положением максимальной толщины на 30% хорды $\bar{x}_c=0.3$ и достаточно большой кривизной поверхности, приводящей к значительным местным возмущениям. При трансзвуковом обтекании такого профиля в районе максимальной толщины образуется сильный скачок уплотнения с последующим отрывом из-под него пограничного слоя. Это вызывает резкое возрастание сопротивления при увеличении скорости полета.

Поиск путей повышения $M_{кр}$ привел к созданию в 1960-1970 гг. пиковых скоростных профилей. Они характеризуются увеличенным радиусом носка и положением максимальной толщины примерно на 40% хорды. На дозвуковом режиме обтекания в районе носка профиля присутствует острый пик разрежения на эпюре коэффициента давления (29). При трансзвуковом обтекании за пиком разрежения происходит быстрое торможение потока с замыкающим скачком меньшей интенсивности по сравнению с обычным профилем. Подобные профили применялись на самолетах Ту-134, Ту-154М, Ил-62М, Ил-76, Fokker F-28, Lockheed C-141, ВАС 1-11.

Необходимость дальнейшего повышения скорости полета привела к созданию сверхкритических профилей первого поколения (27), характеризующихся уменьшенной кривизной верхней поверхности и подрезкой хвостовой части нижней поверхности для компенсации потери подъемной силы. При околозвуковом обтекании такой профиль характеризуется меньшим ускорением потока на верхней поверхности, задним расположением замыкающего скачка уплотнения меньшей интенсивности с ослабленным отрывом из-под скачка по сравнению с обычным скоростным профилем. Подобные профили применялись на самолетах Ан-124, Ту-204, Ил-96.

Результатом последующего поиска путей достижения больших дозвуковых скоростей явилось создание сверхкритических профилей второго поколения. Особенностью таких профилей по сравнению со сверхкритическими профилями первого поколения является уплощенная верхняя поверхность, отгиб хвостовой части профиля вниз. Трансзвуковое течение около таких профилей характеризуется практически изэнтропическим сжатием потока в сверхзвуковой зоне, приводящим к заметному ослаблению замыкающего скачка уплотнения (27). Подобные профили применяются на всех современных самолетах, летающих с большими дозвуковыми скоростями.

На Рисунке 43 показаны характерные эпюры коэффициента давления c_p для различных типов профилей, описанных выше.

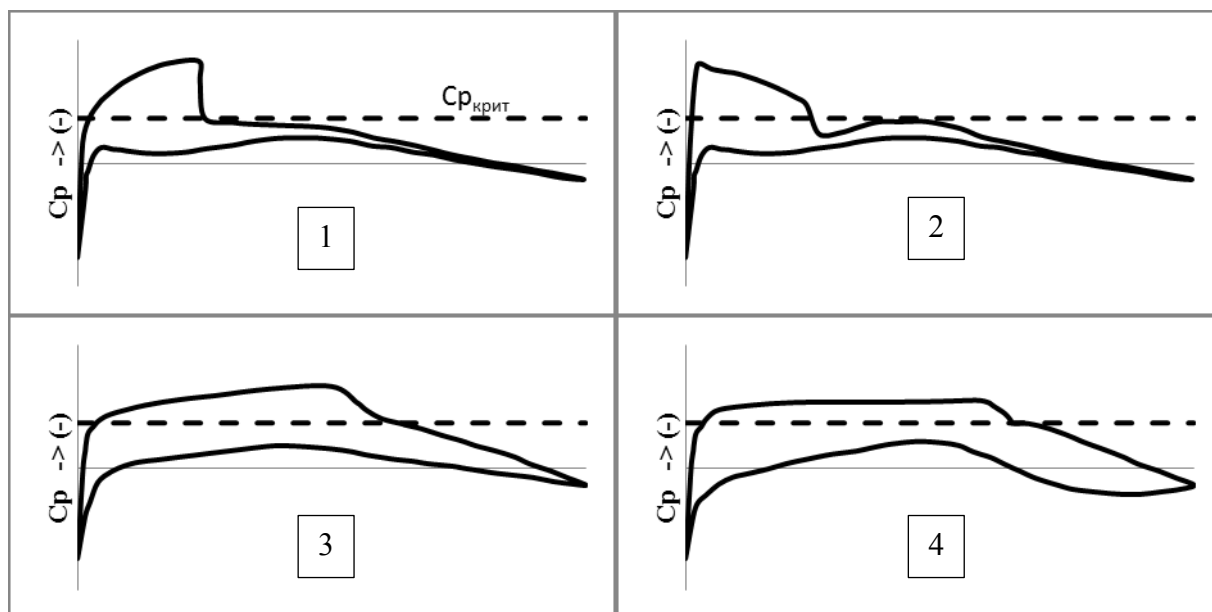


Рисунок 43 - Характерные эпюры распределения коэффициента давления при трансзвуковом обтекании: 1- обычный, 2 - скоростной пиковый, 3 - сверхкритический первого поколения, 4 - сверхкритический второго поколения.

В настоящее время существуют численные методы расчёта и оптимизации распределения давления в сечениях произвольного крыла, которые позволяют с достаточной точностью спроектировать и определить волновое сопротивление и критическое число $M_{кр}$ крыла или компоновки «крыло+фюзеляж» при различных значениях c_y , скорости и высоты полета.

В описываемой аэродинамической математической модели был использован другой подход.

За основу взяты данные работы (2), согласно которым для крыла при нулевой подъемной силе, обтекаемого воздухом с показателем адиабаты $\gamma=1.4$ средняя относительная толщина \bar{c} связана с критическим числом Маха $M_{кр(Cy=0)}$ при нулевой подъемной силе следующим соотношением

$$\bar{c} = \frac{0.24}{M_{кр(Cy=0)}} \left(\frac{1}{(M_{кр(Cy=0)} \cdot \cos \chi_{0.25})} - M_{кр(Cy=0)} \cdot \cos \chi_{0.25} \right)^{\frac{1}{3}} \left[1 - \left\{ \frac{5 + (M_{кр(Cy=0)} \cdot \cos \chi_{0.25})^2}{5 + \tilde{M}^2} \right\}^{3.5} \right]^{\frac{2}{3}} \quad (82)$$

где \bar{c} – средняя относительная толщина крыла;

$M_{кр(Cy=0)}$ – критическое число Маха при нулевой подъемной силе;

$\chi_{0.25}$ – угол стреловидности крыла по четверти хорд;

\tilde{M} – параметр, характеризующий аэродинамический принцип получения сверхкритического потока на крыле. $\tilde{M} = [1; 1.05; 1.12; 1.15]$ соответственно для обычного профиля с положением максимальной толщины на 30% хорды, скоростного пикового профиля

1960...1970 гг., сверхкритического профиля первого поколения и сверхкритического профиля второго поколения.

Формула (82) определяет связь между критическим числом $M_{кр(Cy=0)}$ при нулевой подъемной силе, средней относительной толщиной крыла и его стреловидностью. Однако при значениях коэффициента подъемной силы, отличных от нуля, значения $M_{кр}$ падают из-за бóльших возмущений потока. При этом зависимости $M_{кр}=f(c_y)$ протекают различным образом для разных типов профилей.

Для определения зависимости $M_{кр}=f(c_y)$ были проведены численные эксперименты на серии профилей, в том числе и сверхкритических (30), с использованием программного комплекса вычислительной гидродинамики FlowVision (26). В результате были получены следующие зависимости. Для обычного и скоростного профилей формула имеет вид:

$$M_{кр} = -0.11 \cdot c_y^2 - 0.06 \cdot c_y + M_{кр(Cy=0)} \quad (83)$$

Для сверхкритического профиля первого поколения зависимость имеет вид:

$$M_{кр} = -0.33 \cdot c_y^2 + 0.15 \cdot c_y + 0.925 \cdot M_{кр(Cy=0)} \quad (84)$$

Для сверхкритического профиля второго поколения зависимость имеет вид:

$$M_{кр} = -0.02 \cdot c_y^3 - 0.38 \cdot c_y^2 + 0.3 \cdot c_y + 0.915 \cdot M_{кр(Cy=0)} \quad (85)$$

где c_y – коэффициент подъемной силы крыла;

$M_{кр(Cy=0)}$ – критическое число Маха при нулевой подъемной силе, автоматически определяемое из решения в блоке аэродинамики равенства (82) методом простых итераций.

Зависимости $M_{кр}=f(c_y)$ для различных типов профилей с одинаковой относительной толщиной, определенные по формулам (83), (84), (85) представлены на Рисунок 44.

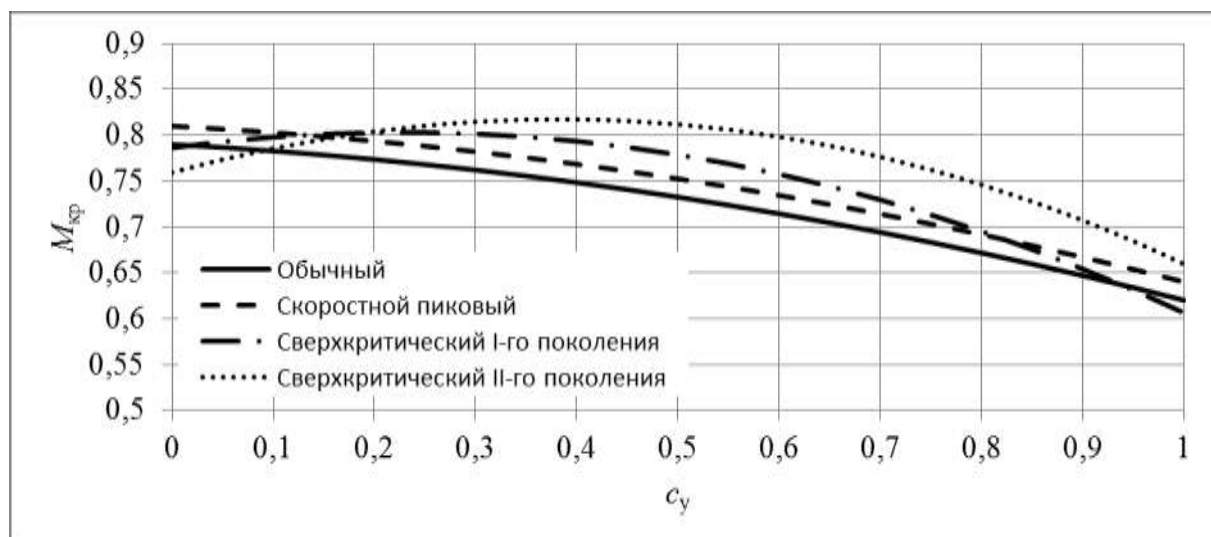


Рисунок 44 - Общий вид зависимости $M_{кр}=f(c_y)$ для профилей различного типа.

Видно, что сверхкритический профиль второго поколения специально проектируется под полетные c_y , а при околонулевом коэффициенте подъемной силы $M_{кр}$ у него ниже, чем у скоростного профиля.

Для определения волнового сопротивления крыла в ходе численных экспериментов на крыльях различной стреловидности, относительной толщины и разных типов профилей была получена зависимость, связывающая $c_{xв}$ с критическим числом Маха $M_{кр}$, имеющая вид

$$c_{xвК} = 3 \cdot (0.115 + M - M_{кр})^3, \quad (86)$$

где $M_{кр}$ – критическое число Маха, определяемое в зависимости от типа профиля и коэффициента подъемной силы c_y по зависимостям (83), (84), (85);

M – число Маха крейсерского полета.

В работе (22) введен коэффициент интерференции между крылом и фюзеляжем $k_{инт}$, зависящий от расположения крыла, который учитывается зависимостью

$$\bar{S}_{ом.к} = 1 - k_{инт} \cdot \bar{S}_{пф}, \quad (87)$$

Где $\bar{S}_{пф}$ – площадь подфюзеляжной части крыла;

$k_{инт} = 0.9$ для высокоплана, 0.7 для среднеплана, 0.5 для низкоплана.

Однако в работе (27) показано, что путём применения специально спроектированных зализов можно уменьшить сопротивление компоновки «крыло+фюзеляж», т.е. получить положительную интерференцию крыла с фюзеляжем (Рисунок 45).

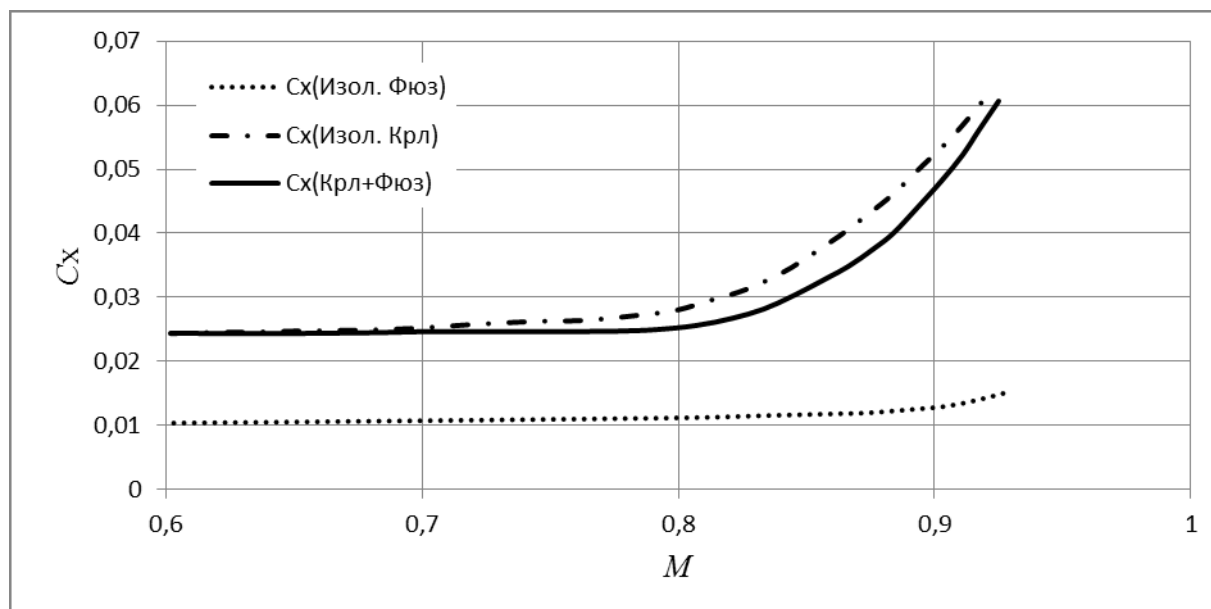


Рисунок 45 - Явление положительной интерференции крыла с фюзеляжем. $c_y=0.4$.

Таким образом, в настоящей аэродинамической модели принято, что сочленение крыла с фюзеляжем не дает дополнительного сопротивления на крейсерском режиме полета.

2.3.2 Определение коэффициента сопротивления фюзеляжа

Коэффициент сопротивления фюзеляжа при условии безотрывного обтекания на крейсерском режиме полета определяется как сумма профильного сопротивления на докритической скорости и волнового сопротивления при большой дозвуковой скорости

$$c_{x\Phi} = c_{xp\Phi} + c_{xB\Phi} \quad (88)$$

Профильное сопротивление фюзеляжа рассчитывается как

$$c_{p\Phi} = c_{FT}(\text{Re}, M) \cdot \frac{S_{o.m.\Phi}}{S_{m.\Phi}} \cdot k_{\lambda} \cdot k_{\Phi\text{орм}} \quad (89)$$

Характерным размером для вычисления числа Рейнольдса для фюзеляжа является его длина. Для тяжелых транспортных самолетов с большими дозвуковыми скоростями и протяженными фюзеляжами (несколько десятков метров) числа Рейнольдса принимают достаточно большие значения $\text{Re} \approx 10^8$. Исходя из этого, пограничный слой фюзеляжа тяжелого транспортного самолета можно принять полностью турбулентным, тогда для вычисления коэффициента трения пластинки c_{FT} можно использовать формулу (79).

Коэффициент k_{λ} учитывает превышение экспериментальных значений коэффициентов трения осесимметричных тел вращения над величиной поверхностного трения, обусловленное вытесняющим действием пограничного слоя. В зависимости от удлинения фюзеляжа k_{λ} можно выразить следующим образом (27)

$$k_{\lambda} = 0.8 + \frac{3.6}{\lambda_{\Phi}} \quad (90)$$

Форма фюзеляжа транспортных самолетов обычно сильно отличается от осесимметричной, что вызвано необходимостью погрузки и выгрузки грузов и техники различных размеров и назначения. В большей степени это касается формы кормовой части фюзеляжа, которая имеет рампу для загрузки или десантирования техники. Легкие и средние транспортные самолеты имеют обычно хвостовую часть с большим углом отгиба и подъемом вверх. Также встречаются сильно уплощенные хвостовые части, которые приводят к интенсивному вихреобразованию и нарастанию сопротивления фюзеляжа.

Расчетные и экспериментальные исследования показывают, что при сравнительно короткой хвостовой части $\lambda_{x.c.} \leq 2.5$, за ней возникают достаточно большие разрежения и неблагоприятные градиенты давления, которые могут привести к отрыву потока и заметному приросту сопротивления при больших скоростях, особенно в случае фюзеляжа с отклоненной хвостовой частью (27). При удлинении хвостовой части $\lambda_{x.c.} \approx 3.5 \dots 5$ и совершенной местной

аэродинамике возникновение подобных явлений на крейсерских и взлетно-посадочных режимах исключено.

Тяжелые и сверхтяжелые ТС, как правило, имеют хвостовые части с достаточно плавными обводами и большим удлинением. Поэтому основное влияние на коэффициент формы k_ϕ оказывает не удлинение, а угол отгиба кормовой части фюзеляжа (Рисунок 46).

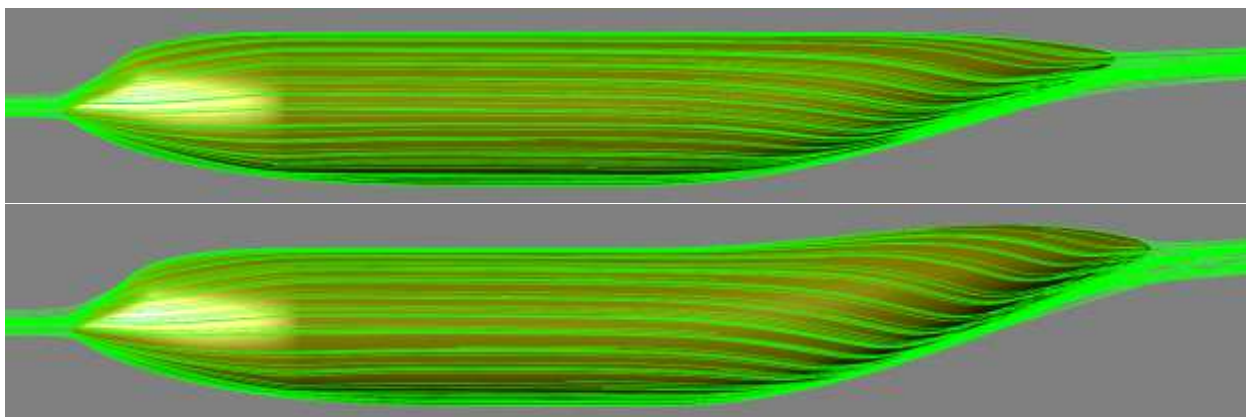


Рисунок 46 - Линии тока на фюзеляжах с различными углами отгиба хвостовой части (6° на верхнем рисунке, 10° на нижнем рисунке)

На основании данных, представленных в (31) и численных продувок с использованием программного комплекса вычислительной гидродинамики (26) для коэффициента формы была получена следующая зависимость

$$k_\phi = 1 - 8 \cdot 10^{-5} (\beta_{хч} - 0.8 \cdot \alpha_\phi)^4 + 1.9 \cdot 10^{-3} (\beta_{хч} - 0.8 \cdot \alpha_\phi)^3 - 7.5 \cdot 10^{-3} (\beta_{хч} - 0.8 \cdot \alpha_\phi)^2 + 10^{-2} (\beta_{хч} - 0.8 \cdot \alpha_\phi)^2 \quad (91)$$

где $\beta_{хч}$ – угол отгиба хвостовой части фюзеляжа (Рисунок 47);

α_ϕ – угол атаки фюзеляжа относительно СГФ, который для предварительной оценки принимается равным нулю.

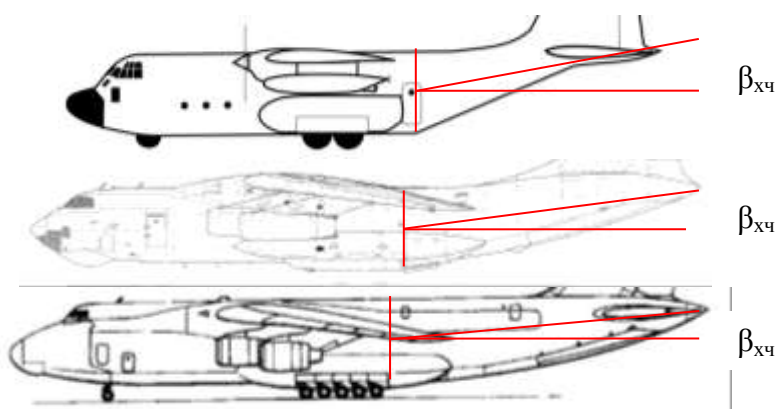


Рисунок 47 - Хвостовые части (сверху вниз) С-130, Ил-76ТД и Ан-124

По результатам многочисленных экспериментов (27) выявлено, что для волнового сопротивления фюзеляжа существует зависимость от величины $\Delta M = M - M_{кр.ф}$

$$c_{x\phi} = 0.011 \cdot \left(\frac{0.37}{0.37 - \Delta M} \right)^5 \quad (92)$$

Для оценки критического числа Маха фюзеляжа $M_{кр.ф}$ на этапе предварительного проектирования известна зависимость (23), связывающая критическое число Маха фюзеляжа с его удлинением

$$M_{кр.ф} \approx \lambda_{\phi} \cdot (0.17 - 0.0076 \cdot \lambda_{\phi}), \quad (93)$$

где λ_{ϕ} – удлинение изолированного фюзеляжа.

Численные исследования, проведенные с помощью программного комплекса вычислительной гидродинамики (26), а также результаты работы (27) показывают, что величина $M_{кр.ф}$ современных транспортных и пассажирских самолетов с $\lambda_{нч} \geq 1.2$, $\lambda_{\phi} \geq 6$ зависит в основном от удлинения и формы носовой части, а не от общего удлинения фюзеляжа. В результате исследований была получена оценочная зависимость $M_{кр.ф} = f(\lambda_{нч})$, аналогичная (93)

$$M_{кр.ф} \approx 0.72 + \lambda_{нч} \cdot (0.1 - 0.015 \cdot \lambda_{нч}), \quad (94)$$

где $\lambda_{нч}$ – удлинение носовой части фюзеляжа.

С учетом этих соотношений в настоящей аэродинамической модели критическое число Маха фюзеляжа определяется как

$$M_{кр\phi} = \min \left\{ \begin{array}{l} \lambda_{\phi} (0.17 - 0.0076 \lambda_{\phi}) \\ 0.72 + \lambda_{нч} (0.1 - 0.015 \lambda_{нч}) \end{array} \right. \quad (95)$$

В случае интегральной аэродинамической схемы или схемы, близкой к летающему крылу, сопротивление фюзеляжа определяется только трением, исходя из его омываемой площади, находящейся в потоке.

2.3.3 Определение коэффициента сопротивления двигательных гондол

Для случая расположения двигателей на пилонх под крылом или в хвостовой части фюзеляжа согласно (27) имеем

$$c_{xГ} = c_{FT}(Re, M) \cdot \left(\frac{S_{ом.Г}}{S_{м.Г}} \cdot k_{Г} + \frac{S_{ом.пил}}{S_{м.Г}} \cdot k_{пил} \right), \quad (96)$$

где $c_{FT}(Re, M)$ – коэффициент турбулентного трения пластины, вычисляемый по формуле (79);

$$\frac{S_{ом.Г}}{S_{м.Г}} = 4 \cdot \lambda_{Г} \quad \text{– отношение омываемой площади мотогондолы к площади ее миделевого}$$

сечения;

k_T и $k_{\text{пил}}$ – коэффициенты формы соответственно гондолы и пилона, которые находятся по соотношению;

\bar{c} – средняя относительная толщина мотогондолы или пилона.

2.3.4 Определение коэффициента сопротивления горизонтального оперения

Сопротивление ГО в описываемой математической модели для нормальной аэродинамической схемы определяется как

$$c_{xGO} = c_{xPGO} + c_{xiGO} + c_{xGO_{\text{инт}}}, \quad (97)$$

где c_{xPGO} – коэффициент профильного сопротивления ГО;

c_{xiGO} – коэффициент индуктивного сопротивления ГО;

$c_{xGO_{\text{инт}}}$ – коэффициент интерференции ГО и крыла.

При этом предполагается, что:

во-первых, волновое сопротивление ГО отсутствует, так как при проектировании самолета горизонтальному оперению обычно придают большую чем у крыла стреловидность и меньшую среднюю относительную толщину ГО;

во-вторых, ГО не попадает в спутный след от крыла;

в-третьих, полет проходит на докритическом режиме.

Коэффициент c_{xPGO} определяется по формуле (78) аналогично крылу, c_{xiGO} определяется по формуле (76). В работе (27) показано, что коэффициент интерференции ГО с крылом в дозвуковом потоке может быть представлен в виде

$$c_{xGO_{\text{инт}}} = c_{yGO} \cdot \varepsilon, \quad (98)$$

где ε – снос потока за крылом;

c_{yGO} – коэффициент подъемной силы горизонтального оперения.

В общем случае снос потока за крылом определяется как

$$\varepsilon = \frac{2 \cdot c_{y_{\text{кр}}}}{\pi \cdot \lambda_{\text{кр}\cdot\text{эф}}} \cdot K_{\varepsilon} \quad (99)$$

где $\lambda_{\text{эф}} = \frac{\lambda}{A}$ – эффективное удлинение крыла;

K_{ε} – коэффициент, учитывающий высоту оперения над крылом.

Коэффициент K_{ε} согласно (22) определяется следующим образом

$$K_{\varepsilon} = \frac{0.5 \cdot l_{\text{эф}}}{\sqrt{l_{\text{эф}}^2 + 4h_{\text{ГО}}^2}} \left[1 + \frac{2 \cdot L_{\text{ГО}}}{\sqrt{l_{\text{эф}}^2 + 4 \cdot L_{\text{ГО}}^2 + 4 \cdot h_{\text{ГО}}^2}} \cdot \left(1 + \frac{\sqrt{l_{\text{эф}}^2 + 4h_{\text{ГО}}^2}}{2\sqrt{L_{\text{ГО}}^2 + h_{\text{ГО}}^2}} \right) \right], \quad (100)$$

где $h_{ГО}$ – высота оперения над крылом в потоке (Рисунок 48);

$L_{ГО}$ – плечо горизонтального оперения;

$l_{эф} = l/A$ – эффективный размах крыла.

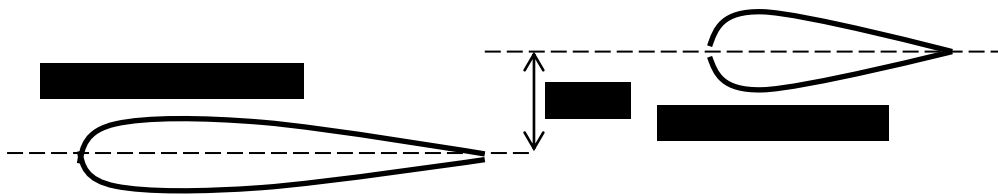


Рисунок 48 - Определение $h_{ГО}$

Коэффициент подъемной силы горизонтального оперения определяется из условия продольной балансировки в горизонтальном полете

$$c_{y_{ГО}} = \frac{m_{z0_{б.ГО}} + (\bar{x}_{цм} - \bar{x}_{F_{б.ГО}})}{A_{ГО}}, \quad (101)$$

где $m_{z0_{б.ГО}}$ – коэффициент продольного момента при нулевой подъемной силе;

$\bar{x}_{цм}$ – текущее положение центра масс самолета в процентах САХ;

$\bar{x}_{F_{б.ГО}}$ – положение аэродинамического фокуса самолета без горизонтального оперения;

$A_{ГО}$ – коэффициент статического момента площади горизонтального оперения.

Для определения положения фокуса самолета без горизонтального оперения $x_{F_{б.ГО}}$ в настоящей математической модели использованы соотношения из работы (2).

Расчет коэффициента продольного момента при нулевой подъемной силе $m_{z0_{б.ГО}}$ необходимо определять для конкретной компоновки фюзеляжа и крыла по аэродинамическим продувкам или методами численного моделирования.

При отсутствии вышеуказанных данных, в целях учета влияния типа профиля крыла (скоростной, сверхкритический I-го или II-поколения) на $m_{z0_{б.ГО}}$ в настоящей математической модели введены следующие оценочные значения:

$m_{z0_{б.ГО}} \approx -0.02$ для самолетов с крылом на основе обычных профилей,

$m_{z0_{б.ГО}} \approx -0.03$ для самолетов с крылом на основе скоростных профилей,

$m_{z0_{б.ГО}} \approx -0.08$ для самолетов с крылом на основе сверхкритических профилей первого поколения,

$m_{z0_{б.ГО}} \approx -0.15$ для самолетов с крылом на основе сверхкритических профилей второго поколения.

Данные значения были получены в результате анализа статистики по различным транспортным и пассажирским самолетам с теми или иными профилями крыла. Следует отметить, что на крейсерском режиме полета, при использовании автоматической системы

улучшения устойчивости и управляемости на современных тяжелых транспортных самолетах, имеющих малые или практически нулевые запасы продольной статической устойчивости, балансирующее сопротивление стремится к нулю и на этапе предварительного проектирования им можно пренебрегать.

2.3.5 Определение коэффициента сопротивления вертикального оперения

Сопротивление вертикального оперения в горизонтальном крейсерском полете определяется только профильным сопротивлением

$$c_{xBO} = c_{xPBO}, \quad (102)$$

где c_{xPBO} рассчитывается по формуле (78).

При этом в случаях Т-образного или многокилевого оперения сопротивлением интерференции принято равным нулю.

В случае V-образного хвостового оперения сопротивление ВО в модели не учитывается (считаем его полностью учтенным в сопротивлении ГО).

2.3.6 Верификация аэродинамической математической модели

Для верификации аэродинамической модели были использованы данные по известным самолетам для различных чисел Маха крейсерского полета (Ан-124, Ту-104, Ту-134А-3, Ту-154М, Ту-204, Ил-76, Ил-86, Ил-96, L-1011, Ан-24, SSJ-100, Як-42, проект интегральной схемы НВВ Н-3.2). Видно, что на большинстве самолетов расчетная модель показывает хорошие результаты, которые могут быть использованы на этапе предварительной проработки (Рисунок 49).

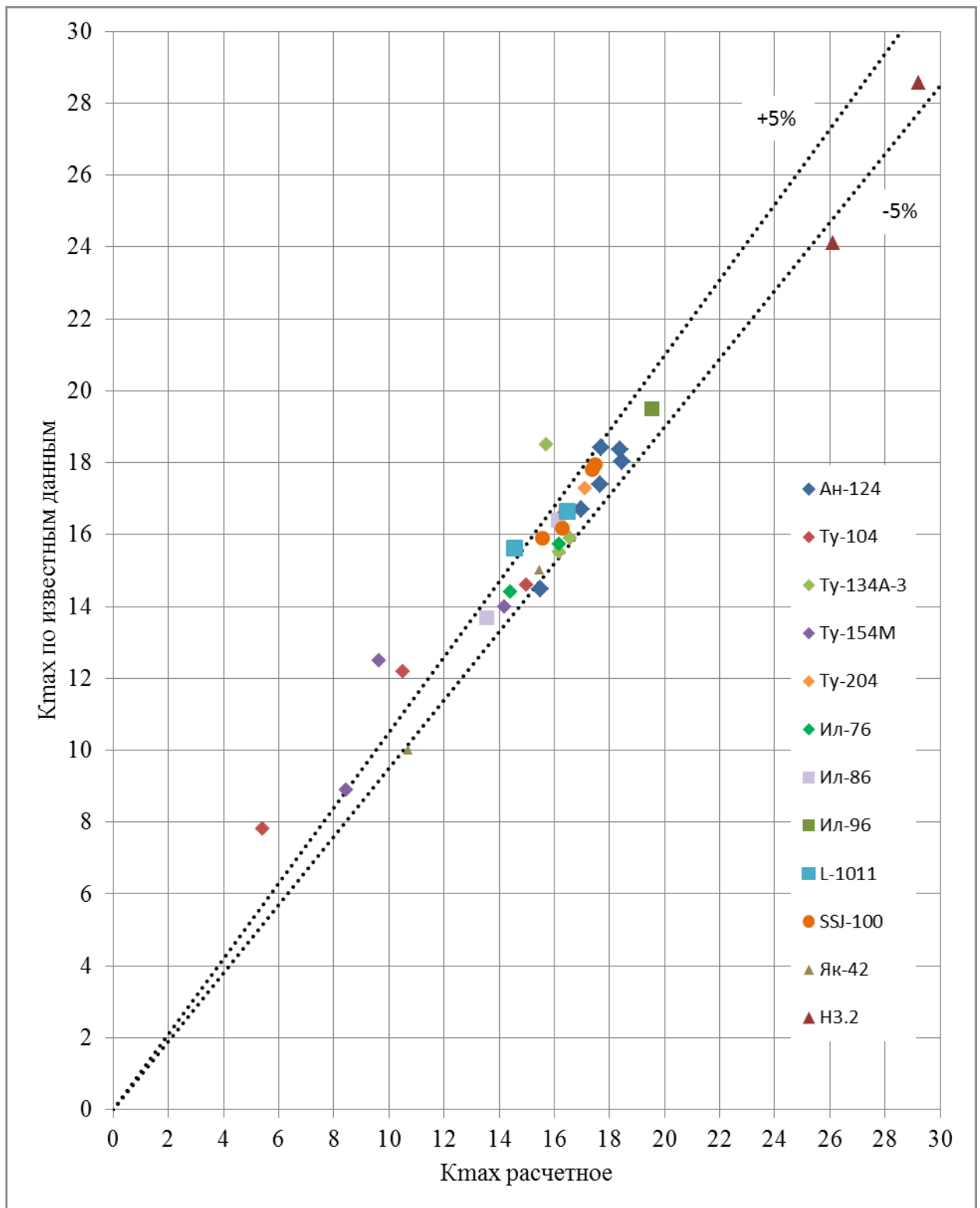


Рисунок 49 - Сравнение расчетного и фактического аэродинамического качества для некоторых самолетов при разных числах М

Наиболее корректные результаты получаются при сравнении с результатами летных испытаний. Причем не только величина максимального аэродинамического качества K_{\max} , но и характер изменения функции $K=f(c_y)$ до $c_y \leq 0.8$ также неплохо согласуется с экспериментальными данными (Рисунки 50...53).

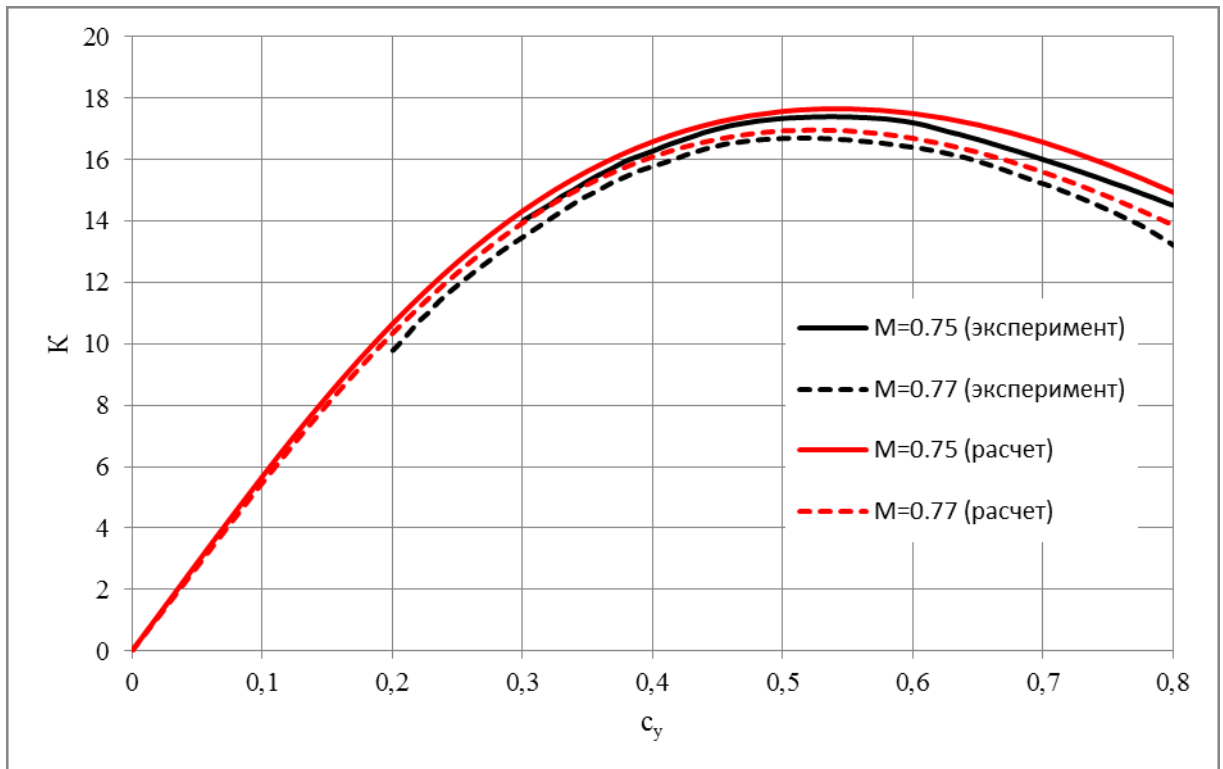


Рисунок 50 - Самолет Ан-124. Сравнение зависимости аэродинамического качества от коэффициента подъемной силы с результатами эксперимента

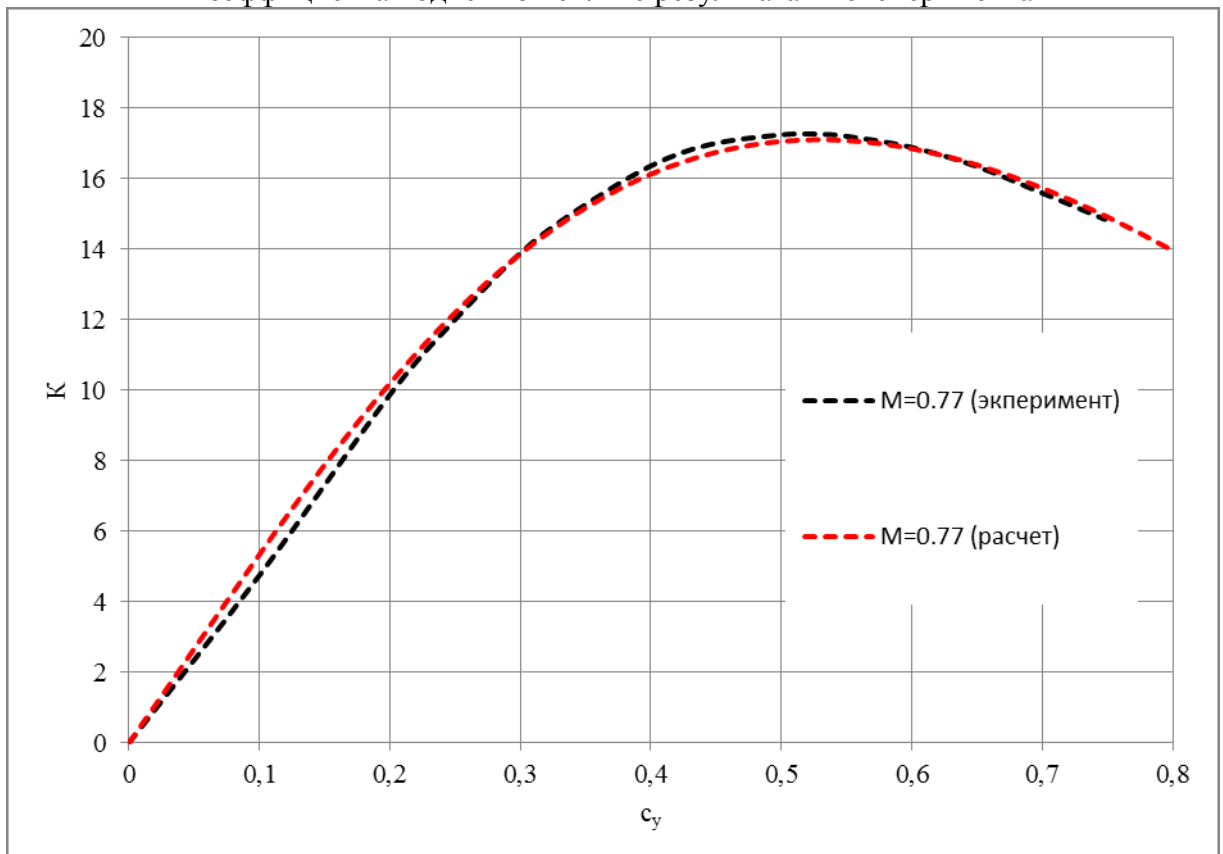


Рисунок 51 - Самолет Ту-204. Сравнение зависимости аэродинамического качества от коэффициента подъемной силы с результатами эксперимента

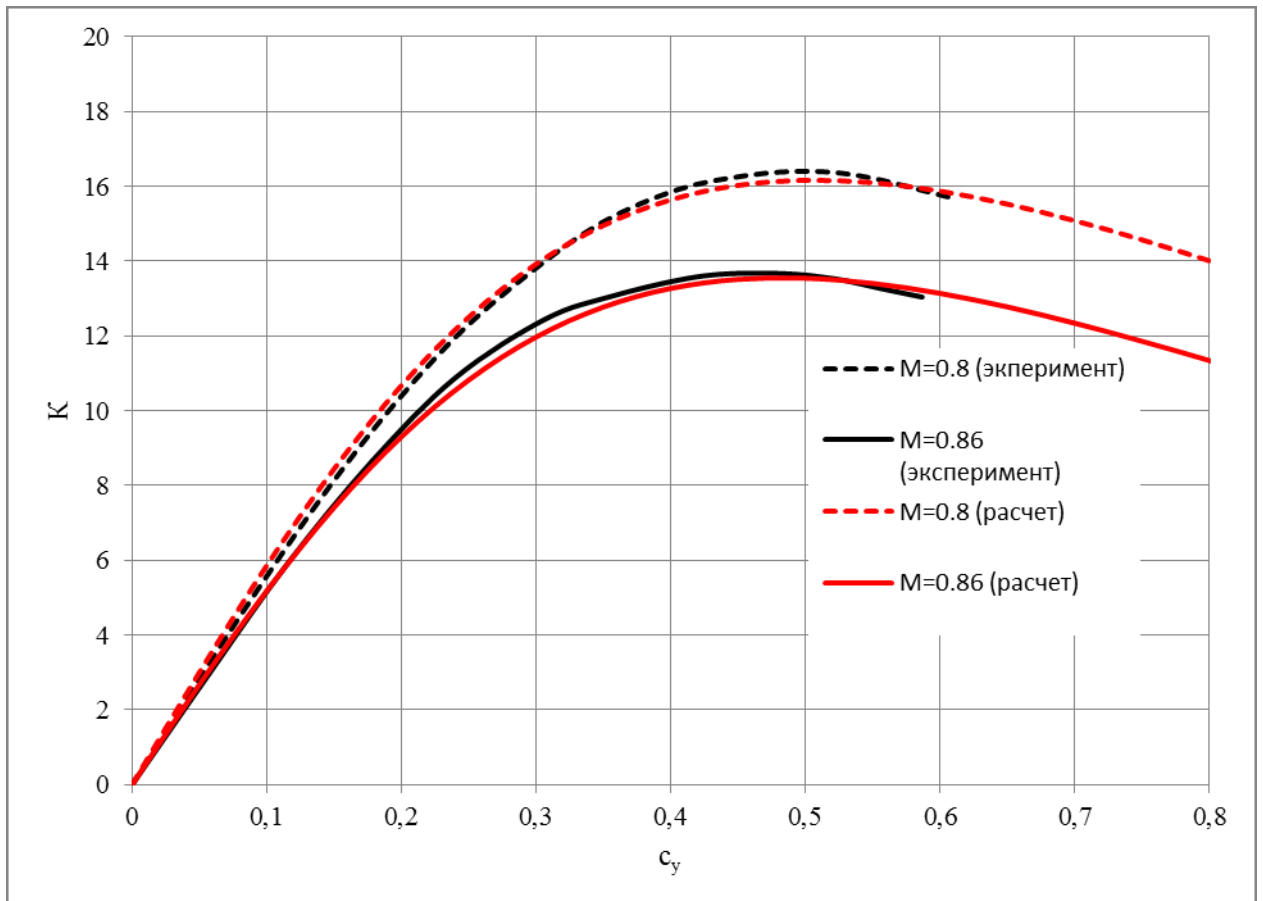


Рисунок 52 - Самолет Ил-86. Сравнение зависимости аэродинамического качества от коэффициента подъемной силы с результатами эксперимента

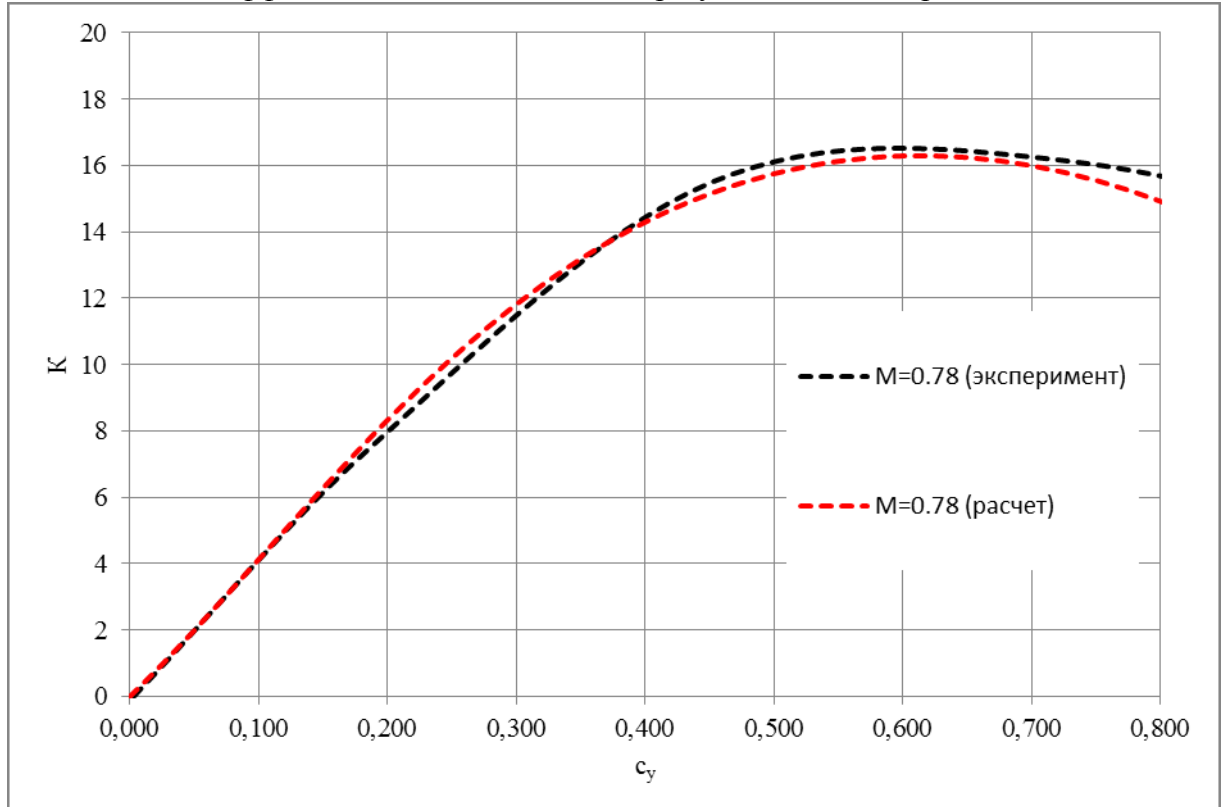


Рисунок 53 - Самолет SSJ-100. Сравнение зависимости аэродинамического качества от коэффициента подъемной силы с результатами эксперимента

2.4 Математическая модель расчета ЛТХ и ВПХ

Математическая модель расчета ЛТХ и ВПХ представляет собой набор аналитических зависимостей, позволяющих с некоторым приближением, достаточным для предварительного проектирования, оценить основные летно-технические характеристики самолета, необходимые для увязки технических, экономических и рыночных характеристик проектируемого ВС. Под техническими здесь понимаются массовые и аэродинамические характеристики, под экономическими – стоимость проектирования, производства и эксплуатации, под рыночными – доход, который может принести самолет с определенными техническими характеристиками в процессе своей эксплуатации.

Взаимосвязи различных блоков (или математических моделей) и общий принцип их совместной работы подробно рассмотрен в Главе 3. Однако для того, чтобы определить основные ЛТХ, необходимые для увязки математических моделей, следует в общем виде кратко описать основные функциональные зависимости.

Расходы, связанные с проектированием и постройкой самолета зависят в основном от массы его конструкции и крейсерской скорости полета. Т.е. чем выше масса проектируемого самолета, тем больше нужно разработать конструкторской документации, провести испытаний агрегатов, затратить материалов на производство и т.п. Повышение крейсерской скорости полета также ведет к удорожанию проектируемого ВС, так как увеличение скоростного напора ведет потребности упрочнения конструкции, а переход в область трансзвуковых скоростей требует большой экспериментальной отработки в аэродинамических трубах и летных испытаний.

Расходы, связанные с эксплуатацией самолета, сводятся в большей части к так называемым прямым эксплуатационным расходам (ПЭР) и зависят от количества членов экипажа, массы топлива, требуемой для преодоления заданного расстояния, скорости полета или времени, которое затрачивается на преодоление заданного расстояния.

Доход, который может принести ТС при эксплуатации его на определенном сегменте рынка грузоперевозок, зависит, во-первых, от его провозных характеристик, таких как грузоподъемность, габариты грузовой кабины (ширина, высота, длина), а также от потребной длины взлетно-посадочной полосы (ВПП). Эти характеристики определяют возможность того, может ли груз быть перевезен и каким образом. Так, например, если масса неделимого груза превышает максимальную грузоподъемность ТС, то транспортная операция не может быть осуществлена. Если же груз является делимым, то транспортная операция принципиально может быть осуществлена, однако для ее выполнения потребуются несколько полетов.

В описываемом в настоящей работе НМО блок расчета ЛТХ и ВПХ находится после блоков расчета массы и аэродинамики, так как характеристики, полученные в предыдущих

блоках ($m_{пуст}$, K_{max}), являются параметрами математической модели расчета ЛТХ и ВПХ, которая позволяет:

- определить дальность и время полета самолета с учетом всех участков от выруливания и набора высоты до снижения и пробега, а также рассчитать массу топлива, необходимого для преодоления этих участков с известной массой груза;

- определить потребную длину взлетно-посадочной полосы.

2.4.1 Расчет потребной длины взлетно-посадочной полосы

Потребная длина ВПП определяет принципиальную возможность выполнения той или иной транспортной операции. Для регионов со слаборазвитой аэродромной сетью потребная длина ВПП может иметь решающее значение на принципиальную возможность коммерческой эксплуатации проектируемого ТС. Минимальная потребная длина ВПП (или потребная дистанция взлета), необходимая для взлета в заданных внешних условиях (превышение высоты аэродрома над уровнем моря, температура окружающего воздуха) определяться в настоящей математической модели как

$$L_{ПДВ} = \max \begin{cases} 1.15 \cdot (L_p + L_{вы}) \\ L_p + L_{вы} \\ L_p + L_{торм} \end{cases}, \quad (103)$$

Здесь первая строка представляет собой $L_{ПДВ}$ для нормального взлета, вторая – для продолженного взлета, третья – для прерванного взлета. Для расчета дистанции разбега L_p , дистанции воздушного участка $L_{вы}$ и дистанции участка торможения $L_{торм}$ в настоящей математической модели использованы рекомендации работы (32).

В первом приближении длина разбега при нормальном взлете определяется как

$$L_p = \frac{V_{отр}^2}{2 \cdot a_{ср.р}}, \quad (104)$$

где $V_{отр}$ – скорость отрыва самолета от ВПП, м/с;

$a_{ср.р}$ – среднее ускорение при разбеге, м/с².

Среднее ускорение при разбеге определяется как

$$a_{ср.р} = [K_R \cdot \bar{R}_0 - \frac{1}{3}(2f + \frac{1}{K_{отр}})] \cdot g, \quad (105)$$

где \bar{R}_0 – стартовая тяговооруженность самолета в данных внешних условиях;

K_R – коэффициент, учитывающий падение тяги двигателя при взлете (0.8 для двигателей с большой степенью двухконтурности $m=5\dots 8$, 0.9 для двигателей с малой степенью двухконтурности $m=1\dots 2$);

f – коэффициент трения качения, зависящий от состояния полосы (0.02 для сухого бетонного покрытия, 0.03 для мокрого бетонного покрытия, 0.04 для твердого грунта, 0.06 для мокрого травяного покрова, 0.08 для сухого травяного покрова, 0.02 – для обледеневшего аэродрома);

$K_{отр}$ – аэродинамическое качество самолета при отрыве от ВПП;

g – ускорение свободного падения, м/с.

Аэродинамическое качество при отрыве от ВПП определяется следующим выражением

$$K_{отр} = \frac{C_{y_{отр}}}{C_{x_{отр}}}, \quad (106)$$

$C_{y_{отр}}$ – коэффициент подъемной силы при отрыве самолета от ВПП;

$C_{x_{отр}}$ – коэффициент сопротивления при отрыве самолета от ВПП.

В настоящей модели принято, что отрыв самолета от поверхности ВПП происходит при коэффициенте подъемной силы $C_{y_{отр}} = \frac{C_{y_{крл.макс}}}{1.44}$, где $C_{укрл.макс}$ – максимальный коэффициент подъемной силы крыла.

Величина $C_{укрл.макс}$ в общем случае зависит от:

- максимального коэффициента подъемной силы профиля крыла $C_{упроф.макс}$, который, в свою очередь, зависит от формы профиля (относительная толщина, вогнутость срединной линии, радиус носка, отгиб хвостовой части и тому подобное);
- формы плановой проекции крыла;
- типа, размеров и углов отклонения механизации.

Расчет $C_{укрл.макс}$ является достаточно трудоемким и требующим наличия подробных геометрических характеристик сечений и механизации крыла. В настоящей математической модели для упрощения расчетов на этапе предварительного проектирования для расчета $C_{укрл.макс}$ принята следующая зависимость (33)

$$C_{y_{крл.макс}} = (C_{y_{проф.макс}} + \Delta C_y) \cdot (-0.015\eta^2 + 0.085\eta + 0.83) \frac{1 + \cos \chi_{лк}}{2}, \quad (107)$$

где η – сужение крыла;

$\chi_{лк}$ – угол стреловидности крыла по передней кромке;

$C_{упроф.макс}$ – максимальный коэффициент подъемной силы профиля крыла;

Δc_y – добавок к максимальному коэффициенту подъемной силы профиля в зависимости от вида механизации.

В работе (2) приведены экспериментальные данные по большому количеству профилей, имеющих различные параметры кривизны, относительной толщины ($\bar{c} = 6...22\%$), а также исследованных на разных числах Рейнольдса ($Re=10^6...9\cdot 10^6$). Из них видно, что среднее значение максимального коэффициента подъемной силы профилей с относительной толщиной от 9 до 15 % лежит в диапазоне $1.4 \leq c_{y\text{проф.макс}} \leq 1.8$. Для профилей пикового (с увеличенным радиусом носка) и сверхкритического типа (с увеличенным радиусом носка и хвостовой загрузкой) максимальный коэффициент подъемной силы при аналогичных параметрах лежит в пределах $1.5 \leq c_{y\text{проф.макс}} \leq 2$ (2; 30). В настоящей математической модели для расчетов принято среднее значение максимального коэффициента подъемной силы профиля $c_{y\text{проф.макс}} \approx 1.65$ для всех типов профилей.

Добавок к максимальному коэффициенту подъемной силы рассчитывается как $\Delta c_y = (k^{\text{ЗК}}_{Cy} + k^{\text{ПК}}_{Cy}) \cdot c_{y\text{проф.макс}}$. Значения $k^{\text{ЗК}}_{Cy}$ и $k^{\text{ПК}}_{Cy}$ в зависимости от типа механизации крыла представлены на Рисунке 54. В модели принято, что энергетические методы повышения подъемной силы крыла (реактивный закрылок, обдув закрылка реактивной струей двигателя, обдув реактивной струей двигателя верхней поверхности крыла и тому подобное) имеют $k^{\text{ЗК}}_{Cy} \approx 1.05$.

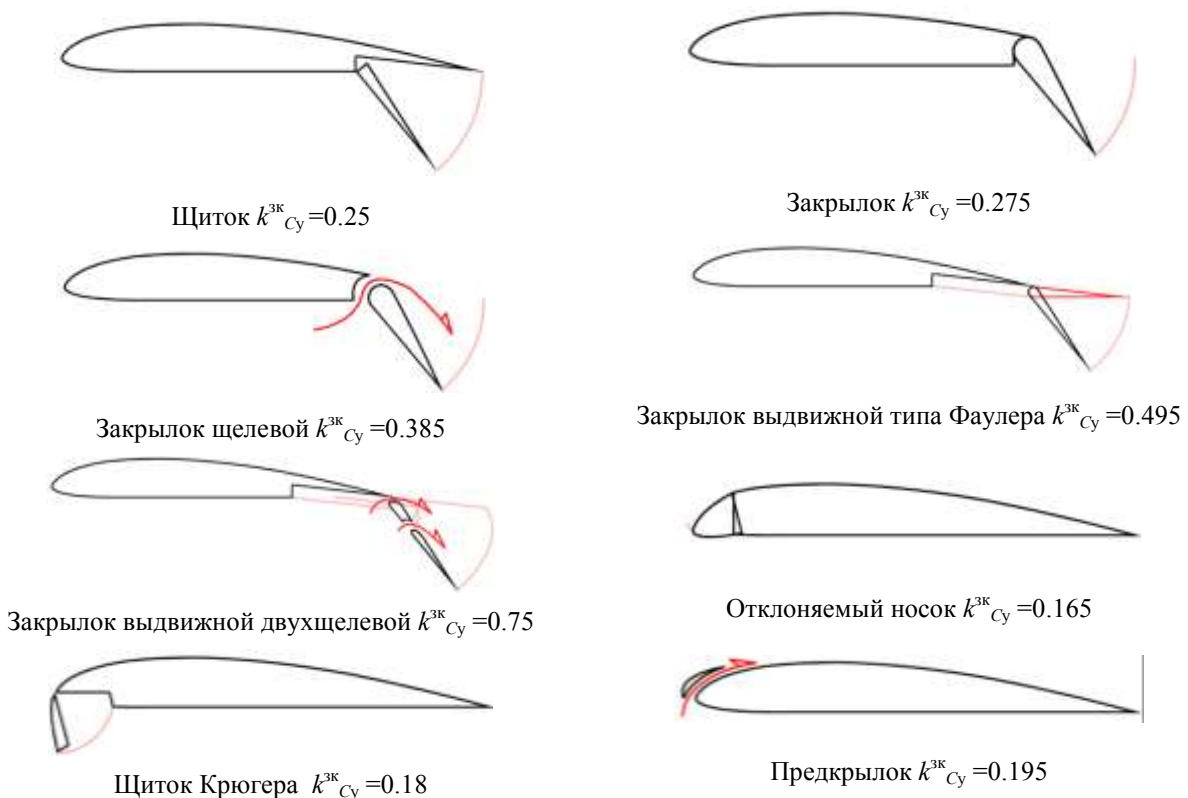


Рисунок 54 - Типы механизации крыла, доступные в модели

Скорость отрыва в настоящей математической модели определяется как

$$V_{отр} = \sqrt{\frac{2 \cdot G_{взл}}{C_{y_{отр}} \cdot \rho \cdot S}}, \quad (108)$$

где $G_{взл}$ – взлетный вес самолета, Н;

ρ – плотность воздуха;

S – опорная площадь;

$C_{y_{отр}}$ – коэффициент подъемной силы самолета при отрыве от ВПП.

Коэффициент сопротивления при отрыве от ВПП можно упрощенно выразить следующим образом

$$C_{x_{отр}} = C_{x_{0(M=0.2)}} + 0.105 \cdot S^{-0.449} + \frac{0.455}{\lambda} C_{y_{отр}}^2, \quad (109)$$

где $C_{x_{0(M=0.2)}}$ – коэффициент сопротивления самолета при нулевой подъемной силе на высоте аэродрома при скорости, соответствующей числу Маха $M=0.2$ (вычисляется согласно рекомендаций пункта 2.3);

S – опорная площадь крыла; λ – удлинение крыла.

Для учета прироста сопротивления при отказе двигателя коэффициент 0.455 необходимо увеличить на 4% при двигателях, расположенных на крыле, и на 2% при двигателях, расположенных на фюзеляже (32).

Дистанция воздушного участка находится как

$$L_{в.у.} = \frac{10.7}{\theta_n} + 0.39 P_0, \quad (110)$$

где P_0 – стартовая нагрузка на крыло, кг/м²;

θ_n – установившийся угол наклона траектории, рад, вычисляемый по зависимости

$$\theta_n = K_R \cdot \bar{R}_0 - \frac{0.3}{\sqrt{\lambda}}, \quad (111)$$

где \bar{R}_0 – стартовая тяговооруженность самолета в данных условиях;

K_R – коэффициент, учитывающий падение тяги двигателя при взлете (0.8 для двигателей с большой степенью двухконтурности $m=5\dots 8$, 0.9 для двигателей с малой степенью двухконтурности $m=1\dots 2$); λ – удлинение крыла.

Дистанция аварийного торможения, согласно рекомендаций (32), вычисляется как

$$L_{торм} = \frac{V_{отк}^2}{2 \cdot a_{ср.торм}} + 3.5 \cdot V_{отк}, \quad (112)$$

где $a_{\text{ср.торм}} = 0.37g$ – среднестатистическое значение ускорения торможения для транспортных самолетов с оптимальным управлением торможения с учетом гасителей подъемной силы;

$V_{\text{отк}}$ – скорость при отказе двигателя, м/с.

В настоящей математической модели принято, что дистанция продолженного взлета делится на: разбег при всех работающих двигателях $L_{p(V_{\text{отк}})}$ до скорости $V_{\text{отк}}$, разбег при одном отказавшем двигателе до скорости отрыва $L_{p(V_{\text{отк}}-V_{\text{отр}})}$, и дистанцию воздушного участка с одним отказавшим двигателем $L_{\text{ву(отк)}}$. При этом скорость отказа определяется как V_1 – наибольшая скорость на разбеге, при которой в случае отказа двигателя возможно как безопасное прекращение, так и безопасное продолжение взлета, и находится из условия:

$$L_{p(V_{\text{отк}}-V_{\text{отр}})} + L_{\text{ву(отк)}} = L_{\text{тор}},$$

которое приводится к квадратному уравнению вида

$$(2 \cdot a_{\text{ср.торм}} + 2 \cdot a_{\text{ср.р}}) \cdot V_1^2 + 14 \cdot a_{\text{ср.торм}} \cdot a_{\text{ср.р}} \cdot V_1 - (4 \cdot L_{\text{ву}} \cdot a_{\text{ср.торм}} \cdot a_{\text{ср.р}} + 2 \cdot a_{\text{ср.торм}} \cdot V_{\text{отр}}^2) = 0, \quad (113)$$

где $a_{\text{ср.р}}$ и $L_{\text{ву}}$ находятся по формулам (105) и (110) соответственно при условии отказа одного двигателя.

2.4.2 Верификация модели расчета потребной длины ВПП

Для верификации модели расчета потребной длины ВПП были использованы данные по известным самолетам (Ан-24, Ан-124, Ту-104, Ту-134А-3, Ту-154М, Ту-204, Ил-76, Ил-86, Ил-96, L-1011, SSJ-100, Як-42, С-17, С-5М). Следует отметить, что данные по длинам разбега или потребным длинам ВПП для представленных самолетов несколько отличаются в разных источниках. Однако на большинстве самолетов расчетная модель показывает совпадение результатов расчета с известными данными с приемлемой для предварительной увязки проекта точностью.

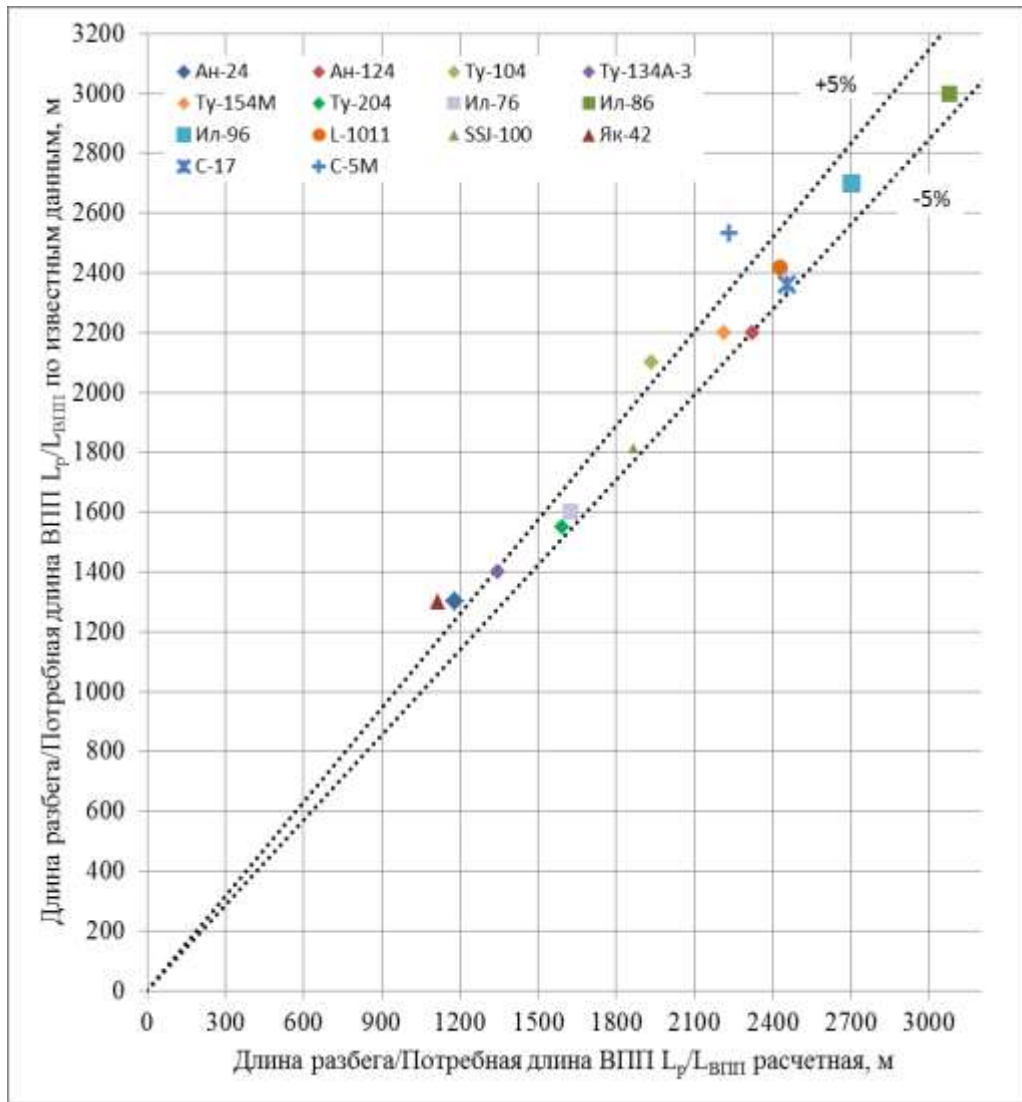


Рисунок 90 - Сравнение расчетных значений потребной длины ВПП или длины разбега в нормальных условиях с известными данными.

2.4.3 Расчет потребной массы топлива m_T при перелете на дальность L

Масса топлива m_T , которая необходима для перевозки груза массой $m_{ГР}$ на дальность L с постоянной крейсерской скоростью $V_{крс}$ складывается из

$$m_T = m_{T,нв} + m_{крс} + m_{T,сн} + m_{m,рз}, \quad (114)$$

где $m_{T,нв}$ – масса топлива, затрачиваемая при наборе крейсерской высоты полета;

$m_{крс}$ – масса топлива, необходимая на преодоление крейсерского участка полета;

$m_{T,сн}$ – масса топлива, затрачиваемая на снижение;

$m_{m,рз}$ – резервный запас топлива, включающий аэронавигационный (АНЗ) и компенсационный (КЗ) запасы топлива. Масса невырабатываемого остатка топлива учтена в массе снаряженного самолета.

Общая дальность полета складывается из дальности набора высоты, дальности крейсерского участка и дальности снижения: $L = L_{нв} + L_{крс} + L_{сн}$. Дальность снижения дозвукового

самолета можно получить из предположения, что снижение происходит на режиме полета, близком к K_{max} , по следующей приближенной зависимости (34):

$$L_{CH} = \frac{H_{нач} - H_{кон} + \frac{V_{нач}^2 - V_{кон}^2}{19620}}{\frac{1}{K_{max}} - 0.015}, \quad (115)$$

где $H_{нач}$, $H_{кон}$, $V_{нач}$, $V_{кон}$ – высоты и скорости полета в начале и в конце участка снижения в км и м/с соответственно.

Общая дальность набора и снижения может быть получена из эмпирической зависимости представленной в работе (32)

$$L_{нв.сн} = (0.002 + 1.5 \cdot 10^{-7} H_{крс}) H_{крс} \sqrt[3]{\frac{p_0}{R_0}} = k_{нв.сн} \cdot \sqrt[3]{\frac{m_a^2}{S \cdot R_0}}, \quad (116)$$

где $H_{крс}$ – высота крейсерского полета, м;

p_0 – стартовая нагрузка на крыло, кг/м²;

\bar{R}_0 – стартовая тяговооруженность;

m_B – взлетная масса, кг;

S – базовая площадь крыла, м²;

R_0 – суммарная тяга двигателей на взлете, кгс;

$k_{нв.сн} = (0.002 + 1.5 \cdot 10^{-7} H_{крс}) H_{крс}$ - коэффициент набора высоты и снижения.

Таким образом, по известной дальности типового полета L можно определить как $L_{крс} = L - (L_{нв} + L_{сн})$.

Основная зависимость, используемая для расчета потребного топлива для преодоления того или иного участка полета, получена из формулы Бреге

$$m_T = m_n - \frac{m_n}{e^{\frac{L \cdot c_p}{KV}}} = m_k \cdot e^{\frac{L \cdot c_p}{KV}} - m_k, \quad (117)$$

где m_n , m_T , m_k – масса самолета в начале участка полета, масса топлива для преодоления участка полета, масса самолета в конце участка полета;

L – протяженность участка полета, км;

c_p – удельный расход топлива на участке полета, кг/кгс·ч;

K – аэродинамическое качество на участке полета;

V – скорость на участке полета, м/с.

В работе (35) показано, что расход топлива средне- и дальнемагистральных самолетов на крейсерском режиме полета хорошо согласуется с расчетными данными, полученными по

формуле Бреге (Рисунок 55) на крейсерском участке полета. Однако этап взлета и снижения требуют более подробного рассмотрения.

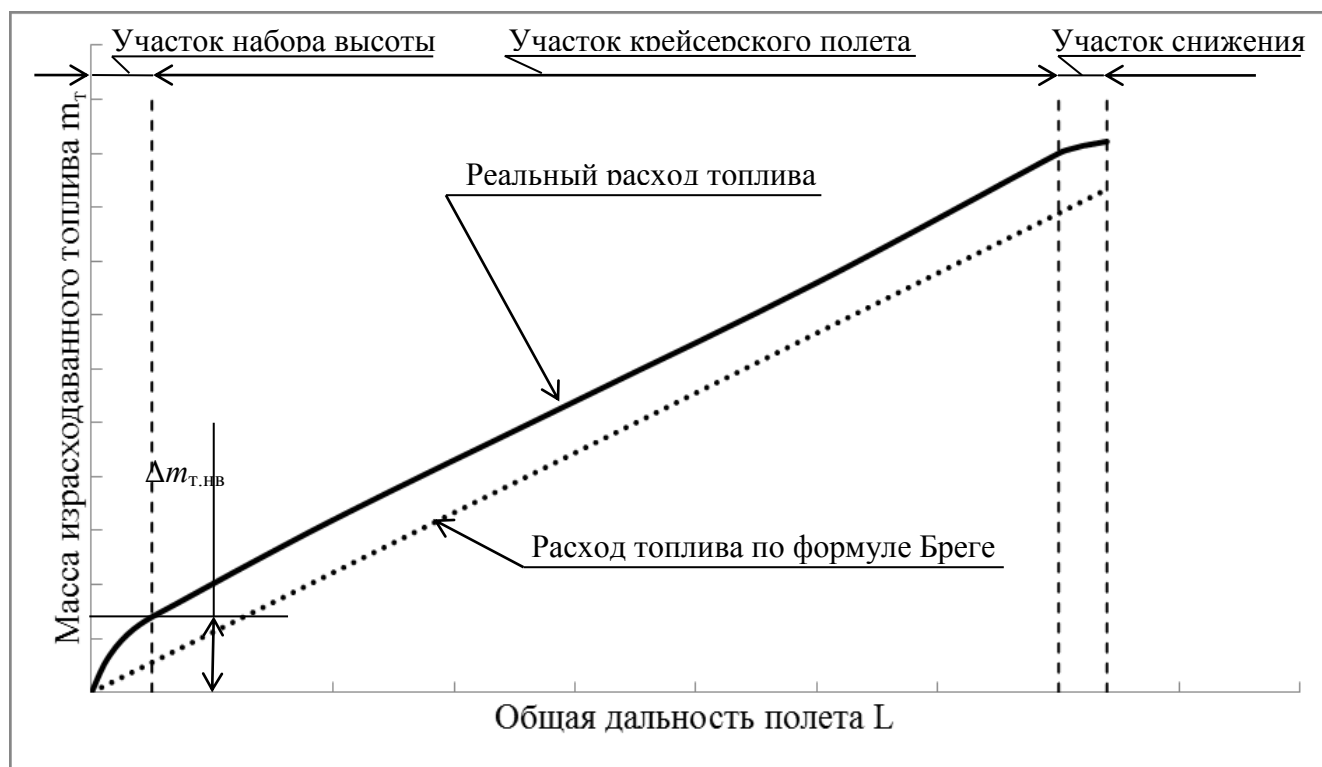


Рисунок 55 - Расчетный и реальный расход топлива турбореактивного самолета

При известной дальности полета расчет массы топлива, необходимой на преодоление этого расстояния, логично начинать с расчета $m_{T,рз}$. Согласно АП-25, аэронавигационный запас топлива должен обеспечивать уход на второй круг и полет до запасного аэродрома и выполнения полета в режиме ожидания над аэродромом назначения в течении 30 мин. Скорость установившегося полета по кругу средних и тяжелых ТС для упрощения расчетов выбрана по рекомендациям работы (31) $U_1 \approx 460$ км/ч. Расстояние до запасного аэродрома в настоящей математической модели принято равным 500 км. Для того чтобы ограничить набор управляющих переменных в модели, расчеты массы топлива, необходимого на преодоление того или иного участка полета, удобно сводить к ограниченному набору параметров, таких как максимальное качество крейсерского полета K_{max} , удельный расход топлива на крейсерском режиме c_p . Тогда получим для массы АНЗ, необходимой для 30-ти минутного ожидания следующую зависимость

$$m_{T,АНЗ(30мин)} = (m_{снар} + m_{гр}) \cdot e^{\frac{0.5 \cdot c_p}{K_{max}}} - (m_{снар} + m_{гр}), \quad (118)$$

где $m_{снар}$ — масса снаряженного самолета, кг;

$m_{гр}$ — масса груза, кг;

K_{max} — максимальное аэродинамическое качество самолета;

c_p – удельный расход топлива на крейсерском режиме полета, кг/кгс·ч.

Масса топлива, необходимого на перелет 500 км до запасного аэродрома будет вычисляться по следующей формуле

$$m_{T.AH3(500км)} = (m_{снар} + m_{гр} + m_{T.AH3(30мин)}) \cdot e^{\frac{500c_p}{K_{max} V_{крс}}} - (m_{снар} + m_{гр} + m_{T.AH3(30мин)}), \quad (119)$$

где $m_{снар}$ – масса снаряженного самолета, кг;

$m_{гр}$ – масса груза, кг;

K_{max} – максимальное аэродинамическое качество самолета;

c_p – удельный расход топлива на крейсерском режиме полета, кг/кгс·ч;

$m_{T.AH3(30мин)}$ – масса топлива, необходимого на 30-ти минутное ожидание в районе аэропорта;

$V_{крс}$ – крейсерская скорость полета, км/ч.

Зависимость общей массы резервного запаса (РЗ) с учетом АНЗ, КЗ и поправки, полученной на основе анализа данных по существующим транспортным самолетам, имеет вид

$$m_{T.РЗ} = 1.15 \cdot (m_{T.AH3(30мин)} + m_{T.AH3(500км)}), \quad (120)$$

где $m_{T.AH3(30мин)}$ – масса топлива, необходимого на 30-ти минутное ожидание в районе аэропорта;

$m_{T.AH3(500км)}$ – масса топлива, необходимого на преодоление 500 км до резервного аэропорта.

В работе (35) показано, что массу топлива, затраченного на снижение, можно приблизительно оценить как массу топлива, посчитанную по формуле Бреге на режиме крейсерского полета для дальности снижения с отрицательной добавкой 0.4% от взлетной массы. Таким образом, выражение для оценки массы топлива, необходимого для снижения, примет вид

$$m_{T.CH} = (m_{снар} + m_{гр} + m_{T.РЗ}) \cdot e^{\frac{L_{CH} \cdot c_p}{K_{max} V_{крс}}} - (m_{снар} + m_{гр} + m_{T.РЗ} + 0.004 \cdot m_{в}), \quad (121)$$

где $m_{снар}$ – масса снаряженного самолета, кг;

$m_{гр}$ – масса груза, кг;

$m_{T.РЗ}$ – масса резервного запаса топлива, вычисляемая по формуле (120), кг;

$m_{в}$ – взлетная масса самолета, кг;

K_{max} – максимальное аэродинамическое качество самолета;

c_p – удельный расход топлива на крейсерском режиме полета, кг/кгс·ч;

L_{CH} – дальность снижения, км;

$V_{крс}$ – крейсерская скорость полета, км/ч.

Масса топлива, затрачиваемая на крейсерский участок полета, определяется как

$$m_{T.крс} = (m_{снар} + m_{зр} + m_{T.ПЗ} + m_{T.СН}) \cdot e^{\frac{L_{крс} \cdot c_p}{K_{max} \cdot V_{крс}}} - (m_{снар} + m_{зр} + m_{T.ПЗ} + 0.004 \cdot m_{\epsilon} + m_{T.СН}), \quad (122)$$

где $m_{снар}$ – масса снаряженного самолета, кг;

$m_{зр}$ – масса груза, кг;

$m_{T.ПЗ}$ – масса резервного запаса топлива, вычисляемая по формуле (120), кг;

$m_{в}$ – взлетная масса самолета, кг;

$m_{T.СН}$ – масса топлива на снижение, кг;

K_{max} – максимальное аэродинамическое качество самолета;

c_p – удельный расход топлива на крейсерском режиме полета, кг/кгс·ч;

$L_{СН}$ – дальность снижения, км;

$V_{крс}$ – крейсерская скорость полета, км/ч.

В работе (32) приводится соотношение, с помощью которого можно определить массу топлива, необходимую на набор высоты

$$m_{T.нв} = m_{\epsilon} \cdot k_{T.нв} \cdot \frac{\bar{R}_0 \cdot K_{max}}{\bar{R}_0 \cdot K_{max} - 1} = \frac{m_{\epsilon} k_{T.нв} R_0 K_{max}}{R_0 K_{max} - m_{\epsilon}}, \quad (123)$$

где $m_{в}$ – взлетная масса самолета, кг;

R_0 – суммарная тяга двигателей на взлете, кгс;

K_{max} – максимальное аэродинамическое качество.

Коэффициент расчета топлива для набора высоты $k_{T.нв}$ вычисляется как

$$k_{T.нв} = \frac{(H_{крс} + \frac{V_{крс}^2}{2g})c_p}{1900 \cdot V_{крс}}, \quad (124)$$

где $H_{крс}$ – крейсерская высота полета, м;

$V_{крс}$ – крейсерская скорость полета, км/ч;

g – ускорение свободного падения. м/с².

Общая масса топлива будет равна сумме всех составляющих, описанных выше.

Из представленных выше зависимостей видно, что некоторые составляющие массы топлива, потребной на полет, зависят от взлетной массы. При этом сама взлетная масса неизвестна, так как нет массы топлива, потребной на полет.

Поэтому удобно сначала выразить взлетную массу через составляющие как

$$m_{\epsilon} = ((m_{снар} + m_{зр} + m_{T.ПЗ})e^{\frac{L_{СН} \cdot c_p}{K_{max} \cdot V_{крс}}} - 0.004m_{\epsilon})e^{\frac{L_{крс} \cdot c_p}{K_{max} \cdot V_{крс}}} + \frac{m_{\epsilon} k_{T.нв} R_0 K_{max}}{R_0 K_{max} - m_{\epsilon}}, \quad (125)$$

где $m_{снар}$ – масса снаряженного самолета, кг;

$m_{гр}$ – масса груза, кг;

$m_{т.рз}$ – масса резервного запаса топлива, кг;

$m_{в}$ – взлетная масса самолета, кг;

$m_{т.сн}$ – масса топлива на снижение, кг;

K_{max} – максимальное аэродинамическое качество самолета;

c_p – удельный расход топлива на крейсерском режиме полета, кг/кгс·ч;

$L_{сн}$ – дальность снижения, км;

$V_{крс}$ – крейсерская скорость полета, км/ч;

R_0 – суммарная тяга двигателей на взлете, кгс;

$k_{т.нв}$ – коэффициент для вычисления топлива при наборе высоты.

В автоматизированном расчетном файле MS Excel, на основе которого построено НМО, данное уравнение решается методом последовательных приближений (простых итераций), можно с заданной точностью Δm , которая является входным параметром блока расчета ЛТХ и ВПХ. В настоящей математической модели относительная ошибка при расчете составляет $\Delta m_{в} \approx 10^{-3}\%$.

Таким образом, зная взлетную массу и массу груза можно легко найти массу топлива, необходимую на полет на дальность L как $m_{т} = m_{в} - m_{снар} - m_{гр}$.

2.4.4 Верификация модели расчета потребной массы топлива для перелета на дальность L

Для верификации модели расчета потребной массы топлива было произведено сравнение посчитанных дальностей полета различных самолетов с фактическими. Для сравнения использовались известные данные по следующим самолетам: Ан-24, Ан-124, Ту-104, Ту-134А-3, Ту-154М, Ту-204, Ил-76, Ил-86, Ил-96, L-1011, SSJ-100, Як-42, А340-200, С-17, С-5М. Как и в случае с взлетными характеристиками, данные по дальностям полета представленных самолетов отличаются в разных источниках. Для полета с коммерческой нагрузкой для большинства самолетов расчетная математическая модель показывает хорошее совпадение (Рисунок 56). Для перегоночной дальности ошибка увеличивается. Возможно, это связано с неверными данными по максимальному запасу топлива, представленными в открытых источниках. Однако для предварительного проектирования описанная выше модель расчета дальности и потребного топлива может быть использована с приемлемой точностью.

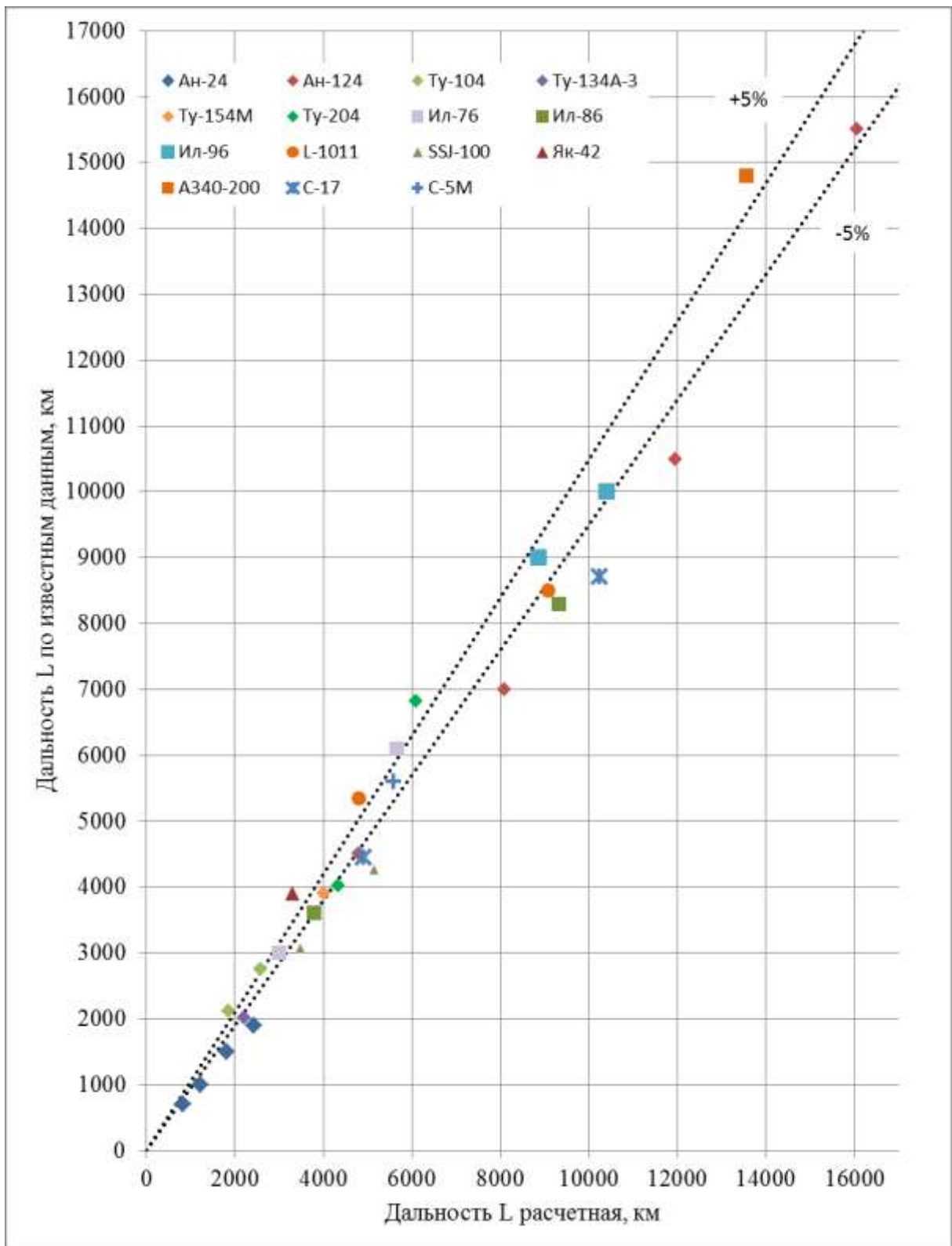


Рисунок 56 - Сравнение расчетных значений дальности полета с известными данными

Выводы по Главе 2

В Главе 2 подробно описаны зависимости, на основе которых построены математические модели технических параметров транспортного самолета:

- геометрическая математическая модель;
- массовая математическая модель;
- аэродинамическая математическая модель;
- математическая модель расчета ЛТХ и ВПХ.

Практическая реализация автоматизированного расчета технических параметров ТС осуществляется средствами программного продукта MS Excel, где зависимости физических величин, описанные в пунктах 2.1-2.4, скомпонованы в расчетные блоки.

В геометрической математической модели (или расчетном блоке) определяются основные геометрические характеристики облика проектируемого ТС, такие как удлинение, сужение крыла и оперения, удлинение фюзеляжа и т.п. (Рисунки 4 - 6). Эти характеристики являются параметрами массовой и аэродинамической моделей.

В массовой математической модели проводится покомпонентный расчет массы планера самолета и определение массы снаряженного самолета.

В аэродинамической математической модели определяется сопротивление ТС на крейсерском режиме полета, а также уровень его максимального аэродинамического качества. Строится полярная диаграмма крейсерского полета.

В свою очередь, характеристики, полученные в результате расчета по массовой и аэродинамической моделям являются основными параметрами для математической модели расчета ЛТХ и ВПХ, в которой определяются потребная дистанция взлета и масса топлива, необходимая для полета с заданным грузом $m_{гр}$ на заданное расстояние L .

Таким образом, с помощью разработанных математических моделей технических параметров, представленных в настоящей главе, можно определить ЛТХ рассматриваемого облика ТС. Причем точность расчета является приемлемой для этапа предварительного проектирования, что подтверждается верификацией математических моделей на различных типах существующих самолетов. Точность определения расчетных и фактических значений составляет $\pm 5\%$.

Следует отметить, что имеющиеся взаимосвязи моделей технических параметров позволяют проводить не только оценку ЛТХ того или иного варианта облика ТС, но и его автоматизированные параметрические исследования.

ГЛАВА 3 ОСОБЕННОСТИ НАУЧНО-МЕТОДИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ АНАЛИЗА ОБЛИКА ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА

Введение

Укрупненно процесс создания тяжелого транспортного самолета можно представить как совокупность четырех основных стадий (36) (Рисунок 57):

1. Предварительное или концептуальное проектирование
2. Эскизное проектирование
3. Рабочее проектирование
4. Изготовление опытных образцов нового самолета и их наземные и летные испытания
5. Сертификация

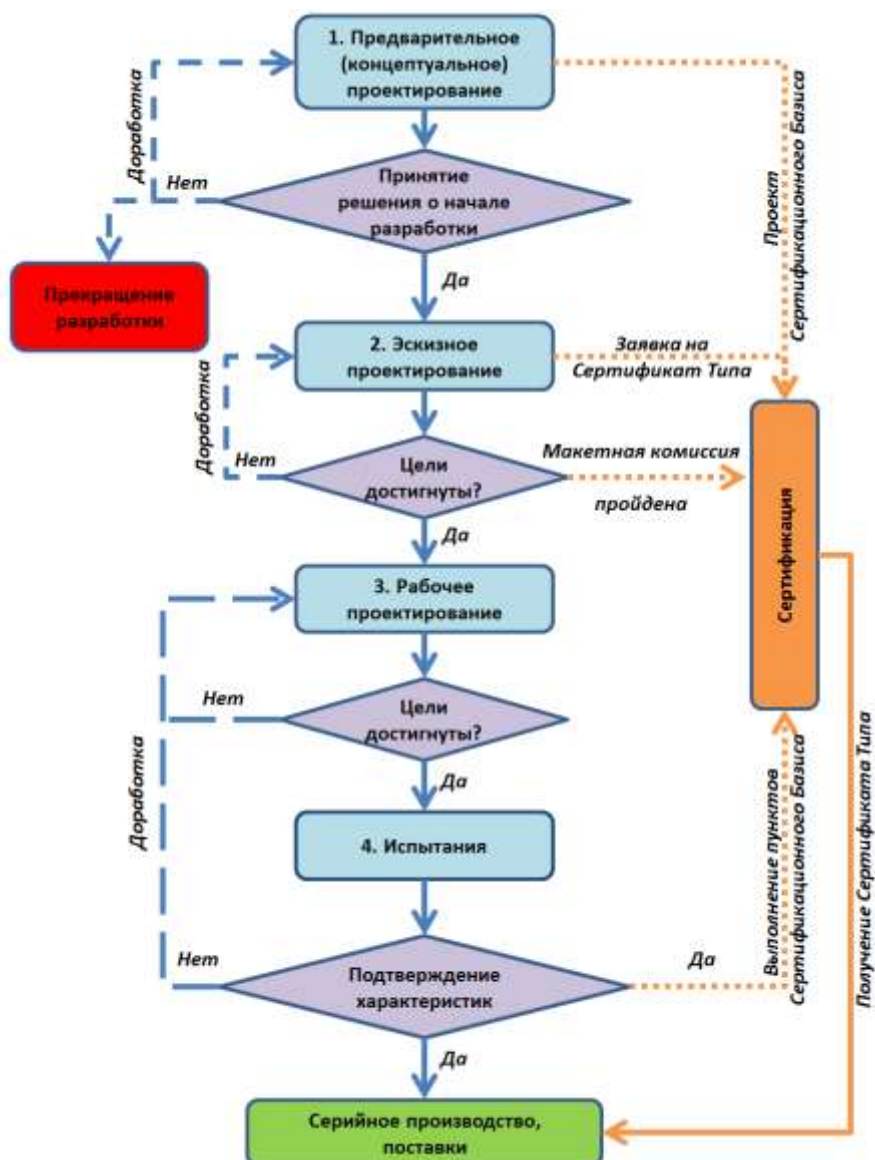


Рисунок 57 – Процесс создания самолета

Предварительное или концептуальное проектирование, результатом которого является техническое предложение по разрабатываемому самолету, включает в себя обширный список задач, для решения которых в конструкторских бюро обычно существует специальное подразделение, состоящее из высококвалифицированных специалистов различных областей: конструкторов, аэродинамиков, технологов, специалистов по весовому проектированию, системам управления, а также маркетологов и экономистов. Примером подобного подразделения может служить Проектный комплекс ОКБ-23 В.М. Мясищева, структура которого изображена на Рисунке 58 (37).

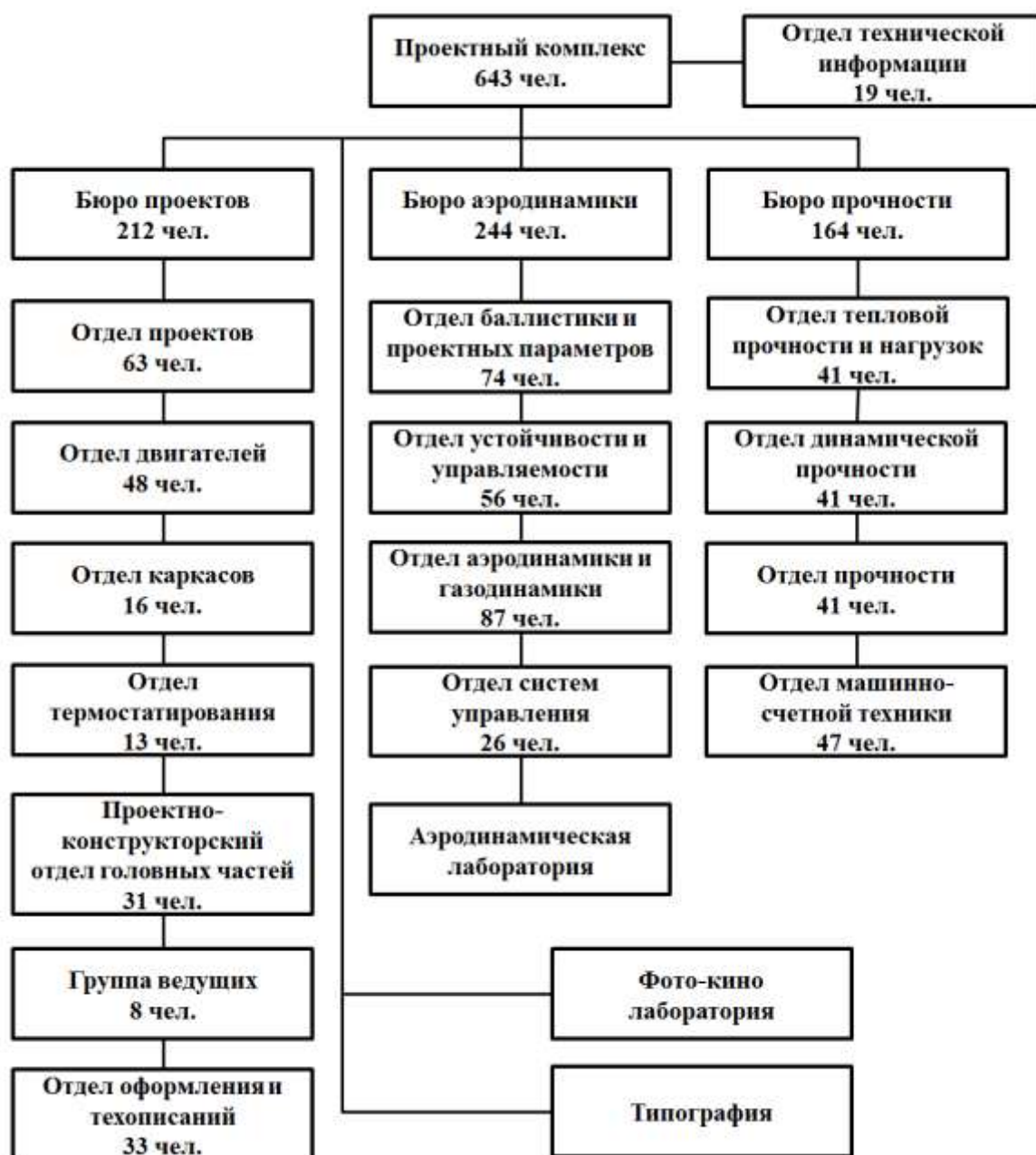


Рисунок 58 - Структура Проектного комплекса ОКБ-23 В.М. Мясищева, перестроенного под тематику В.Н. Челомея, 1961 г.

Одной из отличительных особенностей подобного подразделения является его постоянная работа с техническим руководством фирмы (Генеральным и главными конструкторами). Еще одной важной особенностью является наличие в составе отдела, обрабатывающего научно-техническую информацию с целью создания статистической базы существующих и перспективных самолетов.

Главной целью первого этапа разработки является получение информации, необходимой для принятия решения о технической и экономической целесообразности постройки самолета (2). На Рисунке 57 умышленно не показаны входные данные для первого этапа проектирования, или, другими словами, этап внешнего проектирования (22), в ходе которого разрабатываются технические требования (ТЗ) на будущий самолет. Это связано с тем, что в гражданской коммерческой авиации, в отличие от военной, технические требования на самолет нового типа обычно составляет разработчик на основе детального анализа и прогноза рынка авиаперевозок, а авиакомпании рассматривают уже готовые предложения. Еще одним вариантом формирования требований к новому самолету является совместное с авиакомпанией-заказчиком составление технического задания. Впрочем, это может иметь место и для летательного аппарата военного назначения при инициативной разработке, а также при совместном формировании ТЗ.

Таким образом, этап предварительного проектирования включает в себя:

- сбор и анализ статистических данных и технической информации по другим типам самолетов или проектам самолетов, как удовлетворяющих первоначальным техническим требованиям, так и формирующих представление о существующем и прогнозируемом уровнях технического совершенства, способах его достижения, тенденциях развития техники и т.п.;
- изучение рынка сбыта, проведение совещаний с потенциальными покупателями для составления прогноза потребности в новом типе самолета. При этом важно, чтобы конструкторская бригада участвовала в этом процессе и имела полный набор данных, на основе которых должна базироваться концепция нового самолета;
- выработку первоначальных технических требований;
- анализ существующего и перспективного уровня технологий, которые могут быть применены при разработке самолета;
- анализ существующих и перспективных внешних ограничений (требований авиационных норм по безопасности полета, шуму на местности и т.п.), которым должен удовлетворять проектируемый самолет;
- формирование вариантов аэродинамической схемы и компоновки перспективного самолета. Как правило, на данном этапе практикуется исследование нескольких вариантов компоновки для решения одной и той же целевой (транспортной) задачи (2). Это помогает

улучшить характеристики проекта в целом, а также найти наиболее рациональные пути повышения его эффективности;

- сравнительный анализ и параметрические исследования конкурирующих вариантов с применением единого научно-методического обеспечения. На данном этапе может оказаться, что изменение некоторых первоначальных технических требований может привести к решению, более сбалансированному со всех точек зрения.

Выходной информацией первого этапа проектирования является выбор наиболее рациональных вариантов самолета из всего рассмотренного множества, определение их предварительных, летно-технических, экономических, маркетинговых и эксплуатационных характеристик. Этот этап ведется до момента, пока не удастся получить:

- обнадеживающие результаты по технико-экономическим характеристикам создаваемого самолета;

- благоприятный прогноз рыночных условий для перспективного воздушного судна.

В этом случае может быть принято решение о дальнейшей разработке проекта, которое положит начало серьезной программе создания нового типа воздушного судна. Если результаты отрицательные, то принимается решение либо об остановке проекта, либо о продолжении предварительного проектирования.

На этапе *эскизного проектирования* на основе полученных ранее характеристик наиболее рациональных вариантов самолета создаются их конструктивно-силовые схемы, проводятся уточненные расчеты прочности, массы и центровки. В процессе эскизного проектирования также изготавливаются и исследуются в аэродинамических трубах модели различных конфигураций вариантов самолета (крейсерская, взлетно-посадочная и т.п.) и его агрегатов, при помощи которых подтверждают или уточняют заявленные в ходе предварительного проектирования характеристики, а также вносят соответствующие исправления в компоновку самолета. Также на данном этапе проектирования происходит увязка оборудования и систем, оценивается удобство размещения экипажа и пассажиров, выбираются подрядчики и поставщики оборудования, оцениваются и прорабатываются риски, а также варианты кооперации.

В результате второго этапа проектирования создается эскизный проект самолета, дающий точную информацию о летно-технических характеристиках самолета, его экономическом и эксплуатационном совершенстве, а также форме, размерах и взаимном расположении его агрегатов и функциональных элементов. Эта информация необходима для выбора окончательного варианта компоновки самолета и принятия решения о переходе к этапу рабочего проектирования или о внесении доработок в эскизный проект.

Третьим этапом создания самолета является *рабочее проектирование*. В ходе него выпускается рабочая конструкторская документация на детали, узлы, сборочные единицы и агрегаты самолета, а также на оснастку и стапели, необходимые для их изготовления и сборки. В ходе данного этапа также проводятся экспериментальные исследования новых материалов и конструкций, применяемых в создаваемом самолете, статические, динамические и ресурсные испытания конструкций, стендовые испытания систем и оборудования. В ходе этих работ уточняются прочностные и весовые расчеты, выполненные на предыдущем этапе. Важным моментом третьего этапа является работа с заказчиками, по итогам которой заключаются контракты на будущие поставки самолетов.

Итогом третьего этапа является готовая конструкторская документация на самолет и его уточненные характеристики, по результатам оценки которых вносятся коррективы в проект и принимается решение о постройке опытной серии. Кроме того, на третьем этапе проектирования определяются стоимостные характеристики серийного самолета, так как уже достаточно точно известны количественные показатели, связанные с производством, такие как материалоемкость, трудоемкость, время, потребное для изготовления, объем и потребная квалификация трудовых ресурсов, потребный объем производственных мощностей и планируемая кооперация.

Важным этапом проектирования являются изготовление *опытных образцов* нового самолета и их *летные и наземные испытания*. В ходе этой работы осуществляется отладка технической документации и технологии изготовления самолета, определяются его фактические характеристики, а также (при необходимости) вносятся изменения в проект.

По итогам четвертого этапа принимается решение о разворачивании серийного производства, начинаются поставки серийных самолетов заказчикам, а также осуществляется техническая поддержка и обслуживание вплоть до завершения жизненного цикла новой машины. В случае твердой уверенности в достижении проектных параметров такое решение может быть принято опережающим образом. Обычно это обуславливается фактором времени, порожденным конкуренцией в борьбе за заказы в гражданском секторе, либо необходимостью срочного наращивания группировки самолетов в случае военных машин.

Для гражданского ВС исключительно важным является вопрос его *сертификации*. Для успешной сертификации ВС работы, связанные с ней, должны буквально пронизывать весь процесс создания самолета – от предварительного проектирования до эксплуатации и модернизации. При этом летные испытания самолета, в отличие от военных машин, являются не заключительным, а одним из многих этапов работ по сертификации.

Следует иметь в виду, что каждая из описанных здесь стадий проектирования является сложным многоэтапным и, самое важное, итерационным процессом. Причем итерации осуществляются как внутри каждого из этапов, так и между разными этапами (Рисунок 57).

3.1 Проблема оценки облика коммерческого транспортного самолета на этапе предварительного проектирования

Описание процесса создания коммерческого транспортного самолета, приведенное в введении к главе 3, показывает, что основополагающим этапом для дальнейших работ является предварительное проектирование. Именно на этом этапе, исходя из анализа совокупности возможных характеристик создаваемого самолета, потребностей рынка и параметров конкурирующих обликов, принимается решение о том, имеет ли данный самолет перспективы, и если имеет, то каким рыночным требованиям он должен удовлетворять. Если принять за единицу принятые в ходе всего процесса создания самолета решения, то на стадии предварительного (концептуального) проектирования по оценкам разных специалистов доля принятых решений может составлять от 0.4 до 0.6 (Рисунок 59) (22; 31).

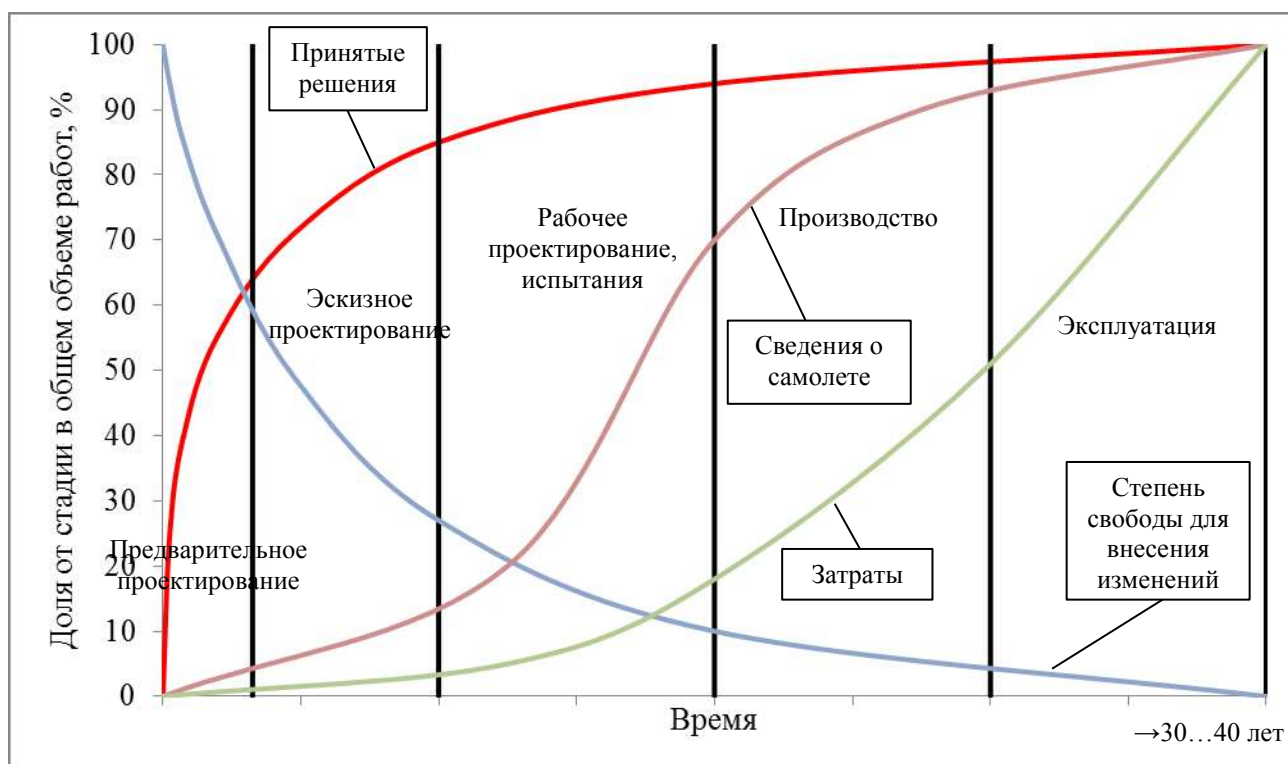


Рисунок 59 - Соотношения решений, степени свободы, сведений о проектируемом самолете и затрат на различных этапах жизненного цикла летательного аппарата

Как уже отмечалось ранее, в ходе поиска наилучшего решения транспортной задачи создаются различные варианты компоновок (или обликов) перспективного самолета. В связи с тем, что полная конструктивная проработка всех схем практически невозможна, необходимо иметь методическое обеспечение, с помощью которой можно провести анализ характеристик и

сравнение вариантов по общему для всех и наиболее репрезентативному критерию, отражающему главную цель проектирования. Причем подход к оценке должен быть систематизированным, позволяющим на ранней стадии проектирования выбрать минимальное количество (в идеальном случае один) наиболее приоритетных вариантов самолета для дальнейшей детальной проработки. Очевидно, что абсолютная точность расчетов характеристик создаваемого самолета должна быть как можно выше на каждой стадии проектирования, однако на этапе предварительного проектирования главной целью является именно выбор приоритетного облика и принятие решения о начале эскизного проектирования.

Так как создание коммерческого транспортного самолета осуществляется в большинстве случаев не под жестко определенные летно-технические характеристики, а под некоторый диапазон (или поле) исходных данных. В работе (38) на основе обработки более 100 тыс. полетов самолета B-777-200ER показано, что наибольшая частота полетов лежит в районе $m_{гр}=30$ т и дальности $L=4000$ морских миль, что практически в два раза меньше максимальных значений

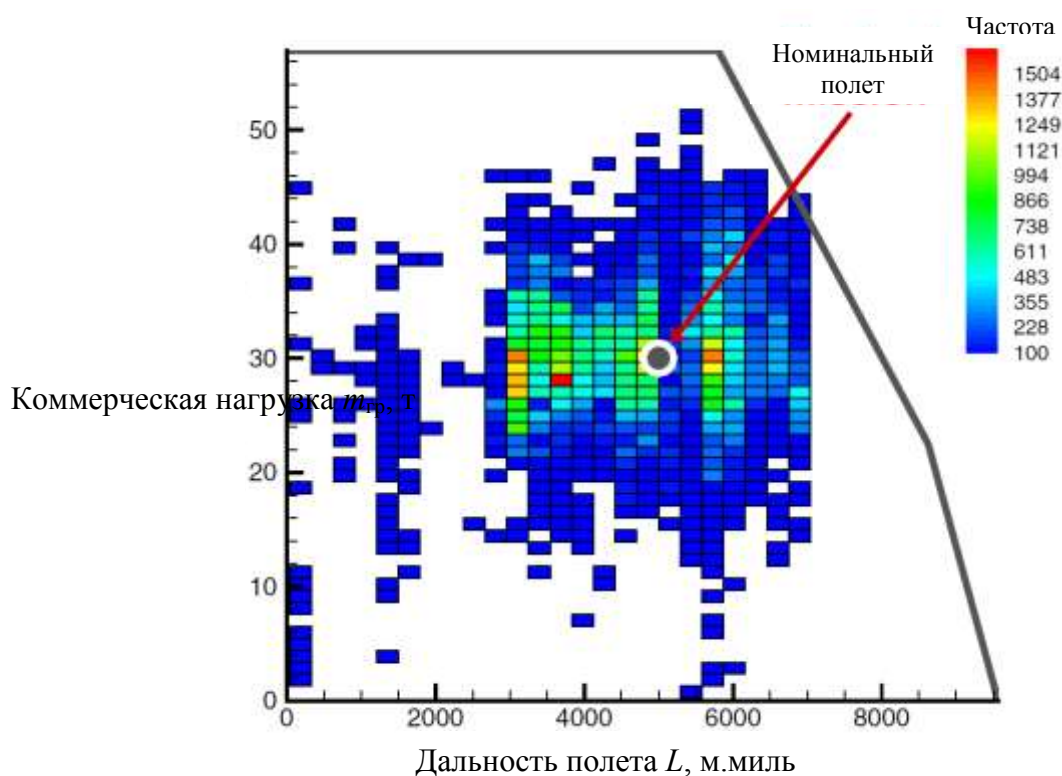


Рисунок 60 – Частота полетов самолета B-777-200ER за 2011 г., вылетевших из США, в сравнении с диаграммой нагрузка-дальность

Для транспортного самолета в зависимости от сегмента рынка, на котором он эксплуатируется, такая картина может как сохраниться, так и поменяться. Обработка около 1000 полетов, выполненных за один год на самолете Ан-124-100 компании «Волга-Днепр»

показала, что при учете технических остановок дальность полета с максимальной коммерческой нагрузкой может быть снижена приблизительно на 15...20% (Рисунок 61).

Если принять в рассмотрение не дальность участка, а общую дальность перелета, то распределение полетов внутри огибающей линии нагрузка-дальность становится более равномерным, а значительная часть рейсов лежит за ее пределами.

Рассмотренные выше примеры подтверждают, что одновременно со сравнением различных вариантов облика перспективного ТС при проектировании необходимо проводить анализ наивыгоднейшего сочетания областей его применения, технических и эксплуатационных характеристик, которые дадут возможность охватить наибольшую долю рынка авиационных перевозок.

В случае создания военно-транспортного самолета такой подход также может иметь место, но для этого необходима готовность заказчика вести двусторонний диалог с разработчиком в первую очередь об устанавливаемых приоритетах, а также способах их достижения. С другой стороны при проектировании гражданских летательных аппаратов известны примеры жестко сформулированных требований. Особенно это имеет место, если заказчик является стартовым, планирующим приобрести большую партию (такое положение вещей было наиболее характерно для 1940-1950-х гг.).

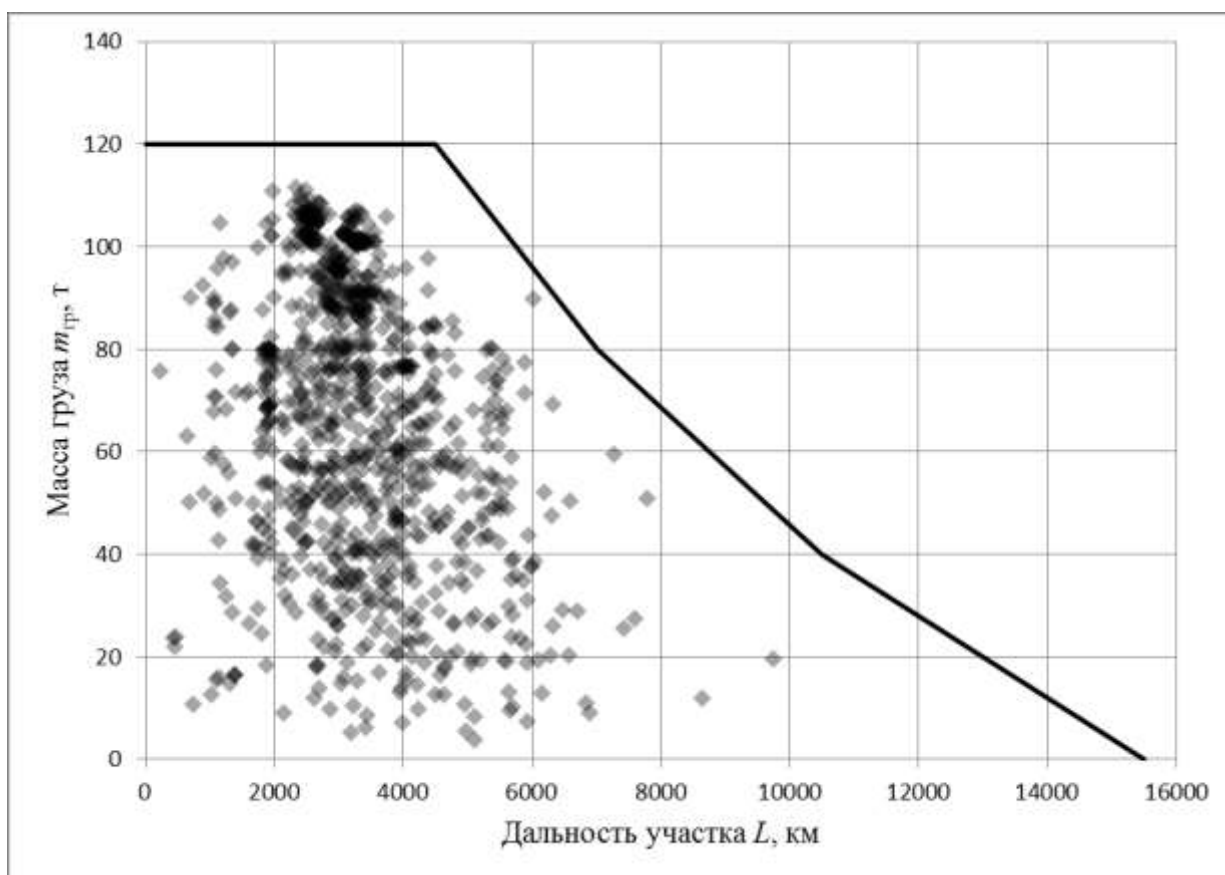


Рисунок 61 – Частота полетов самолета Ан-124-100 в сравнении с диаграммой нагрузка-дальность с учетом технических остановок

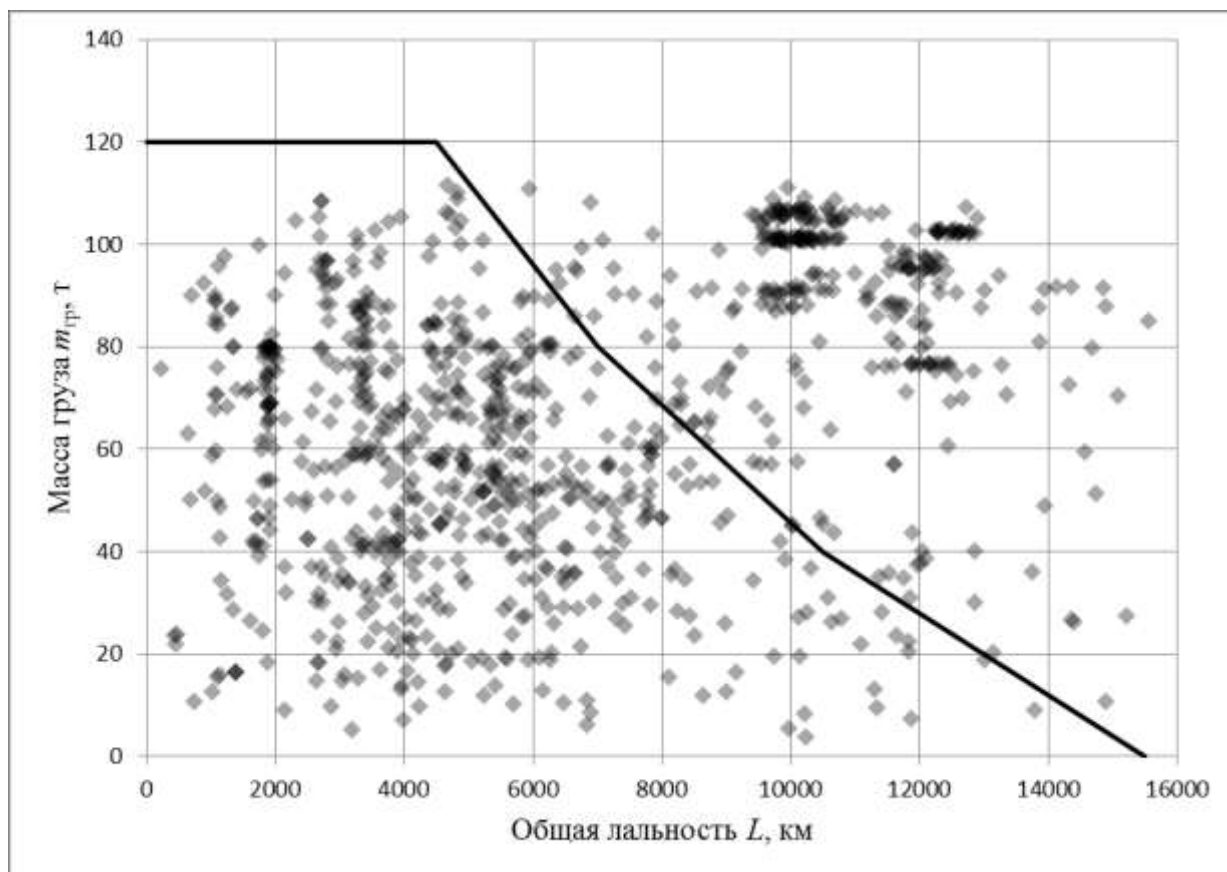


Рисунок 62 - Частота полетов самолета Ан-124-100 в сравнении с диаграммой нагрузка-дальность в зависимости от общей дальности

Как отмечалось во Введении (Рисунок 1), сферы применения различных ТС в той или иной степени пересекаются между собой. Например, самолет Ан-124-100 может перевозить как универсальные контейнеры, так и уникальные негабаритные грузы, такие как агрегаты планера самолета. Однако затраты на перевозку одно и того же количества универсальных авиационных контейнеров будут выше по сравнению, например, с самолетом В-747-400F. Наличие бортовых систем погрузки, низкая высота грузового пола, рампы и отклоняемая носовая часть с одной стороны утяжеляют и удорожают конструкцию самолета Ан-124-100, а с другой - открывают новые возможности по перевозке большого количества разнообразных грузов и являются весомыми конкурентными преимуществами перед другими воздушными судами.

Важной частью концептуального проектирования является также обоснование потребности в создаваемом перспективном транспортном самолете. Согласно (2), основными причинами разработки нового самолета могут стать:

- устаревание существующего аналога с технической (больше характерно для военных ВС) и экономической (для коммерческих ВС) точек зрения, необоснованность его модернизации, введение новых норм по уровням шума, безопасности и т.п.;

- возникновение потребности в новых самолетах вследствие изменения транспортной сети и роста грузоперевозок;

- потребность в решении новых транспортных задач, таких как перевозка уникальных грузов на внешней подвеске или создание системы воздушного старта.

Кроме перечисленного выше, причиной создания перспективного самолета может быть появление новых технологий, позволяющих либо достичь качественно новых характеристик, либо сильно повлиять на количественные характеристики авиационного транспорта. Так, переход с поршневых двигателей на газотурбинные в 1940...1950-е гг. позволил освоить большие скорости и высоты полета и, кроме того, позволил перейти на новый уровень взлетных масс самолетов, открывший возможность увеличения массо-габаритных параметров полезной нагрузки и достижения трансокеанских дальностей.

Наравне с обоснованием потребности в новом типе воздушного судна, важную роль на этапе предварительного проектирования играет выбор размерности перспективного транспортного самолета, а именно определение максимальной взлетной массы, массы полезной нагрузки, площади крыла, мощности или тяги двигателей и т.п. С одной стороны, при наличии определенного прогнозируемого объема грузовых перевозок в тонно-километрах, выгодным с точки зрения уменьшения прямых эксплуатационных расходов является самолет больших размеров, так как в этом случае снижается стоимость топлива на перевозку одного килограмма груза, расходы на экипаж и стоимость систем обслуживания. Однако с другой стороны, увеличивается стоимость производства перспективной машины, а также сужается рынок сбыта для них.

Выбранная размерность самолета может либо обеспечить самолету характеристики, востребованные рынком, и заложить модернизационный потенциал на долгие годы, либо обречь на неуспех. Для пассажирского или транспортного самолета особенно важен размер поперечного сечения грузовой (пассажирской) кабины. Главный инженер программы (в российской терминологии – главный конструктор) Boeing-747 Джозеф Саттер это сформулировал так: «Выбор диаметра фюзеляжа самолета является, возможно, самым важным решением, которое принимается в процессе разработки нового авиалайнера. Можно изменять конфигурацию самолета различными способами – модифицировать его крылья, заменить двигатели, удлинить фюзеляж – но нельзя изменить диаметр фюзеляжа готового самолета. Это будет слишком дорого.» (39). Если проектировщики самолетов и идут на изменение поперечного сечения фюзеляжа, то только имея на это весьма веские основания. Подтверждением вышесказанному могут служить следующие факты.

После выпуска по заказу авиакомпании TWA опытного самолета DC-1 фирма Douglas создала его улучшенный вариант DC-2, увеличив длину на 0,61м, пассажироместимость с 12 до 14...16 человек, максимальную взлетную массу (МВМ) с 7.9 до 8.4 т, а также мощность двигателей с 710 до 750...975 л.с. Самолет был произведен в количестве 200 штук. Дальнейшее

его развитие, DC-3, отличавшийся в первую очередь значительного бóльшими размерами фюзеляжа (Рисунок 63) и увеличенной нагрузкой (вместал 18...32 пассажиров, МВМ=13.2 т, мощность каждого двигателя 820...1200 л.с.), был выпущен в количестве более 16 000 штук, включая 6157 – по лицензии в СССР (а около 400 машин, в том числе получивших взамен поршневых двигателей турбовинтовые, эксплуатируются до сих пор). Изначально увеличение ширины салона с 1.7 до 2.3 м было вызвано желанием разместить 16 спальных мест (почти столько же, сколько и в DC-2) для того, чтобы сделать возможным 14...17-часовой трансконтинентальный перелет. Этой цели служило увеличение дальности самолета, вызвавшее значительный прирост МВМ и площади крыла. В результате увеличенный фюзеляж позволил разместить четыре ряда кресел (в грузовом варианте – перевозить грузы значительных габаритов), а увеличенная масса самолета – обеспечить перевозку соответствующего количества пассажиров на потребную дальность. Таким образом, габариты фюзеляжа, площадь крыла, грузоподъемность и дальность оказались хорошо *сбалансированными* между собой, и хорошо соответствующими потребностям текущего момента. Созданный же одновременно с DC-3 самолет PC-35 (12 пассажиров, МВМ=7 т, 2·860 л.с.), несмотря бóльшую примерно на 50 км/ч скорость, был выпущен в количестве всего 11 штук. Причиной этому является то, что вместимость и грузоподъемность не соответствовали друг другу.

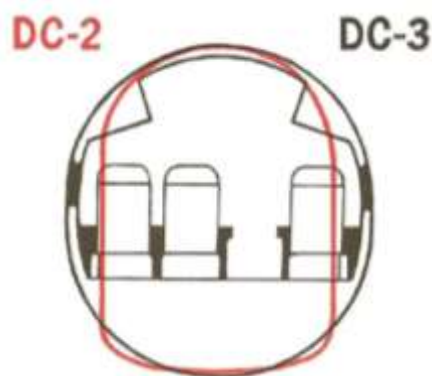


Рисунок 63 - Сравнение сечений самолетов DC-2 и DC-3

Прототип Боинга-707 В-367-80 имел МВМ=86 т и ширину фюзеляжа 3.35 м, вмещающая 5 рядов кресел (Рисунок 64). На его базе был создан транспортно-заправочный самолет С-135 с шириной фюзеляжа 3.66 м (выпущено 803 самолета в разных модификациях). Позже ширина фюзеляжа была увеличена до 3.76 м, что позволило разместить 6 рядов кресел (это было сделано для превосходства над основным конкурентом за заказ авиакомпании PanAm - самолетом DC-8). В итоге В-707 (в разных модификациях с МВМ=112...151 т) были выпущены в количестве 1010 штук. Более того, данное сечение фюзеляжа оказалось настолько удачным, что было использовано в самолетах семейств В-727 (МВМ=76...95 т, 1832 шт.), В-757 (МВМ=115...124 т, 1050 шт.), а главное – в самом массовом реактивном пассажирском

самолете – семействе В-737 (МВМ=44...79 т, с 1968 по январь 2016 г. выпущено 8880 штук, выпуск продолжается).

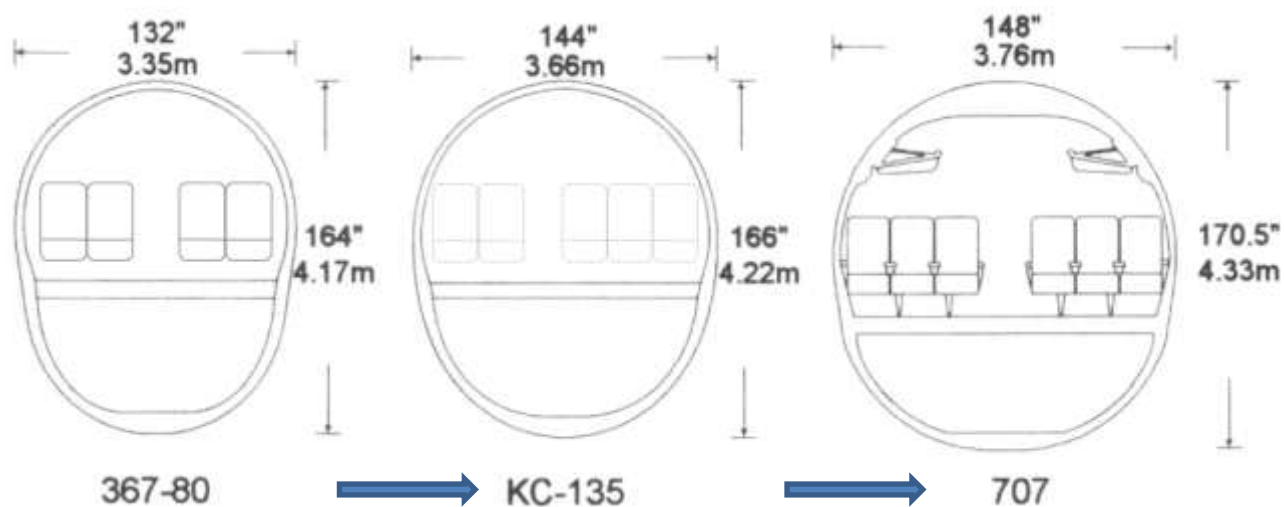


Рисунок 64 - Эволюция сечения фюзеляжа самолета В-707 в процессе создания (40)

Приведенные выше примеры показывают, что удачное определение сочетания характеристик проектируемого самолета, желательно на этапе разработки концепции, в том числе сечение фюзеляжа, крайне важно для обеспечения коммерческого успеха машины.

3.2 Критерии и процесс оценки эффективности вариантов перспективного транспортного самолета

При формировании облика перспективного транспортного самолета, а также при разработке технических требований к нему, на этапе предварительного проектирования существенную роль играет выбор методов и критериев оценки эффективности проекта. От того, какой подход применяется при оценке вариантов облика во время разработки концепции, зависит, по сути, судьба проекта в целом.

Можно выделить два основных способа оценки эффективности проектируемого самолета. *Первый способ* представляет собой оценку варианта самолета на основе частных критериев (или их системы), оценивающих основные свойства и характеристики воздушного судна.

При оценке самолета по частным критериям возникает проблема расстановки приоритетов при принятии решений, так как обычно одни критерии дают высокую оценку варианту облика, а другие низкую. В некоторой степени эта проблема может быть решена путем составления системы частных критериев, которая выстраивается обычно в виде их совокупности, умноженных на иерархические коэффициенты аналогично формуле (126). При этом коэффициенты при частных критериях k_1, k_2, \dots, k_n определяются обычно с помощью экспертной оценки, что вносит существенную долю субъективизма.

$$K = \alpha_1 \cdot k_1 + \alpha_2 \cdot k_2 + \alpha_3 \cdot k_3 + \dots = \sum_{i=1}^n \alpha_n \cdot k_n, \quad (126)$$

где $\alpha_1, \alpha_2 \dots \alpha_n$ – иерархические коэффициенты, принимающие значения от 0 до 1;

$k_1, k_2 \dots k_n$ – критерий эффективности.

Второй способ оценки эффективности заключается в нахождении обобщенного критерия, который обладает синтезирующей способностью и совокупно определяет влияние различных характеристик и параметров самолета и силовой установки на его эффективность. Необходимо также, чтобы он выражал главную цель, ради которой создается перспективный транспортный самолет.

У каждого способа оценки есть ряд преимуществ и недостатков. Подход к анализу эффективности, основанный на отдельных критериях или их системе, позволяет проследить влияние каждого технического параметра на характеристики самолета, наметить пути повышения значений отдельных составляющих эффективности, а также понять причины низкой эффективности по отдельным критериям. Однако этот способ оценки вариантов проектируемого воздушного судна становится неработоспособным, если имеется большое количество вариантов облика самолета, порой кардинально отличающиеся друг от друга, при этом разные критерии для разных вариантов имеют различные значения. Как уже отмечалось ранее, в процессе предварительного проектирования происходит также уточнение и выработка требований к перспективному транспортному самолету. При изменении требований в некотором разумном диапазоне значений частные критерии могут давать худшую оценку. Так, например, при небольшом снижении размерности проектируемого самолета уменьшается дальность и коммерческая нагрузка, однако может увеличиться его серийность и возрасти экономичность эксплуатации.

Основной недостаток обобщенного критерия оценки заключается в том, что он позволяет определить наиболее эффективный вариант в совокупности своих свойств, однако в явном виде не позволяет сравнивать отдельные технические или экономические параметры. Однако в процессе выбора наиболее перспективного облика летательного аппарата для дальнейшей проработки лучше пользоваться именно общим критерием, отражающим главную цель создания нового самолета, который определен одинаковым образом для всех вариантов, так как он снижает долю субъективности данной оценки и однозначно определяет наилучший из рассматриваемых вариантов.

В ходе развития авиации претерпевали изменения также и критерии, с помощью которых оценивалась эффективность самолетов. Причем этот процесс включал в себя выдвижение на первый план то одних, то других, создание новых, а иногда и возрождение старых критериев оценки. На начальном этапе самолеты оценивались путем прямого сравнения характеристик

однотипных машин. Первыми критериями оценки эффективности транспортных самолетов, появившимися в 1930-е годы, были числа Эверлинга (41). В дальнейшем были предложены более совершенные критерии, вошедшие в специализированную литературу как коэффициенты Пышнова. Они позволяли оценивать расход топлива на тонно-километр транспортируемого груза и другие качества самолета.

Длительное время одним из основных критериев оценки проектируемого самолета выступал критерий *весовой эффективности* или *весовая отдача*, который представляет собой долю полезной нагрузки (целевой транспортируемой нагрузки и топлива, необходимого для ее транспортировки) во взлетной массе самолета. Однако в настоящее время весовая отдача используется не так часто, потому что зачастую она находится в противоречии с топливной эффективностью. Так, для увеличения топливной эффективности самолета его весовая отдача может быть снижена, например из-за того, что достигается большее аэродинамическое качество за счет большего удлинения крыла, установки вертикальных законцовок, или использования более экономичных, но тяжелых двигателей (ТРДД вместо ТРД, дизельные вместо бензиновых).

В качестве более общих критериев оценки эффективности гражданских транспортных самолетов в разное время выступали топливная эффективность и себестоимость (прямые эксплуатационные расходы – ПЭР) тонно-километра, либо себестоимость километра в случаях, когда рассматриваемые концепции различаются вариантами компоновок (аэродинамической, весовой и пр.) при одинаковой полезной нагрузке. Оба критерия являются интегральными, поскольку зависят отряда противоречащих друг другу свойств: аэродинамического совершенства самолета; газодинамического совершенства двигателей; весового совершенства конструкции; от применения современных систем управления, которые приводят с одной стороны к снижению массы конструкции, а с другой – к увеличению аэродинамического качества. Однако эти критерии не совсем применимы для задачи сравнения вариантов нового самолета, особенно тяжелого и сверхтяжелого классов. Так, с ростом максимальной взлетной массы ПЭР снижаются, но при фиксированном объеме работы, которую может выполнить парк самолетов, их налет будет обратно пропорционален грузоподъемности. Таким образом, существует тенденция к уменьшению серийности машины с ростом массы, которая была показана в Главе 1. С другой стороны, с ростом массы стоимость НИОКР, а также затраты на производство самолетов, растут. В результате, прямые эксплуатационные расходы самолетов, парк которых имеет постоянную грузовую производительность, в зависимости от максимальной взлетной массы сначала уменьшаются, а с какого-то момента – растут (Рисунок 65) (2). Если в случае военно-транспортного или пассажирского самолета с грузоподъемностью в 100 т при определенных условиях возможно рассчитывать на серию хотя бы в 100 штук, то

найти применение им на коммерческом рынке грузовых рамповых самолетов практически невозможно (2).

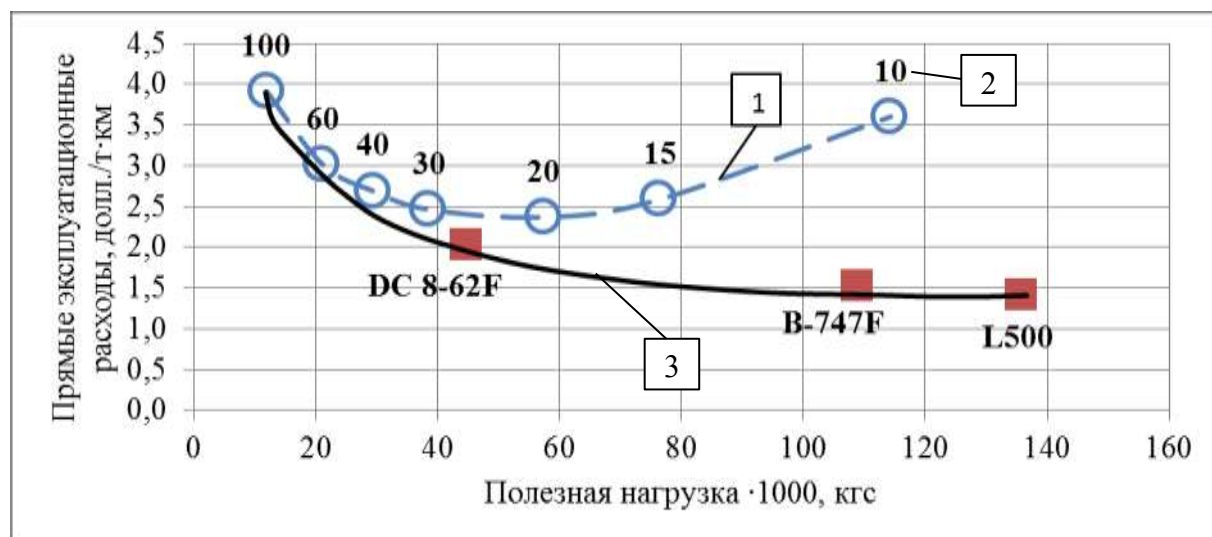


Рисунок 65 - Зависимость ПЭР самолета ($M=0.85$, $H=10$ км, $L=4000$ км) от грузоподъемности. 1 – постоянная грузопроизводительность; 2 – необходимое количество самолетов; 3 – серия из 100 самолетов.

Сравнение по критериям топливной эффективности и себестоимости тонно-километра также проблематично в случае самолетов с равными максимальными взлетными массами, но выполненных на разном уровне технической новизны, так как это приводит к различиям в объеме и стоимости НИОКР, а, следовательно, к различиям в цене и количестве серийных машин. Следовательно, сравнение даже по интегральным экономическим критериям некорректно без учета реальных параметров рынка. Это приводит к потребности создания методологии, учитывающей при сравнении вариантов облика не только критерии технического совершенства и стоимостные показатели коммерческого ТС, но и реальные рыночные ограничения.

Как известно, применение методов сравнительного анализа различных вариантов облика создаваемого самолета на этапе концептуального проектирования подчиняется определенным общим правилам (41):

1) Первый этап – сбор по возможности наиболее полного массива статистических данных по существующим и перспективным самолетам, которые обладают схожими технико-экономическими характеристиками. Обработка данной статистики позволит выявить тенденции развития и общий уровень технического совершенства авиационной техники.

2) Второй этап – выбор аналогов, характеристики которых сопоставимы с проектируемым самолетом. При этом целесообразно иметь минимум два аналога. Один из них представляет собой самолет, находящийся в эксплуатации, зарекомендовавший себя как высокоэффективная машина, а также пользующийся большим спросом на рынке. Он предназначен для выяснения относительного роста показателей перспективного самолета по

сравнению с текущим уровнем развития техники. Второй аналог для сравнительной оценки создаваемого воздушного судна должен выбираться из проектируемых в настоящее время самолетов других фирм, отличающихся более высоким уровнем совершенства по сравнению с аналогами, эксплуатируемыми на данный момент. Следует отметить, однако, что при проектировании принципиально нового по характеристикам самолета (например, сверхзвукового пассажирского) аналогов может не найтись. В этом случае растет неопределенность в выборе общих критериев оценки – «Первому всегда трудно!». Поэтому зачастую большего успеха достигает не тот, кто первым начал разрабатывать какое-либо новое направление, а тот, кто начал позже и сделал правильные выводы как из опыта и ошибок первопроходца, так и из последовавших в результате его действий изменений внешних факторов.

3) Третий этап – выбор системы критериев, который должен быть подчинен следующим требованиям: критерии должны обеспечить системный подход в оценке и выборе наилучшего варианта, а также давать комплексную оценку эффективности. Математическая модель критерия оценки должна включать в себя технические параметры самолета, влияние которых на эффективность требуется оценить, а также зависящие от этих параметров характеристики, которые наиболее полно отражают цель проектирования.

4) Четвертый этап - применение выбранных критериев оценки эффективности вариантов проектируемого самолета, а также отыскание функциональных зависимостей между показателем эффективности и техническими параметрами.

Следует отметить, что процесс сравнения различных вариантов должен быть открытым, то есть позволять варьировать входными данными, под которые создается воздушное судно, так как это позволит выявить не только наиболее рациональный вариант облика перспективного транспортного самолета, но и наиболее рациональную сферу его применения. Это приводит к необходимости создания *научно-методического и информационного обеспечения*, с помощью которого было бы возможно решить поставленную задачу наиболее рационального облика с высокой вероятностью.

3.3 Критерий оценки эффективности коммерческого транспортного самолета

Среди различных критериев эффективности, с помощью которых можно проводить оценку приоритетного варианта на предварительном этапе проектирования, особое место занимает критерий *совокупной экономической эффективности* программы, так как он дает представление о самом обобщенном виде средств – денежном, который, в свою очередь, является мерилем для всех остальных ресурсов (оборудования, материалов, рабочей силы и т.п.).

При формировании облика перспективного транспортного самолета все технические проблемы, возникающие при проектировании, так или иначе могут быть выражены через критерий экономической эффективности.

Новый самолет является экономической системой со сложной иерархией, функционирование которой в течение некоего периода времени приводит к определенному результату P (41). Результат, в свою очередь, всегда обеспечивается тем или иным уровнем затрат определенных ресурсов Z . Разность результата и затрат принято называть экономическим эффектом \mathcal{E}

$$\mathcal{E} = P - Z. \quad (127)$$

И результат и затраты можно выразить при этом в денежном эквиваленте, тогда показателем эффективности рассматриваемого варианта самолета будет отношение

$$\eta = \frac{P}{Z}. \quad (128)$$

Следует иметь в виду, что все экономические процессы протекают во времени и зависят от него. Отсюда вытекают следующие особенности экономических критериев оценки:

- каждый новый тип воздушного судна проходит этапы жизненного цикла, такие как проектирование, производство, освоение, массовое применение, снятие с эксплуатации. За это время экономические параметры, влияющие на эффективность и эффект, существенно меняются;

- затраты на проектирование, производство и ввод в эксплуатацию тяжелого транспортного воздушного судна обычно значительно опережают во времени экономический результат от его эксплуатации.

Разведенные во времени экономические явления нельзя принимать эквивалентными, однако принято считать, что явления более ранних периодов по отношению к рассматриваемому являются более ценными, и, следовательно, большими по величине, чем явления будущих периодов. Для сравнения подобных разновременных явлений (экономических эффектов) их необходимо приводить к одному моменту времени. В случае краткосрочной перспективы (в проектировании авиационной техники это обычно означает период времени менее 5 лет), ценность затрат и результата можно считать приблизительно эквивалентными.

Общеизвестно, что технические и экономические характеристики самолета в значительной степени влияют друг на друга. Например, высота грузового отсека транспортного самолета напрямую влияет на его массу и аэродинамические характеристики, что, в свою очередь, влияет на стоимость его создания и эксплуатации. С другой стороны, от технических и экономических характеристик самолета зависит потребность рынка в рассматриваемом

самолете, а также доход, который в случае попадания на рынок перевозок этот самолет может генерировать. Так, от той же высоты грузового отсека зависит количество и номенклатура грузов, которые может перевезти данный самолет, и возможно – цена перевозки единичного груза.

Основываясь на приведенных выше тезисах, для оценки вариантов облика перспективного транспортного самолета на стадии предварительного проектирования в настоящей работе предлагается использовать *прибыль Π* от выполнения коммерческим парком из этих самолетов (с реально возможной численностью) конечной коммерческой работы, обусловленной объемом рынка за весь прогнозируемый период программы самолета

$$\Pi[\text{прибыль}] = B[\text{выручка}] - C[\text{стоимость}], \quad (129)$$

или для удобства сравнения различных вариантов безразмерный коэффициент прибыльности

$$k_{\text{приб}} = \frac{\Pi}{C} = \frac{B}{C} - 1, \quad (130)$$

где B – совокупная выручка от всех сегментов рынка авиаперевозок, на которых предполагается использовать самолет за весь прогнозируемый период программы эксплуатации парка. К данным сегментам относятся: рынок грузов общего назначения (стандартные контейнеры и поддоны), рынок нестандартных грузов (самоходная и несамоходная техника, промышленные оборудование, сборочные единицы строительных конструкций и т.п.), рынок уникальных негабаритных грузов (фюзеляжи, крылья, космические летательные аппараты, ракеты и т.п.), а также рынок пассажироперевозок в случае проектирования конвертируемого самолета;

C – совокупная стоимость всех этапов жизненного цикла самолета – от проектирования, ввода в эксплуатацию до утилизации.

Критерий Π является аналогией экономическому эффекту \mathcal{E} , однако в качестве затрат используется не затраты на приобретение воздушного судна, а себестоимость создания серийного образца перспективного самолета.

Подход оценки облика перспективного ТС по критерию Π обладает несколькими особенностями.

Во-первых, поскольку предполагается, что проектируемый самолет создается для максимально эффективного использования в конкретных условиях рынка авиаперевозок, задача выбора его параметров должна выходить за пределы интересов только авиапроизводителя или авиакомпании, которые, строго говоря, находятся в конфликте интересов друг с другом.

Соответственно задача заключается в поиске облика с максимальным, желательно положительным значением Π .

Разделение прибыли на прибыль авиапроизводителя $\Pi_{ап}$ и прибыль авиакомпании $\Pi_{ак}$ предполагается выполнять на более позднем этапе проектирования после выбора проектных параметров самолета и определения максимально достижимой прибыли программы. При таком подходе создаваемый самолет не рассматривается ни с точки зрения самолетостроителя, ни с точки зрения эксплуатанта, а значит, исключается основное противоречие между ними, которое заключается в цене серийного образца: как известно, производителю авиационной техники выгодно продать свой товар как можно дороже, авиакомпании же важно наряду с минимально возможными эксплуатационными расходами приобрести самолет по минимальной цене. При этом именно цена самолета является величиной, наименее поддающейся прогнозу. Она может быть определена исходя из абсолютной величины прибыли Π после оптимизации характеристик самолета (например, по критерию максимума Π). Это позволит вычислить цену самолета, а также обосновать ее как «справедливую» - как для авиакомпании, так и для производителя.

Второй особенностью предлагаемого подхода к оценке вариантов проектируемого транспортного самолета является тесная связь с рынком перевозок авиационных грузов. Это дает возможность через анализ и прогнозирование объемов перевозок различных типов грузов (Рисунок 66) варьировать первоначальными техническими требованиями для получения проекта, наиболее перспективного с точки зрения потребностей рынка.



Рисунок 66 - Классификация авиационных грузов

Получение описанного критерия оценки эффективности само по себе достаточно громоздко, поэтому для его применения в массовых оперативных расчетах множества альтернативных вариантов облика транспортного самолета на этапе предварительного

проектирования, а также для параметрических и оптимизационных исследований наиболее перспективного варианта в настоящей работе разработано научно-методическое обеспечение.

3.4 Научно-методическое обеспечение оценки облика перспективного транспортного самолета

В настоящее время существует немало методик, предназначенных для расчета технических и экономических характеристик проектируемого самолета, и позволяющих с различной степенью точности проводить как расчет, так и оптимизацию этих характеристик.

Предлагаемое в данной работе научно-методическое обеспечение призвано стать инструментом, с помощью которого на ранних этапах проектирования можно было бы оценить взаимосвязь параметров рынка, технических и экономических характеристик самолета, и в некотором роде оптимизировать технические параметры, основываясь на их влиянии через потребительские свойства самолета на экономику проекта в целом.

Научно-методическое обеспечение строится на основе известных, модифицированных и созданных вновь математических моделей, объединенных в группы по следующим категориям:

- *группа моделей технических параметров*, включающую в себя геометрическую, массовую (весовую), аэродинамическую и математические модели расчета ЛТХ и ВПХ, которые были подробно описаны в Главе 2;
- *группа моделей экономических параметров*, включающую в себя математическую модель оценки совокупной выручки от эксплуатации и математическую модель стоимости жизненного цикла проектируемого транспортного самолета, параметрами которых являются технические характеристики, полученные их предыдущей группы математических моделей.

Описанные математические модели реализованы в автоматизированном расчетном файле с использованием функционала, предоставляемого программным продуктом MS Office Excel и входящего в него языка программирования Visual Basic for Applications. Для решения целевой задачи оценки облика перспективного транспортного самолета описанные ранее модели разбиты на расчетные блоки, которые увязаны друг с другом с помощью зависимостей. Структурная схема научно-методического обеспечения, входящих в него блоков и их взаимосвязи изображены на Рисунке 67.

Основой НМО является критерий совокупной прибыли Π , с помощью которого происходит увязка технических параметров варианта самолета (масса полезной нагрузки, сечение грузового отсека, дальность полета) с потребностями рынка авиационных грузоперевозок.

Математические модели технических параметров построены на основе модифицированных методик оценки массы, крейсерского аэродинамического качества, летно-технических характеристик.

Модель оценки совокупной стоимости жизненного цикла также основывается на общепризнанных способах расчета расходов на проектирование, производство и эксплуатацию авиационной техники, доработанных под расчет тяжелых транспортных самолетов.

Соотношения, на основе которых строятся модели технических параметров варианта облика перспективного транспортного самолета, были подробно рассмотрены в Главе 2. В настоящей главе приведено исчерпывающее описание моделей экономических параметров, на основе которых производится оценка того или иного варианта.

В отношении предлагаемого НМО следует отметить следующее. Последние четыре десятилетия бурного развития вычислительной техники стали разрабатываться системы так называемого автоматизированного формирования облика самолета, которые основаны, с одной стороны, на предыдущем опыте проектирования, а с другой – на различных методах весового, аэродинамического, прочностного и других расчетов.

Однако при проектировании нового самолета разработчики обычно стараются сделать качественный или количественный скачок в тех или иных характеристиках, применяя для этого, в том числе, и нестандартные и не использовавшиеся ранее технические решения. Поэтому следует понимать, что на данный момент по большому счету не существует методов математического определения конфигурации проектируемого самолета. Проектирование – это творческий процесс, поэтому бессмысленно пытаться разработать некую универсальную математическую модель, описывающую весь самолет.

Следует понимать, что разрабатываемое в настоящей работе научно-методическое обеспечение служит именно для *оценки* и *отбора* технических решений на этапе предварительного проектирования, из которых складывается окончательный облик перспективного транспортного самолета. Но этап формирования альтернативных вариантов облика проектируемого объекта по-прежнему остается за конструктором.

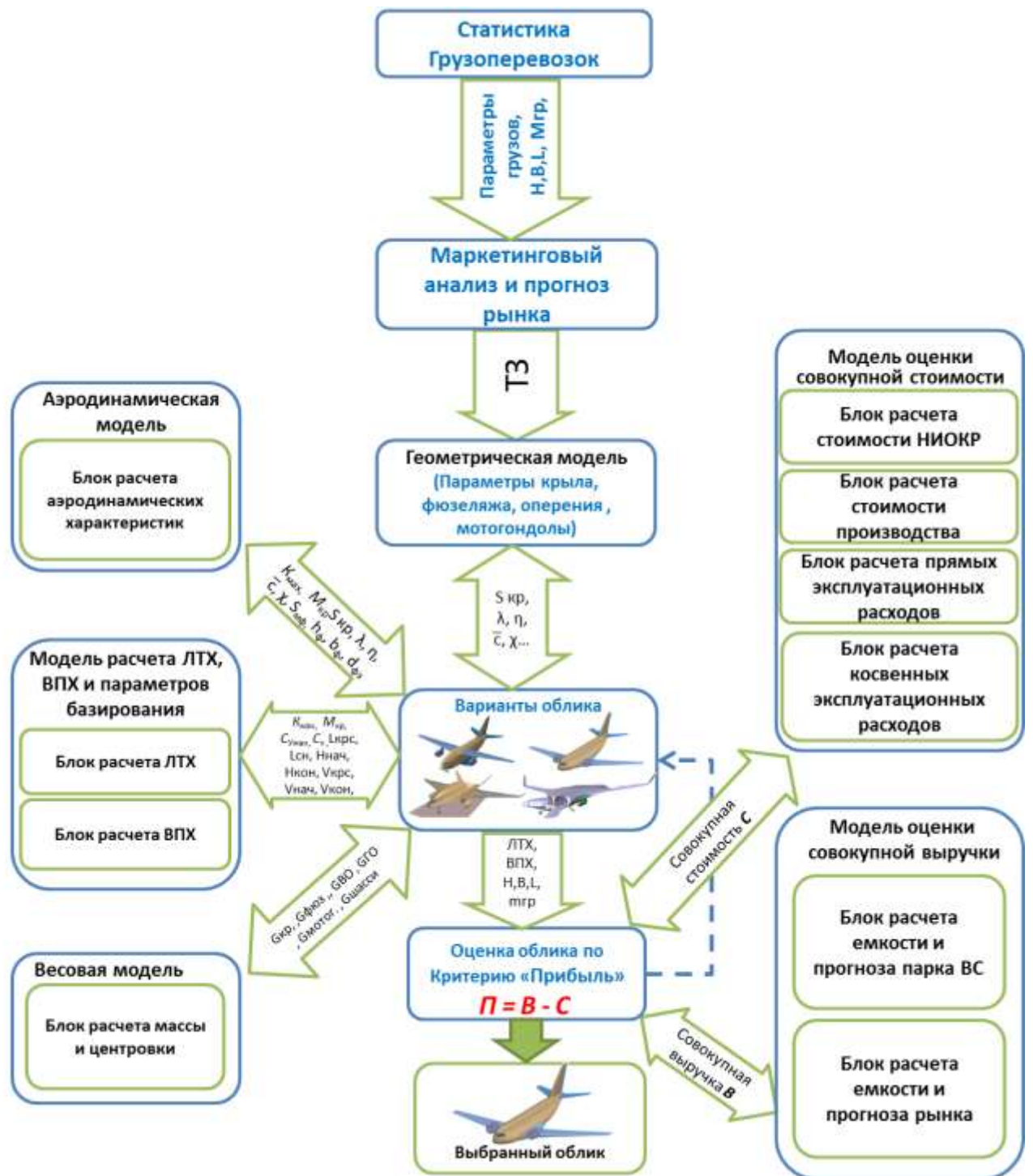


Рисунок 67 - Структурная схема научно-методического обеспечения

3.5 Модель оценки совокупной выручки от эксплуатации тяжелого транспортного самолета

Эксплуатационные характеристики самолета (грузоподъемность, характеристики базирования, а также габариты и другие свойства грузовой кабины, размер и расположение грузолоков, давление наддува и т.п.) будут влиять не только на расходы, связанные с проектированием, производством и эксплуатацией самолета, но и на объем итоговой коммерческой работы, доступной проектируемым самолетам. Конкурентоспособность

создаваемого самолета на том или ином сегменте рынка авиационных грузоперевозок также зависит от его технических характеристик.

В пункте 3.5 представлена математическая модель, отражающая влияние технических параметров проектируемого самолета на выручку B , которую он принесет за весь период эксплуатации.

3.5.1 Сегментация рынка грузовых авиаперевозок

Объектом исследования настоящей работы является тяжелый транспортный самолет, предназначенный для перевозки грузов различного типа, размеров и назначения. Оценка потенциального рынка грузоперевозок, доступного данного самолета, проведена путем сегментации рынка грузоперевозок. Степень сегментации рынка и точность прогноза развития каждого из сегментов в настоящей модели является основой точности оценки потребности парка воздушных судов, необходимого и достаточного для обслуживания этого сегмента рынка. В качестве ключевого критерия сегментации рынка грузоперевозок выбран класс эксплуатируемого в нем самолета. Классификация сегментов рынка проведена также по следующим признакам (Рисунок 68):

- по профилю компании, оказывающей услуги (коммерческие, некоммерческие);
- по объекту авиаперевозок (пассажирские перевозки, грузоперевозки);
- по наличию устоявшихся маршрутных сетей (регулярные, чартерные);
- по классу эксплуатируемого в сегменте самолета.

В настоящей работе в качестве потенциально доступных рассматриваются следующие сегменты рынка авиаперевозок:

РГП СТГС – регулярные грузоперевозки на сверхтяжелых грузовых самолетах (типа В-747);

ЧГП СТГС – чартерные грузоперевозки на сверхтяжелых грузовых самолетах (типа В-747);

ЧГП ТРГС – чартерные грузоперевозки на тяжелых рамповых грузовых самолетах (типа Ил-76);

ЧГП СТРГС – чартерные грузоперевозки на сверхтяжелых рамповых грузовых самолетах (типа Ан-124).

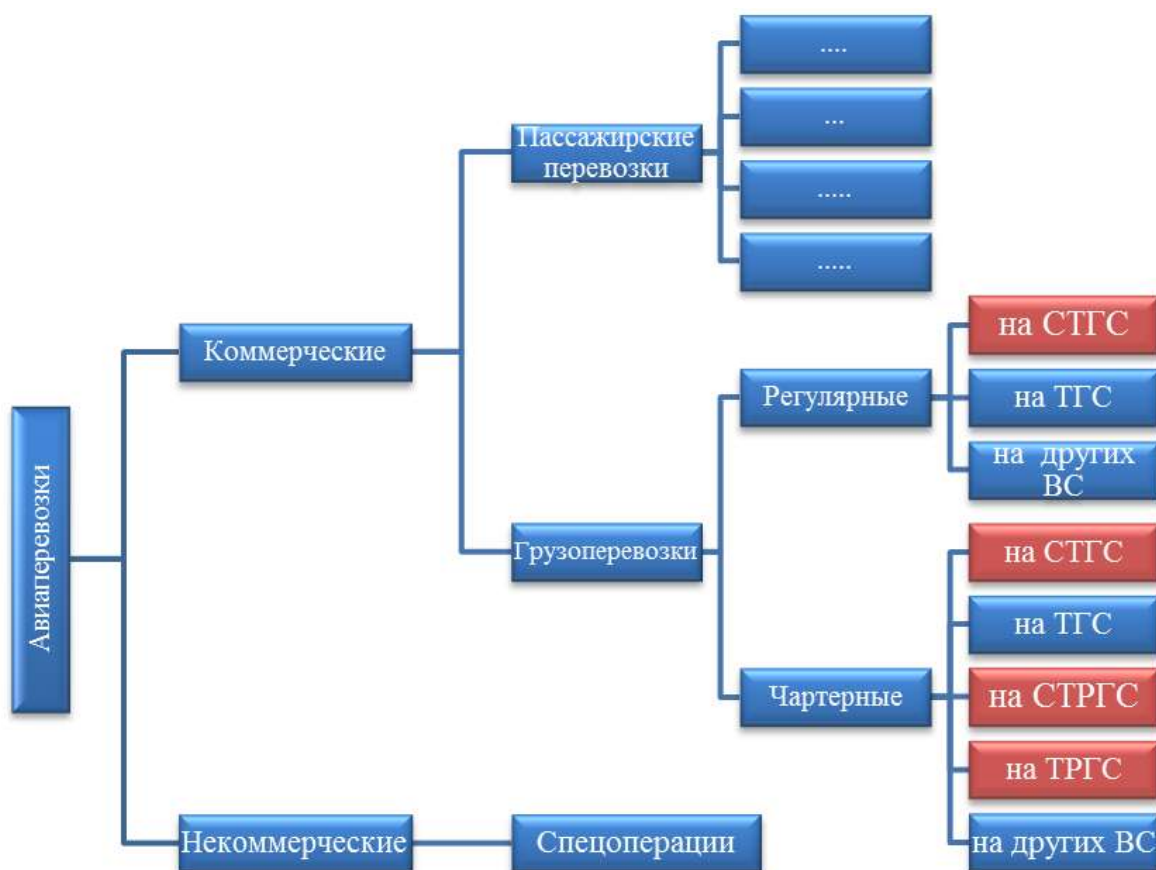


Рисунок 68 - Выделение потенциальных сегментов рынка авиаперевозок для проектируемого самолета (красным цветом выделены сегменты, потенциально доступные объекту исследования)

3.5.2 Алгоритм работы модели оценки совокупной выручки V

Входными данными модели оценки совокупной выручки являются: массогабаритные характеристики груза (длина груза $L_{гр}$, ширина груза $B_{гр}$, высота груза $H_{гр}$, масса груза $m_{гр}$), прогнозный год выхода проектируемого самолета на рынок, временной интервал периода эксплуатации, расчетный годовой налет одного самолета $T_{гс}$. В результате расчета по описываемой модели на выходе имеем: прогнозное количество транспортных самолетов, востребованных на рынке авиаперевозок $N_{сам}$ и совокупную выручку V , получаемую от их эксплуатации в заданный период (Рисунок 69).

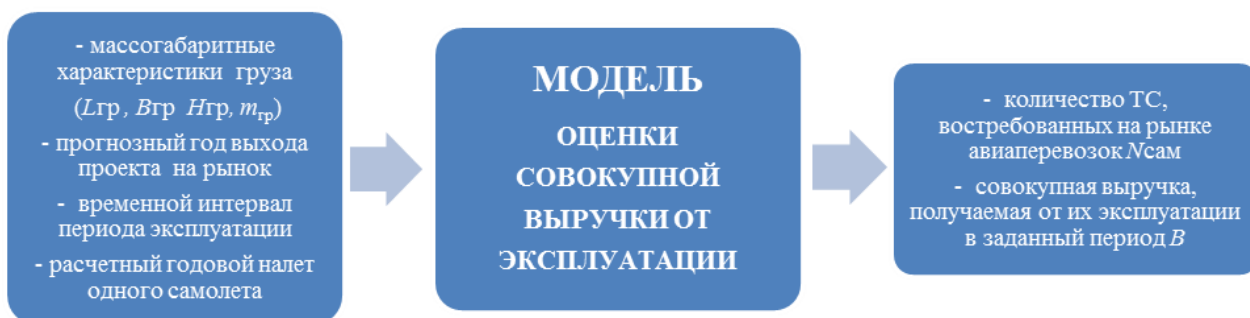


Рисунок 69 - Входные данные и результаты работы модели

Величина потенциальной выручки с точки зрения маркетинга находится в прямой зависимости от количества сегментов рынка авиаперевозок, потенциально доступных для проектируемого самолета с заданными характеристиками, прогноза развития этих сегментов рынка, прогноза потребности рынка в новых самолетах и от конкурентоспособности проектируемого самолета на каждом из потенциальных сегментов. Математически совокупная выручка от эксплуатации можно выразить как

$$B = \sum_{k=1}^n B_k, \quad (131)$$

где n – количество сегментов рынка авиаперевозок, доступных для ПТС;

$k \in \{1, n\}$ – номер сегмента рынка авиаперевозок, доступных для использования ПТС;

B_k – выручка, получаемая на k -том сегменте рынка авиаперевозок.

Основные этапы расчета выручки от эксплуатации на каждом потенциальном сегменте рынка схематично представлены на Рисунке 70.



Рисунок 70 - Основные этапы работы модели на каждом потенциальном сегменте

Суммируя результаты расчетов для каждого сегмента, получаем величину совокупной выручки от эксплуатации всех поставленных на рынок ТС. Работа каждого из обозначенных этапов вычислений и верификация модели представлены в пунктах 3.5.3-3.5.5.

3.5.3 Прогнозирование емкости рынка грузовых авиаперевозок и востребованности в новых транспортных самолетах

Для каждого сегмента рынка авиаперевозок, потенциально доступного разрабатываемому самолету, необходимо установить прогноз работ на весь период эксплуатации, т.е. определить

емкость этих сегментов. В настоящей работе в качестве основного метода прогноза предлагается использование метода математического моделирования рынка на основе статистических данных прошлого периода. Выявленные в настоящей работе закономерности статистического анализа данных о рыночных показателях работы СТРС (типа Ан-124-100) за достаточно длительный период 1992-2014 гг. показывают хорошую применимость этого метода. При рассмотрении статистических данных о налете транспортных самолетов можно обнаружить периодические колебания, вызываемые изменениями спроса на грузоперевозки. Объективными причинами колебаний налета являются изменения спроса на услуги грузоперевозок в отраслевых и региональных сегментах рынка.

В общем случае, временные ряды с колебаниями можно разложить на следующие компоненты

$$S_t = u_t + v_t + \varepsilon_t, \quad (132)$$

где u_t – тренд (тенденция), т.е. устойчивые систематические изменения;

v_t – периодическая составляющая или колебания относительно тренда;

ε_t – нерегулярная составляющая, представляющая собой случайные колебания (т.н. шум).

Тенденция u_t отражает общее изменение ряда за длительный промежуток времени: постоянный подъем или постоянное снижение.

Периодическая составляющая v_t – это более или менее регулярные изменения временного ряда, возникающие с наступлением данного периода времени и повторяющиеся с небольшими отклонениями в течение периода наблюдений.

Случайные колебания ε_t вызываются внешними, случайными причинами, влияние которых сказывается на уровнях ряда, искажая тенденцию. Для рынка самолета Ан-124, осуществляющего как регулярные перевозки, так и чартерные, этими причинами являются изменения экономических и финансовых условий ведения бизнеса, например, кризисы, появление законодательных ограничений, новых требований к авиатехнике и т.п.

В настоящей работе для исследования периодического ежегодного налета использован гармонический анализ. Если имеется N результатов наблюдений за период T , то периодическая модель налета на рынке грузоперевозок может быть представлена рядом Фурье вида

$$S(t) = \sum_{k=1}^n (a_k \cdot \cos(2\pi \cdot f_1 \cdot k \cdot t) + b_k \cdot \sin(2\pi \cdot f_1 \cdot k \cdot t)), \quad (133)$$

где n – количество частот, включенных в модель;

f_1 – основная частота гармонического ряда;

a_k, b_k – коэффициенты функции Фурье;

n – наивысшая частота гармонического разложения дискретного ряда. В общем случае наивысшая частота гармонического разложения дискретного ряда (частота Найквиста) определяется половиной интервала между наблюдениями, например для года при $N = 12$, $n = 6$;

$$f_1 = \frac{1}{N} - \text{основная частота гармонического ряда.}$$

Для оценки точности статистического прогноза используется аналитический показатель (относительная ошибка прогноза) рассчитываемый как отношение абсолютной ошибки прогноза к фактическому значению показателя. Абсолютная ошибка прогноза определяется как разность между фактическими и прогнозными значениями признака.

Верификация полученных прогнозных данных проведена на основе инверсного метода – проверка адекватности прогнозной модели на основе ретроспекции. Сравнение полученных по модели прогнозных данных емкости рынка ЧП СТРС на 2010-2015 гг. и имеющихся статистических данных рынка представлено графически на Рисунке 71.

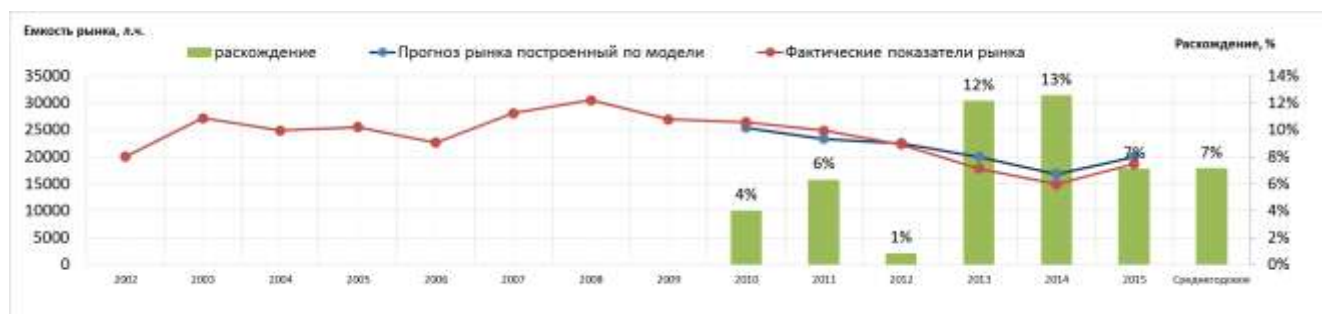


Рисунок 71 - Верификация метода прогнозирования рынка

Как видно из рисунка, расхождение составило не более 13%, среднегодовое отклонение составляет 7%, что составляет менее 10% и является приемлемым на этапе предварительного проектирования. Если рассматривать суммарную емкость рынка за весь прогнозный период, то расхождение прогноза с фактическими показателями рынка составит 2%. Это доказывает способность применяемой модели обеспечить достаточную точность прогноза рынка.

Прогноз востребованности сегмента рынка в новых самолетах $P_{к,нов(t)}$ основывается на результатах прогноза развития рынка авиаперевозок и прогноза остающихся в эксплуатации самолетов $P_{к,стар(t)}$ в каждый год периода T . Прогнозирование остающихся в эксплуатации самолетов на каждый год периода T является отдельным аналитическим блоком и выводится за рамки настоящей методики. Для расчетов, необходимых при работе модели, используются результаты прогноза, построенного на основе оценки остаточного срока службы каждого типа самолета вероятностно-статистическим методом, называемым анализом «кривой выживаемости» (42).

Емкость k -того сегмента (в настоящей работе единицей емкости рынка является летных часах), определяющая необходимость вывода новых ВС $E_{k,нов(t)}$, рассчитывается на каждый прогнозный год как

$$E_{k,нов(t)} = E_{k(t)} - E_{k,стар(t)} - E_{k,нов(t-1)}, \quad (134)$$

где $E_{k,нов(t-1)}$ – объем работ на k -том сегменте рынка за год, предшествующий прогнозному году периода T , выполняемый парком уже поставленных на рынок новых ВС;

$E_{k,стар(t)}$ – объем работы на k -том сегменте рынка в каждый год прогнозного периода T , выполняемый парком оставшихся в эксплуатации «старых» ВС, вычисляемый по формуле

$$E_{k,стар(t)} = P_{k,стар(t)} \cdot U_{k,год}, \quad (135)$$

где $P_{k,стар(t)}$ – прогноз остающихся в эксплуатации самолетов в каждый год периода T ;

$U_{k,год}$ – годовой налет одного самолета в каждый год периода T .

3.5.4 Учет влияния технических характеристик проектируемого ТС на доступность сегмента рынка

В настоящей работе для определения доступности сегмента рынка в зависимости от задаваемых массогабаритных характеристик ТС предлагается ввести следующие коэффициенты:

- коэффициент выручки $k_{выр}$, характеризующий долю коммерческой работы, которую может выполнить на рынке проектируемый ТС с заданными техническими характеристиками;
- коэффициент стоимости $k_{стоим}$, характеризующий стоимость выполнения этой доли коммерческой работы.

Коэффициенты $k_{выр}$ и $k_{стоим}$ в настоящей математической модели рассчитываются путем автоматической обработки статистических данных по грузоперевозкам авиакомпании «Волга-Днепр» в различных сегментах рынка.

При таком подходе следует иметь ввиду, что статистика перевозок должна полно и адекватно представлять распределение массогабаритных характеристик перевозимого груза и условий их перевозки и являться типичными для рассматриваемого сегмента. Другими важными требованиями к исходным данным являются их надежность (достигается достоверностью источников), точность (достигается исключением опечаток и ошибок записей) и сопоставимость (достигается наличием комментариев и пояснений, касающихся смысла ключевых показателей и методологии их измерения, которые позволяют сохранить возможность их сопоставления при изменении и корректировке).

Рассмотрим алгоритм оценки степени доступности рынка для проектируемого ТС на примере сегмента чартерных грузоперевозок на самолете Ан-124-100 (ЧГП СТРС).

Исходными данными, соответствующими практически всем вышеуказанным требованиям, может служить статистика перевозок грузов парком самолетов Ан-124-100 АК «Волга-Днепр» за период 2008-2015 гг. (43). АК «Волга-Днепр» занимает лидирующее положение на рынке ЧГП СТРС, охватывая широкий спектр как отраслевых, так и региональных сегментов, поэтому структуру грузоперевозок в зависимости от массогабаритных характеристик груза и условий их перевозок с высокой степенью точности можно экстраполировать на весь рыночный сегмент. Массив исходных данных по перевозкам представлен в табличном редакторе MS Excel в форме, показанной в Таблице 1.

Таблица 1- Общий вид статистической базы данных грузоперевозок ЧГП СТРС

№ рейса	L^i , км	$L^i_{впп}$, м	$N^i_{ост}$	$m^i_{гр}$, кг	$m^i_{моногр}$, кг	$L^i_{гр}$, мм	$B^i_{гр}$, мм	$H^i_{гр}$, мм
Генеральный груз								
1	4720	3300	1	$105 \cdot 10^3$	-	1500	1300	800
...								
...								
Уникальный негабаритный груз								
25	19700	3500	6	$90 \cdot 10^3$	$90 \cdot 10^3$	12000	2300	2600
...								
...								
Нестандартный груз								
150	10300	2800	2	$100.5 \cdot 10^3$	-	7000	2900	3900
...								
...								

Массив содержит следующие характеристики перевозимого груза и основные параметры его перевозки в каждом i -ом рейсе:

$m^i_{гр}$ – общая масса груза, перевезенного за рейс, кг;

$m^i_{моногр}$ – наибольшая масса моногруза (или единицы груза), перевезенного за рейс, т;

$L^i_{гр}$ – наибольшая длина груза в данном рейсе, мм;

$B^i_{гр}$ – наибольшая ширина груза в данном рейсе, мм;

$H^i_{гр}$ – наибольшая высота груза в данном рейсе, мм;

L^i – дальность рейса, км;

$L^i_{впп}$ – длина взлетно-посадочной полосы, с которой был осуществлен взлет на первом участке, км.

Параметры проектируемого самолета задаются или рассчитываются в группе математических моделей проектных параметров (в блоках расчета ЛТХ и ВПХ и геометрическом). К этим параметрам относятся:

$L_{гк}$ – длина грузовой кабины, мм;

$B_{гк}$ – ширина грузовой кабины, мм;

$H_{гк}$ – высота грузовой кабины, мм;

$m_{гр}$ – максимальная грузоподъемность перспективного самолета, кг;

$L_{впп}^i = f(m_{гр})$ – зависимость потребной длины ВПП для нормального взлета от массы коммерческой нагрузки, м.

В модели расчета совокупной выручки также задается параметр a – минимальный зазор между грузом и конструкцией грузового отсека, а также между грузами, мм.

Затем в автоматическом режиме для каждого рейса в настоящей математической модели определяются коэффициенты вместимости K_l^i , K_b^i , K_h^i , $K_{m_{гр}}^i$, $K_{L_{впп}}^i$, характеризующие рассматриваемый облик проектируемого транспортного самолета по возможности перевезти груз i -го рейса из Таблицы 1.

Коэффициент вместимости грузового отсека по длине груза K_l^i определяется как

$$K_l^i = \frac{(L_{гк} - a)}{(L_{сп}^i + a)}, \quad (136)$$

где $L_{гк}$ – длина грузовой кабины, мм;

$L_{сп}^i$ – максимальная длина груза в i -ом рейсе;

a – минимальный зазор между грузом и конструкцией грузового отсека, мм.

Если длина груза не превышает длину грузовой кабины с учетом необходимых зазоров, то перевозка возможна (т.е. $K_l^i \geq 1$), если превышает – перевозка исключается как из общего объема доступной коммерческой работы. Для учета влияния $L_{сп}^i$ на доходную часть в математической модели вводится коэффициент $l^i = 1$ если $K_l^i \geq 1$ и $l^i = 0$ если $K_l^i \leq 1$.

Коэффициент вместимости грузового отсека по ширине груза K_b^i определяется по следующей формуле

$$K_b^i = \frac{B_{гк} - a}{B_{сп}^i + a}, \quad (137)$$

где $B_{гк}$ – ширина грузовой кабины, мм;

$B_{сп}^i$ – максимальная ширина груза в i -ом рейсе;

a – минимальный зазор между грузом и конструкцией грузового отсека, мм.

Для учета влияния $B_{сп}^i$ на доходную часть в математической модели вводится коэффициент $b^i = 1$ при $K_b^i \geq 1$, и $b^i = 0$ при $K_b^i \leq 1$.

Коэффициент вместимости грузового отсека по высоте груза определяется согласно зависимости

$$K_h^i = \frac{H_{ГК}}{(H_{зп}^i + a)}, \quad (138)$$

Для учета влияния K_h^i на доходную часть в математической модели вводится коэффициент $h^i = 1$ при $K_h^i \geq 1$, и $h^i = 0$ при $K_h^i \leq 1$.

При расчете K_l^i , K_b^i , K_h^i в модели принимается, что по длине и ширине груз может размещаться в несколько рядов, а по высоте – только в один ярус, с зазором только сверху, что характерно для грузов с собственными средствами передвижения (колесами, гусеницами). Также при расчете K_l^i и K_b^i принимается допущение, что груз состоит из однородных по длине и ширине частей. Будучи округленными к меньшему, эти коэффициенты дают максимальное количество грузов, которые можно разместить в грузовом отсеке проектируемого ТС.

Коэффициент вместимости грузового отсека по массе груза определяется как

$$K_{m_{гп}}^i = \frac{m_{зп}}{m_{гп}^i}, \quad (139)$$

где $m_{гп}$ – максимальная грузоподъемность ТС, кг;

$m_{гп}^i$ – масса груза i -го полета, кг.

Здесь возможны два варианта.

В первом варианте груз является неделимым (моногруз). Тогда если масса моногруза меньше максимальной грузоподъемности проектируемого ТС, то перевозка возможна ($K_{m_{гп}}^i \geq 1$), если больше – перевозка исключается ($K_{m_{гп}}^i \leq 1$). В этом случае в математической модели расчета совокупной выручки коэффициент $m^i = 1$ при $K_{m_{гп}}^i \geq 1$ и $m^i = 0$ при $K_{m_{гп}}^i \leq 1$.

Во втором варианте груз состоит из нескольких отдельных частей, т.е. является делимым. Тогда проводится расчет количества полетов проектируемого ТС, необходимых для выполнения i -ой грузовой операции Ан-124-100 из Таблицы 1.

Если $m^i > 1$, то возникает вопрос, сколько полетов необходимо совершить на ПТС, чтобы осуществить i -ю перевозку Ан-124-100 из Таблицы 1. Считая, что части груза имеют равные

массы, для совершения i -ой грузовой операции необходимо совершить $N_{пол} = \left\lceil \frac{1}{K_{m_{гп}}^i} \right\rceil$ полетов

по массе груза, где символ $\lceil \cdot \rceil$ означает округление к ближайшему большему целому числу.

Общее количество полетов будет вычисляться как

$$N_{пол}^i = \max\left(\left\lceil \frac{1}{K_{m_{гп}}^i} \right\rceil; \left\lceil \frac{1}{K_b^i} \right\rceil \cdot \left\lceil \frac{1}{K_l^i} \right\rceil\right), \quad (140)$$

где $K_{m_{гп}}^i$ – коэффициент вместимости самолета по массе груза;

K^i_b – коэффициент вместимости самолета по ширине груза;

K^i_l – коэффициент вместимости самолета по длине груза.

Тогда имея, например, $K^i_{m_{гр}}=0.8$, $K^i_h=1$, $K^i_l=3$ и $K^i_b=2$ $N^i_{пол} = \max\left(\left\lceil \frac{1}{0.8} \right\rceil; \left\lceil \frac{1}{3} \right\rceil; \left\lceil \frac{1}{2} \right\rceil\right) = (2;1;1)$,

т.е. в данный самолет для i -ой перевозки Ан-124-100 должен совершить два полета, и определяющим фактором здесь является его грузоподъемность.

Зная количество полетов проектируемого ТС, соответствующее i -ой грузовой операции из статистики перевозок (см. Таблицу 1), можно найти его массу коммерческой нагрузки при допущении, что она будет делиться между рейсами в равных количествах во всех случаях, кроме перевозки неделимого моногруза.

После определения общего количества полетов $N^i_{пол}$, необходимых для совершения i -ой транспортной операции, в математической модели производится проверка транспортных возможностей проектируемого ТС по потребной длине ВПП. Для каждого варианта ПТС по его техническим характеристикам в математической модели расчета ЛТХ и ВПХ автоматически рассчитывается функция вида

$$L^i_{ВПП} = f(m_{гр}, m_{АНЗ}, m_{Т, L500}), \quad (141)$$

где $m_{гр}$ – масса коммерческой нагрузки, кг;

$m_{АНЗ}$ – масса аэронавигационного запаса топлива, кг;

$m_{Т, L500}$ – масса топлива, необходимого для перелета на дальность 500 км, кг.

Таким образом определяется сама возможность взлета проектируемого ТС с i -ой полосы из Таблицы 1. При этом предполагается, что в радиусе 500 км существует аэродром с взлетно-посадочной полосой, дающей возможность взлететь с максимальной взлетной массой (с максимальным возможным запасом топлива).

Таким образом, после определения потребной длины ВПП для выполнения i -ой транспортной операции из Таблицы 1, далее автоматически рассчитывается коэффициент ВПП по формуле

$$K^i_{L_{ВПП}} = \frac{L^i_{ВПП(ПТС)}}{L^i_{ВПП}}, \quad (142)$$

где $L^i_{ВПП(ПТС)}$ – потребная длина ВПП проектируемого транспортного самолета в i -ой транспортной операции из Таблицы 1;

$L^i_{ВПП}$ – фактическая длина ВПП i -ой транспортной операции из Таблицы 1.

Если длина ВПП, указанной в статистике Таблице 1, больше потребной длины ВПП проектируемого ТС, то перевозка возможна ($K^i_{L_{ВПП}} \leq 1$), если меньше – перевозка не может быть осуществлена ($K^i_{L_{ВПП}} \geq 1$) и исключается из общего объема работы. Для учета влияния

$K_{L_{\text{ВПП}}}^i$ на доходную часть в математической модели вводится коэффициент $ВПП = 1$ при $K_{L_{\text{ВПП}}}^i \leq 1$, и $ВПП = 0$ при $K_{L_{\text{ВПП}}}^i \geq 1$).

Далее, исходя из возможностей совершения рейса (коэффициенты $l^i, b^i, h^i, m^i, ВПП^i$) и потребного количества рейсов $N_{\text{пол}}^i$ для совершения i -ой транспортной операции (Таблица 1), вычисляются:

- суммарная дальность для расчета выручки от эксплуатации проектируемого ТС $L_{\text{выр}}$, представляющая сумму дальностей всех рейсов из Таблицы 1, которые могут быть осуществлены исходя из транспортных возможностей разрабатываемого ТС;

- суммарная дальность для расчета стоимости эксплуатации проектируемого ТС $L_{\text{стоим}}$, которая представляет сумму потребных дальностей, необходимых для выполнения транспортной работы, доступной на конкретном сегменте рынка. Например, если груз может быть перевезен за два полета, то дальность i -ой операции удваивается.

Зависимость для $L_{\text{выр}}$ имеет вид

$$L_{\text{выр}} = \sum_{i=1}^n h^i \cdot b^i \cdot l^i \cdot m^i \cdot ВПП^i \cdot L^i; \quad (143)$$

где h^i – коэффициент, отражающий возможность перевозки груза по высоте грузовой кабины ТС, принимающий дискретные значения 0 или 1;

b^i – коэффициент, отражающий возможность перевозки груза по ширине грузовой кабины ТС, принимающий дискретные значения 0 или 1;

l^i – коэффициент, отражающий возможность перевозки груза по длине грузовой кабины ТС, принимающий дискретные значения 0 или 1;

m^i – коэффициент, отражающий возможность перевозки груза по грузоподъемности ТС, принимающий дискретные значения 0 или 1;

$ВПП^i$ – коэффициент, отражающий возможность перевозки груза по грузоподъемности ТС, принимающий дискретные значения 0 или 1;

L^i – дальность i -ой транспортной операции из Таблицы 1.

Зависимость для $L_{\text{стоим}}$ имеет вид

$$L_{\text{стоим}} = \sum_{i=1}^n h^i \cdot b^i \cdot l^i \cdot m^i \cdot ВПП^i \cdot N_{\text{пол}}^i \cdot L^i; \quad (144)$$

где h^i – коэффициент, отражающий возможность перевозки груза по высоте грузовой кабины ТС, принимающий дискретные значения 0 или 1;

b^i – коэффициент, отражающий возможность перевозки груза по ширине грузовой кабины ТС, принимающий дискретные значения 0 или 1;

l^i – коэффициент, отражающий возможность перевозки груза по длине грузовой кабины ТС, принимающий дискретные значения 0 или 1;

m^i – коэффициент, отражающий возможность перевозки груза по грузоподъемности ТС, принимающий дискретные значения 0 или 1;

$ВПП^i$ – коэффициент, отражающий возможность перевозки груза по грузоподъемности ТС, принимающий дискретные значения 0 или 1;

$N_{пол}^i$ – количество полетов, необходимое для совершения i -ой транспортной операции из Таблицы 1;

L^i – дальность i -ой транспортной операции из Таблицы 1.

Отнеся эти дальности к суммарному налету на конкретном сегменте рынка грузоперевозок, получим коэффициенты для определения выручки, которую сможет генерировать разрабатываемый ТС на данном сегменте рынка, и налета, потребного для этого совершения всех возможных транспортных операций, из которого будут рассчитываться потребный парк ПТС и стоимость его эксплуатации. Через эти коэффициенты математически выражается степень доступности того или иного сегмента рынка для разрабатываемого самолета.

Выражения для коэффициента выручки и коэффициента стоимости имеют вид

$$k_{выр} = \frac{L_{выр}}{\sum_{i=1}^n L^i} \quad (145)$$

$$k_{стоим} = \frac{L_{стоим}}{\sum_{i=1}^n L^i} \quad (146)$$

Определение степени доступности других потенциальных сегментов рынка, описанных в пункте 3.5.1, производится аналогичным образом на основании статистики перевозок на этих сегментах. Если берутся в рассмотрение новые, еще не существующие рынки или грузы, то оценка производится на основе моделирования структуры рынка по основным характеристикам предполагаемого к перевозке груза и основным параметрам условий их перевозки.

Применение описанного подхода к переходу от группы технических к группе экономических моделей обладает следующими преимуществами:

- возможность автоматического расчета B по большому набору статистических данных по грузоперевозкам;

- возможность учета сочетания технических параметров при многопараметрическом анализе облика.

3.5.5 Оценка количества востребованных на рынке транспортных самолетов и расчет совокупной выручки

В пункте 3.5.3 определен прогнозируемый объем работы $E_{k,нов(t)}$ в летных часах. Умножив его на $k_{выр}$, рассчитывается объем работы, приносящий выручку на сегменте рынка, доступном для парка проектируемого ТС с учетом его технических характеристик

$$E_{k,нов(t)}^B = E_{k,нов(t)} \cdot k_{выр} \quad (147)$$

Работа (или налет), которую необходимо совершить парку проектируемых ТС за период времени T для совершения оплачиваемой работы $E_{k,нов(t)}^B$, вычисляется через коэффициент стоимости $k_{стоим}$ как

$$E_{k,нов(t)}^C = E_{k,нов(t)} \cdot k_{стоим} \quad (148)$$

Далее, путем деления этой работы на задаваемый в качестве параметра математической модели среднегодовой налет единицы $U_k^{зад}$, получаем количество необходимых для рынка новых самолетов на каждый прогнозный год

$$P_{k,нов}^{расч}(t) = E_{k,нов(t)} \cdot k_{стоим} / U_k^{зад} \quad (149)$$

Математическая модель позволяет рассматривать несколько сценариев поставок новых самолетов на рынок, варьируя значением годовых поставок самолетов $P_{k,нов(t)}$. Тогда среднегодовой налет одного самолета

$$U_k = E_{k,нов(t)} \cdot k_{стоим} / \sum P_{k,нов(t)} \quad (150)$$

При этом U_k может принимать значения от минимально востребованного на рынке до предельно допустимого технически.

Таким образом, можно сделать заключение, что количество проектируемых ТС, потребное к поставке в парк для обслуживания k -го сегмента рынка, находится в прямой зависимости от прогнозного объема работы $E_{k,нов(t)}$ данного сегмента, степени доступности сегмента $k_{выр}$ и $k_{стоим}$ в зависимости от задаваемых массогабаритных характеристик и конкурентоспособности ТС в этом сегменте

$$N_k^{потр} = \sum N_{k(t)} = K_{конкур} \cdot \sum P_{k,нов(t)} = K_{конкур} \cdot \sum (E_{k,нов(t)} \cdot k_{стоим}) / U_k^{зад}, \quad (151)$$

$N_{k(t)}$ – количество ТС, поставленных в парк для обслуживания k -того сегмента за каждый год периода T ;

$P_{k,нов(t)}$ – расчетный прогноз поставок новых самолетов в парк обслуживания k -того сегмента рынка авиаперевозок за каждый год периода T ;

$K_{\text{конкур}} \in [0,1]$ – коэффициент конкурентоспособности проектируемого ТС на k -том сегменте рынка.

Величина выручки B_k , получаемой от эксплуатации поставленных на k -тый сегмент рынка ТС, с одной стороны равна сумме выручки от эксплуатации этих самолетов за каждый прогнозный год, а с другой не может превышать объема рынка, доступного новым самолетам, с учетом их возможностей, помноженной на тариф

$$B_{k(t)} = \sum N_{k(t)} \cdot U_{k(t)} \cdot T_k^{\text{л.ч.}} \cdot K_{\text{инд}(t)}^{\text{л.ч.}} \leq \sum E_{k,\text{нов}(t)} \cdot k_{\text{выр}} \cdot T_k^{\text{л.ч.}} \cdot K_{\text{инд}(t)}^{\text{л.ч.}}, \quad (152)$$

где $N_{k(t)}$ – количество самолетов, поставленных на k -й сегмент рынка в течение периода эксплуатации T , шт;

U_k – налет самолетов, поставленных на k -й сегмент рынка в течение периода эксплуатации T , л.ч.;

$T_k^{\text{л.ч.}}$ – тариф на выполнение услуг авиационных грузоперевозок на k -ом сегменте, долл/л.ч.;

$K_{\text{инд}(t)}^{\text{л.ч.}}$ – коэффициент индексации тарифа $T_k^{\text{л.ч.}}$ в течение периода эксплуатации T ;

$E_{k,\text{нов}(t)}$ – прогнозируемая емкость k -го сегмента рынка, л.ч.;

$k_{\text{выр}}$ – коэффициент выручки.

Затем для расчета совокупной выручки B производится суммирование выручек каждого сегмента.

Таким образом, величина совокупной выручки B , получаемой от эксплуатации всех поставленных на рынок ТС за весь период эксплуатации, напрямую зависит от количества потенциальных сегментов рынка авиаперевозок, доступных проектируемому самолету, количества выведенных на рынок самолетов, их потребительских качеств, интенсивности их эксплуатации и действующего в сегменте тарифа на авиаперевозки.

3.6 Модель оценки совокупной стоимости жизненного цикла тяжелого транспортного самолета

Под жизненным циклом или программой самолета подразумевается процесс проектирования ВС, его производства, эксплуатации и утилизации. Программу самолета можно разделить на следующие шесть этапов:

Этап 1: Планирование и аванпроект.

Этот этап состоит из определения тактико-технических характеристик будущего самолета, создания вариантов облика будущего самолета, предварительных расчетов технических параметров, предварительного расчета стоимости программы.

Этап 2: Эскизный проект и интеграция систем самолета.

На этом этапе разрабатывается пакет конструкторской документации, устанавливающий принципиальные конструктивные решения, определяется оптимальное соотношение между стоимостью программы и техническими и технологическими решениями, которые планируется внедрить. Формируется схема кооперации между головным разработчиком, соразработчиками, а также поставщиками.

Этап 3: РКД.

Определен и заморожен облик будущего самолета. Производится выпуск рабочей конструкторской и технологической документации.

Этап 4: Постройка опытных экземпляров и их испытания, сертификация.

Этап 5: Производство и продажа.

На данном этапе производится серийное производство самолета и поставка заказчикам.

Этап 6: Эксплуатация и послепродажная поддержка.

Эксплуатация самолета, технического обслуживание и поддержание его летной годности.

Этапы 5 и 6 накладываются друг на друга во времени.

Этап 7: Утилизация.

Этот этап подразумевает окончание срока службы самолета. Утилизация самолета включает в себя демонтаж самолета, агрегатов и оборудования, и переработку оставшихся материалов. Утилизация становится необходимой, когда самолет достиг предела своей технологической или экономической жизни. Этапы 6 и 7 накладываются друг на друга во времени.

Все семь этапов программы составляют жизненный цикл самолета, а суммарные затраты, произведенные в течение жизненного цикла определяют стоимость жизненного цикла.

Согласно описанной выше схеме, предварительная оценка стоимости жизненного цикла самолета разбита на четыре компонента:

1. Стоимость НИОКР и испытаний (наземных и летных): $C_{\text{НИОКР}}$;
2. Цена производства, включающая в себя себестоимость производства и прибыль производителя: $C_{\text{ПРОИЗВ}}$;
3. Эксплуатационные расходы: $C_{\text{ЭКСПЛ}}$;
4. Стоимость утилизации: $C_{\text{УТИЛ}}$.

Таким образом, стоимость жизненного цикла самолета ($C_{\text{ЖЦ}}$) можно выразить формулой

$$C_{\text{СЖЦ}} = C_{\Sigma} = C_{\text{НИОКР}} + C_{\text{ПРОИЗВ}} + C_{\text{ЭКСПЛ}} + C_{\text{УТИЛ}}. \quad (153)$$

3.6.1 Блок оценки стоимости НИОКР и испытаний

Стоимость НИОКР включает в себя суммарную стоимость этапов с первого по третий. Также сюда входят стоимость наземных и летных испытаний, стоимость постройки ВС для испытаний.

Расходы на НИОКР разбивается на семь категорий затрат:

1. Стоимость проектирования и конструирования планера: $C_{\text{пркн}}$;
2. Стоимость проведения наземных испытаний: $C_{\text{нин}}$;
3. Стоимость ВС для летных испытаний: $C_{\text{слин}}$;
4. Стоимость проведения летных испытаний: $C_{\text{лин}}$;
5. Стоимость мощностей и оборудования для летных испытаний: $C_{\text{молин}}$;
6. Закладываемая прибыль на этапе НИОКР: $C_{\text{прн}}$;
7. Стоимость финансирования (кредитования) на этапе НИОКР: $C_{\text{финн}}$.

Таким образом, общая стоимость НИОКР программы нового самолета может быть оценена как

$$C_{\text{НИОКР}} = C_{\text{пркн}} + C_{\text{нин}} + C_{\text{слин}} + C_{\text{лин}} + C_{\text{молин}} + C_{\text{финн}}. \quad (154)$$

Следует отметить, что это общая формула для расчета стоимости этапа проведения НИОКР, с помощью которой в дальнейшем определяется цена одного самолета, а далее определяются параметры окупаемости проекта для производителя самолета. В настоящем методическом обеспечении, как было описано выше, в качестве критерия принимается итоговая прибыль программы Π , включающая все этапы жизненного цикла. Поэтому цена самолета, а также и необходимая для ее определения закладываемая прибыль на всех этапах жизненного цикла самолета выводятся за скобки.

Стоимость проектирования и конструирования планера и систем.

Проектно-конструкторские работы по планеру включают:

1. Планирование, концептуальное проектирование и оценка стоимости проекта;
2. Эскизный проект, интеграция систем и уточнение стоимости проекта;
3. Макеты для аэродинамических испытаний, испытаний двигателей;
4. Разработка специального оборудования для испытаний систем, статических испытаний;
5. Разработка БРЭО и систем;
6. Рабочая конструкторская документация;
7. Взаимодействие с заводами и с поставщиками;
8. Анализ надежности;
9. Анализ ремонтпригодности и технологичности.

Суммарная трудоемкость проектно-конструкторских работ по планеру может быть оценена следующим образом

$$T_{пркн} = 0,0543 \cdot m_{пуст.бо}^{0,791} \cdot V_{крс}^{1,526} \cdot N_{ниокр}^{0,183} \cdot K_{слож} \quad (155)$$

где $V_{крс}$ – приборная скорость на крейсерском режиме полета, км/ч.

где $m_{пуст.бо}$ – масса пустого снаряженного самолета без учета веса оборудования, поставляемого поставщиками, кг;

$N_{ниокр}$ – количество ВС, произведенных для летных испытаний, а также планеров для статических испытаний (в настоящей работе принято 2 ВС для летных испытаний и 3 – для наземных статических и ресурсных);

$K_{слож}$ – поправочный коэффициент, учитывающий сложность программы.

Методика расчета коэффициента сложности основана на разделении самолета на отдельные агрегаты и введении весового коэффициента (коэффициент трудоемкости) по каждому отдельному агрегату.

$K_{слож_i}$ – коэффициент сложности i -го агрегата. α_i – весовой коэффициент i -го агрегата. Соответственно, формула расчета интегрального коэффициента сложности будет иметь вид

$$K_{слож} = \sum_i K_{слож_i} \cdot \alpha_i = K_{слож_{крыло}} \cdot \alpha_{крыло} + K_{слож_{фюз}} \cdot \alpha_{фюз} + K_{слож_{оп}} \cdot \alpha_{оп} + K_{слож_{шасси}} \cdot \alpha_{шасси} + K_{слож_{дв}} \cdot \alpha_{дв} + K_{слож_{сист}} \cdot \alpha_{сист} \quad (156)$$

Ниже приведена таблица для типовых и перспективных конструкций ВС.

Таблица 2 – Весовые коэффициенты сложности

Проект/ агрегат	Стандартная схема, фюзеляж типа Ан-124	Стандартная схема	Интегральная схема	Летающее крыло	Весовой коэффициент
Фюзеляж	1,2	1	2	2,5	0,35
Крыло	1	1	1,2	2,5	0,35
Оперение	1,5	1,5	1,8	1	0,05
Шасси	1	1	1	1	0,05
СУ	1	1	1	1,5	0,1
Системы	1	1	1,5	2	0,1
Интегральный коэф. сложности	1,095	1,025	1,51	2,2	

Для каждого агрегата применяется следующая схема назначения коэффициента сложности по шкале от 1 до 3:

- классическая схема и стандартные материалы – 1;
- значительное применение новых конструкторских решений и материалов – 2;

- принципиально новые схемы, широкое применение перспективных конструкционных материалов – 3.

Посчитав $T_{\text{пркн}}$, можно вычислить стоимость проектирования и конструирования планера $C_{\text{пркн}}$ как

$$C_{\text{пркн}} = T_{\text{пркн}} \cdot P_{\text{икр}} + C_{\text{БРЭО}} + C_{\text{дв}} \quad (157)$$

где $P_{\text{икр}}$ – стоимость нормочаса инженерно-конструкторских работ в авиационной отрасли;

$C_{\text{БРЭО}}$ – стоимость разработки или доработки БРЭО;

$C_{\text{дв}}$ – стоимость доработки двигателей (если необходимо под конкретный проект) или стоимость разработки двигателей «с чистого листа».

$$P_{\text{икр}} = \frac{P_{\text{икр}1989} \cdot K_{\text{эск}}}{K_{\text{эск}1989}} \quad (158)$$

где $P_{\text{икр}1989} = 62$ долл/ч - стоимость нормочаса инженерно-конструкторских работ на состояние 1989 года;

$K_{\text{эск}1989}$ – коэффициент эскалации на состояние 1989 года;

$K_{\text{эск}}$ – текущий коэффициент эскалации.

$$K_{\text{эск}} = 5,02603 + 0,104746 \cdot (N_{\text{ТГ}} - 2005) \quad (159)$$

где $N_{\text{ТГ}}$ – текущий год (для текущего года $K_{\text{эск}} = 6,18$).

Включая все накладные и прочие расходы, связанные с выплатой премий $P_{\text{икр}}=123,2$ долл/ч.

Примечание. Описанный расчет стоимости принят по работе (31) и характерен для США, штата Калифорния в 2003 году. В отличие от стоимости эксплуатации тяжёлых ТС, носящей глобальный характер и поэтому нивелирующейся рынком, стоимость нормочаса при разработке и производстве может существенно зависеть от страны и даже региона. Так, к примеру, AIRBUS разместил американскую общую сборку A320 в штате Алабама, где стоимость труда ниже и агрегаты доставляются из Европы морским транспортом. Планируя конкретный проект, желательно иметь прогноз такой стоимости на годы производства, не полагаясь на глобализацию, что позволит снизить стоимость работ. В этом случае величины стоимости может отличаться от рассчитываемых по формулам (157) и (158).

Стоимость проведения наземных испытаний.

Наземные испытания включают в себя:

1. Аэродинамические исследования;

2. Испытания систем («железная птица»);
3. Прочностные испытания (статические, усталостные испытания, испытания материалов);
4. Испытания двигателей.

Суммарная стоимость испытаний может быть оценена по формуле

$$C_{\text{инн}} = 0,0134 \cdot m_{\text{пустбо}}^{0,873} \cdot V_{\text{крс}}^{1,89} \cdot N_{\text{шюкр}}^{0,346} \cdot K_{\text{слож}} \cdot K_{\text{эск}} \quad (160)$$

Стоимость ВС для летных и наземных испытаний.

К данной категории расходов относятся:

1. Стоимость БРЭО, систем и двигателей: $C_{(\text{БРЭО+дв})н}$;
2. Стоимость рабочей силы для производства ВС для испытаний: $C_{\text{рспрн}}$;
3. Стоимость материалов для производства ВС для испытаний: $C_{\text{матпрн}}$;
4. Стоимость оснастки для производства ВС для испытаний: $C_{\text{осн}}$;
5. Стоимость контроля качества: $C_{\text{ккн}}$.

Таким образом, стоимость ВС для летных испытаний будет определяться как

$$C_{\text{слин}} = C_{(\text{БРЭО+дв})н} + C_{\text{рспрн}} + C_{\text{матпрн}} + C_{\text{осн}} + C_{\text{ккн}}. \quad (161)$$

Стоимость БРЭО, систем и двигателей рассчитывается как

$$C_{(\text{БРЭО+дв})н} = [C_{\text{двн}} \cdot (N_{\text{дв}} + N_{\text{двн}}) + C_{\text{БРЭОн}}] \cdot (N_{\text{шюкр}} - N_{\text{ст}}), \quad (162)$$

где $C_{\text{двн}}$ – стоимость двигателя;

$N_{\text{дв}}$ – количество двигателей на одном ВС;

$N_{\text{двн}}$ – количество подменных двигателей на опытный образец;

$C_{\text{БРЭОн}}$ – стоимость БРЭО и систем на один самолет (оценивается экспертно на уровне 45 000 000 долл.);

$N_{\text{ст}} = 4$ – количество самолетов для статических испытаний (без двигателей и оборудования).

$N_{\text{двн}} = 1$ – количество подменных двигателей для всех вариантов облика ТС.

Стоимость рабочей силы для производства ВС для испытаний

$$C_{\text{рспрн}} = T_{\text{прн}} \cdot P_{\text{прн}}, \quad (163)$$

где $T_{\text{прн}}$ – суммарная трудоемкость производственных работ;

где $P_{\text{прн}}$ – стоимость нормочаса производственных работ в авиационной отрасли.

$$T_{\text{прн}} = 22,564 \cdot m_{\text{пустбо}}^{0,74} \cdot V_{\text{крс}}^{0,543} \cdot N_{\text{шюкр}}^{0,524} \cdot K_{\text{слож}}, \quad (164)$$

$$P_{\text{при}} = \frac{P_{\text{прч}_{1989}} \cdot K_{\text{эск}}}{K_{\text{эск}_{1989}}}, \quad (165)$$

где $P_{\text{прч}_{1989}} = 35$ долл/ч – стоимость нормочаса производственных работ по состоянию на 1989 год;

$P_{\text{при}} = 69,5$ долл/ч - накладные и прочие расходы, связанные с выплатой премий.

Стоимость материалов для производства ВС для испытаний определяется как

$$C_{\text{матпри}} = 32,063 \cdot K_{\text{мат}} \cdot m_{\text{пустбо}}^{0,689} \cdot V_{\text{крс}}^{0,624} \cdot N_{\text{шюкр}}^{0,792} \cdot K_{\text{эск}}, \quad (166)$$

где $K_{\text{мат}}$ – корректирующий коэффициент, зависящий от типа используемых в производстве материалов.

В настоящем работе применяются следующие коэффициенты:

$K_{\text{мат}} = 1$ – преимущественно используются традиционные алюминиевые сплавы;

$K_{\text{мат}} = 2 - 2.5$ – частично композиционные материалы, сталь, алюминий;

$K_{\text{мат}} = 3$ – композиционные материалы.

Стоимость оснастки для производства опытных ВС рассчитывается по формуле

$$C_{\text{осн}} = T_{\text{осн}} \cdot P_{\text{осн}}, \quad (167)$$

где $T_{\text{осн}}$ – суммарная трудоемкость производства оснастки;

$P_{\text{осн}}$ – стоимость нормочаса производства оснастки (на 1989 год – 43 долл/ч).

$$T_{\text{осн}} = 3,817 \cdot m_{\text{пустбо}}^{0,764} \cdot V_{\text{крс}}^{0,899} \cdot N_{\text{шюкр}}^{0,178} \cdot N_{\text{мтн}}^{0,066} \cdot K_{\text{слож}}, \quad (168)$$

где $N_{\text{мтн}}$ – месячный темп производства опытных ВС (принимается, что на опытной стадии производства в год будет производиться один самолет, $N_{\text{мт}} = 0.1$).

Стоимость контроля качества рассчитывается как

$$C_{\text{кзн}} = 0,13 \cdot C_{\text{рспри}}, \quad (169)$$

Стоимость летных испытаний в первом приближении может быть оценена по эмпирической зависимости

$$C_{\text{лин}} = 0,0012 \cdot m_{\text{пустбо}}^{1,16} \cdot V_{\text{крс}}^{1,371} \cdot (N_{\text{шюкр}} - N_{\text{ст}})^{1,281} \cdot K_{\text{эск}} \cdot K_{\text{слож}}, \quad (170)$$

Стоимость оборудования и мощностей для испытаний.

К этой категории затрат относится оборудование для проведения летных испытаний, строительство дополнительных ангаров и пр. Для первичной оценки стоимости оборудования для испытаний можно воспользоваться следующей формулой

$$C_{\text{молн}} = K_{\text{молн}} \cdot C_{\text{НИОКР}}, \quad (171)$$

где $K_{\text{молин}}$ – коэффициент, учитывающий готовность к летным испытаниям.

$K_{\text{молин}} = 0$, если не нужно дополнительное оборудование для проведения летных испытаний и $K_{\text{молин}} = 0.2$, если оборудование требуется.

Стоимость финансирования (кредитования) на этапе НИОКР.

В случае привлечения заемных средств, стоимость кредитования можно оценить по формуле

$$C_{\text{финн}} = K_{\text{финн}} \cdot C_{\text{НИОКР}}, \quad (172)$$

где $K_{\text{финн}} = 0.1 \dots 0.2$ в зависимости от процентной ставки, величины риска проекта и прочего. Для всех вариантов облика перспективных ТС рекомендуется принять коэффициент $K_{\text{финн}} = 0.15$.

Суммарная стоимость НИОКР, включая стоимость образцов ВС для испытаний и сами испытания вычисляется по формуле

$$C_{\text{НИОКР}} = \frac{C_{\text{пркп}} + C_{\text{нпн}} + C_{\text{слин}} + C_{\text{лин}}}{1 - K_{\text{молин}} - K_{\text{финн}}}, \quad (173)$$

Все переменные, входящие в выражение (173), определены выше.

3.6.2 Блок оценки стоимости производства

Суммарную стоимость производства можно разделить на следующие категории:

1. Стоимость проектирования и конструирования планера: $C_{\text{пркп}}$;
2. Стоимость производства самолетов: $C_{\text{прсп}}$;
3. Стоимость приемо-сдаточных испытаний: $C_{\text{пр-сип}}$;
4. Стоимость финансирования (кредитования) на этапе производства: $C_{\text{финп}}$.

Таким образом, общая стоимость программы производства нового самолета может быть оценена по следующей зависимости

$$C_{\text{ПР}} = C_{\text{пркп}} + C_{\text{прсп}} + C_{\text{пр-сип}} + C_{\text{финп}}, \quad (174)$$

Стоимость проектирования и конструирования планера.

Проектирование и конструирование планера на этапе производства включает в себя:

1. Устранение недочетов и инженерных просчетов, не выявленных на стадии НИОКР,
2. ОКР для кастомизации самолета под специфические требования конкретного заказчика,
3. Устранение ошибок, выявленных при производстве,
4. Передача конструкторской документации на производство,

5. Анализ надежности.
6. Анализ ремонтпригодности и технологичности.

Стоимость вышеупомянутых мероприятий может быть оценена по формуле

$$C_{пркп} = T_{пркппрог} \cdot P_{икр} - T_{пркп} \cdot P_{икр} = T_{пркппрог} \cdot P_{икр} - C_{пркп}, \quad (175)$$

где $P_{икр}$ – стоимость нормочаса инженерно-конструкторских работ в авиационной отрасли (рассчитывается аналогично расчету другим нормочасам на текущий год, по состоянию на 1989 год стоимость нормочаса инженерно-конструкторских работ 62 долл/ч);

$T_{пркппрог}$ – суммарная трудоемкость работ по проектированию и конструированию планера в течение всей программы.

$$T_{пркп} = 0,0543 \cdot m_{пустбо}^{0,791} \cdot V_{крс}^{1,526} \cdot N_{прог}^{0,183} \cdot K_{слож}, \quad (176)$$

где $N_{прог} = N_{сер} + N_{ниокр}$ – суммарное количество произведенных ВС;

$N_{сер}$ – количество серийно произведенных ВС.

Стоимость производства самолетов

Стоимость производств самолетов включает в себя следующие категории затрат:

1. Стоимость приобретения двигателей, БРЭО и систем у поставщиков: $C_{(БРЭО+дв)п}$;
2. Стоимость интерьера: $C_{интп}$;
3. Стоимость рабочей силы для производства серийных ВС: $C_{рспрп}$;
4. Стоимость материалов для производства серийных ВС: $C_{матпрп}$;
5. Стоимость оснастки для производства серийных ВС: $C_{осп}$;
6. Стоимость контроля качества на этапе производства серийных ВС: $C_{ккп}$.

Следовательно, стоимость производства будет определяться как сумма

$$C_{прсп} = C_{(БРЭО+дв)п} + C_{интп} + C_{рспрп} + C_{матпрп} + C_{осп} + C_{ккп}. \quad (177)$$

Стоимость приобретения двигателей, БРЭО и систем у поставщиков рассчитывается как

$$C_{(БРЭО+дв)п} = (C_{двп} \cdot N_{дв} + C_{БРЭОп}) \cdot N_{сер}, \quad (178)$$

где $C_{двп}$ – стоимость двигателя на этапе серийного производства (данная стоимость может, строго говоря, отличаться от стоимости двигателя для опытных образцов, но в первом приближении можно считать, что $C_{двп} = C_{двн}$);

$C_{БРЭОп}$ – стоимость БРЭО и систем на один самолет на этапе производства (также может быть приравнена к стоимости БРЭО и систем для опытных образцов).

Стоимость интерьера вычисляется по формуле

$$C_{интп} = K_{инт} \cdot N \cdot \frac{K_{эктг}}{K_{экт1990}}, \quad (179)$$

где $K_{\text{инт}}$ – коэффициент, учитывающий стоимость интерьера (2000 долл/пасс для реактивных коммерческих самолетов;

$K_{\text{эсктг}}/K_{\text{эск1990}}$ – коэффициент, учитывающий эскалацию цен на текущий момент;

$N_{\text{пас}}$ – число пассажиров;

$K_{\text{эсктг}} = 6,18$;

$K_{\text{эск1990}} = 3,02$.

В методике принято, что салон рассчитан на технический и сменный экипаж в количестве 10 человек.

Стоимость рабочей силы для производства серийных ВС рассчитывается как

$$C_{\text{пркп}} = T_{\text{пркппрог}} \cdot P_{\text{прп}} - T_{\text{пркп}} \cdot P_{\text{прп}} = T_{\text{пркппрог}} \cdot P_{\text{прп}} - C_{\text{рспрп}}, \quad (180)$$

где $P_{\text{прп}}$ – стоимость нормочаса производственных работ в авиационной отрасли ($P_{\text{прп}} = P_{\text{прп}} 69.5$ долл/ч);

$T_{\text{прппрог}}$ – суммарная трудоемкость работ производства всего флота ВС.

$$T_{\text{прппрог}} = 22,5642 \cdot m_{\text{пучтбо}}^{0,74} \cdot V_{\text{крс}}^{0,543} \cdot N_{\text{прог}}^{0,524} \cdot K_{\text{слож}}, \quad (181)$$

Стоимость материалов для производства серийных ВС вычисляется как

$$C_{\text{матпрп}} = C_{\text{матпрпрог}} - C_{\text{матпрп}}, \quad (182)$$

где

$$C_{\text{матпрпрог}} = 32,0633 \cdot K_{\text{мат}} \cdot m_{\text{пучтбо}}^{0,689} \cdot V_{\text{крс}}^{0,624} \cdot N_{\text{прог}}^{0,792} \cdot K_{\text{эск}}, \quad (183)$$

Стоимость оснастки для производства серийных ВС вычисляется по зависимости

$$C_{\text{осп}} = T_{\text{осппрог}} \cdot P_{\text{осп}} - T_{\text{осп}} \cdot P_{\text{осп}} = T_{\text{осппрог}} \cdot P_{\text{осп}} - C_{\text{осп}}, \quad (184)$$

где $P_{\text{осп}}$ – стоимость нормочаса рабочей силы для производства оснастки (в первом приближении можно принять равной $P_{\text{осп}} = P_{\text{осп}}$);

$T_{\text{осппрог}}$ – суммарная трудоемкость изготовления оснастки для всего флота.

$$T_{\text{осппрог}} = 3,0127 \cdot m_{\text{пучтбо}}^{0,764} \cdot V_{\text{крс}}^{0,899} \cdot N_{\text{прог}}^{0,178} \cdot N_{\text{мпт}}^{0,066} \cdot K_{\text{слож}}, \quad (185)$$

где $N_{\text{мпт}}$ – месячный темп производства серийных ВС (первоначально, для всех вариантов облика темп производства принимаем на уровне 4 самолета в год, то есть 0,33 в месяц).

Стоимость контроля качества на этапе производства серийных ВС

$$C_{\text{ккл}} = 0,13 \cdot C_{\text{рспрп}}, \quad (186)$$

Стоимость приемо-сдаточных испытаний.

На этапе первичной оценки стоимости программы, данной составляющей стоимости производства можно пренебречь. Приблизенно стоимость приемо-сдаточных испытаний можно оценить по формуле

$$C_{np-cun} = N_{сер} \cdot C_{эп/ч} \cdot t_{тчп} \cdot K_{np-cun}, \quad (187)$$

где $C_{эп/ч}$ – эксплуатационные расходы на час полета;

$t_{тчп}$ – количество тестовых часов полета (для коммерческих самолетов принимается равным 10 часам);

K_{np-cun} – коэффициент, учитывающий непредусмотренные затраты во время испытаний (в расчетах принимается равным 4).

Стоимость финансирования (кредитования) на этапе производства.

В случае привлечения заемных средств, стоимость кредитования можно оценить по формуле

$$C_{финт} = K_{финт} \cdot C_{ПП}, \quad (188)$$

где $K_{финт} = 0.1 \dots 0.2$ в зависимости от процентной ставки, величины риска проекта и прочего (для всех вариантов облика в настоящей работе рекомендуется принимать $K_{финт} = 0.15$).

Оценка стоимости производства.

Суммарная стоимость производства серийных ВС выражается как

$$C_{ПП} = \frac{C_{пркп} + C_{прсн} + C_{np-cun}}{1 - K_{финт}}, \quad (189)$$

При этом стоимость производства одного серийного образца можно оценить по следующей формуле

$$C_{BC} = \frac{C_{НИОКР} + C_{ПП}}{N_{сер}}, \quad (190)$$

а цену одного серийного ВС можно вычислить как

$$P_{BC} = (1 + K_{пр}) \cdot C_{BC}, \quad (191)$$

где $K_{пр}$ – закладываемая производителем прибыль (для оценочных расчетов можно принять, что $K_{пр} = 0.12$, хотя, как говорилось ранее, цена серийного самолета исключается из расчета совокупной прибыли Π и ее расчет носит справочный характер).

3.6.3 Блок оценки стоимости эксплуатации

Эксплуатационные расходы ВС делятся на две крупные категории: прямые эксплуатационные расходы (ПЭР) и косвенные эксплуатационные расходы (КЭР).

Исходными данными для оценки эксплуатационных расходов являются его эксплуатационные характеристики.

Основными эксплуатационными характеристиками самолета при расчете стоимости эксплуатации являются:

- блок-время (время налета) $t_{\text{бл}}$, ч;
- полная дальность расчетного типового рейса, для которого рассчитываются эксплуатационные расходы или блок-дальность $L_{\text{бл}}$, км (задается как параметр);
- блок-скорость $V_{\text{бл}} = \frac{L_{\text{бл}}}{t_{\text{бл}}}$.

$$t_{\text{бл}} = t_{\text{нм}} + t_{\text{нв}} + t_{\text{кр}} + t_{\text{сниж}}, \quad (192)$$

где $t_{\text{нв}}$ – время, затраченное на набор высоты и ускорение до крейсерского режима полета;

$t_{\text{сниж}}$ – время, затраченное на снижение;

$t_{\text{кр}}$ – время, затраченное на крейсерский режим полета;

$t_{\text{ман}}$ – время, затраченное на выполнение маневров.

Вычисление $t_{\text{нв}}$ и $t_{\text{сниж}}$ производится с помощью модели расчета ЛТХ и ВПХ, описанной в Главе 2.

Время, затраченное на выполнение маневров, вычисляется по формуле

$$t_{\text{ман}} = 0,113 \cdot 10^{-6} \cdot m_{\text{в}} + 0,0625, \quad (193)$$

где $m_{\text{в}}$ – взлетная масса самолета, кг.

Расстояние, пройденное ВС при выполнении маневров вычисляется как

$$L_{\text{ман}} = V_{\text{ман}} \cdot t_{\text{ман}}, \quad (194)$$

где $V_{\text{ман}}$ – скорость выполнения маневров (принимается равной крейсерской скорости $V_{\text{кр}}$);

$t_{\text{ман}}$ – время, затраченное на выполнение маневров.

Время, затраченное на крейсерский полет рассчитывается по следующей формуле

$$t_{\text{кр}} = \frac{1,01 \cdot L_{\text{бл}} - L_{\text{нв}} - L_{\text{сниж}} + L_{\text{ман}}}{V_{\text{кр}}}, \quad (195)$$

где $L_{\text{бл}}$ – блок-дальность, то есть полная дальность расчетного, типового случая, для которого рассчитываются эксплуатационные расходы, км;

$L_{\text{нв}}$ – дальность набора высоты (вычисляется согласно и модели расчета ЛТХ и ВПХ, описанной в Главе 2), км;

$L_{\text{сниж}}$ – дальность снижения (вычисляется согласно модели расчета ЛТХ и ВПХ, описанной в Главе 2), км;

$V_{\text{крс}}$ – крейсерская скорость полета, км/ч.

Максимально возможный годовой налет в блок-часах рассчитывается как

$$U_{\text{зодбл}} = 10^3 \cdot [6,053 \cdot t_{\text{бл}} + 5,7 - \sqrt{37,771 \cdot t_{\text{бл}}^2 + 13,494 \cdot t_{\text{бл}} + 32,49}], \quad (196)$$

Следует отметить, что максимально возможный годовой налет, вычисленный по данной формуле, является в большей степени теоретической величиной, в реальности же налет будет гораздо ниже.

Реальный годовой суммарный налет на весь парк новых ВС в каждый год периода t определяется емкостью рынка грузоперевозок на этот год $E_{\text{нов}(t)}$. Учитывая это, ежегодный налет одного нового ВС, поставленного на рынок в каждый год периода t можно рассчитать как

$$U = \frac{E_{\text{нов}(t)}}{N_t} \leq U_{\text{зодбл}}, \quad (197)$$

где $E_{\text{нов}(t)}$ – емкость рынка для новых ВС в каждый год периода t , определяемый формулой, а N_t – количество самолетов, поставленных на начало соответствующего года периода t . При этом следует понимать, что годовой налет на одно ВС не должен превышать максимальное технически допустимое значение, рассчитанное по формуле (197).

3.6.4 Оценка прямых эксплуатационных расходов (ПЭР)

Для удобства расчетов, все компоненты ПЭР в настоящей математической модели будут вычисляться в долларах на километр (долл/км). Согласно параметрам дальности и времени типового (расчетного) рейса будет вычислена итоговая стоимость летного часа и каждый компонент ПЭР.

ПЭР делятся на пять крупных категорий:

1. ПЭР_{пол} – непосредственно связанные с обеспечением полетов. Сюда входят расходы на ГСМ, экипаж, страхование ВС;
2. ПЭР_{обсл} – связанные с техническим обслуживанием и обеспечением летной годности. К этой категории ПЭР относятся расходы на ремонт систем, планера, двигателей;
3. ПЭР_{аморт} – затраченные на амортизацию ВС и запасные части для ВС;

4. ПЭР_{сбор} – связанные с поддержанием полетов. Сюда входят расходы на аэропортовые сборы, аэронавигационные сборы;

5. ПЭР_{фин} – связанные с обеспечением финансирования деятельности авиакомпаний.

$$\text{ПЭР} = \text{ПЭР}_{\text{пол}} + \text{ПЭР}_{\text{обсл}} + \text{ПЭР}_{\text{аморт}} + \text{ПЭР}_{\text{сбор}} + \text{ПЭР}_{\text{фин}}, \quad (198)$$

ПЭР на обеспечение полетов.

ПЭР на обеспечение полетов делятся на три компонента:

1. Расходы на экипаж (включая технический), $C_{\text{экип}}$;
2. Расходы на ГСМ, $C_{\text{гсм}}$;
3. Расходы на страхование, $C_{\text{страх}}$.

Расходы на экипаж, в том числе технический, вычисляются как

$$C_{\text{экип}} = \sum_{j=1}^3 [n_{cj} \cdot \frac{1 + K_j}{V_{\text{бл}}} \cdot \frac{ЗП_j}{ГН_{\text{бл}}} + \frac{КОМ_j}{V_{\text{бл}}}], \quad (199)$$

где n_{cj} – число экипажа каждого типа, то есть для двухчленного экипажа (расчетный случай):

$n_{c1} = 1$ – количество КВС в экипаже,

$n_{c2} = 1$ – количество вторых пилотов в экипаже,

$n_{c3} = 0$ – количество бортинженеров в экипаже.

K_j – коэффициент, учитывающий дополнительные выплаты в виде отпускных, расходов на обучение, премии, страхование и пр. (в настоящей модели принимается равным $K=0.26$ для всех членов экипажа);

$ЗП_j$ – годовая зарплата j -го члена экипажа.

В настоящей модели принимаем следующие значения, являющиеся средними по отрасли:

- годовая зарплата КВС: $ЗП_1 = \$135\,000$,
- годовая зарплата второго пилота: $ЗП_2 = \$108\,000$,
- годовая зарплата бортинженера: $ЗП_3 = \$55\,000$,
- годовая зарплата технического экипажа: $ЗП_t = \$29\,000$;

$ГН_j$ – годовой налет j -го члена экипажа (для международных перелетов значение не должно превышать 945 ч для каждого члена экипажа);

$КОМ_j$ – параметр, учитывающий расходы на отель, суточные, визы и пр. для j -го члена экипажа (для всех членов экипажа КОМ принимается одинаковым, равным 21,9 долл/час).

Для расчетного случая с трехчленной кабиной экипажа и техническим экипажем из n_t человек, формула (199) будет иметь вид

$$C_{экип} = n_{c1} \cdot \frac{1 + K_1}{V_{бл}} \cdot \frac{3П_1}{ГН_{бл}} + n_{c2} \cdot \frac{1 + K_2}{V_{бл}} \cdot \frac{3П_2}{ГН_{бл}} + n_{c3} \cdot \frac{1 + K_3}{V_{бл}} \cdot \frac{3П_3}{ГН_{бл}} + n_{ct} \cdot \frac{1 + K_t}{V_{бл}} \cdot \frac{3П_t}{ГН_{бл}} + (n_{c1} + n_{c2} + n_{c3} + n_{ct}) \cdot \frac{КОМ}{V_{бл}} \quad (200)$$

Перевод $C_{экип}$ в стоимость летного часа осуществляется следующим образом

$$C_{экип,л.ч.} = \frac{C_{экип} \cdot L_{бл}}{t_{бл}} \quad (201)$$

Стоимость ГСМ определяется по зависимости

$$C_{гсм} = 1,05 \cdot \frac{m_{кер,бл}}{L_{бл}} \cdot P_{кер}, \quad (202)$$

где коэффициент 1,05 учитывает также расход масла и других жидкостей помимо топлива;

$m_{кер,бл}$ – количество керосина, израсходованное для преодоления расстояния $L_{бл}$ (рассчитывается согласно математической модели расчета ЛТХ и ВПХ), кг;

$P_{кер}$ – цена авиационного керосина (является параметром, варьируя которым можно моделировать ее влияние на совокупную прибыль Π).

При первичных расчетах для определения расходов на страхование можно воспользоваться формулой:

$$C_{страх} = \frac{f_{страх} \cdot P_{ВС}}{U_{годбл} \cdot V_{бл}}, \quad (203)$$

где $f_{страх}$ – ежегодные расходы на страхование, долл/год (принимается равным $f_{страх} = 0.01$ для всех вариантов облика ТС);

$P_{ВС}$ – цена самолета;

$U_{годбл}$ годовой налет (используется не максимально возможное значение $U_{годбл}$, а значение, учитывающее емкость рынка в данный момент времени).

ПЭР на поддержание и обеспечение летной годности.

Данная категория ПЭР включает в себя пять компонентов:

1. Стоимость рабочей силы на техническое обслуживание и ремонт планера, систем и БРЭО, $C_{обс/плс}$;
2. Стоимость рабочей силы на техническое обслуживание двигателя, $C_{обс/дв}$;
3. Стоимость материалов на техническое обслуживание планера, систем и БРЭО, $C_{мат/плс}$;
4. Стоимость материалов на техническое обслуживание двигателя, $C_{мат/дв}$;
5. Компонент, учитывающий накладные расходы на техническое обслуживание, $C_{накл}$.

$$\text{ПЭР}_{\text{обс}} = C_{\text{обс/плс}} + C_{\text{обс/дв}} + C_{\text{мат/плс}} + C_{\text{мат/дв}} + C_{\text{накл}}, \quad (204)$$

Стоимость рабочей силы на техническое обслуживание и ремонт планера, систем и БРЭО вычисляется по формуле

$$C_{\text{обс/плс}} = 1,03 \cdot T_{\text{обсбл/плс}} \cdot \frac{P_{\text{обс/плс}}}{V_{\text{бл}}}, \quad (205)$$

где $P_{\text{обс/плс}}$ – стоимость нормочаса работ по техническому обслуживанию планера, систем и БРЭО (в настоящей математической модели принимается равным 8.5 долл/ч), долл/ч;

$T_{\text{обсбл/плс}}$ – трудоемкость проведения технического обслуживания планера, систем и БРЭО, нормочас.

$$T_{\text{обсбл/плс}} = 3 + \frac{0,03 \cdot (m_{\text{пуст}} - N_{\text{дв}} \cdot m_{\text{дв}})}{1000}, \quad (206)$$

где $m_{\text{пуст}}$ – масса пустого снаряженного самолета, кг;

$N_{\text{дв}}$ и $M_{\text{дв}}$ – количество двигателей на самолете и масса двигателя, соответственно.

Альтернативная зависимость для расчета трудоемкости проведения технического обслуживания планера, систем и БРЭО имеет вид

$$T_{\text{обсбл/плс}} = T_{\text{обсчп/плс}} \cdot \frac{t_{\text{пол}}}{t_{\text{бл}}}, \quad (207)$$

$T_{\text{обсчп/плс}}$ – количество часов обслуживания на час полета (принимается равным 15 для всех вариантов облика).

Из двух значений $T_{\text{обсбл/плс}}$ в настоящей математической модели принимается максимальное.

Стоимость рабочей силы на техническое обслуживание двигателя определяется как

$$C_{\text{обс/дв}} = \frac{1,03 \cdot 0,7 \cdot N_{\text{дв}} \cdot T_{\text{обсбл/дв}} \cdot P_{\text{обс/дв}}}{V_{\text{бл}}}, \quad (208)$$

где $P_{\text{обс/дв}}$ – стоимость нормочаса работ по техническому обслуживанию двигателя, которая в настоящей математической модели принимается равной 10 долл/ч.

$$T_{\text{обсбл/дв}} = (0,718 + 0,0144 \cdot \frac{T_{\text{в}} / N_{\text{дв}}}{1000}) \cdot \frac{1100}{H_{\text{ем}}} + 0,1, \quad (209)$$

где $H_{\text{ем}}$ – коэффициент для турбореактивных двигателей, который принимает значения в диапазоне от 3000 до 5000 ч (рекомендуемое значение в настоящей математической модели $H_{\text{ем}} = 4000$ ч для всех вариантов облика);

$T_{\text{в}}$ – тяга на взлетном режиме (соответственно, соотношение $T_{\text{в}}/N_{\text{дв}}$ – тяга одного двигателя на взлетном режиме), кгс.

Стоимость материалов на техническое обслуживание планера, систем и БРЭО

$$C_{\text{мат/плс}} = \frac{2,27 \cdot C_{\text{мат/плсблч}}}{V_{\text{бл}}}, \quad (210)$$

где $C_{\text{мат/плсблч}}$ – стоимость материалов при осуществлении техобслуживания планера, систем и БРЭО на один час полета, долл.

$$C_{\text{мат/плсблч}} = 30 \cdot \left(\frac{K_{\text{эсктг}}}{K_{\text{эск1989}}} \right) \cdot F_{\text{тс}} + 0,79 \cdot 10^{-5} \cdot P_{\text{плс}}, \quad (211)$$

$P_{\text{дв}}$ – цена двигателя, долл;

$F_{\text{тс}}$ – коэффициент, учитывающий тип самолета (для тяжелых самолетов $F_{\text{тс}} = 1$).

Стоимость материалов на техническое обслуживание двигателя рассчитывается как

$$C_{\text{мат/дв}} = \frac{1,03 \cdot 1,3 \cdot N_{\text{дв}} \cdot C_{\text{мат/двблч}} \cdot P_{\text{обс/дв}}}{V_{\text{бл}}}, \quad (212)$$

где $C_{\text{мат/двблч}}$ – стоимость материалов при осуществлении техобслуживания одного двигателя на один час полета, долл/ч.

$$C_{\text{мат/двблч}} = \frac{5,43 \cdot 10^{-5} \cdot P_{\text{дв}} \cdot K_{\text{зчдв}} - 0,47}{K_{\text{Нем}}}, \quad (213)$$

где $K_{\text{Нем}}$ – коэффициент, учитывающий интервал между капитальными ремонтами двигателя.

Коэффициент $K_{\text{Нем}}$ вычисляется как

$$K_{\text{Нем}} = 0,021 \cdot \left(\frac{H_{\text{ем}}}{100} \right) + 0,769, \quad (214)$$

$K_{\text{зчдв}}$ – коэффициент, учитывающий стоимость запасных частей для двигателя (зависит от производителя двигателей, политики ценообразования. Рекомендуется использовать соотношение $K_{\text{зчдв}} = 1,5$).

Компонент, учитывающий накладные расходы на техническое обслуживание

$$C_{\text{накл}} = \frac{1,03 \cdot [f_{\text{накл/обс}} \cdot (T_{\text{обсбл/плс}} \cdot P_{\text{обс/плс}} + N_{\text{дв}} \cdot T_{\text{обсбл/дв}} \cdot P_{\text{обс/дв}}) + f_{\text{накл/мат}} \cdot (C_{\text{мат/плсблч}} + N_{\text{дв}} \cdot C_{\text{мат/двблч}})]}{V_{\text{бл}}}, \quad (215)$$

где $f_{\text{накл/обс}}$ и $f_{\text{накл/мат}}$ – коэффициенты, учитывающие расходы на содержание зданий, электроэнергию, отопление и прочие административные расходы, связанные с техническим обслуживанием самолетов (в настоящей математической модели рекомендуется брать $f_{\text{накл/обс}}$ равным 1,2, а $f_{\text{накл/мат}} = 0,6$).

ПЭР на амортизацию ВС и запасные части для ВС.

Прямые эксплуатационные расходы на амортизацию ВС и амортизацию запасных частей для ВС включают в себя:

1. Расходы на амортизацию планера (без двигателей, БРЭО и систем), $C_{ам/пл}$;
2. Расходы на амортизацию двигателей, $C_{ам/дв}$;
3. Расходы на амортизацию БРЭО и систем самолета, $C_{ам/брэо}$;
4. Расходы на амортизацию запасных частей самолета, $C_{ам/зчс}$;
5. Расходы на амортизацию запасных частей двигателя, $C_{ам/дв}$.

$$ПЭР_{аморт} = C_{ам/пл} + C_{ам/дв} + C_{ам/брэо} + C_{ам/зчс} + C_{ам/дв}. \quad (216)$$

Амортизация или в данном случае амортизационные отчисления представляет собой распределение исходной цены самолета на весь срок эксплуатации. Учитывая тот факт, что мы рассматриваем программу в целом, а не только с точки зрения производителя или эксплуатанта, то фактор цены, равно как и фактор амортизации, должен быть исключен, поскольку иначе инвестиционные расходы на проект будут учитываться двукратно.

Тем не менее, для того, чтобы иметь более полное представление о методе оценки стоимости летного часа или тонно-километра, здесь приводится способ расчета амортизации самолета.

Расходы на амортизацию планера (без двигателей, БРЭО и систем) вычисляются по формуле

$$C_{ам/пл} = \frac{K_{ам/пл} \cdot (P_{ВС} - N_e \cdot P_{дв} - P_{брэо})}{ПА_{пл} \cdot U_{годбл} \cdot V_{бл}}, \quad (217)$$

где $K_{ам/пл}$ – коэффициент амортизации планера (определяется как 1-(Остаточная цена / Исходная цена);

$P_{брэо}$ – цена БРЭО и систем самолета, долл;

$ПА_{пл}$ – период амортизации самолета, лет;

В предельном случае, если календарный ресурс самолета 30 лет, и он полностью исчерпан, остаточная цена самолета равна нулю и тогда коэффициент амортизации будет равен $K_{ам/пл} = 1$.

Расходы на амортизацию двигателей вычисляются как

$$C_{ам/дв} = \frac{K_{ам/дв} \cdot N_e \cdot P_{дв}}{ПА_{дв} \cdot U_{годбл} \cdot V_{бл}}, \quad (218)$$

$K_{ам/дв}$ – коэффициент амортизации двигателя;

$ПА_{дв}$ – период амортизации двигателя, лет.

Расходы на амортизацию БРЭО и систем самолета рассчитываются как

$$C_{ам/брэо} = \frac{K_{ам/брэо} \cdot P_{брэо}}{ПА_{брэо} \cdot U_{годбл} \cdot V_{бл}}, \quad (219)$$

$K_{ам/брэо}$ – коэффициент амортизации БРЭО и систем;

$PA_{брэо}$ – период амортизации двигателя, лет.

Расходы на амортизацию запасных частей самолета

$$C_{ам/зчс} = \frac{K_{ам/зчс} \cdot F_{зчс} \cdot (P_{ВС} - N_e \cdot P_{дв})}{PA_{зчс} \cdot U_{годобл} \cdot V_{бл}}, \quad (220)$$

$K_{ам/зчс}$ – коэффициент амортизации запасных частей на самолет;

$F_{зчс}$ – фактор запасных частей самолета (характеризует отношение стоимости запасных частей самолета к стоимости самолета без учета двигателей, рекомендуется принимать $F_{зчс} = 0.08$);

$PA_{зчс}$ – период амортизации запасных частей самолета, лет.

Расходы на амортизацию запасных частей двигателя вычисляются как

$$C_{ам/зчдв} = \frac{K_{ам/зчдв} \cdot F_{зчдв} \cdot N_e \cdot P_{дв} \cdot K_{зчдв}}{PA_{зчдв} \cdot U_{годобл} \cdot V_{бл}}, \quad (221)$$

$K_{ам/зчдв}$ – коэффициент амортизации запасных частей на двигатель;

$PA_{зчдв}$ – период амортизации запасных частей двигателя, лет;

$F_{зчдв}$ – коэффициент, учитывающий фактор запасных частей двигателя (соотношение цены, закупленных запасных частей двигателя к стоимости двигателя, при первичных расчетах рекомендуется значение 0.5).

ПЭР на поддержание полетов.

ПЭР на поддержание полетов включают:

1. Аэропортовые сборы, $C_{сб/аэр}$;
2. Аэронавигационные сборы, $C_{сб/нав}$;
3. Регистрационные сборы, $C_{сб/регр}$.

$$ПЭР_{сбор} = C_{сб/аэр} + C_{сб/нав} + C_{сб/регр}, \quad (222)$$

Аэропортовые сборы рассчитываются как

$$C_{сб/аэр} = \frac{C_{сб/аэр1}}{V_{бл} \cdot t_{бл}}, \quad (223)$$

где $C_{сб/аэр1}$ – аэропортовые сборы за одну посадку, долл.

$$C_{сб/аэр1} = 0.001 \cdot m_B, \quad (224)$$

Аэронавигационные сборы определяются как

$$C_{сб/нав} = \frac{C_{сб/нав1}}{V_{бл} \cdot t_{бл}}, \quad (225)$$

где $C_{сб/нав1}$ – аэронавигационные сборы на один самолет, на один полет, которые рекомендуется принимать равными $C_{сб/нав1} = 10$ долл/полет.

Регистрационные сборы рассчитываются по следующей формуле

$$C_{\text{сб/регистр}} = f_{\text{регистр}} \cdot ПЭР, \quad (226)$$

где $f_{\text{регистр}}$ – фактор, зависящий от размерности самолета.

$$f_{\text{регистр}} = 0.001 + 0.453 \cdot 10^{-8} \cdot m_B. \quad (227)$$

ПЭР на обеспечение финансирования деятельности авиакомпаний.

Как правило, эксплуатант ВС в своей операционной деятельности использует часть заемных средств. В связи с отсутствием информации о доле заемных средств авиакомпаний, а также учитывая, что данный процент у каждой авиакомпании свой, рекомендуется для расчета ПЭР на обеспечение финансирования пользоваться формулой

$$ПЭР_{\text{фин}} = C_{\text{фин}} \cdot ПЭР, \quad (228)$$

где $C_{\text{фин}}$ – коэффициент, учитывающий стоимость финансирования, который можно принять равным $C_{\text{фин}} = 0.07$.

Оценка прямых эксплуатационных расходов.

Таким образом, при известных компонентах, входящих в формулу (198), окончательная зависимость для расчета ПЭР приобретает вид

$$ПЭР = \frac{ПЭР_{\text{пол}} + ПЭР_{\text{обсл}} + ПЭР_{\text{аморт}} + C_{\text{сб/аэр}} + C_{\text{сб/нав}}}{1 - f_{\text{регистр}} - C_{\text{фин}}}. \quad (229)$$

3.6.5 Оценка косвенных эксплуатационных расходов (КЭР)

К косвенным эксплуатационным КЭР расходам относятся:

- Стоимость страхования груза, $C_{\text{гр/страх}}$,
- Стоимость обслуживания груза, $C_{\text{гр/обс}}$,
- Стоимость доставки специального погрузо-разгрузочного оборудования, $C_{\text{про}}$.

В ходе исследований были получены следующие значения перечисленных параметров, рекомендуемые для расчетов на этапе предварительного проектирования :

- Стоимость страхования груза, $C_{\text{гр/страх}} = 0.227$ долл/км
- Стоимость обслуживания груза, $C_{\text{гр/обс}} = 0.378$ долл/км,
- Стоимость доставки специального ПРО, $C_{\text{про}} = 0.346$ долл/км.

Итого суммарные косвенные эксплуатационные расходы определяются по формуле:

$$КЭР = C_{\text{гр/страх}} + C_{\text{гр/обс}} + C_{\text{прк}}. \quad (230)$$

3.6.6 Оценка стоимости утилизации

В рамках данной методики принимается допущение, что утилизация является безубыточной, то есть стоимость продажи оставшегося работоспособного оборудования, материалов и прочего окупают стоимость работ по утилизации ВС, то есть

$$C_{\text{утил}} = 0. \quad (231)$$

3.6.7 Верификация модели оценки стоимости жизненного цикла

Данные по стоимости разработки и производства самолетов, в особенности тяжелых транспортных, в большинстве случаев являются конфиденциальными. В открытом доступе, как правило, находятся только каталожные цены на самолет, которые по ряду причин не отражают реальную стоимость проектирования и производства.

На рисунке 72 показано сравнение фактических и расчетных значений стоимостей проектирования и производства планера тяжелого транспортного самолета. Цены планеров самолетов C-17 и B-747-400F, приведенные к 2016 году, хорошо коррелируют с расчетными значениями.

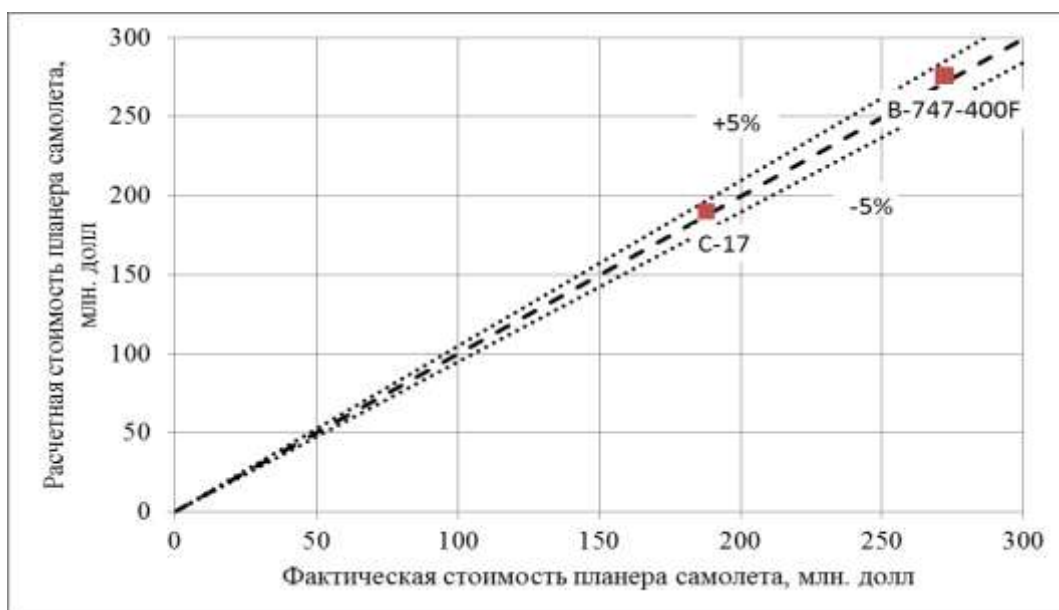


Рисунок 72 - Сравнение фактических и расчетных значений стоимости планеров тяжелых ТС, приведенных к текущему моменту времени

Выводы по Главе 3

В Главе 3 подробно описаны зависимости, на основе которых построены математические модели оценки совокупной прибыли программы создания ТС:

- математическая модель оценки совокупной выручки B от эксплуатации ТС;
- математическая модель оценки совокупной стоимости жизненного цикла C .

Практическая реализация автоматизированного расчета экономических характеристик ТС осуществляется средствами программного продукта MS Excel, где зависимости, описанные в пунктах 3.5–3.6, скомпонованы в расчетные блоки.

В математической модели оценки выручки, которую может принести транспортный самолет в течение жизненного цикла, описан подход, при помощи которого на основе массива статистических данных по грузоперевозкам ГрК «Волга-Днепр» рассчитываются коэффициенты $k_{\text{выр}}$ и $k_{\text{стоим}}$, связывающие технические характеристики самолета с его экономической эффективностью.

Предложенный подход к расчету $k_{\text{выр}}$ и $k_{\text{стоим}}$ позволяет учитывать сочетание нескольких технических параметров при оценке критерия совокупной прибыли Π .

Верификация подмодели прогнозирования объема рынка, проведенная методом ретроспекции, показывает хорошую сходимость результатов расчета с фактическими значениями. Точность расчета составляет 7%, что является приемлемым на этапе предварительного проектирования.

Математическая модель оценки стоимости жизненного цикла C транспортного самолета построена на основе зависимостей, связывающих стоимость проектирования, производства и эксплуатации ТС с его техническими параметрами, такими как крейсерская скорость полета, масса конструкции, масса топлива, необходимая для преодоления заданной дальности и т.п.

Верификация модели, проведенная путем сравнения расчетных и фактических данных по стоимости разработки и производства планера ТС, показывает хорошую сходимость с точностью, укладывающейся в пределы $\pm 5\%$.

Через значения совокупной выручки B и совокупной стоимости жизненного цикла C определяется критерий оценки совокупной прибыли Π , который:

- включает в себя все технические характеристики проектируемого самолета;
- выражает основную цель проектирования, а именно – получение экономического эффекта от создания коммерческого самолета.

ГЛАВА 4 ПРОЕКТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ И АПРОБАЦИЯ НАУЧНО-МЕТОДИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ОЦЕНКИ ОБЛИКА КОММЕРЧЕСКОГО ТЯЖЕЛОГО ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА

4.1 Анализ существующих транспортных самолетов с использованием научно-методического обеспечения

4.1.1 Выбор объектов исследования

Для исследования характеристик существующих транспортных самолетов с использованием предлагаемого в настоящей работе научно-методического обеспечения, на базе анализа, проведенного в Главе 1, было выделено несколько летательных аппаратов, относящихся к классу тяжелых и сверхтяжелых воздушных судов. К ним относятся:

- 1) Ил-76МД – один из самых массовых российских рамповых тяжелых грузовых самолетов;
- 2) С-17 - один из самых современных зарубежных тяжелых военно-транспортных самолетов;
- 3) В-747-400F – самый массовый сверхтяжелый грузовой самолет в мире;
- 4) С-5 – самый массовый сверхтяжелый рамповый грузовой самолет в мире;
- 5) Ан-124-100 – сверхтяжелый рамповый грузовой самолет, наиболее активно используемый в коммерческих целях.

В Таблице 3 представлены основные ЛТХ самолетов, которые исследуются в данном разделе при помощи предлагаемого научно-методического обеспечения.

Таблица 3 Летно-технические характеристики самолетов

Характеристика	Ил-76МД	С-17	В-747-400F	С-5	Ан-124-100
Максимальная взлетная масса, m_0 , т	195	265.35	396.9	381	392
Ширина грузового отсека $B_{зк}$, м	3.45	5.5	3.81	5.74	6.4
Высота грузового отсека $H_{зк}$, м	3.25	3.76	2.49	4.11	4.4
Длина грузового отсека $L_{зк}$, м	17.93	19.9	54.3	43.4	36.5
Максимальная масса коммерческой нагрузки $m_{гр,мах}$, т	47	77.5	113	118.4	120
Дальность полета с максимальным грузом L , км	4000	4400	8230	5500	4500
Число М крейсерского полета	0.7	0.75	0.85	0.8	0.75

Облик каждого из перечисленных выше самолетов, а также основные параметры их математических геометрических моделей, представлены на Рисунках 73...78 и в Таблицах 4...8.

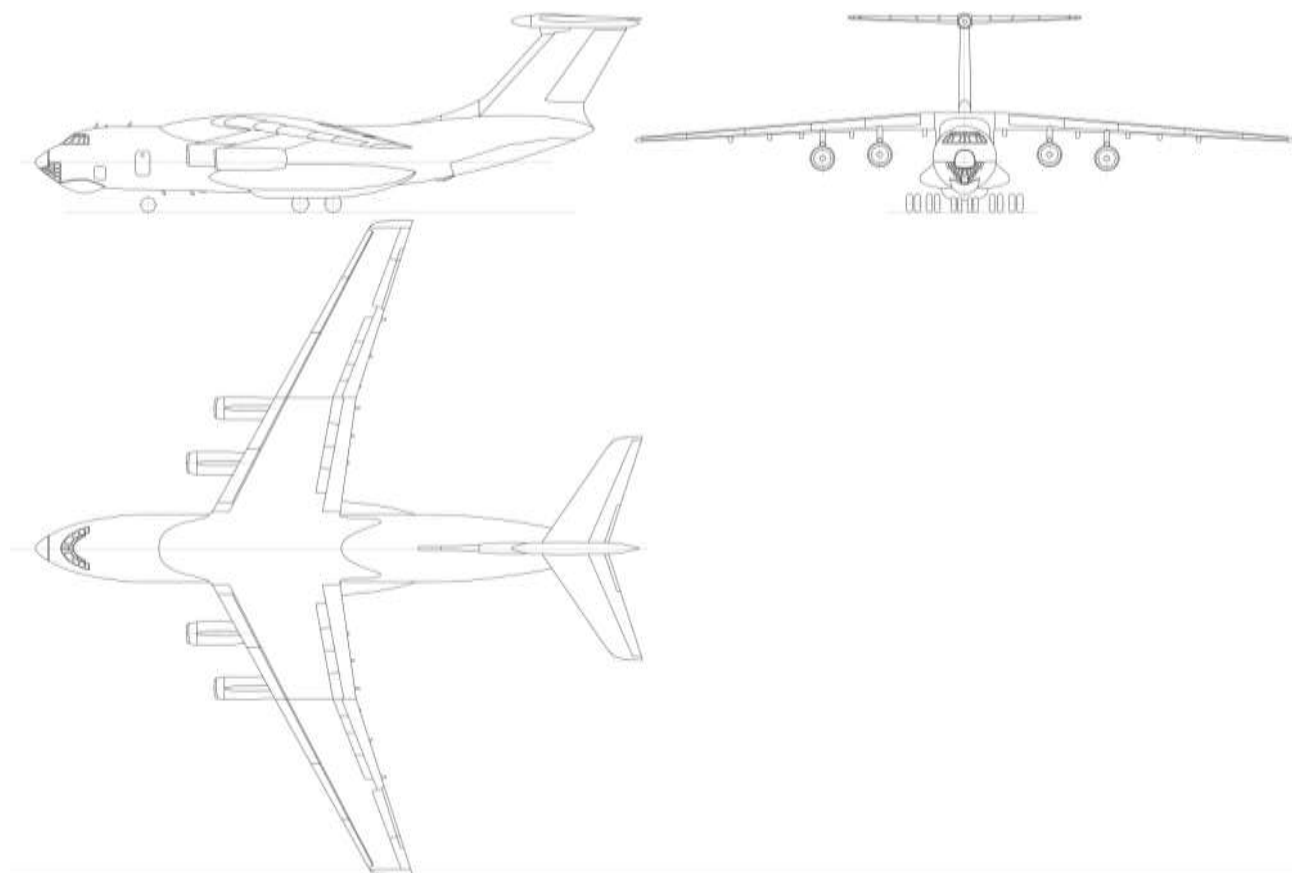


Рисунок 74 – Общий вид самолета Ил-76ТД

Таблица 4 - Основные параметры геометрической математической модели Ил-76ТД

КРЫЛО		ФЮЗЕЛЯЖ		ГО		ВО		МОТОГОНДОЛА	
Положение	Высокоплан	$S_{мф}$, м ²	18.86	Положение	Т-образное	Положение	Т-образное	Положение	Под крылом
$S_{гр}$, м ²	300	$d_{фз}$, м	4.9	$S_{го}$, м ²	64.38	$n_{во}$	1	$N_{г}$	4
$\lambda_{гр}$	8.63	$\lambda_{ф}$	8.82	$\lambda_{го}$	4.7	$S_{во}$, м ²	50	$S_{мг}$, м ²	2.63
$\eta_{гр}$	2.91	$\lambda_{нч}$	1.63	$\eta_{го}$	2.47	$\lambda_{во}$	1.03	$\lambda_{г}$	3.39
\bar{c}	0.113	$\beta_{хч}$, град	8	$\bar{c}_{го}$	0.13	$\eta_{во}$	1.43	$\bar{c}_{г}$	0.06
$\chi_{лк}$, град	27	$S_{ом}$, м ²	700	$b_{сах}$, м	3.92	$\bar{c}_{во}$	0.13	$\bar{c}_{пил}$	0.08
$b_{сах}$, м	6.92			$L_{го}$, м	22.15	$b_{сах}$, м	7.02	$S_{ом,пил}$, м ²	11
						$L_{во}$, м	18.44		

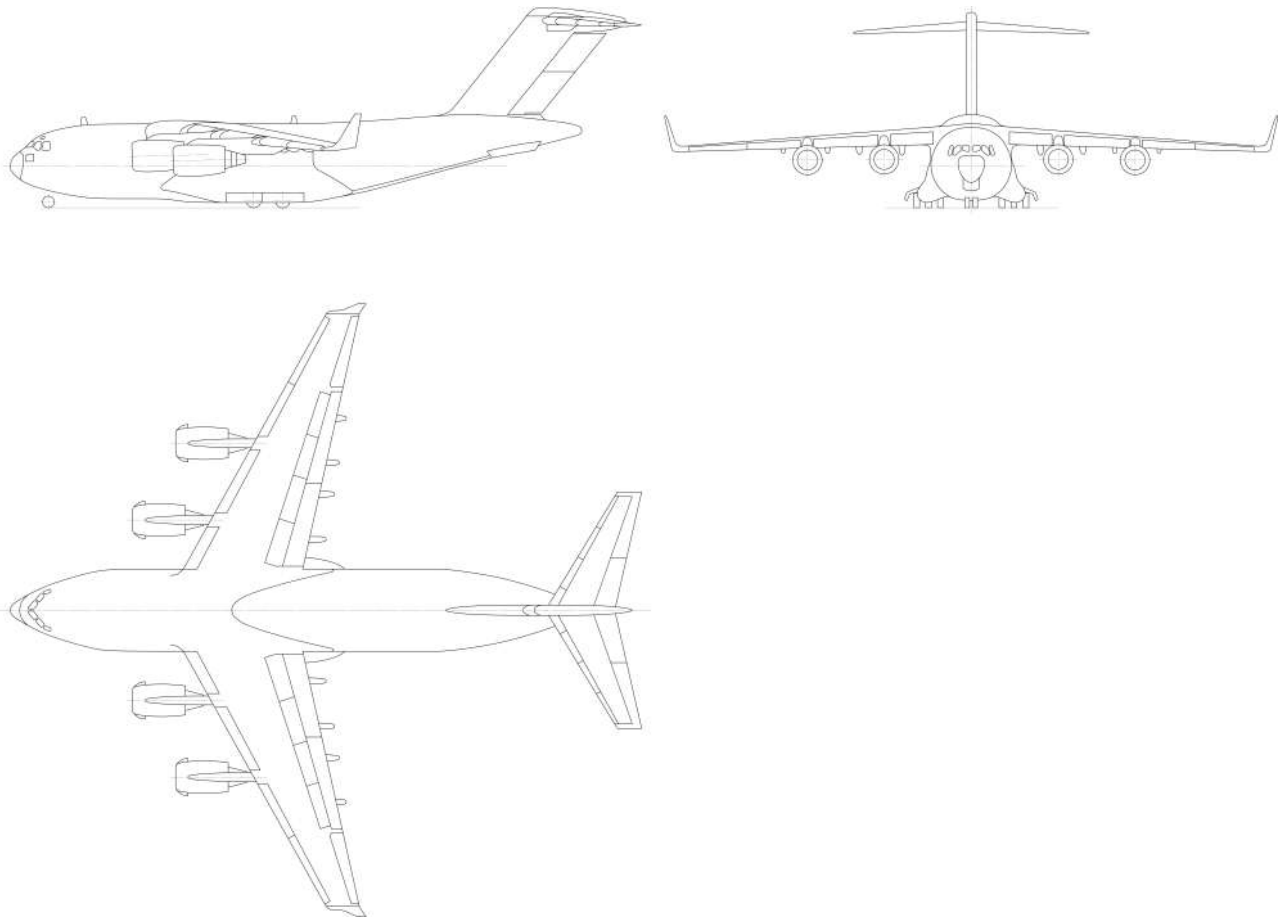


Рисунок 75 – Общий вид самолета С-17 (MD-17)

Таблица 5 - Основные параметры геометрической математической модели С-17

КРЫЛО		ФЮЗЕЛЯЖ		ГО		ВО		МОТОГОНДОЛА	
Положение	Высокоплан	$S_{мф}, м^2$	39.2	Положение	Т-образное	Положение	Т-образное	Положение	Под крылом
$S_{тр}, м^2$	361	$d_{фэ}, м$	6.87	$S_{го}, м^2$	84	$n_{во}$	1	$N_{г}$	4
$\lambda_{тр}$	7.2	$\lambda_{ф}$	1.32	$\lambda_{го}$	4.75	$S_{во}, м^2$	79	$S_{мг}, м^2$	6.44
$\eta_{тр}$	4.26	$\lambda_{нч}$	6	$\eta_{го}$	2.91	$\lambda_{во}$	1.15	$\lambda_{г}$	1.54
\bar{c}	0.12	$\beta_{хч}, град$	1017	$\bar{c}_{го}$	0.11	$\eta_{во}$	1	$\bar{c}_{г}$	0.06
$\chi_{лк}, град$	30			$b_{сах}, м$	4.55	$\bar{c}_{во}$	0.11	$\bar{c}_{пил}$	0.06
$b_{сах}, м$	9.31			$L_{го}, м$	29.3	$b_{сах}, м$	8.29	$S_{ом.пил}, м^2$	15.3
						$L_{во}, м$	24.5		

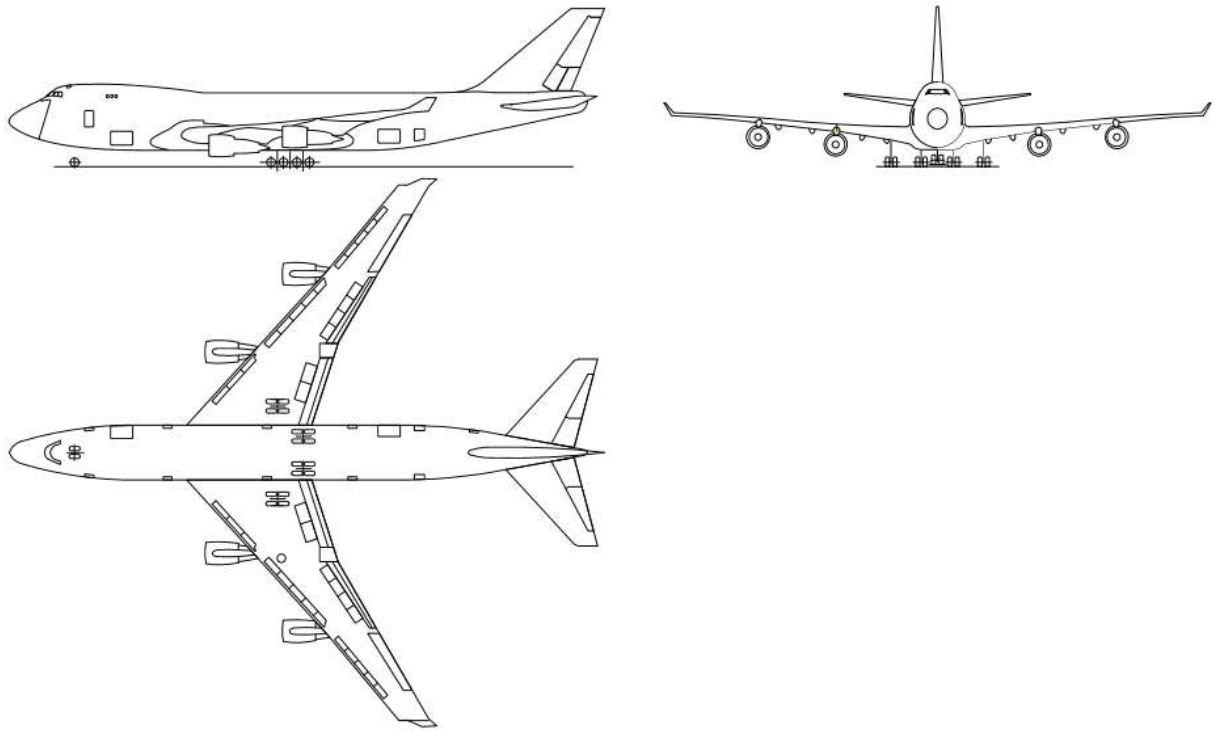


Рисунок 7611 - Общий вид самолета В-747-400

Таблица 6 - Основные параметры геометрической математической модели В-747-400

КРЫЛО		ФЮЗЕЛЯЖ		ГО		ВО		МОТОГОНДОЛА	
Положение	Низкоплан	$S_{мф}, м^2$	34.9	Положение	Палубное	Положение	Однокилевое	Положение	Под крылом
$S_{тр}, м^2$	476	$d_{фз}, м$	10.3	$S_{го}, м^2$	136.58	$n_{во}$	1	$N_{г}$	4
$\lambda_{тр}$	8.5	$\lambda_{ф}$	2.4	$\lambda_{го}$	3.6	$S_{во}, м^2$	71	$S_{мг}, м^2$	5.91
$\eta_{тр}$	3.22	$\lambda_{нч}$	6	$\eta_{го}$	3.65	$\lambda_{во}$	1.35	$\lambda_{т}$	1.45
\bar{c}	0.098	$\beta_{хч}, град$	1238	$\bar{c}_{го}$	0.1	$\eta_{во}$	4.21	$\bar{c}_{г}$	0.06
$\chi_{лк}, град$	42.3			$b_{сах}, м$	6.9	$\bar{c}_{во}$	0.1	$\bar{c}_{пил}$	0.06
$b_{сах}, м$	10.27			$L_{го}, м$	31.04	$b_{сах}, м$	8.17	$S_{ом.пил}, м^2$	20
						$L_{во}, м$	29.78		

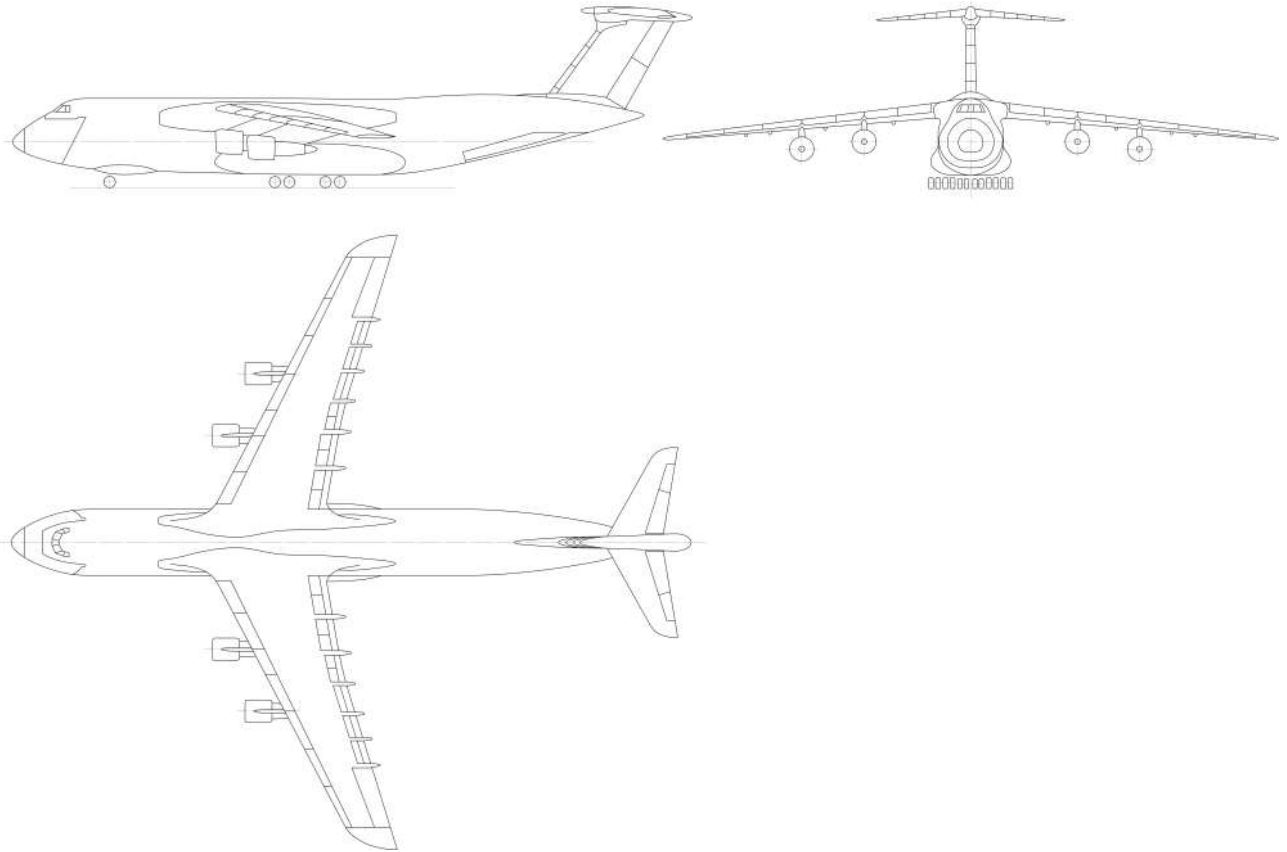


Рисунок 77 - Общий вид самолета С-5 (L-500)

Таблица 7 - Основные параметры геометрической математической модели С-5

КРЫЛО		ФЮЗЕЛЯЖ		ГО		ВО		МОТОГОНДОЛА	
Положение	Высокоплан	$S_{мф}, м^2$	43.5	Положение	Т-образное	Положение	Т-образное	Положение	Под крылом
$S_{тр}, м^2$	546	$d_{фэ}, м$	9.47	$S_{го}, м^2$	90	$n_{во}$	1	$N_{г}$	4
$\lambda_{тр}$	8.4	$\lambda_{ф}$	1.24	$\lambda_{го}$	4.65	$S_{во}, м^2$	89	$S_{мг}, м^2$	6.97
$\eta_{тр}$	2.41	$\lambda_{нч}$	5	$\eta_{го}$	2.83	$\lambda_{во}$	1.2	$\lambda_{г}$	1.04
\bar{c}	0.098	$\beta_{хч}, град$	1513	$\bar{c}_{го}$	0.11	$\eta_{во}$	1.24	$\bar{c}_{г}$	0.06
$\chi_{лк}, град$	27			$b_{сах}, м$	4.72	$\bar{c}_{во}$	0.11	$\bar{c}_{пил}$	0.06
$b_{сах}, м$	9.62			$L_{го}, м$	42.18	$b_{сах}, м$	8.64	$S_{ом,пил}, м^2$	17.56
						$L_{во}, м$	37.03		

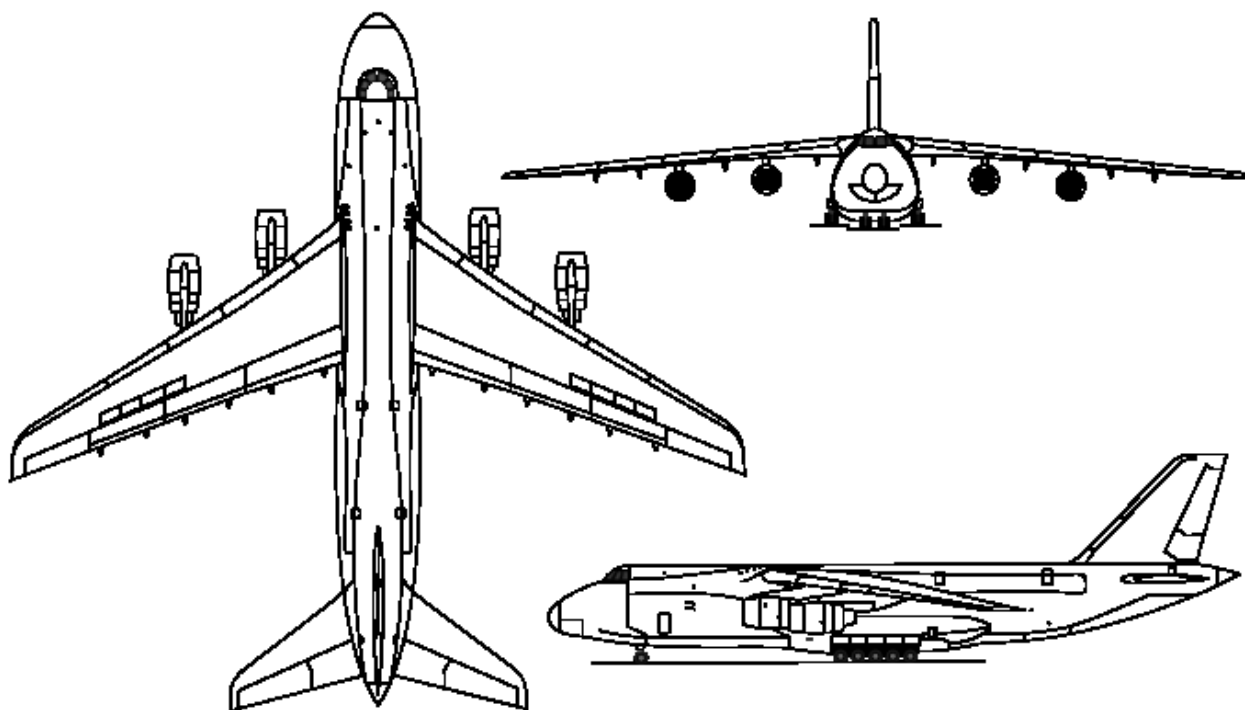


Рисунок 78 - Общий вид самолета Ан-124-100

Таблица 8 - Основные параметры геометрической математической модели Ан-124-100

КРЫЛО		ФЮЗЕЛЯЖ		ГО		ВО		МОТОГОНДОЛА	
Положение	Высокоплан	$S_{мф}$, м ²	46.35	Положение	Палубное	Положение	Однокилевое	Положение	Под крылом
$S_{тр}$, м ²	600	$d_{фз}$, м	9	$S_{го}$, м ²	166.83	$n_{во}$	1	$N_{г}$	4
$\lambda_{тр}$	8.7	$\lambda_{ф}$	1.59	$\lambda_{го}$	4.05	$S_{во}$, м ²	95	$S_{мг}$, м ²	6.3
$\eta_{тр}$	3.62	$\lambda_{нч}$	8	$\eta_{го}$	3.16	$\lambda_{во}$	1.3	$\lambda_{т}$	1.78
\bar{c}	0.11	$\beta_{хч}$, град	1420	$\bar{c}_{го}$	0.11	$\eta_{во}$	3.02	$\bar{c}_{г}$	0.06
$\chi_{лк}$, град	30.5			$b_{сах}$, м	7.04	$\bar{c}_{во}$	0.11	$\bar{c}_{пил}$	0.06
$b_{сах}$, м	9.61			$L_{го}$, м	32.9	$b_{сах}$, м	9.26	$S_{ом.пил}$, м ²	16
						$L_{во}$, м	30.22		

Следует отметить, что самолеты Ил-76ГД (точнее, Ил-76ГД-90ВД), Ан-124-100 и В-747-400F используются группой компаний «Волга-Днепр» для осуществления чартерных и регулярных авиационных грузовых перевозок, хорошо адаптировали под себя, а по сути, создали, рынок авиационных перевозок грузов различного типа, размеров и назначения.

4.1.2 Верификация НМО на объектах исследования

Для представленных в предыдущем разделе тяжелых транспортных самолетов был проведен анализ их технических характеристик с использованием разработанного научно-методического обеспечения. Результаты анализа технических характеристик, представленные на Рисунках 79...72, показывают хорошую сходимость с известными данными.

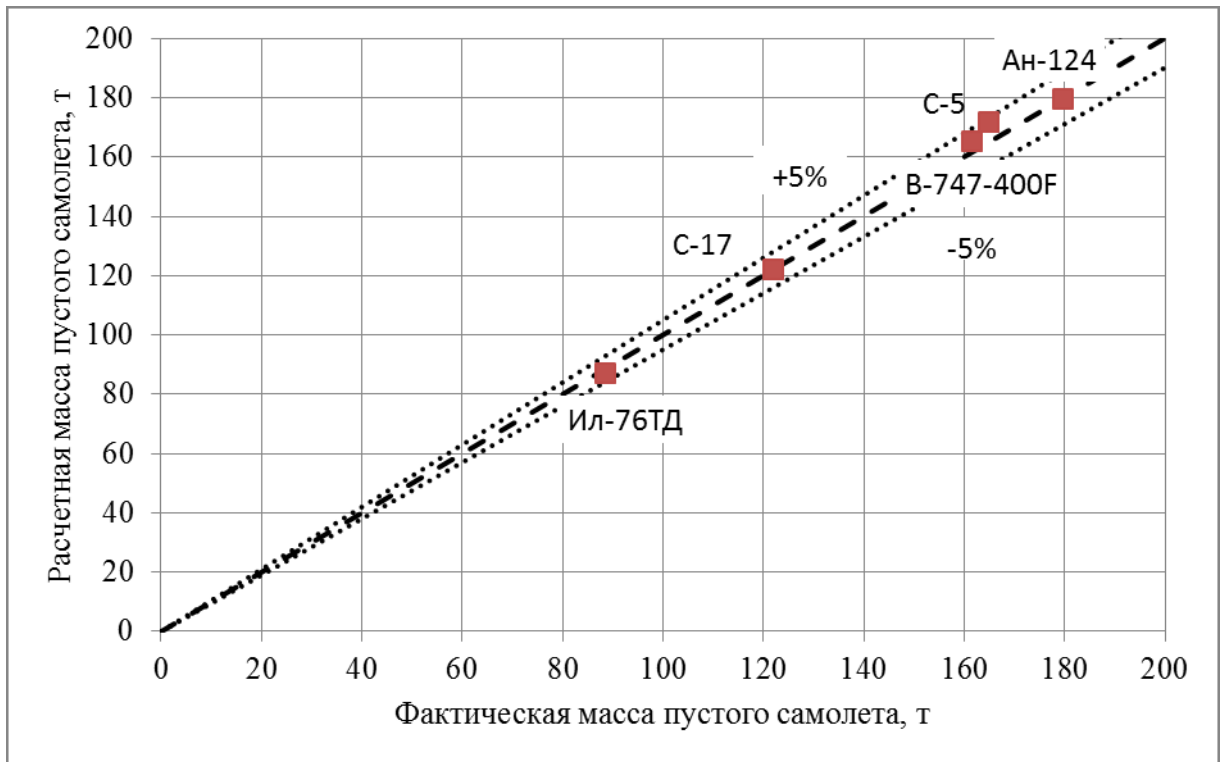


Рисунок 79 - Сравнение фактических и расчетных значений масс пустого снаряженного самолета

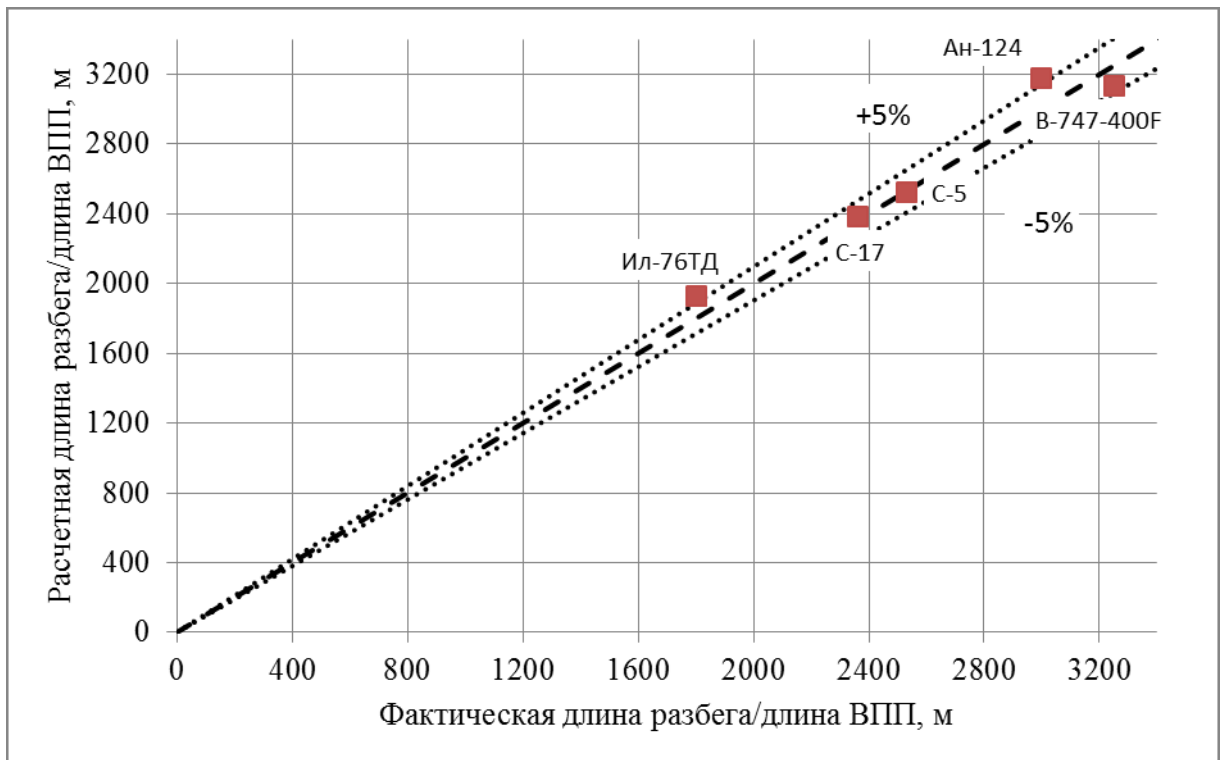


Рисунок 80 - Сравнение фактических и расчетных значений дальностей полета с максимальной массой полезной нагрузки

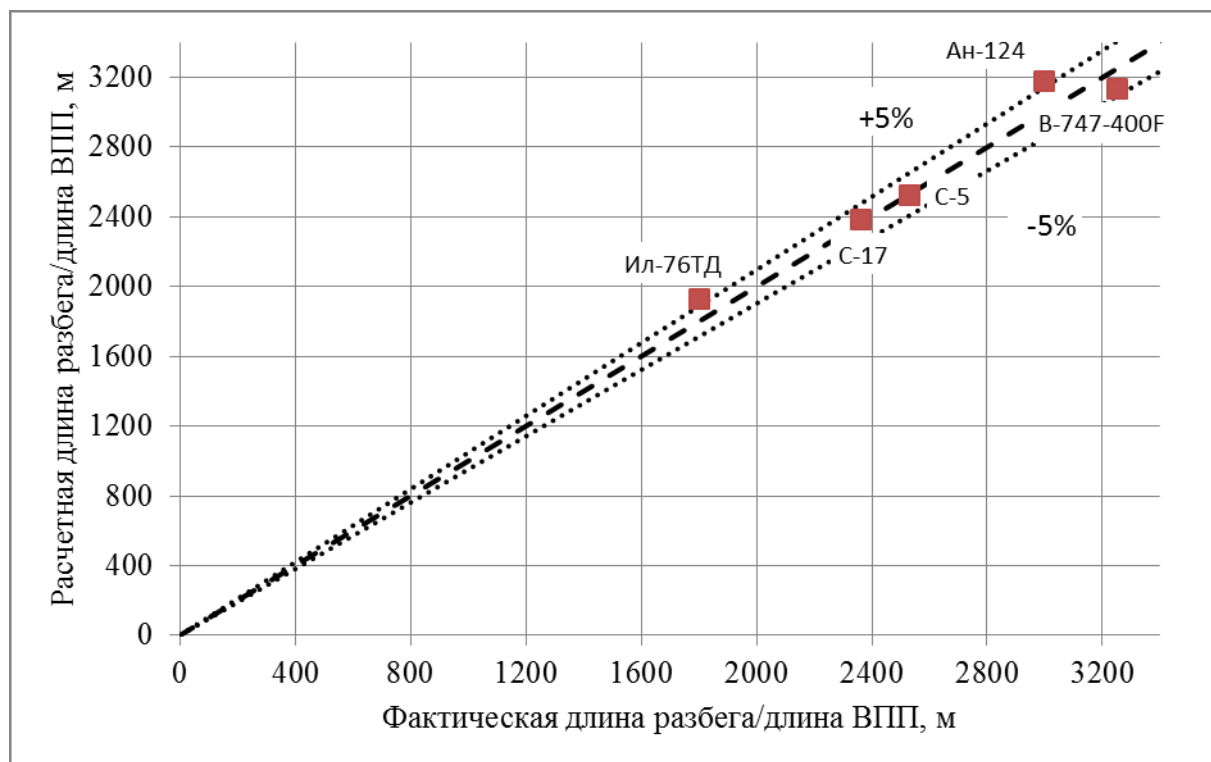


Рисунок 81 - Сравнение фактических и расчетных значений длин разбега (потребных длин ВПП)

4.1.3 Сравнение объектов исследования при помощи НМО

Для анализа применимости того или иного тяжелого транспортного самолета из числа описанных в пункте 4.1.1 на рынке коммерческих авиационных перевозок нестандартных и генеральных грузов был рассчитан критерий совокупной прибыли Π с учетом стоимости проектирования и производства на основе:

- данных о чартерных коммерческих рейсах (882 полета) Ан-124-100 и Ил-76, приведенных в приложении Г;
- данных по объему коммерческой работы (в летных часах) на сегменте рынка чартерных перевозок генеральных грузов на самолете В-747-400F;
- алгоритма, описанного в Главе 3.

Следует отметить, что для повышения достоверности результатов расчета по такой математической модели следует использовать больший, чем 1000 полетов, набор статистических данных по грузоперевозкам, а также включать в модель перспективные грузы, которые могут потребовать транспортировки в будущем. Однако, во-первых, для апробации НМО и демонстрации его работоспособности приведенных данных вполне достаточно, а, во-вторых, так как НМО имеет открытую архитектуру, базу данных в любой момент можно дополнить статистикой по различным типам транспортных самолетов и грузов.

Как известно, важным фактором при определении размерности грузового самолета являются прямые эксплуатационные расходы. В (2) было показано, что для заданного парка

самолетов удельные ПЭР, приведенные к работе в тонно-километрах, уменьшаются с увеличением размеров и грузоподъемности самолета. На Рисунке 82 показана зависимость удельных ПЭР от возможной загрузки $m_{гр}$ парка самолета Ан-124-100, определенные при помощи математической модели расчета совокупных расходов. Видно что, в условиях постоянных дальности и скорости полета удельные расходы на эксплуатацию (зарботная плата экипажа, стоимость горюче-смазочных материалов и т.п.) уменьшаются с ростом массы перевозимого груза.

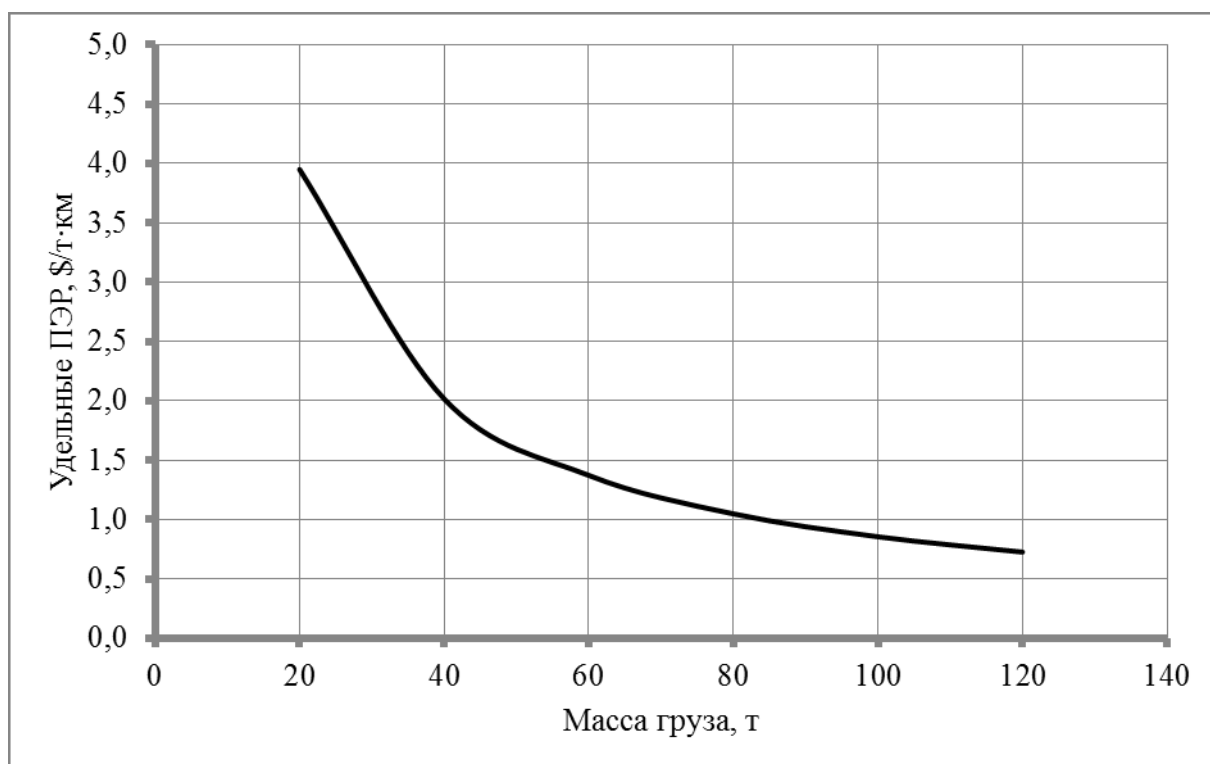


Рисунок 82 - Зависимость удельных ПЭР от массы полезной нагрузки за весь жизненный цикл 10 шт. Ан-124-100 при $L=4000$ км, $V_{крс}=750$ км/ч, $H=11$ км.

Такая картина может измениться, если ПЭР транспортного самолета будут рассчитаны в реальных условиях рынка авиационных грузоперевозок, который характеризуется:

- ограниченным количеством коммерческой работы;
- коэффициентом загрузки, или средними массой и дальностью полета;
- в случае нестандартных грузов - их массовыми и габаритными характеристиками.

На Рисунке 83 показаны удельные ПЭР различных транспортных самолетов. Сплошными точками на диаграмме показаны ПЭР при условии использования ТС только в сегменте рынка ЧГП СТРС (Ан-124-100), пунктирными – при условии использования ТС в двух сегментах ЧГП СТРС и ЧГП ТРС (Ил-76). С увеличением грузоподъемности затраты на эксплуатацию парка из 10 самолетов типа Ан-124-100 или С-5 уменьшаются, как и следовало ожидать. Однако, если предположить, что самолеты Ил-76МД и С-17 способны перевозить все грузы сегментов ЧГП ТРС и СТРС, которые могут разместиться в их грузовой кабине, то объем их

коммерческой работы в т·км увеличится из-за расширения рынка грузоперевозок (принято, что численность парка осталась равной 10 машинам). На Рисунке 83 под обозначением Ил-76МД(2) и С-17(2) показаны именно такие варианты, когда налет ВС увеличивается за счет нового сегмента рынка. При этом расходы на эксплуатацию самолета типа С-17 заметно снижаются и практически приближаются к таковым для самолетов Ан-124-100 и С-5.

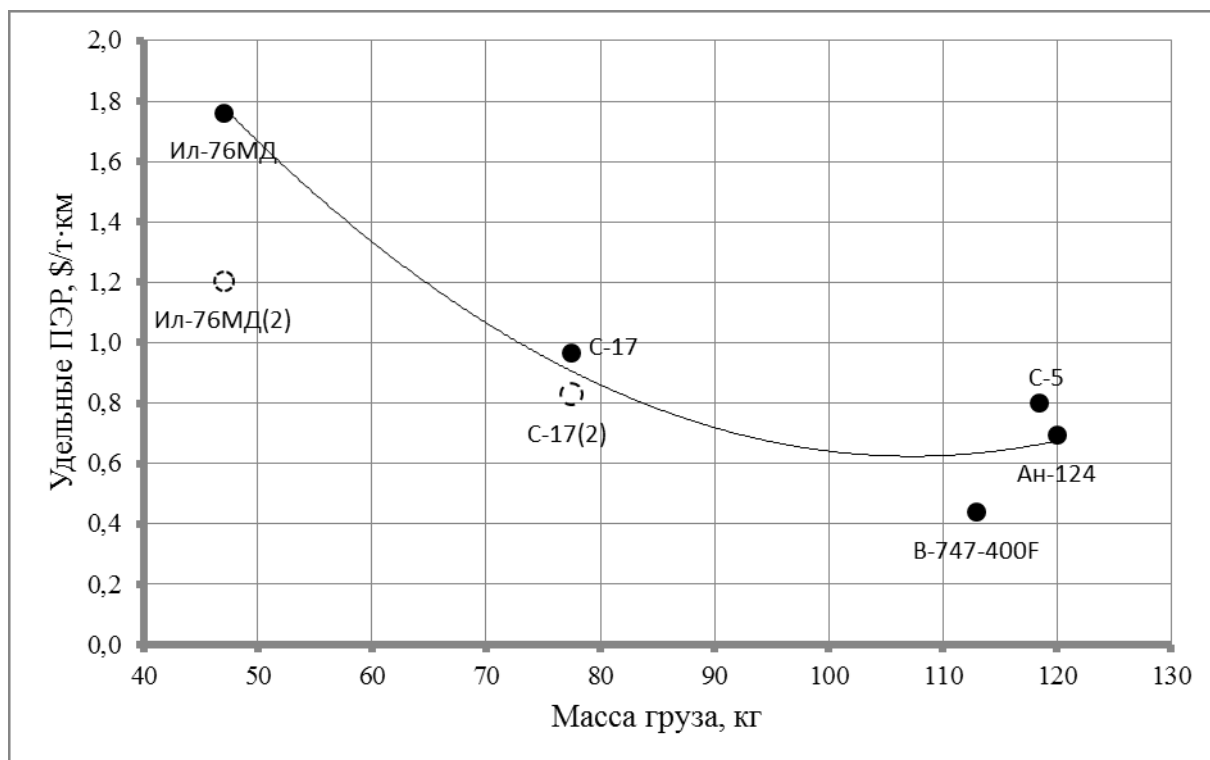


Рисунок 83 - Зависимость удельных ПЭР от грузоподъемности различных типов ТС в условиях рынка $L=L(G_{гр\max})$, $V=V_{крс}$, $H=11$ км.

Таким образом, применение настоящего научно-методического обеспечения к расчету ПЭР тяжелых транспортных самолетов в условиях рыночных ограничений наглядно показывает, что размерность ВС (его грузоподъемность) не всегда однозначно сказывается на величине расходов на эксплуатацию парка. Большое влияние на ПЭР оказывает объем коммерческой работы, доступной самолету на рынке.

Если учесть, что в общую стоимость жизненного цикла ТС входят также расходы на создание самолета (НИОКР, сертификация, производство), которые напрямую зависят от его размерности, то можно предположить, что разрыв между самолетами разных классов в расходах, приведенных к единице работы, еще больше сократится. Поэтому основным критерием оценки того или иного варианта облика тяжелого транспортного самолета в настоящем НМО является совокупная прибыль Π , которую может принести весь парк самолетов в условиях ограниченного рынка грузовых авиационных перевозок.

При проектировании коммерческого тяжелого транспортного самолета помимо задачи выбора приоритетного варианта для дальнейшей проработки, поиска его оптимальных размеров

и летно-технических характеристик, также возникает не менее важная задача определения оптимального количества ВС, которые могут быть востребованы на рынке. Данная задача также может быть решена с помощью настоящего научно-методического обеспечения. При помощи метода прогнозирования рынка, описанного в Главе 3, возможно проследить влияние количества самолетов на совокупную прибыль Π , которую они могут принести.

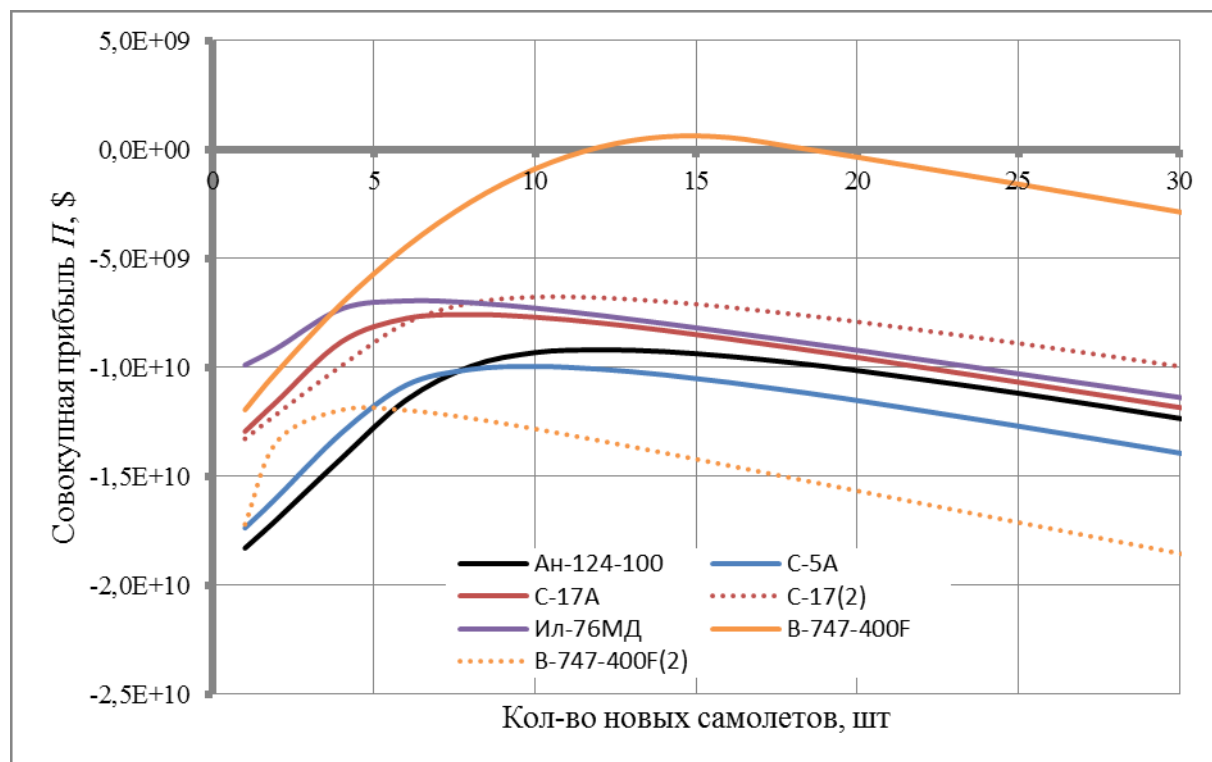


Рисунок 84 - Зависимость совокупной прибыли от количества выпущенных ТС

На Рисунке 84 показана зависимость совокупной прибыли от количества выпущенных машин. Диаграммы построены исходя из следующих допущений:

- считается, что самолет каждого типа создается заново;
- ввод в эксплуатацию новых самолетов каждого типа производится по мере возникновения дефицита провозных мощностей в конкретном сегменте рынка, вызванного выводом из парка существующих самолетов;

При этом следует иметь в виду, что предлагаемое НМО дает возможность подбирать оптимальный график вывода самолетов на рынок на всем периоде эксплуатации, что будет показано далее;

- каждый тип воздушного судна охватывает только свой сегмент рынка на 100% (например для Ан-124-100 доля рынка на сегменте чартерных грузовых перевозок на сверхтяжелых рамповых грузовых самолетах равна 100%, а на остальных сегментах – 0%).

Из рисунка видно, что оптимальное количество самолетов, необходимых для выполнения коммерческой работы, доступной на рынке чартерных перевозок авиационных грузов, составляет примерно 10...12 ВС тяжелого и сверхтяжелого классов. Для самолета Ил-76ТД

ввиду меньших размеров затрат на его производство, проектирование и эксплуатацию это количество меньше, чем для самолета размерности Ан-124-100. Однако ввиду меньших размеров грузовой кабины Ил-76ТД и, соответственно, меньших провозных возможностей этого самолета, коэффициент прибыльности данного самолета гораздо ниже (Рисунок 85). По этой же причине экстремум функции $\Pi=f(N_{сам})$ лежит в районе 7-8 машин.

На Рисунках 84...85 под обозначением С-17(2) пунктиром показаны зависимости совокупной прибыли Π и коэффициента прибыльности k_{Π} для самолета С-17 при условии, что его доли рынка на сегментах ЧП СТРС и ЧП ТРС равны 100%. Это предположение исходит из того, что транспортный самолет С-17 находится по габаритным характеристикам и грузоподъемности как раз между самолетами Ил-76 и Ан-124, что позволяет ему охватить полностью оба сегмента рынка в пределах его провозных возможностей.

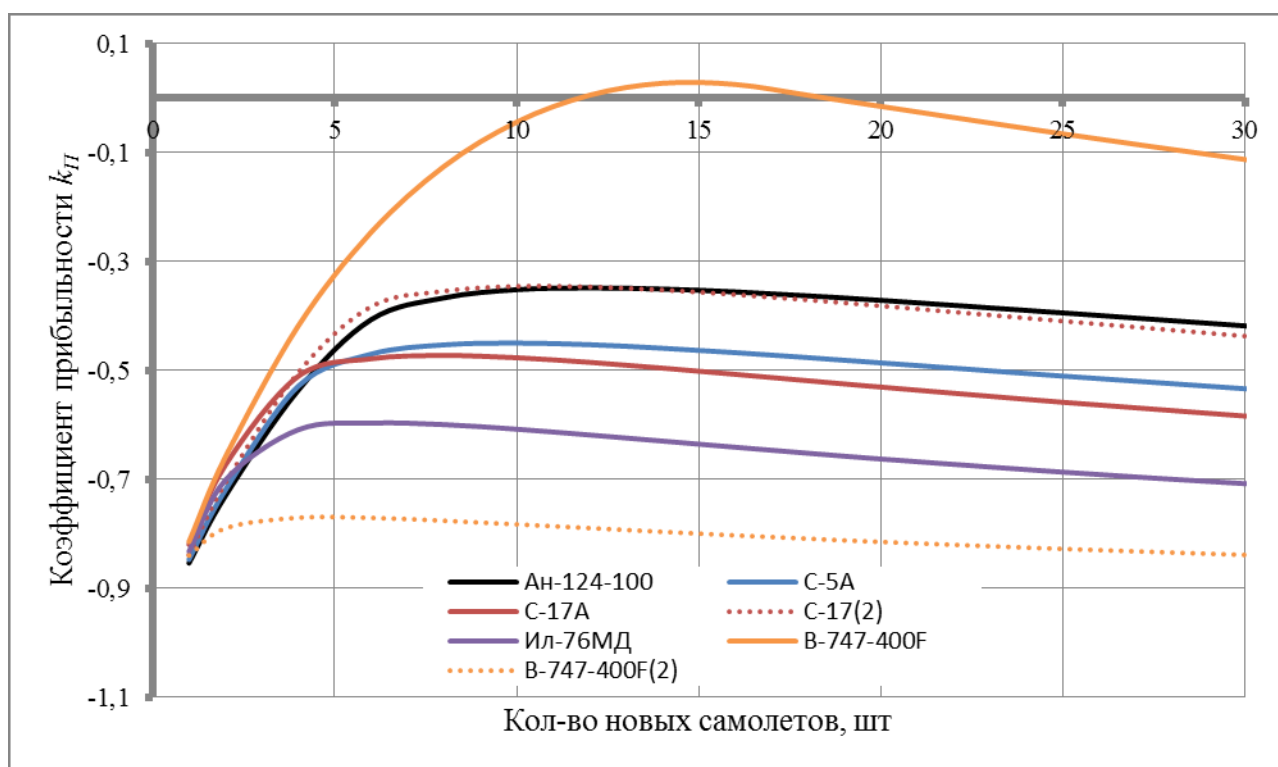


Рисунок 85 - Зависимость коэффициента прибыльности от количества выпущенных ТС

Видно, что добавок коммерческой работы с сегмента ЧП ТРС несколько повышает совокупную прибыль, несмотря на возрастающие затраты на эксплуатацию, и сдвигает оптимальное количество потребных самолетов вправо. Коэффициент прибыльности улучшается существенно и становится равным k_{Π} самолета Ан-124-100, что говорит об увеличении эффективности использования ВС.

Самолет типа В-747-400F демонстрирует наилучшие результаты при условии 100% доли в сегменте ЧП СТГС, и наихудшие из значения Π и k_{Π} в условиях его применения только в сегменте ЧП СТРС (кривая В-747-400F(2) на Рисунках 84...85), что основном связано с

меньшим сечением грузовой кабины, из-за которого отсекается практически 90% перевозок нестандартных грузов.

4.2 Синтез облика перспективного ТС

4.2.1 Анализ возможного облика перспективного ТС

Согласно анализу перспектив развития тяжелых транспортных самолетов, проведенного в Главе 1, определены два направления развития летательных аппаратов данного класса: среднесрочное с нормальной аэродинамической схемой и долгосрочное с переходом на качественно новый уровень аэродинамических и массовых характеристик. В настоящем разделе представлены результаты предварительного проектирования, проведенного по двум описанным направлениям.

На Рисунке 86 показан возможный вариант облика тяжелого транспортного самолета среднесрочной перспективы («Перспективный транспортный самолет. Вариант 1», сокращенно ПТС-1).

Летательный аппарат выполнен по традиционной для транспортных самолетов схеме высокоплана. Крыло сопряжено с фюзеляжем путем частичной врезки в него (утопленный центроплан). Кабина экипажа и обслуживающего персонала (КЭОП) расположена перед грузовым отсеком. Полезная нагрузка размещается внутри фюзеляжа, имеющего хвостовой люк с грузовой рампой, открывающие доступ ко всему сечению грузовой кабины. Самолет выполнен по нормальной балансировочной схеме с хвостовым палубным горизонтальным оперением и килем. Крыло трапециевидное, умеренной стреловидности, оснащенное механизацией передней и задней кромок (предкрылки, одно- или двухщелевые закрылки, интерцепторы, элероны). Двигатели расположены на пилонах под крылом, шасси многоопорное с носовой стойкой.

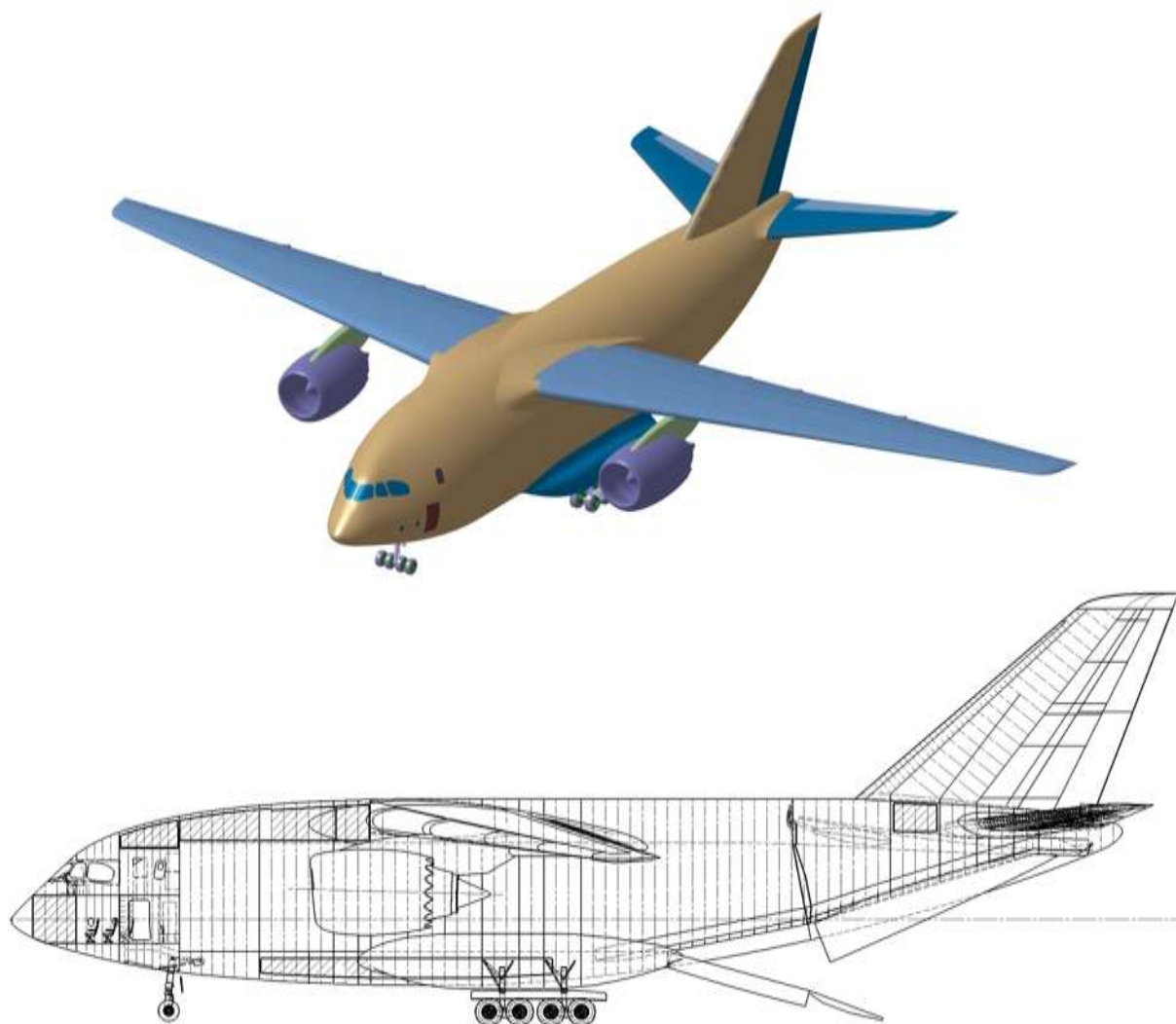


Рисунок 86- Общий вид возможного облика ТС среднесрочной перспективы ПТС-1

Таблица 9 - Основные параметры геометрической математической модели ПТС-1

КРЫЛО		ФЮЗЕЛЯЖ		ГО		ВО		МОТОГОНДОЛА	
Положение	Высокоплан	$S_{мф}$, м ²	56.3	Положение	Палубное	Положение	Однокилевое	Положение	Под крылом
$S_{тр}$, м ²	440	$\lambda_{ф}$	6,1	$S_{го}$, м ²	108	$\eta_{во}$	1	$N_{г}$	2
$\lambda_{тр}$	9.36	$\lambda_{нч}$	1.42	$\lambda_{го}$	4.08	$S_{во}$, м ²	95	$S_{мг}$, м ²	11.3
$\eta_{тр}$	4.25	$\beta_{хч}$, град	8	$\eta_{го}$	3	$\lambda_{во}$	1.3	$\lambda_{т}$	1.46
\bar{c}	0.123	$S_{ом}$, м ²	1174	$c_{го}$	0.1	$\eta_{во}$	3.02	$\bar{c}_{г}$	0.06
$\chi_{лк}$, град	30.5			$b_{сах}$, м	5.56	$c_{во}$	0.11	$\bar{c}_{пил}$	0.06
$b_{сах}$, м	7.73			$L_{го}$, м	32.9	$b_{сах}$, м	9.26	$S_{ом,пил}$, м ²	14
						$L_{во}$, м	30.22		

На Рисунках 87...88 представлены возможные варианты облика тяжелого транспортного самолета долгосрочной перспективы. В первом случае летательный аппарат выполнен по нормальной балансировочной схеме с V-образным хвостовым оперением. Низкорасположенное крыло имеет интегральное сочленение с фюзеляжем, механизацию передней и задней кромок

(отклоняющийся носок, одноцелевой закрылок, интерцепторы, элероны). Консольная часть крыла умеренной стреловидности. Полезная нагрузка располагается внутри интегрального фюзеляжа, в задней части которого имеется неподвижная рампа и люк, открывающий доступ к полному сечению грузового отсека. Двигатели расположены под крылом на пилонах.

Второй самолет выполнен по аэродинамической схеме бесхвостка. Полезная нагрузка размещается внутри «центрального тела», имеющего откидную носовую часть, в которой расположены кабина экипажа и обслуживающего персонала. Самолет выполнен по балансировочной схеме «бесхвостка». Консоль крыла трапецевидная, умеренной стреловидности, оснащена механизацией передней и задней кромок (отклоняющиеся носки, одноцелевые закрылки, интерцепторы, элероны). Кили и рули направления расположены на законцовках крыла. Двигатели расположены внутри хвостовой части фюзеляжа близко к продольной оси самолета и имеют воздуховоды в передней кромке крыла.

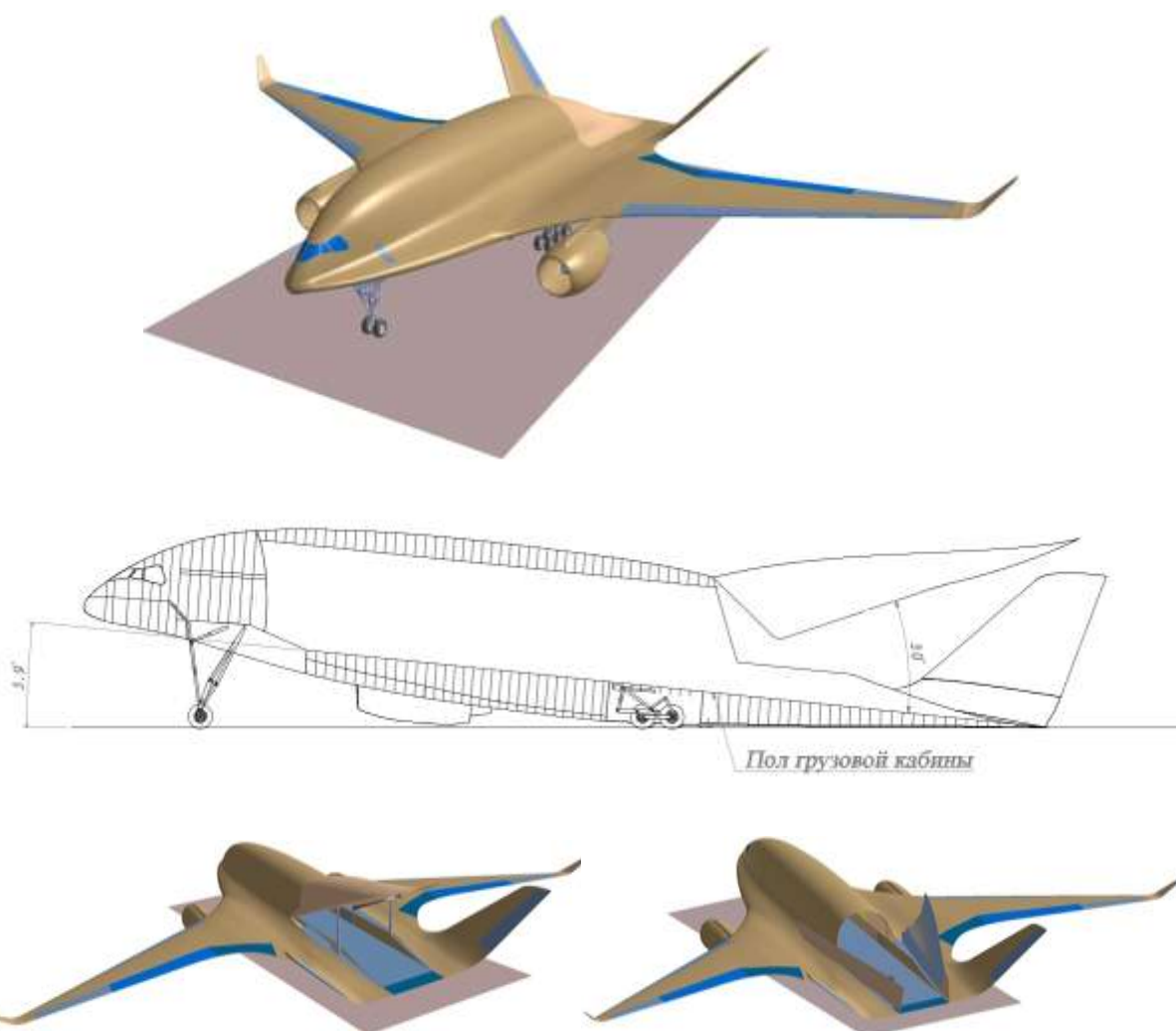


Рисунок 87 - Общий вид возможного облика ТС долгосрочной перспективы: интегральная схема

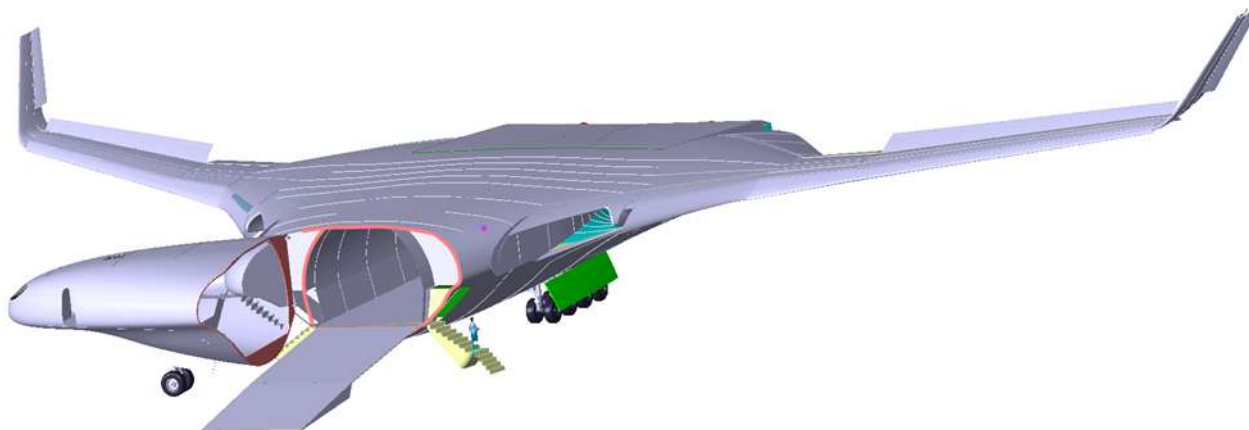


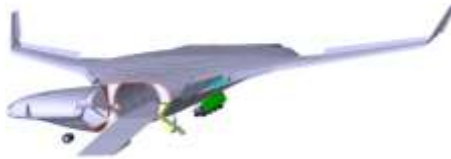


Рисунок 88 - Общий вид возможного облика ТС долгосрочной перспективы: бесхвостка

Расчеты стоимости проектирования и производства с помощью экономической математической модели, а также оценка окупаемости проектов ТС долгосрочной перспективы показали, что на данном этапе создание самолета долгосрочной перспективы затруднительно с экономической точки зрения. Так, например, вариант облика, показанный на Рисунке Рисунок 88, по предварительным оценкам имеет стоимость разработки и проектирования в 2.7 раза выше, чем высокоплан классической схемы, показанный на Рисунок 86. В Таблице 10 представлено сравнение относительной стоимости проектирования и производства транспортных самолетов различной степени новизны.

Таблица 10 - Предварительная оценка стоимости проектирования и производства ТС на среднесрочную и долгосрочную перспективы

Относительная стоимость	 ТС среднесрочной перспективы	 ТС долгосрочной перспективы (интегральная схема)	 ТС долгосрочной перспективы (схема летающее крыло)
НИОКР, испытания	1	1.60	2.68
Производство	1	1.39	1.81

Как говорилось в Главе 3, сама по себе стоимость проектирования и производства нового самолета не может быть достаточно однозначным критерием оценки того или иного варианта. Однако в настоящей главе далее будут рассмотрены только варианты среднесрочной перспективы, так как:

- во-первых, важно показать работоспособность научно-методического обеспечения для выбора приоритетного варианта облика среди самолетов, близких по техническим характеристикам а также по степени научно-технической новизны;

- во-вторых, на данном этапе развития самолетостроения, в отсутствие статистики по тяжелым самолетам интегральной схемы и схемы летающее крыло, а также за неимением

данных по глубокой проработке подобных самолетов, сравнение их с самолетами среднесрочной перспективы может таить в себе ошибку, сильно влияющую на коэффициенты L и $k_{П}$.

По мере накопления статистики по самолетам интегральной схемы и схемы летающее крыло (в т.ч. и тяжелым), позволяющей достичь достаточной точности расчетов массовых, аэродинамических и стоимостных характеристик, описываемую методику будет возможно применить и к оценке самолетов данных схем.

С помощью научно-методического обеспечения для оценки облика перспективного ТС было исследовано третье направление развития, представляющее собой применение нестандартных для транспортных самолетов решений при использовании нормальной аэродинамической схемы, представленный на Рисунке 89 («Перспективный транспортный самолет. Вариант 2», сокращенно ПТС-2). Такой подход имеет существенно более низкий уровень технических рисков по сравнению с проектом долгосрочной перспективы, и в то же время обладает рядом преимуществ по сравнению с проектом для среднесрочной перспективы.

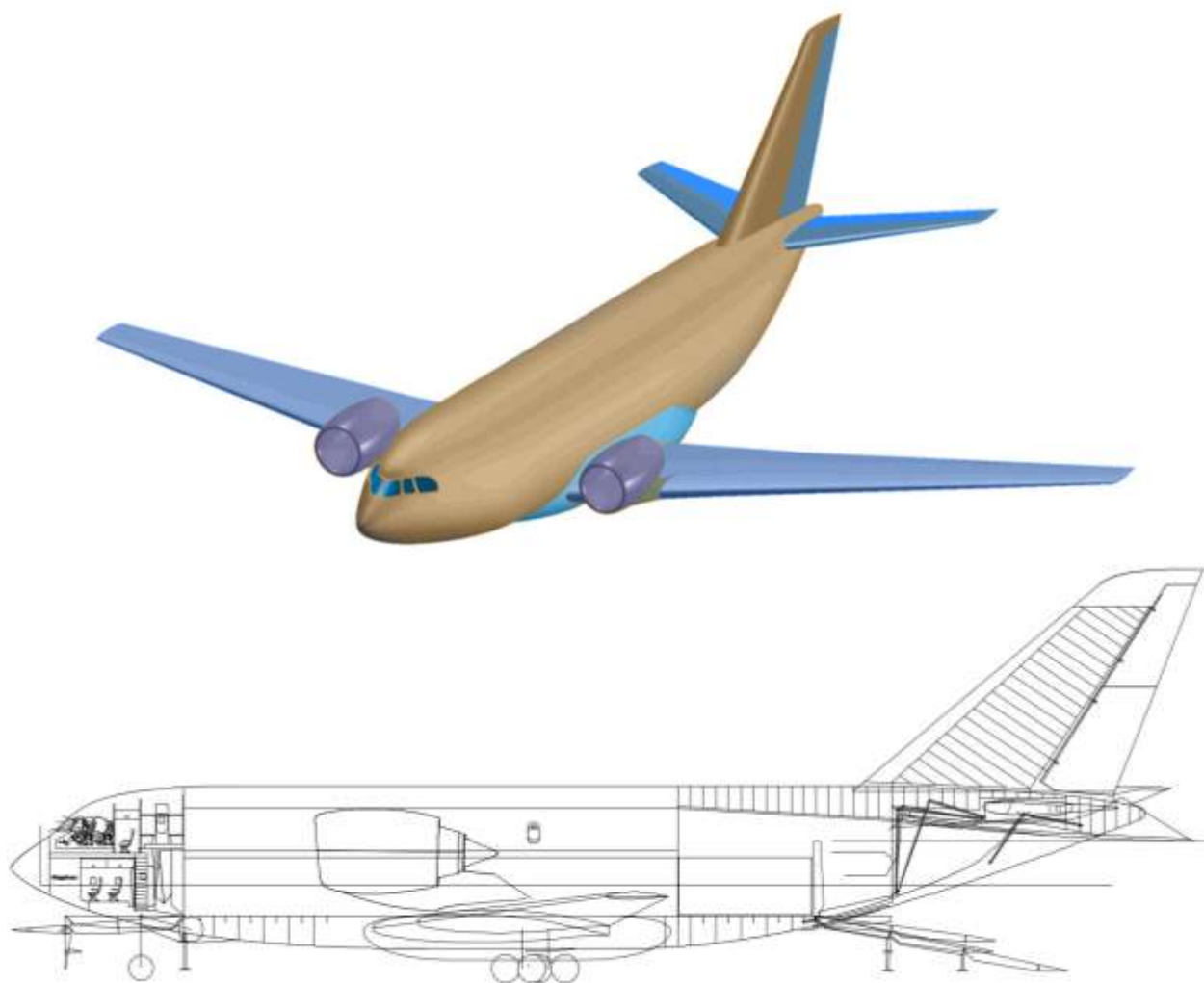


Рисунок 89 - Общий вид альтернативного варианта проекта среднесрочной перспективы ПТС-2

Летательный аппарат (Рисунок 89) выполнен по схеме низкоплана с двигателями, расположенными над крылом на пилонах. Это решение дает возможность избавиться от лишней омываемой поверхности в виде обтекателей основных опор шасси. Миделево сечение фюзеляжа также может быть сокращено вследствие того, что центроплан крыла проходит под полом грузовой кабины самолета. В остальном оба варианта облика на среднесрочную перспективу являются схожими.

Параметры геометрической модели ПТС-2 показаны в Таблице 11.

Таблица 11 - Основные параметры геометрической математической модели ПТС-2

КРЫЛО		ФЮЗЕЛЯЖ		ГО		ВО		МОТОГОНДОЛА	
Положение	Низкоплан	$S_{мф}, м^2$	4594	Положение	Палубное	Положение	Однокилевое	Положение	Над крылом
$S_{тр}, м^2$	440	$\lambda_{ф}$	6,74	$S_{го}, м^2$	108	$n_{во}$	1	$N_{г}$	2
$\lambda_{тр}$	9.36	$\lambda_{нч}$	1.41	$\lambda_{го}$	4.08	$S_{во}, м^2$	95	$S_{мг}, м^2$	11.3
$\eta_{тр}$	4.25	$\beta_{хч}, град$	6	$\eta_{го}$	3	$\lambda_{во}$	1.3	$\lambda_{г}$	1.46
\bar{c}	0.123	$S_{ом}, м^2$	1012	$c_{го}$	0.1	$\eta_{во}$	3.02	$\bar{c}_{г}$	0.06
$\chi_{лк}, град$	30.5			$b_{сах}, м$	5.56	$c_{во}$	0.11	$\bar{c}_{пил}$	0.06
$b_{сах}, м$	7.73			$L_{го}, м$	32.9	$b_{сах}, м$	9.26	$S_{ом,пил}, м^2$	14
						$L_{во}, м$	30.22		

Стоит упомянуть также о возможности проектирования ТТС на основе существующих пассажирских самолетов. Примером такого подхода может служить самолет Boeing B-747-400 LCF, построенный на основе самолета B-747-400 (Рисунок 90).

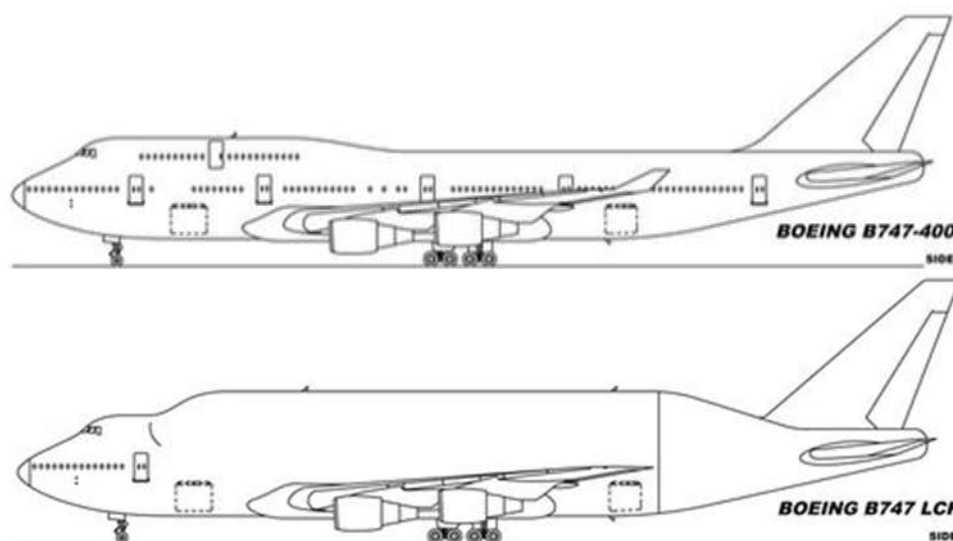


Рисунок 90 - Общие виды пассажирского самолета B-747-400 и специального транспортного самолета B-747-400 LCF

Для тяжелого транспортного самолета, рынок которого исчисляется несколькими десятками единиц (а в случае специального ТС - несколькими единицами), переделка

существующих пассажирских самолетов под задачи перевозки грузов может быть экономически оправданной, несмотря на некоторую неоптимальность технических характеристик. Причиной этому служит сокращение расходов на проектирование, производство, сертификацию и эксплуатацию доработанного самолета.

Для демонстрации работы НМО и сравнения с самолетами-аналогами, представленными в пункте 4.1.1, были выбраны варианты среднесрочной перспективы ПТС-1 и ПТС-2.

4.2.2 Проектные исследования альтернативного варианта облика ТС среднесрочной перспективы

В качестве альтернативного варианта тяжелого транспортного самолета среднесрочной перспективы было решено исследовать нестандартную для грузового самолета схему низкоплана. В Главе 1 было показано, что некоторые самолеты (в том числе и рамповые), предназначенные для перевозки нестандартных грузов, строились по схеме низкоплана. Такая схема эффективней с точки зрения массы конструкции, а использование современных методов аэродинамического расчета и оптимизации теоретической поверхности самолета позволяют практически полностью исключить сопротивление интерференции крыла и фюзеляжа, о чем было сказано в Главе 2.

Однако для рамповых грузовых самолетов важной характеристикой является высота грузового пола над поверхностью земли. Поэтому в случае построения РГС по схеме с нижним расположением крыла возникает вопрос о рациональном размещении двигателей.

Данный вопрос достаточно хорошо изучен при проектировании пассажирских самолетов. Существует четыре основные схемы размещения двигателей на транспортных и пассажирских самолетах:

- схема с размещением двигателей под крылом на пилонах. Такая схема наиболее благоприятна с точки зрения аэродинамической интерференции между крылом и мотогондолами, обладает минимальными весовыми издержками, положительно влияет на аэроупругие характеристики крыла. Недостатками такой схемы размещения двигателей является необходимость увеличения высоты стоек шасси в случае низкого расположения крыла, опасность попадания посторонних предметов в тракт двигателя, большой разворачивающий момент при отказе одного двигателя и большое плечо тяги двигателей (по высоте) относительно центра масс (ЦМ) самолета, в ряде случаев усложняющее его пилотирование;

- схема с размещением двигателей в хвостовой части фюзеляжа на пилонах. Такая схема позволяет уменьшить высоту шасси и погрузочную высоту, а также сделать крыло аэродинамически «чистым». При таком расположении двигателей нет столь жестких

ограничений на их габариты, они менее подвержены попаданию посторонних предметов с поверхности земли. При отказе одного из двигателей дисбаланс тяги минимален. С другой стороны такая схема приводит к значительному утяжелению крыла из-за отсутствия разгрузки его двигателями, а также утяжелению фюзеляжа и систем самолета. Кроме того, размещение столь тяжелых агрегатов, как двигатели, в хвосте самолета, приводят к необходимости сдвига крыла назад и, как следствие, к трудностям с центровкой самолета, особенно пустого. При наличии у транспортного самолета большого выреза под задний грузовой люк размещение двигателей в хвостовой части фюзеляжа приведет к большим массовым затратам;

- схема размещения двигателей в корневой части крыла. Такая схема была широко распространена на заре реактивной авиации, когда двигатели имели малую степень двухконтурности, и, следовательно, малый относительный поперечный размер. Размещение современных двигателей большой степени двухконтурности по такой схеме проблематично во-первых, из-за их большого диаметра, во-вторых, из-за трудностей в обслуживании и ремоторизации;

- схема размещения двигателей над крылом на пилонах. При таком расположении двигателей можно ожидать несколько меньшей массы планера, чем в варианте с расположением двигателя в хвосте. Данная схема может помочь наиболее полно реализовать преимущества транспортного самолета, построенного по схеме низкоплана, а именно, уменьшить площади миделя и омываемой поверхности, массу конструкции фюзеляжа. Главным недостатком данной схемы является то, что для современных двигателей большой двухконтурности она практически не изучена. Однако существуют примеры реализации подобной схемы как на опытных, так и на серийных машинах. Наиболее яркими примерами таких самолетов являются Fokker 614, произведенный в количестве 19 штук (Рисунок 91 и Таблицу

Таблицу 12), а также Honda HA-420 HondaJet, производство которого разворачивается в настоящее время (произведено 6 штук, Рисунок 92 и Таблицу 13).



Рисунок 91 – Самолет Fokker 614

Таблица 12 - Характеристики самолета Fokker 614

Характеристики самолета Fokker 614		Двигатель Rolls-Royce/SNECMA M45H	
Масса пустого, кг	12890	Длина, м	2.6
Максимальная взлетная масса, кг	19960	Диаметр, м	0.909
Кол-во двигателей, шт	2	Сухая масса, кг	673
Крейсерская скорость, км/ч	722	Двухконтурность	2.85
Кол-во пассажиров, чел	40-44	Тяга, кН	32.4
Дальность (40 пассажиров), км	1200	Степень повышения давления	16.5



Рисунок 92 - Самолет Honda HA-420 HondaJet

Таблица 13 - Характеристики самолета Honda HA-420 HondaJet

Самолет Honda HA-420 HondaJet		Двигатель GE Honda HF120	
Масса пустого, кг	3267	Длина, м	1.1
Максимальная взлетная масса, кг	4808	Диаметр, м	0.54
Кол-во двигателей, шт	2	Сухая масса, кг	180
Крейсерская скорость, км/ч	777	Двухконтурность	2.9
Кол-во пассажиров, чел	7	Тяга, кН	9.1
Дальность (7 пассажиров), км	2037	Степень повышения давления	24

Подобное расположение мотогондолы по отношению к крылу в принципе характерно для административных самолетов, однако двигатель в подавляющем большинстве располагается на фюзеляже. Хорошим примером могут служить самолеты LearJet 24 (1966 г, 258 шт.) и LearJet 35 (1973 г, 738 шт.), показанные на Рисунке 93. Срез воздухозаборника двигателя на этих самолетах находится в районе 75% бортовой хорды крыла и на высоте около $0.5 d_{вх}$ над его поверхностью.



Рисунок 93 - Расположение мотогондолы на самолете LearJet 24 (сверху) и LearJet 35 (снизу)

Для того чтобы произвести оценку альтернативного варианта облика ТС среднесрочной перспективы, показанного на Рисунке 89, при помощи предлагаемого научно-методического обеспечения, необходимо знать, какое влияние оказывает нестандартное расположение двигателей на:

- аэродинамику самолета;
- массу конструкции самолета;
- стоимость НИОКР и испытаний.

Для оценки влияния мотогондолы двигателя, расположенной над крылом, на крейсерское аэродинамическое качество транспортного самолета, была разработана трехмерная математическая модель в программном комплексе (ПК) вычислительной аэро- гидродинамики (ВГД) FlowVision (26).

ПК FlowVision является инструментом численного моделирования трехмерного стационарного или нестационарного течения внутри или снаружи различных технических устройств, в частности для моделирования внешней аэродинамики самолета. В основу ПК FlowVision положено решение осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, используемых для описания турбулентных течений (26).

На Рисунках 94...95 показаны расчетная область, граничные условия, расчетная сетка и теоретическая поверхность финального варианта облика ТС, которые использовались при оценке крейсерских аэродинамических характеристик транспортного самолета. Расчетная область представляла из себя параллелепипед с размерами $Ш \times В \times Д = 60b_{сах} \times 30b_{сах} \times 30b_{сах}$. Рабочее тело – воздух с параметрами, соответствующими высоте полета $H=11$ км согласно

МСА. Задача решалась в обращенной постановке с использованием симметрии самолета относительно продольной плоскости XoY , скорость набегающего потока соответствовала числу Маха $M=0.75$. Поток набегаёт на модель самолета под углом атаки $\alpha=2^\circ$, при котором коэффициент подъемной силы самолета составляет примерно $c_y \approx 0.5$.

Общее количество расчетных ячеек регулярной сетки (без учета пристеночных призматических слоев) составляло $N \approx 5\,270\,000$. Расчетная сетка была построена на основе предыдущего опыта определения крейсерских аэродинамических характеристик и сходимость по ней не проверялась. Однако ввиду сравнительного характера исследований, когда важны не абсолютные значения интегральных коэффициентов, а разница в этих значениях при различных положениях мотогондолы, исследование сходимости по расчетной сетке отходит на второй план.

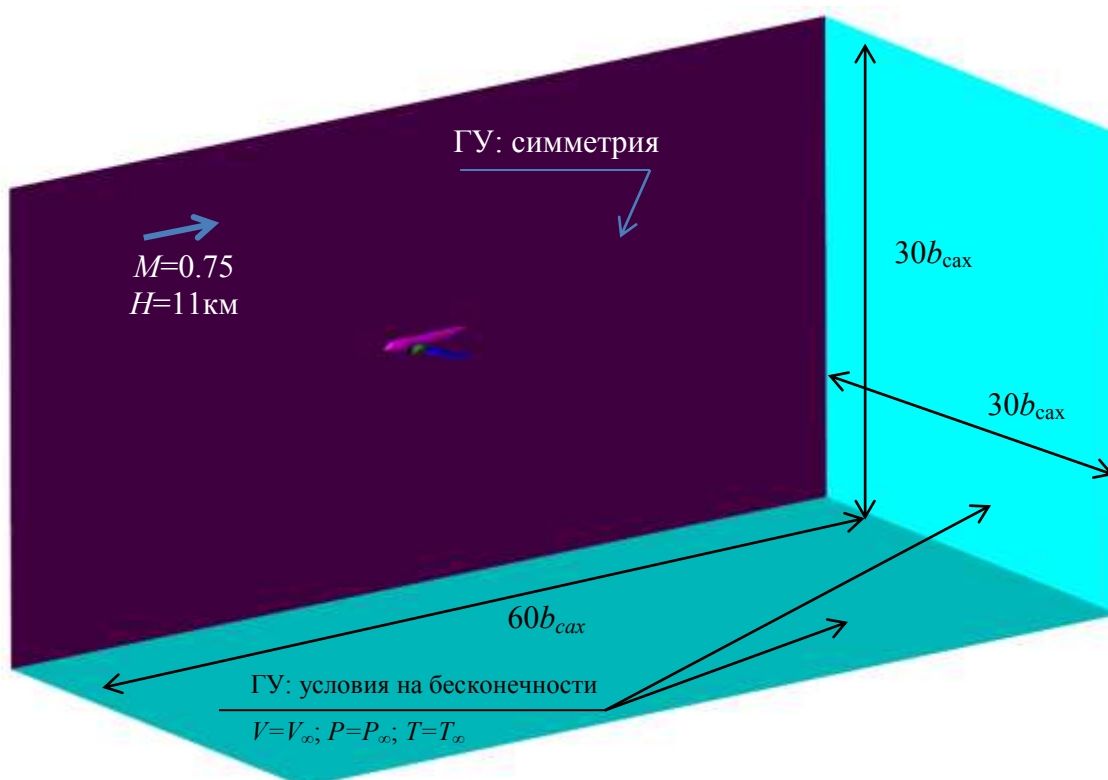


Рисунок 94 – Общая постановка задачи

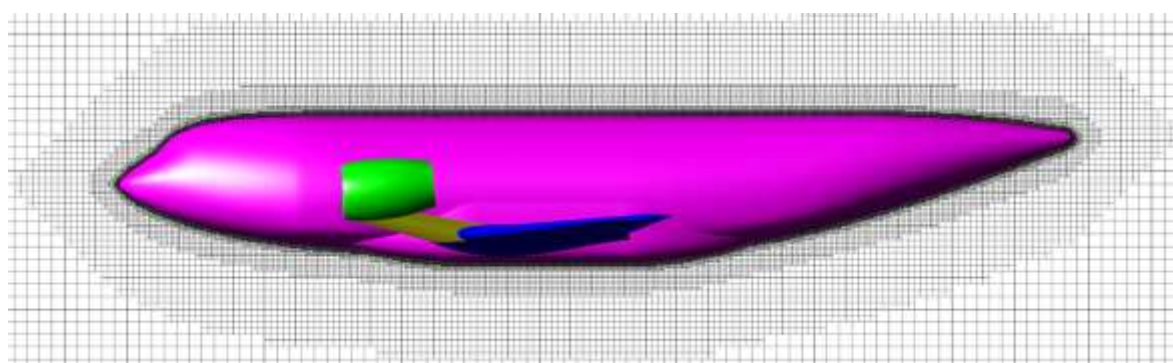


Рисунок 95 – Постановка задачи: расчетная сетка

Геометрическая модель внешних обводов фюзеляжа спроектирована из предположения, что доступ в грузовой отсек будет осуществляться двумя путями:

- при помощи откидывания вбок носовой части самолета (в этом случае открывается полное сечение грузовой кабины);
- при помощи люка в хвостовой части самолета (в этом случае для доступа открывается примерно половина сечения грузовой кабины).

Геометрическая модель поверхности крыла построена на основе трех опорных сечений с использованием сверхкритических профилей второго поколения. Форма в плане – трапеция, относительная толщина $\bar{c}=12.3\%$, стреловидность умеренная $\chi_{\text{лпк}}=21^\circ$.

Геометрическая модель двигателя представляет собой тело вращения со сквозным протоком. Форма и размеры мотогондолы характерны для двигателя большой степени двухконтурности $m \approx 8$, удлинение составляет $\lambda_r = 1.5$, относительная толщина профиля мотогондолы $\bar{c}_r = 7\%$. Так как основной задачей проектных исследований являлась оценка интерференции гондолы двигателя и крыла, для упрощения расчетов реактивная струя не моделировалась.

Геометрическая модель поверхности пилона выполнена на основе симметричного профиля НАСА с относительной толщиной 8% и положением максимальной толщины на 40% хорды.

В общей сложности было проведено около 20 расчетов с целью выявления наиболее рационального положения мотогондолы над крылом транспортного самолета. В ходе данных расчетов варьировались:

- положение мотогондолы вдоль продольной оси самолета X (данный параметр имеет наибольшее влияние на интерференцию крыла и мотогондолы);
- положение мотогондолы вдоль поперечной Z и вертикальной Y осей самолета;
- углы заклинения и разворота мотогондолы относительно набегающего потока.

В Таблице 14 приведено сравнение аэродинамических характеристик некоторых вариантов, которые были исследованы в ходе расчетов. Полученные характеристики сравнивались с опорным вариантом компоновки, представляющим крыло с фюзеляжем.

Для того, чтобы иметь ориентировочные значения влияния мотогондолы на аэродинамическое качество самолета в крейсерской конфигурации, были проведены расчеты:

- варианта с нижним расположением моторной гондолы (Рисунок 96) методом вычислительной аэро- гидродинамики;
- компоновок крыло-фюзеляж и крыло-фюзеляж-мотогондола с помощью разработанной аэродинамической модели научно-методического обеспечения (Таблица 15).

Расчеты с использованием НМО показали, что падение аэродинамического качества от наличия мотогондолы за счет сопротивления трения составляет около $\Delta K \approx -6\%$. Однако при исследовании данной компоновки при помощи комплекса ВГД был подтвержден эффект положительной интерференции крыла и мотогондолы, что приводит к общему падению крейсерского аэродинамического качества $\Delta K \approx -4\%$.

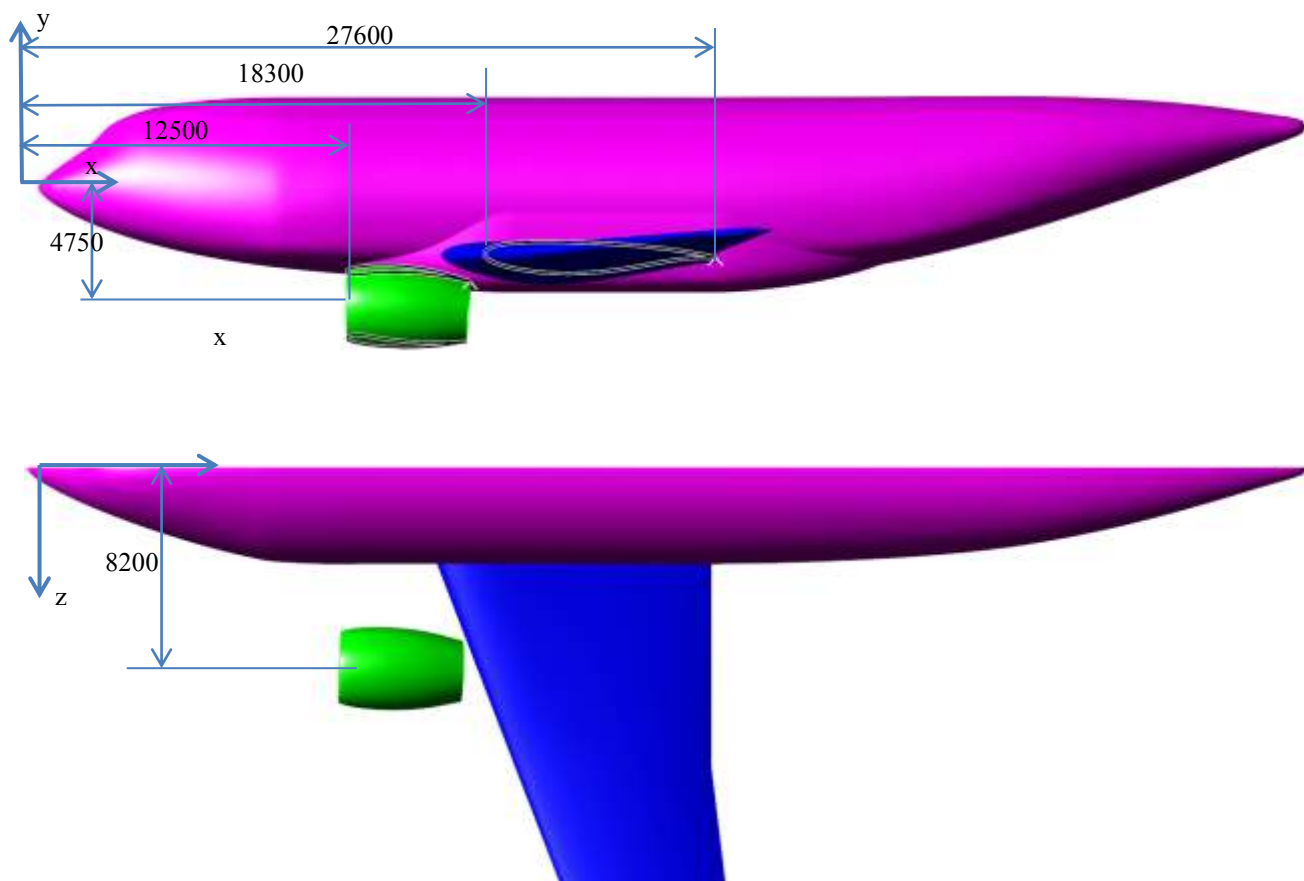


Рисунок 96 - Вариант с нижним расположением мотогондолы для сравнения

Таблица 14 - Сравнительные характеристики различных вариантов компоновок мотогондолы, рассчитанные методом вычислительной аэро- гидродинамики (ВГД)





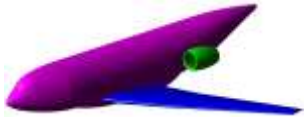




№	Общий вид	Описание	c_x	c_y	K	$\Delta K, \%$	$\Delta K_{ВГД}, \%$
1		Компоновка: крыло-фюзеляж	0.025	0.48	19.2	Опорное значение	+3.2
2		Компоновка: крыло-фюзеляж-мотогондола под крылом	0.0265	0.48	18.1	-5.7	+1.2

Таблица 15 - Сравнительные характеристики различных вариантов компоновок мотогондолы, рассчитанные при помощи аэродинамической математической модели НМО

№	Общий вид	Описание	c_x	c_y	K	$\Delta K, \%$
1		Компоновка: крыло-фюзеляж	0.0258	0.48	18.6	Опорное значение
2		Компоновка: крыло-фюзеляж-мотогондолола под крылом ($x_{вх}=12.5м$, $y_{вх}=-4.75м$; $z_{вх}=8.2м$)	0.027	0.483	17.89	-3.8
3		Компоновка: крыло-фюзеляж-мотогондолола над крылом сзади ($x_{вх}=29.6м$, $y_{вх}=1м$; $z_{вх}=8.2м$)	0.0267	0.45	16.85	-9.4
4		Компоновка: крыло-фюзеляж-мотогондолола над крылом сзади ($x_{вх}=26.6м$, $y_{вх}=2м$; $z_{вх}=8.2м$)	0.0265	0.44	16.6	-10.8
5		Компоновка: крыло-фюзеляж-мотогондолола над крылом сзади ($x_{вх}=25м$, $y_{вх}=0.6м$; $z_{вх}=8.2м$)	0.0323	0.453	14	-24.7
6		Компоновка: крыло-фюзеляж-мотогондолола над крылом спереди ($x_{вх}=12.1м$, $y_{вх}=-0.5м$; $z_{вх}=8.2м$)	0.0268	0.48	17.9	-3.8
7		Компоновка: крыло-фюзеляж-пилон-мотогондолола над крылом спереди ($x_{вх}=12.1м$, $y_{вх}=-0.5м$; $z_{вх}=8.2м$)	0.027	0.48	17.78	-4.4

Представленные в таблице 15 данные показывают хорошую сходимость результатов расчета с использованием НМО и комплекса ВГД. Полученные в ходе вычислений интегральные крейсерские характеристики для компоновок крыло-фюзеляж и крыло-фюзеляж-мотогондолола с протоком различаются менее чем на 5% (крайний правый столбец Таблицы 15).

Исследования заднего расположения мотогондолы двигателя большой степени двухконтурности над крылом транспортного самолета показали, что падение аэродинамического качества в этом случае составляет от 10 до 25% (см. Таблицу 14). Меньшие значения характерны для более заднего расположения мотогондолы (+2м от задней кромки крыла по оси ОХ), большие – для положения мотогондолы над поверхностью крыла на дистанции 80% местной хорды крыла. Дополнительное падение аэродинамического качества по сравнению с нижней компоновкой мотогондолы наблюдается в основном за счет местного падения циркуляции из-за влияния заторможенного потока перед мотогондолой (Рисунки 97...98), а также за счет дополнительного волнового сопротивления, возникающего при разгоне потока между крылом и мотогондолой (Рисунок 98, в).

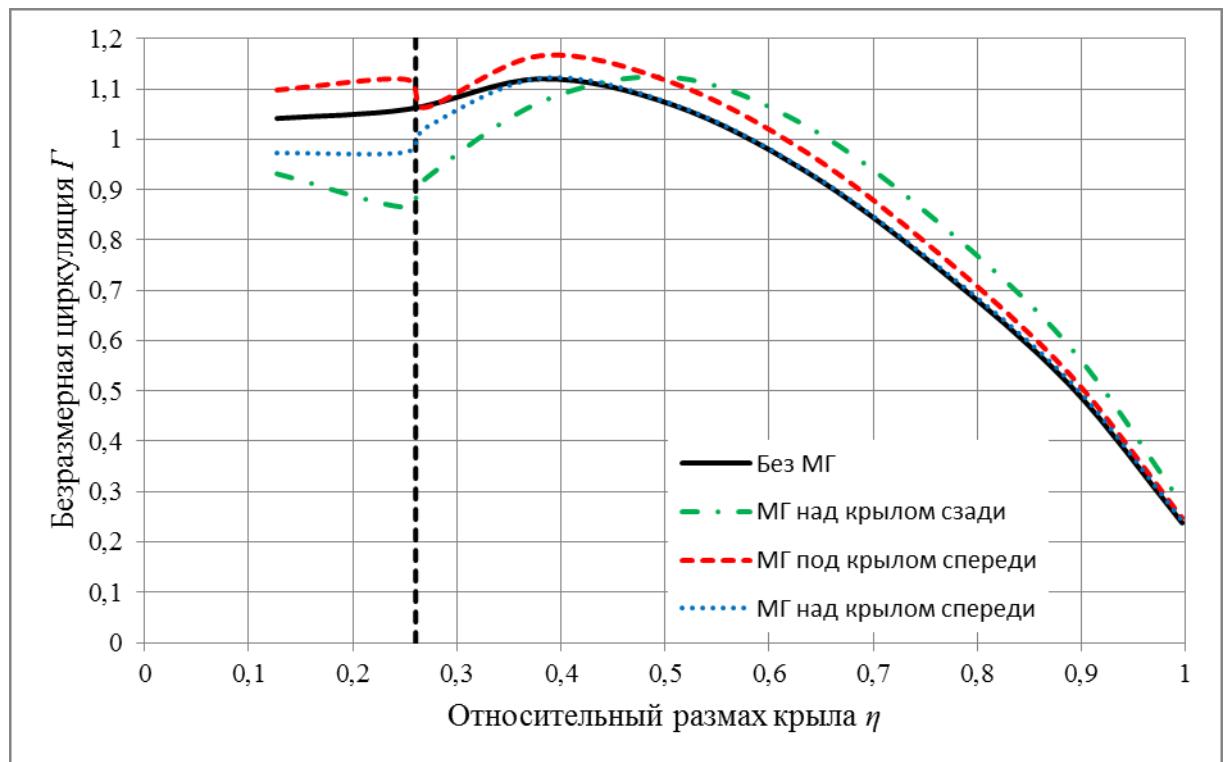


Рисунок 97 - Циркуляция по размаху крыла при различном положении мотогондолы

Положение мотогондолы по вертикальной оси Y и угол заклинения также влияют на интерференцию с крылом. Однако по сравнению со смещением вдоль продольной оси X эти инструменты улучшения аэродинамического качества не столь действенны. Смещение мотогондолы в пределах 1...1.5 диаметров вдоль поперечной оси Z по направлению к концу крыла практически не влияет на интерференцию.

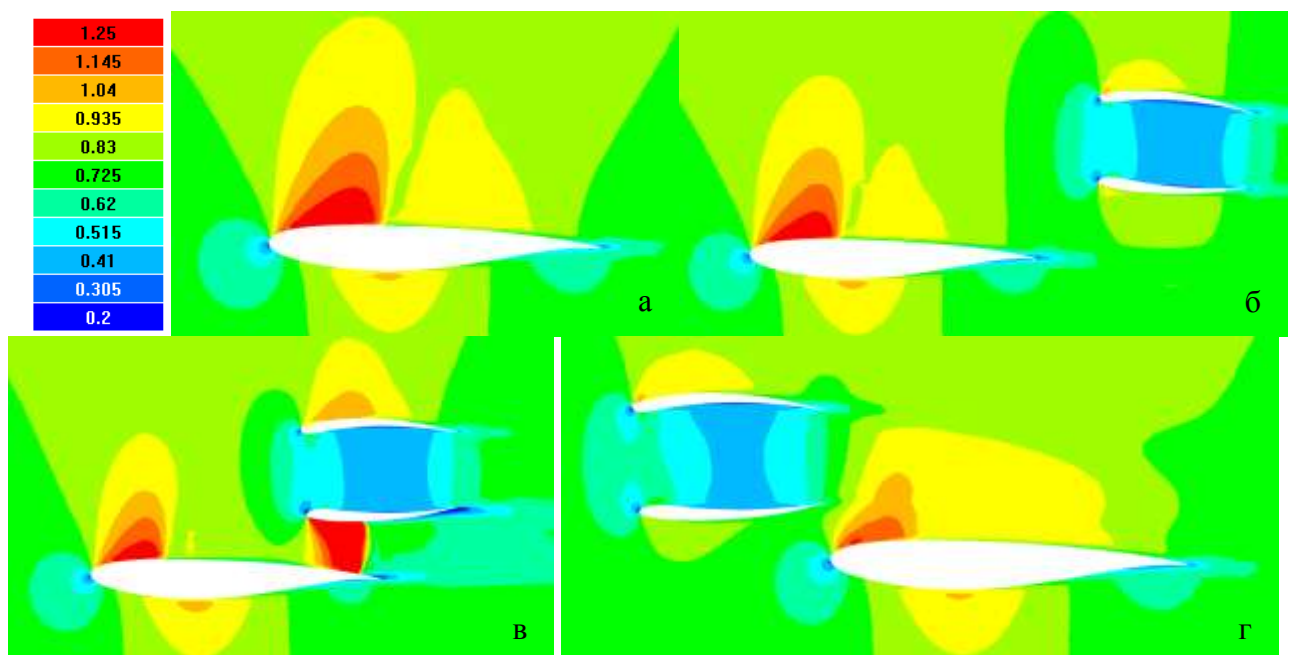


Рисунок 98 - Скалярное поле числа M при различном положении мотогондолы

Следует отметить, что геометрические обводы мотогондолы, использованные в исследованиях, характерны для двигателя, устанавливаемого на пилоне под крылом. Однако

существует ряд исследований, направленных на разработку специальной формы внешней поверхности мотогондолы, устанавливаемой над крылом в районе задней кромки. Так, например, в ходе оптимизационных исследований мотогондолы и крыла, проведенных в работе (44), было выявлено, что падение аэродинамического качества по сравнению с компоновкой крыло-фюзеляж при заднем расположении двигателей над крылом может составлять:

$\Delta K \approx -26\%$ при оптимизации положения мотогондолы (Рисунок 99,а);

$\Delta K \approx -19\%$ при совместной оптимизации положения и профиля мотогондолы (Рисунок 99,б);

$\Delta K \approx 0\%$ при совместной оптимизации сечения крыла, положения и профиля мотогондолы (Рисунок 99,в).

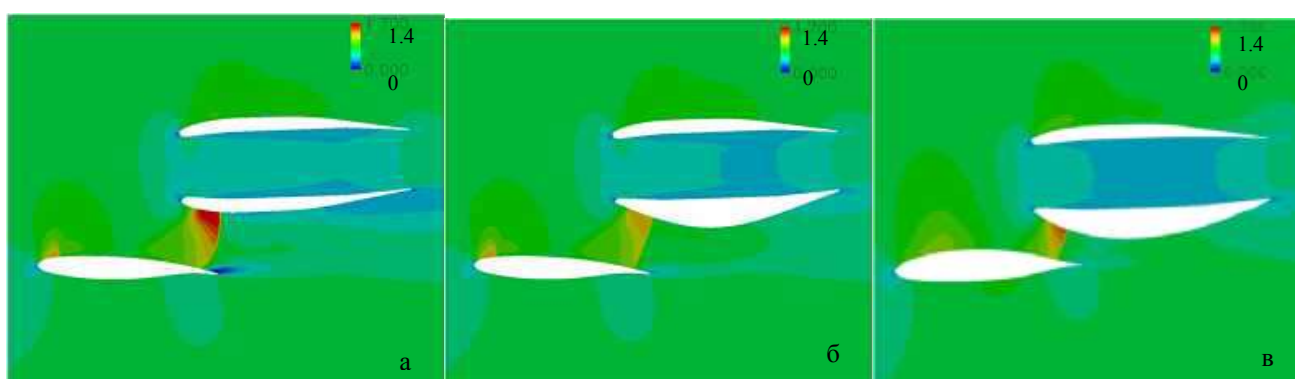


Рисунок 99 - Скалярное поле числа Маха при оптимизации положения мотогондолы (а), при оптимизации положения и профиля мотогондолы (б), при оптимизации положения и профилей мотогондолы и крыла (в)

При исследовании различных положений мотогондолы над крылом важно также оценивать равномерность потока на входе в воздухозаборник. По результатам моделирования было выявлено, что при верхнем расположении двигателя могут быть получены параметры равномерности поля скоростей на входе, аналогичные нижнему расположению воздухозаборника (среднеквадратичное отклонение скорости по сечению воздухозаборника составляет около $\bar{v}_s \approx 4$ м/с). Однако в случае верхнего расположения мотогондолы средняя по сечению скорость на входе в воздухозаборник выше по сравнению с нижним расположением примерно на $dV_{cp} \approx 10$ м/с.

При проектировании самолета с верхним расположением двигателей важно оценивать влияние реактивной струи на крыло и оперение. На Рисунке Рисунок 100 показаны линии тока, проходящие через поверхность мотогондолы на крейсерском режиме полета. Видно, что вследствие влияния крыла и задней части фюзеляжа поток, сходящий с гондолы, скашивается вниз и по направлению к плоскости симметрии самолета. Как упоминалось ранее, реактивная струя двигателя не моделировалась в настоящем исследовании. Однако по представленной на Рисунок 100 картине течения можно сделать предположение о том, что струя двигателя не

будет взаимодействовать с крылом и стабилизатором, особенно в случае использования Т-образного, крестообразного или V-образного хвостового оперения.

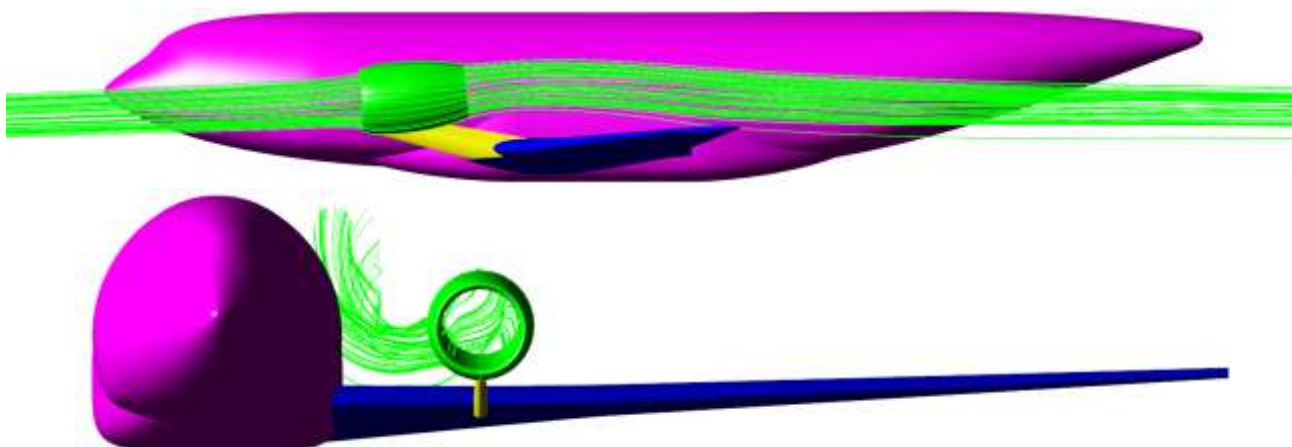


Рисунок 100 - Линии тока в районе мотогондолы

Предлагаемое расположение двигателей также определенным образом повлияет на конструкцию крыла и системы самолета, в частности на систему управления. Так как линия действия тяги будет расположена над центром тяжести самолета, то на взлетном режиме появится момент на пикирование, что также потребует определенных исследований в ходе проработки проекта. Прохождение реактивной струи не под, а над крылом заставит пересмотреть конфигурацию закрылков и интерцепторов, по сравнению с традиционной, применяемой при расположении двигателей под крылом, а также конфигурацию реверсивного устройства.

К вышесказанному можно добавить следующие допущения, принятые при оценке предлагаемого расположения двигателей:

1) В аэродинамической математической модели НМО принято, что компоновка двигателя на пилоне над крылом не вносит дополнительного вредного сопротивления на крейсерском режиме полета по сравнению с расположением двигателей под крылом. Данное допущение основывается на представленных в настоящей главе результатах моделирования, а также на анализе научных трудов других авторов;

2) При оценке влияния компоновки двигателя на пилоне над крылом на массу пилона удалось установить, что в зависимости от выноса центр масс двигателя по горизонтали (ось x) и вертикали (ось y) от переднего лонжерона крыла дополнительные затраты массы пилона, по сравнению с двигателем под крылом, могут составлять от 0% массы пилона (при $x/y=1.6$) до 60% (при $x/y=0.8$). В массовой математической модели дополнительные затраты массы пилона приняты равными 50%;

3) В математической модели оценки стоимости жизненного цикла самолета принято, что проработка конструкции крыла и пилона на этапе проектирования имеет коэффициент сложности 1.2, проработка системы управления и систем самолета в целом – 1.1.

Из прогнозируемых положительных последствий использования схемы с расположением двигателей над крылом, кроме уже перечисленных, можно отметить:

- снижение шума на местности и тепловой заметности (критично для вариантов самолета для военного применения) за счет экранирования сопла крылом;

- отсутствие компоновочных ограничений на диаметр и, следовательно, на степень двухконтурности двигателя;

- возможность повышения эффективности торможения за счет направления большей части реверсивной струи вперед-вверх;

- уменьшение негативных факторов, возникающих при аварийной посадке, по сравнению с подкрыльевым расположением у низкоплана.

К негативным последствиям предлагаемого конструктивного решения можно отнести следующие:

- нетиповая схема крепления двигателя – компенсируется новым корпусом двигателя (приводит к некоторому росту стоимости) либо дополнительными затратами массы на силовую мотогондолу с верхним креплением двигателя);

- воздействие струй реверса на фюзеляж, более близкое к варианту высокоплана;

- некоторое повышение уровня шума внутри самолета;

- изменение конфигурации топливной системы (по сравнению с двигателями под крылом), в т.ч. исключение возможности поступления топлива из расходного бака самотеком;

- повышение трудоемкости технического обслуживания вследствие большей высоты расположения двигателя над землей.

Количественно влияние вышеперечисленных факторов в расчете по приведенной методике не учитывается.

4.3 Параметрические исследования и апробация научно-методического обеспечения

Для того чтобы продемонстрировать работоспособность НМО для оценки облика тяжелого транспортного самолета, были проведены параметрические исследования. Объектами исследования были выбраны самолет Ан-124-100, а также проекты самолетов ПТС-1 и ПТС-2, представленные в пункте 4.2.1. В качестве варьируемых параметров выступали габариты грузовой кабины самолетов (ширина $B_{гк}$, высота $H_{гк}$, длина $L_{гк}$), а также максимальная грузоподъемность $m_{гр}$, так как они являются основными параметрами модели оценки совокупного дохода от коммерческой эксплуатации воздушного судна.

В Таблице 16 приведены сравнительные характеристики самолетов ПТС-1, ПТС-2 и Ан-124-100. Видно, что Ан-124-100 превосходит проектируемые самолеты по габаритным размерам грузовой кабины, дальности и грузоподъемности (Рисунок 101).

Исходя из того, что математическая модель оценки совокупной выручки в сегменте рынка ЧПП СТРС построена на основе данных по перевозкам Ан-124-100, параметрические исследования возможны только в сторону уменьшения грузоподъемности и размеров грузовой кабины.

Таблица 16 - Летно-технические характеристики проектируемых самолетов в сравнении с Ан-124-100

Характеристика	Ан-124-100	ПТС-1	ПТС-2
Максимальная взлетная масса, m_0 , т	392	300	300
Масса пустого снаряженного самолета фактическая, $m_{пуст}^{факт}$, т	180.7	-	-
Масса пустого снаряженного самолета расчетная, $m_{пуст}^{расч}$, т	181.2	137.3	137
Максимальный запас топлива m_T , т	212.35	112.1	112.1
Ширина грузового отсека $B_{ГК}$, м	6.4	6.4	6.4
Высота грузового отсека $H_{ГК}$, м	4.4	5	5
Длина грузового отсека $L_{ГК}$, м	36.5	20	20
Максимальная масса коммерческой нагрузки $m_{гр.мах}$, т	120	100	100
Максимальное расчетное аэродинамическое качество $K_{мах}$ на крейсерском режиме	17.23	16.3	18.14
Дальность полета с максимальным грузом фактическая $L^{факт}$, км	4500	-	-
Дальность полета с максимальным грузом расчетная $L^{расч}$, км	4440	4460	5080
Число М крейсерского полета	0.75	0.75	0.75
Тяга одного двигателя на взлетном режиме T_0 , тс	23	42	42
Количество двигателей $N_{дв}$, шт	4	2	2

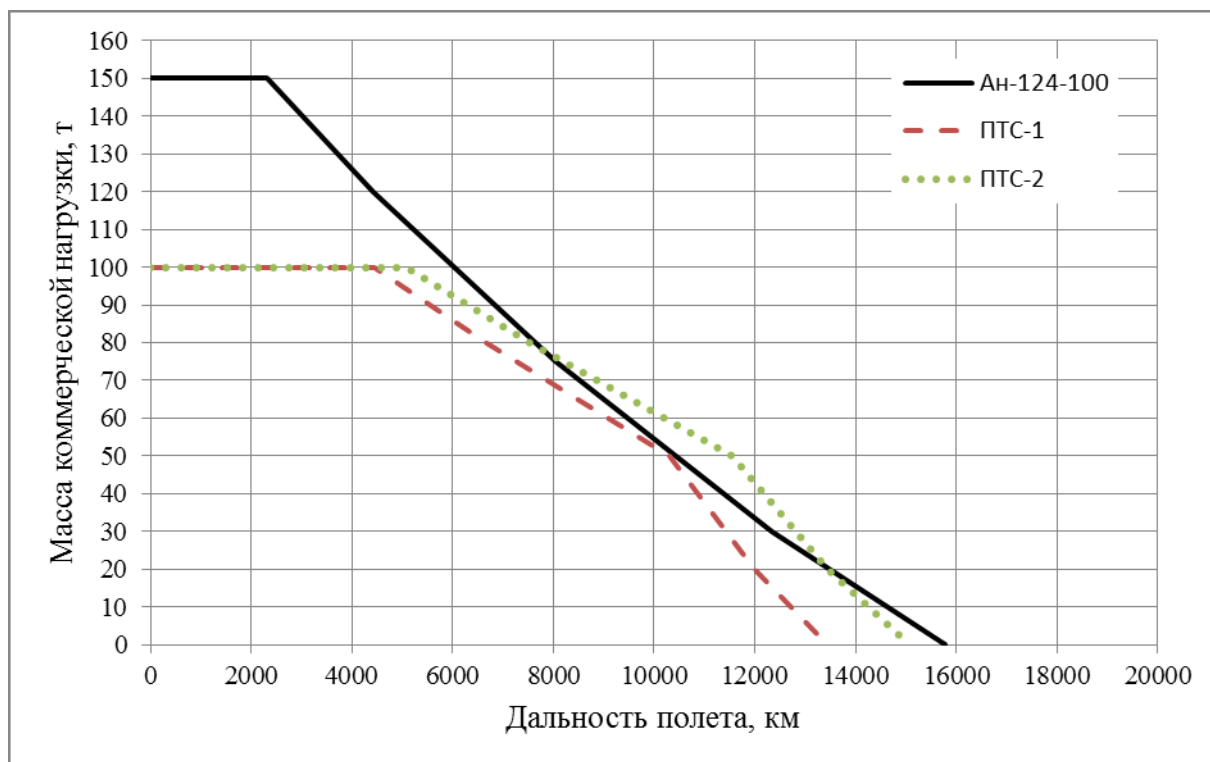


Рисунок 101 - Диаграмма нагрузка-дальность проектируемых самолетов в сравнении с Ан-124-100, полученная путем расчета при помощи математической модели расчета ЛТХ и ВПХ

4.3.1 Параметрические исследования на примере прототипа Ан-124-100

В данном разделе приведены параметрические исследования с применением настоящего научно-методического обеспечения на примере самолета, аналогичного Ан-124-100 («Прототип Ан-124»). Как отмечалось в Главе 3, основным критерием сравнения в настоящей работе выступает совокупная прибыль Π парка самолетов за весь жизненный цикл. Поэтому основной задачей параметрических исследований на примере прототипа Ан-124 является выявление зависимостей между техническими параметрами самолета и коэффициентом Π .

На Рисунок 102 представлены зависимости для совокупной прибыли, которую может принести исследуемый самолет в сегменте рынка ЧГП СТРС в зависимости от уменьшения максимальной массы коммерческой нагрузки $\Delta m_{гр}$ с учетом его проектирования, производства и эксплуатации. Стоит отметить, что прямые эксплуатационные расходы были определены для всех вариантов в условиях типового полета, или, другими словами, среднестатистической дальности полета и массы коммерческой нагрузки на сегменте рынка ЧГП СТРС.

Кривая с названием «Вариант1» показывает изменение совокупной прибыли Π при уменьшении массы коммерческой нагрузки при условии, что остальные параметры (максимальная взлетная масса m_0 , площадь крыла $S_{кр}$, максимальная тяга двигателя T_0 , площади горизонтального оперения $S_{ГО}$ и т.п.) остаются неизменными. Подписи под точками

показывают максимальную взлетную массу, количество самолетов и дальность с соответствующим максимальным грузом в формате $m_0/N_{\text{сам}}/L$.

Видно, что в пределах $0 \leq -\Delta m_{\text{гр}} \leq 20$ т совокупная прибыль парка из 11 прототипов Ан-124 меняется мало, а после $-\Delta m_{\text{гр}} = 20$ т монотонно убывает. Это объясняется тем, что стоимость эксплуатации самолета остаются постоянными, а выручка B от перевозки груза падает. При изменении параметров m_0 , $S_{\text{кр}}$, $S_{\text{ГО}}$, T_0 таким образом, чтобы стартовая нагрузка на крыло p_0 , стартовая тяговооруженность \bar{P}_0 , коэффициент статического момента площади горизонтального оперения $A_{\text{ГО}}$ и дальность с максимальной коммерческой нагрузки $L(m_{\text{гр}})$ приблизительно сохранялись, вместо падения совокупной прибыли наблюдается ее рост (см. кривую с названием «Вариант2»). Эта зависимость также наглядно демонстрирует влияние дальности полета L на прибыль парка Π : чем выше требования по дальности, тем ниже совокупная прибыль, т.к. с увеличением массы самолета ради обеспечения большей дальности полета возрастают затраты на его проектирование и производство.

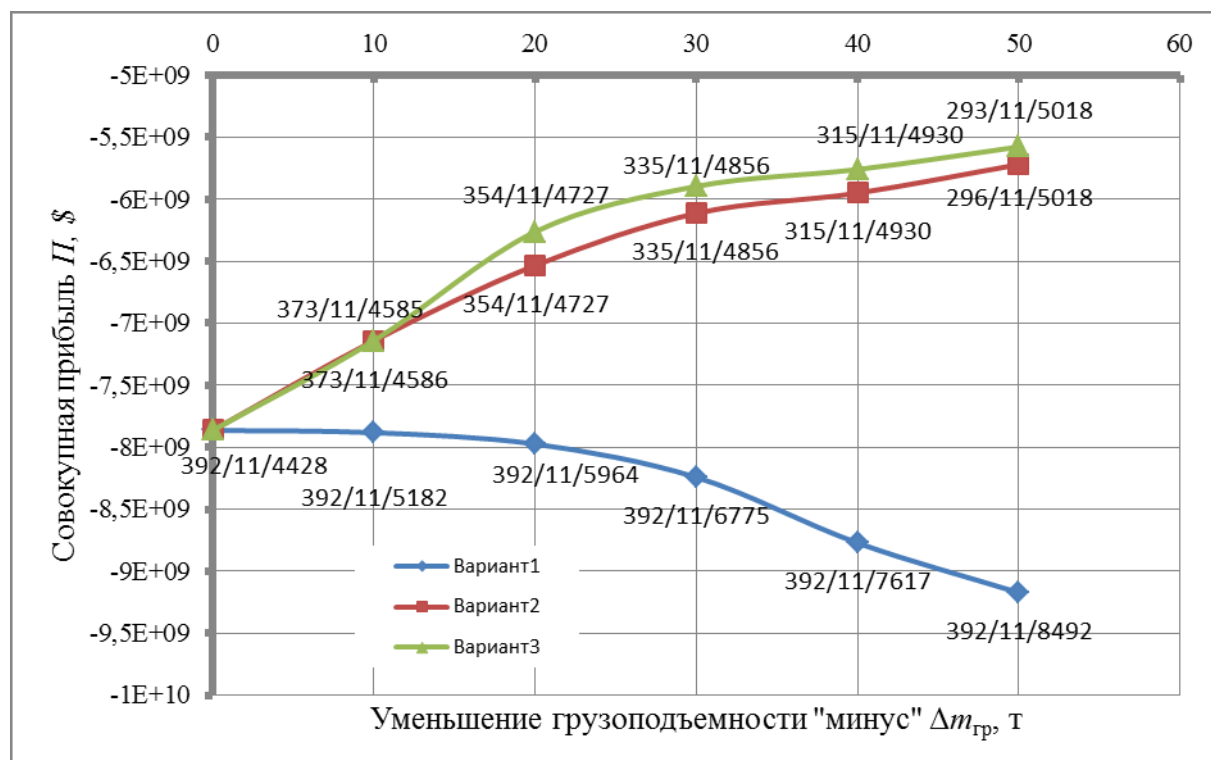


Рисунок 102 - Зависимость совокупной прибыли прототипа Ан-124 на рынке ЧПП СТРС при уменьшении максимальной массы коммерческой нагрузки

В Главе 3 говорилось, что особенностью настоящего НМО является возможность корректировки графика ввода самолетов в эксплуатацию. При корректировке графика ввода самолетов парка в эксплуатацию таким образом, чтобы средний налет одного воздушного судна в год был примерно равен исходному налету прототипа Ан-124, совокупная прибыль растет (см. кривую с названием «Вариант3»). Это связано с тем, что при уменьшении массы коммерческой нагрузки налет парка для совершения той же работы $E_{k(t)}$ увеличивается, что

приводит к возрастанию эксплуатационных расходов. Однако, в то же время, объем этой работы все еще остается ограниченным, совокупная выручка парка B остается прежней. В соответствии прогнозным значениям объема рынка в каждый год периода эксплуатации t можно подобрать такой график ввода самолетов в эксплуатацию (или график их производства), который уменьшит издержки, связанные с эксплуатацией.

Таким образом, в ходе исследования самолета с использованием статистики грузоперевозок за один год по параметру уменьшения максимальной грузоподъемности $\Delta m_{гр}$ выявлено, что существует некоторый диапазон $\Delta m_{гр}$, который позволяет практически сохранить совокупную прибыль парка пусть даже при потере некоторой доли выручки B . А при изменении других компоновочных параметров возможно даже увеличение Π .

Рисунок 103 показывает зависимости совокупной прибыли при уменьшении высоты грузового отсека прототипа Ан-124. Видно, что при уменьшении высоты кабины Π значительно снижается во всех вариантах. Кривая «Вариант 3» показывает изменение совокупной прибыли Π при уменьшении парка самолетов в соответствии с объемом коммерческой работы. Так, при снижении высоты на 2.5 м для обеспечения среднегодового налета, равному налету прототипа с исходной грузовой кабиной, на рынке требуется всего 2 ТС.

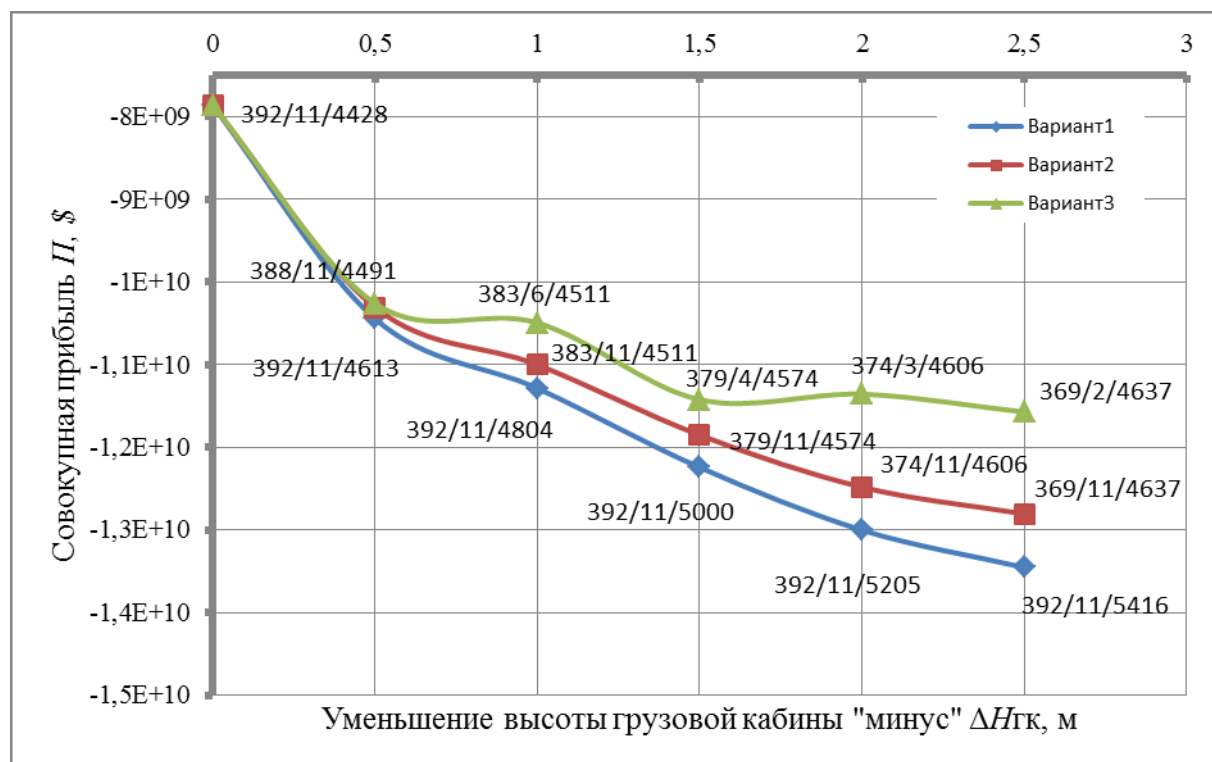


Рисунок 103 - Зависимость совокупной прибыли прототипа Ан-124 на рынке ЧПП СТРС при уменьшении максимальной высоты грузового отсека

Для наглядности на Рисунке 104 показаны зависимости среднегодового налета на один борт парка ТС при уменьшении высоты грузовой кабины. При изменении высоты грузовой кабины и сохранении парка в 11 самолетов среднегодовой налет также быстро уменьшается

(Рисунки 103...104, кривая «Вариант1»). Это связано с тем, что большая часть грузов отсеивается из-за принципиальной невозможности их перевозки. Так, например, при уменьшении высоты грузового отсека на 500 мм отсеивается сразу 40% негабаритных грузов.

Уменьшение налёта должно в некоторой степени компенсировать уменьшение выручки за счет снижения расходов на эксплуатацию. Однако при сохранении количества самолетов в парке в 11 шт. затраты на их проектирование и производство перекрывают эту компенсацию. При уменьшении количества потребных самолетов в парке с сохранением налета исходного прототипа Ан-124 (Рисунки 103...104, кривая «Вариант3»), совокупная прибыль растет за счет значительно меньших затрат на проектирование, производство и эксплуатацию самолета.

В целом параметрические исследования зависимости критерия Π от $\Delta H_{гк}$ демонстрирует, что высота грузового отсека является определяющим параметром, характеризующим провозные возможности тяжелого ТС. Поэтому уменьшение высоты грузового отсека в сегменте рынка ЧПП СТРС по сравнению с прототипом Ан-124 нецелесообразно.

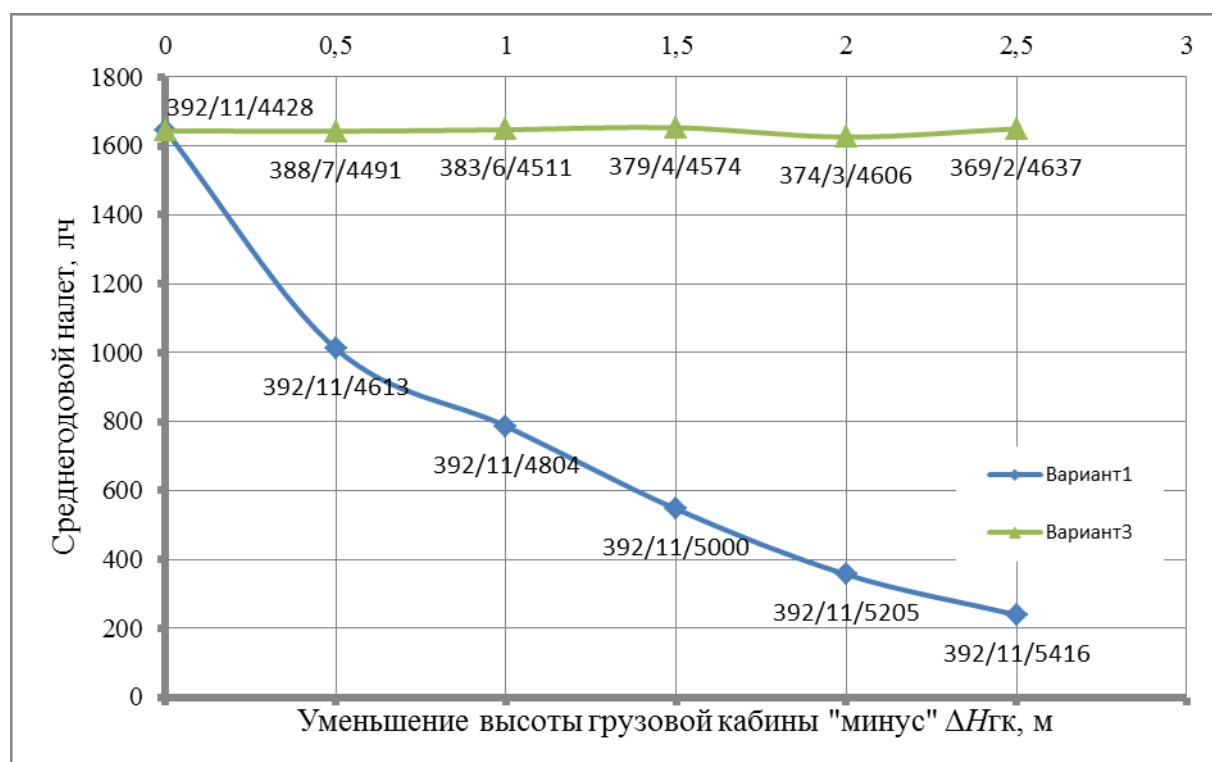


Рисунок 104 - Зависимость среднегодового налета на один самолет на рынке ЧПП СТРС от уменьшения высоты грузового отсека

Интересные результаты показывают параметрические исследования прототипа Ан-124 при варьировании шириной грузового отсека $B_{гк}$ (Рисунок 105). Этот параметр достаточно примечателен с точки зрения оптимизации тяжелого ТС в целом. Видно, что функция $\Pi=f(B_{гк})$ имеет локальный максимум на сегменте рынка ЧПП СТРС при снижении ширины грузовой кабины на 1000...1100 мм. При соответствующей корректировке графика ввода самолетов в

эксплуатацию при сохранении парка в 11 самолетов и среднего налета можно существенно (приблизительно на 12%) поднять совокупную прибыль, приносимую парком.

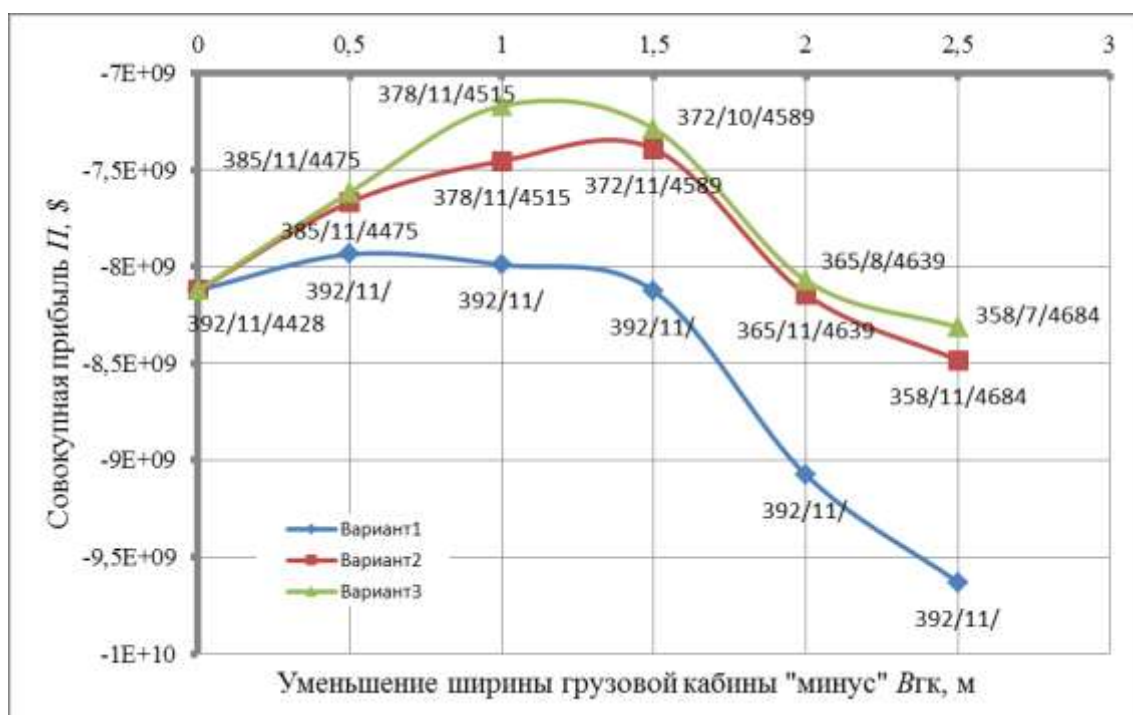


Рисунок 105 - Зависимость совокупной прибыли прототипа Ан-124 на рынке ЧГП СТРС при уменьшении ширины грузового отсека

Оценка прототипа Ан-124-100 по критерию совокупной прибыли P показывает, что создание «с чистого листа» самолета подобного класса для эксплуатации на рынке коммерческих грузоперевозок не оправдано. Видно, что при сохранении грузоподъемности и некоторой оптимизации размеров кабины, можно ожидать, что совокупные убытки от реализации программы составят около $P \approx -7$ млрд. долларов. Уменьшением грузоподъемности и размеров самолета можно добиться $P \approx -6 \dots -5.5$ млрд. долларов.

Следует иметь в виду, что представленные здесь значения совокупной прибыли парка самолетов P на рынке чартерных грузовых перевозок уникальных и негабаритных грузов, могут быть скорректированы при расширении и дополнении базы данных по грузоперевозкам. Однако, во-первых, порядок цифр, скорее всего, останется неизменным, а во-вторых, используемых в модели данных о 1000 полетах вполне достаточно для сравнительного анализа вариантов и демонстрации работоспособности научно-методического обеспечения.

На Рисунках 106...108 представлены зависимости коэффициента выручки $k_{\text{выр}}$ от изменения высоты, ширины, длины грузовой кабины, а также от максимальной грузоподъемности прототипа Ан-124 на сегменте рынка ЧГП СТРС. Видно, что наибольшее влияние оказывает высота кабины, снижающая количество возможных перевозок в среднем на 30% на каждый метр уменьшения ширины. Длина грузовой кабины не является определяющим фактором для отказа от перевозки большинства нестандартных грузов на сегменте рынка ЧГП

СТРГС. Заметное снижение перевозок начинается только после $\Delta L_{гк} \approx 10 \dots 11$ м. Следует отметить, что длина грузовой кабины является отчасти зависимым параметром, так как она обычно определяется удлинением фюзеляжа и площадью его сечения.

Увеличение коэффициента стоимости $k_{стоим}$, т.е. количества потребных полетов для совершения той же транспортной операции, наглядно продемонстрировано на Рисунке 108 при варьировании грузоподъемностью самолета. Так, например, при снижении коэффициента выручки $k_{выр}$ на 20% из-за отказа от рейсов по причине невозможности перевозки определенных грузов, стоимость перевозок на самолете меньшей грузоподъемности будет больше на 50%, чем на прототипе Ан-124 из-за большего налета, потребного для совершения эквивалентной транспортной операции.

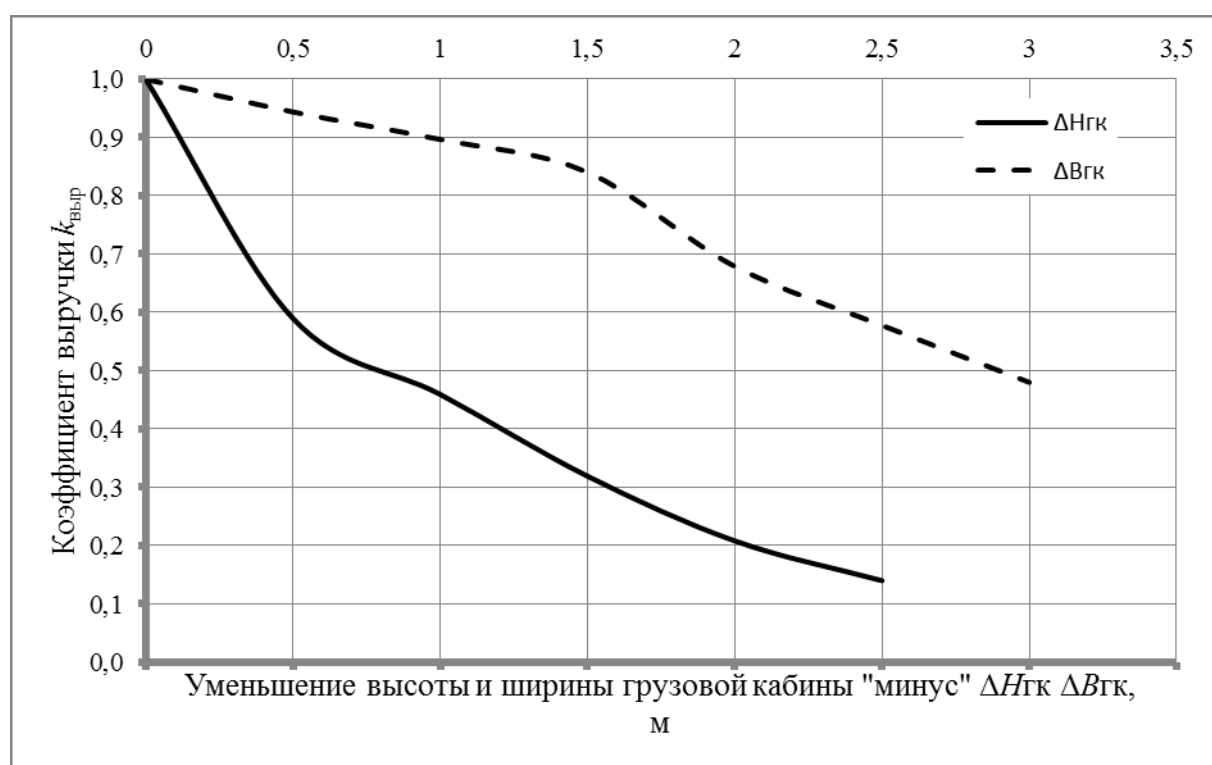


Рисунок 106 - Зависимость коэффициента выручки $k_{выр}$ от $\Delta H_{гк}$, $\Delta B_{гк}$

Следует отметить, что приведенные в пункте 4.3.1 зависимости не исчерпывают всех возможностей параметрического анализа облика при помощи настоящего научно-методического обеспечения. НМО позволяет также проводить исследования, принимая в качестве параметров удлинение и стреловидность крыла, удлинение и угол отгиба хвостовой части фюзеляжа и многие другие технические параметры.

При использовании известных методов и программных комплексов многопараметрической оптимизации в связке с НМО возможно осуществлять поиск наилучшего облика ТС на стадии предварительного проектирования. Следует отметить, что оптимизационные исследования облика ТС выходят за рамки настоящей работы.

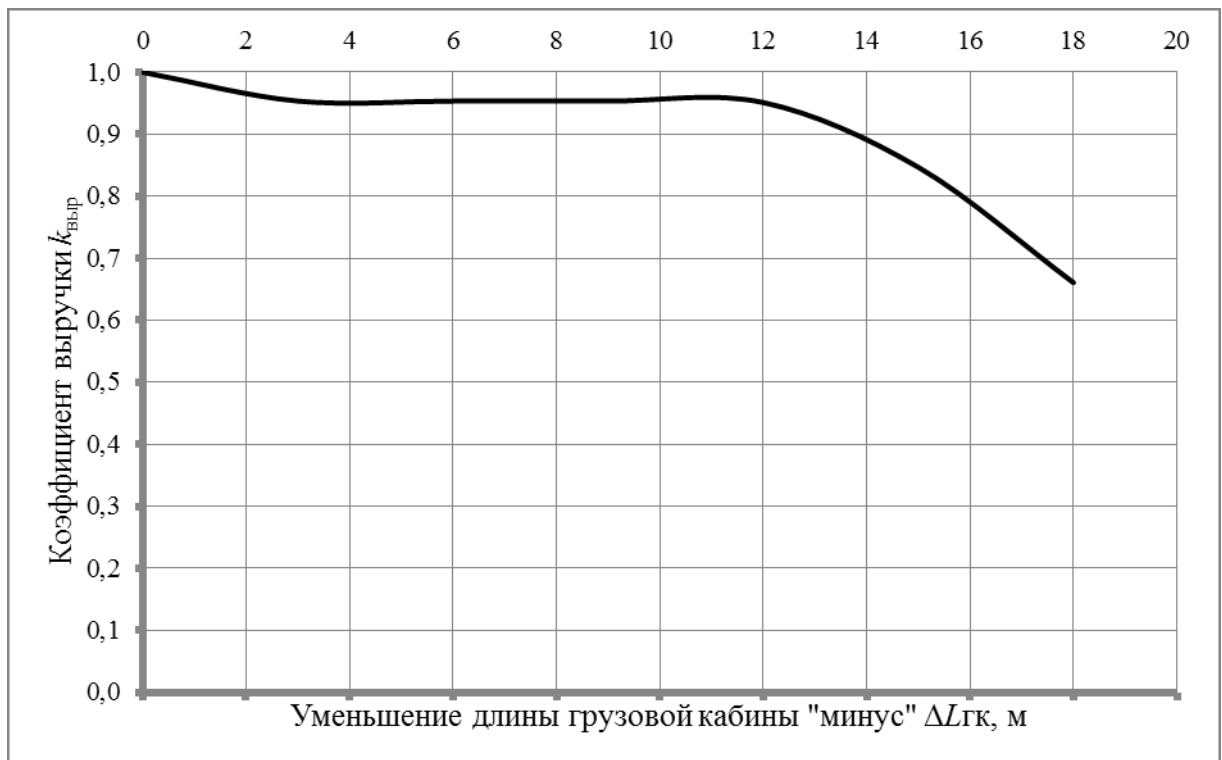


Рисунок 107 - Зависимость коэффициента выручки $k_{\text{в}}$ от $\Delta L_{\text{ГК}}$

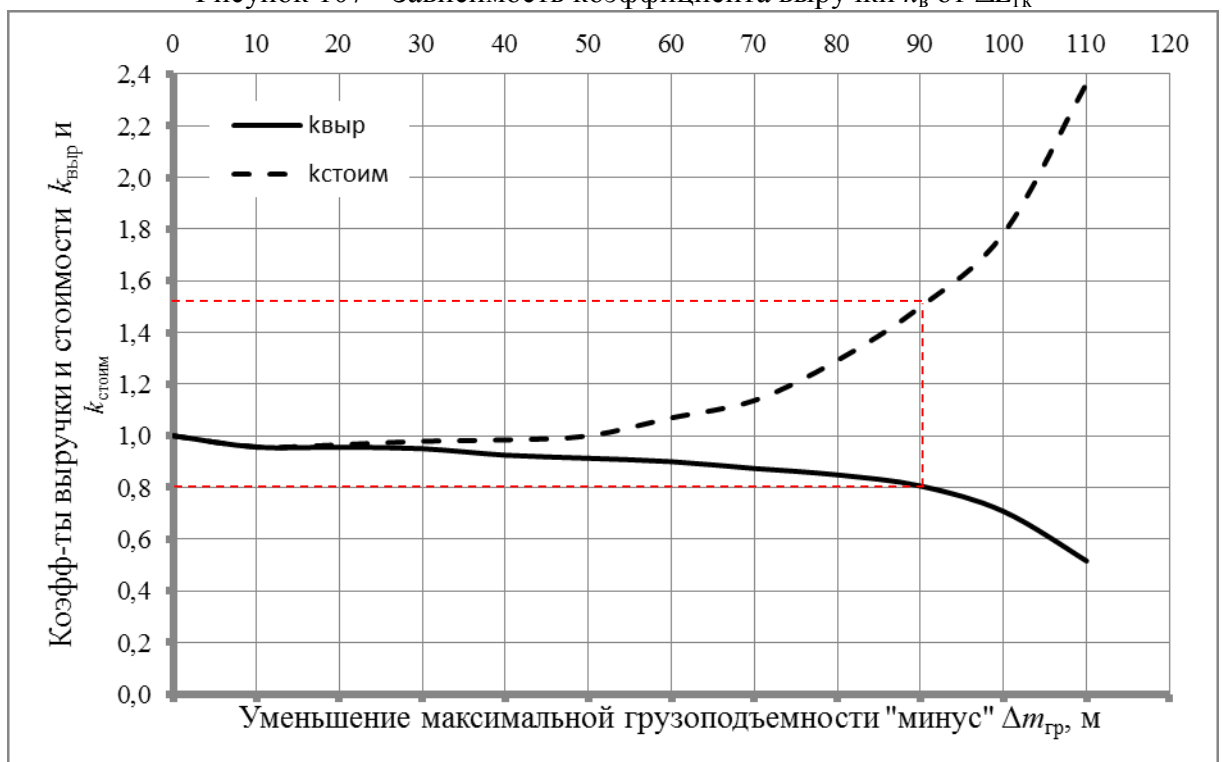


Рисунок 108 - Зависимость коэффициента выручки $k_{\text{выр}}$ и $k_{\text{стоим}}$ от $\Delta m_{\text{гр}}$

4.3.2 Выбор облика перспективного ТС

Как было сказано выше, предлагаемое в настоящей работе научно-методическое обеспечение создано для того, чтобы стать инструментом, который поможет выбрать приоритетный вариант или несколько вариантов тяжелого транспортного самолета на

начальном этапе проектирования для дальнейшей детальной проработки. Для демонстрации возможности выбора приоритетного варианта, были произведены расчеты критерия совокупной прибыли программы Π для ТС среднесрочной перспективы ПТС-1 и ПТС-2.

На Рисунке 109 показана зависимость совокупной прибыли парка из 10 машин от максимальной взлетной массы ТС при условии, что они обслуживают свои сегменты рынка авиационных грузоперевозок. Так, например, Ан-124-100 и С-5 имеют доли в сегменте ЧГП СТРС в 100%, Ил-76 – в сегменте ЧГП ТРС в 100%, В-747-400F – в сегменте ЧГП СТГС 100%. Для самолетов С-17, ПТС-1 и ПТС-2 принято, что, исходя из их размеров, они могут использоваться как в сегменте Ил-76, так и в сегменте Ан-124-100 с долей в 100%. Видно, что на при таких условиях ПТС-1 и ПТС-2 имеют лучшие значения Π , хотя и уступают по грузоподъемности и дальности полета некоторым самолетам-аналогам. Это связано с меньшими затратами на проектирование, производство и эксплуатацию перспективных самолетов, при том, что коэффициент выручки $k_{\text{выр}}$ для них по сравнению с Ан-124-100 меняется мало, а по сравнению с Ил-76 не меняется совсем.

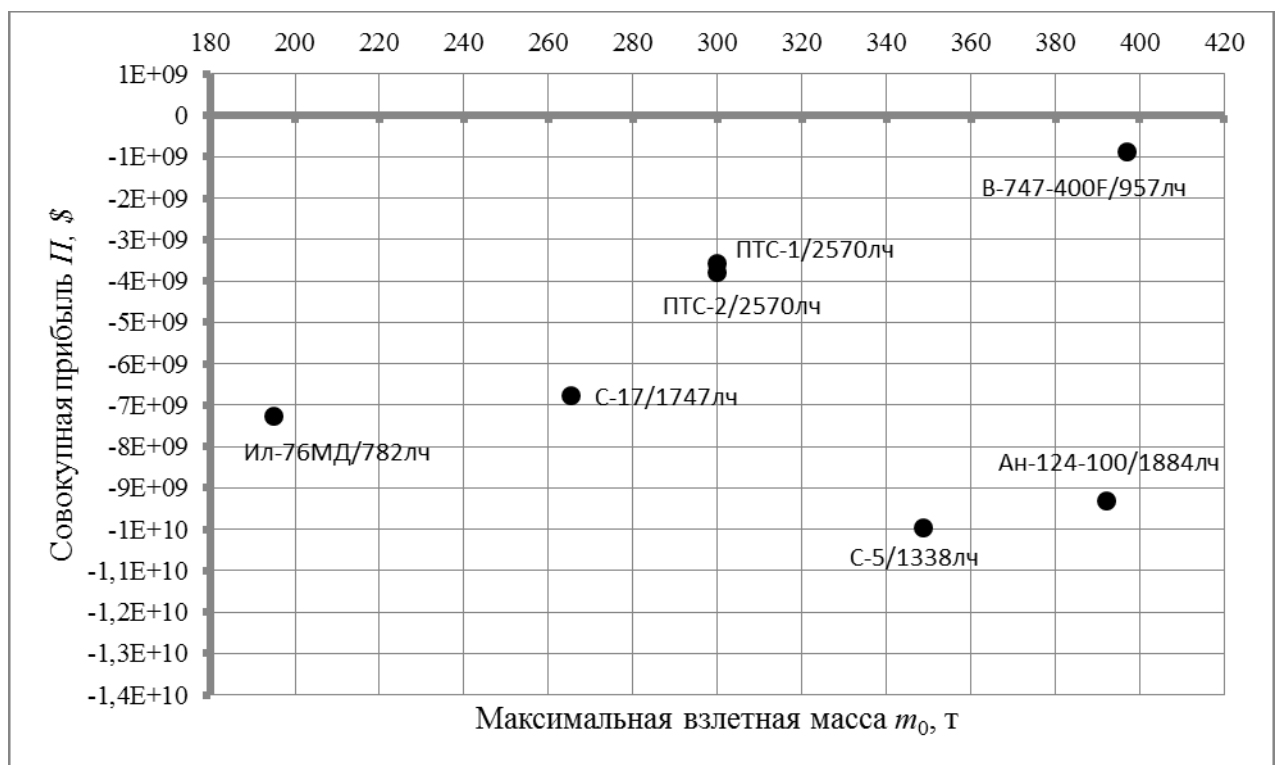


Рисунок 109 - Совокупная прибыль тяжелых ТС на своих сегментах рынка при $N_{\text{сам}}=10$

Следует отметить, что при постоянном количестве самолетов в парке $N_{\text{сам}}=10$ шт. их налеты будут разными по причине:

- ограниченного количества коммерческой работы на сегментах рынка $E_{\text{к(т)}}$, л.ч.;
- различных возможностей по перевозке груза ($H_{\text{гк}}$, $V_{\text{гк}}$, $L_{\text{гк}}$, $m_{\text{гр}}$ и т.п.).

В условиях одинакового среднего налета на один самолет в целом картина не меняется. Исключением является самолет В-747-400F. Следует иметь ввиду, что в математическую модель определения выручки заложен только рынок чартерных перевозок стандартизованных грузов. Для обеспечения налета в 1350 летных часов на данном сегменте рынка исходя из прогноза требуется всего один самолет В-747-400F (Рисунок 110). Строить сверхтяжелый самолет в таких условиях нецелесообразно.

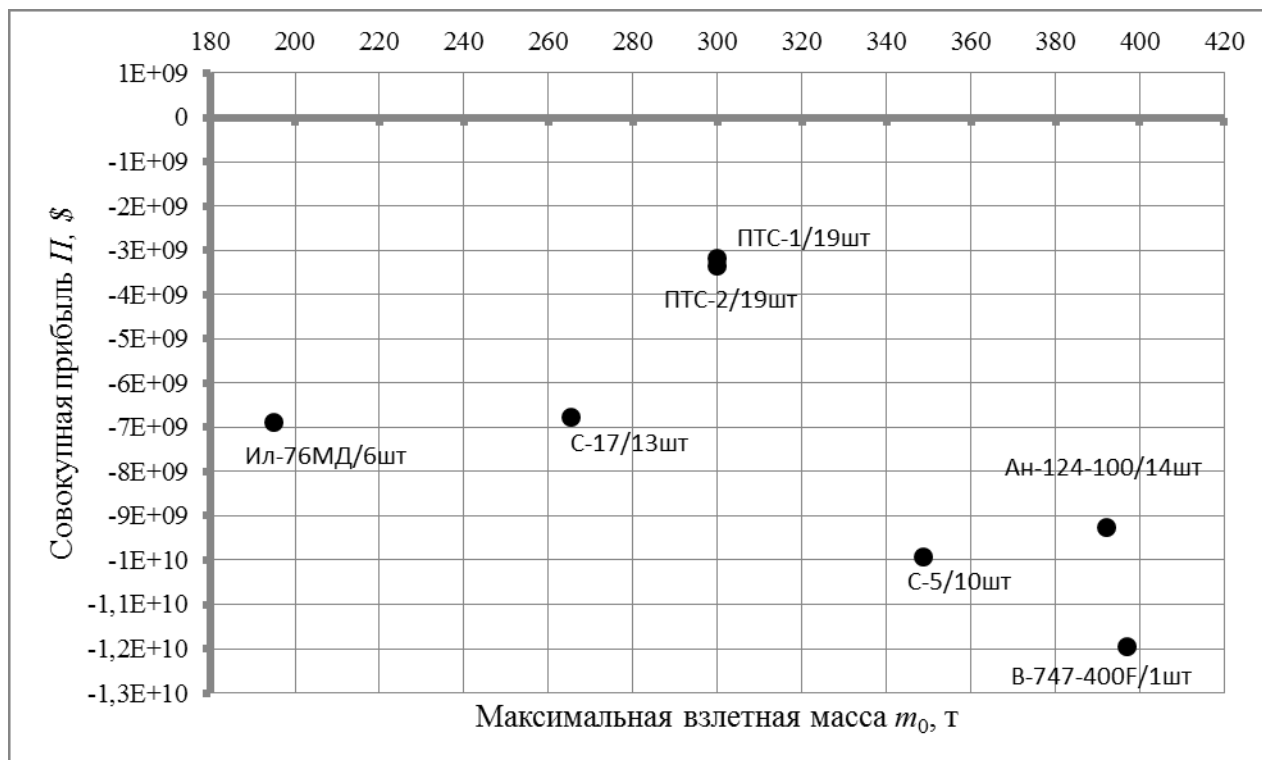


Рисунок 110 - Совокупная прибыль тяжелых ТС на своих сегментах рынка при среднем налете в 1350 л.ч.

На Рисунке 111 показана совокупная прибыль самолетов на своих сегментах рынка при количестве самолетов, которое позволяет максимизировать совокупную прибыль I . Оптимальное количество самолетов в парке и соответствующий этому количеству средний налет указаны на Рисунке 111 в формате Самолет/Налет/ $N_{сам}$. Парк из 15 перспективных транспортных самолетов при его использовании для коммерческих грузовых перевозок с учетом затрат на проектирование и производство практически в 3 раза превосходит самолеты-аналоги по совокупной прибыли, однако проигрывает самолету В-747-400F.

Из Рисунка 111 видно, что, несмотря на лучшее аэродинамическое качество ПТС-2 по сравнению с ПТС-1, его совокупная прибыль несколько меньше из-за большей стоимости проектирования и производства. Поэтому для использования на рынке коммерческих авиаперевозок нестандартных грузов ПТС-1 является целесообразнее.

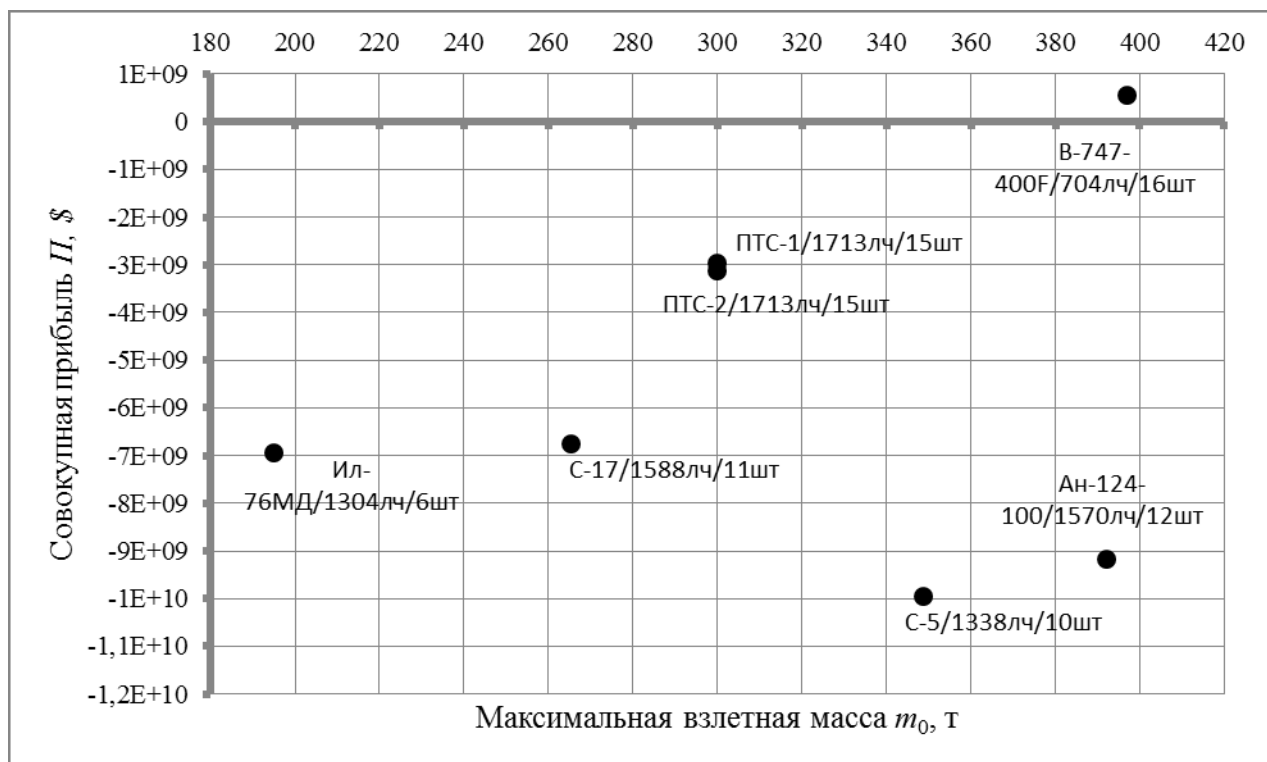


Рисунок 111 - Совокупная прибыль тяжелых ТС на своих сегментах рынка при оптимальном количестве самолетов

Относительные доли стоимости различных этапов жизненного цикла парка самолетов ПТС-1 показаны на Рисунке 112. Видно, что стоимость эксплуатации парка транспортных самолетов составляет большую часть стоимости жизненного цикла: 22.1% составляют ПЭР, связанные с полетом (заработная плата экипажа, стоимость горюче-смазочных материалов, страхование), 37.7% составляют ПЭР, связанные с обслуживанием ТС и обеспечением летной годности (ремонт систем, планера, двигателей).

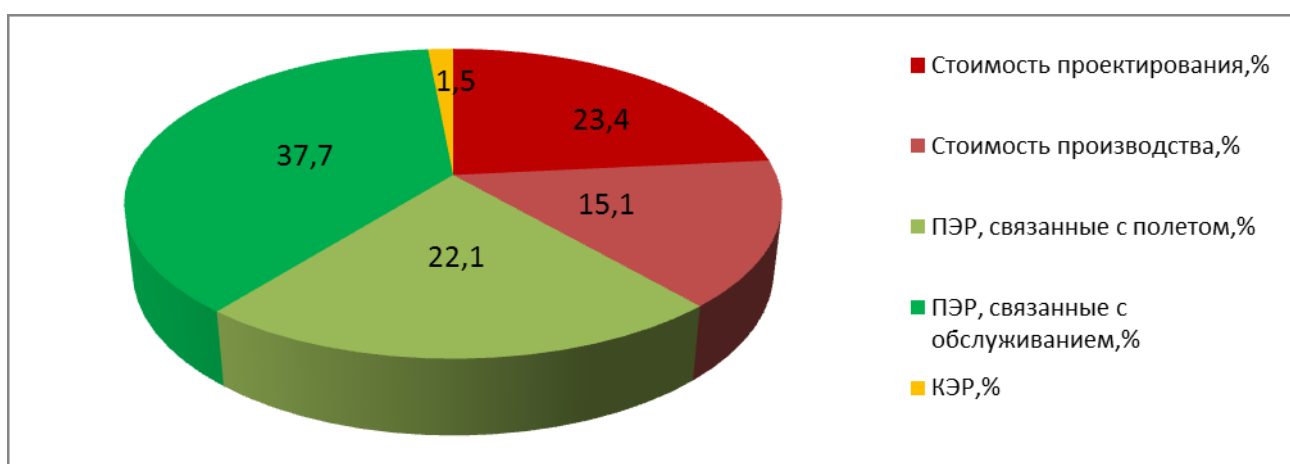


Рисунок 112 – Относительная стоимость этапов жизненного цикла ПТС-1

Косвенные эксплуатационные расходы (КЭР), включающие в себя стоимость страхования и обслуживания груза, доставка специального погрузо-разгрузочного оборудования и т.п., составляет около 1.5% всей стоимости жизненного цикла. Однако, если самолет изначально не будет приспособлен к транспортировке нестандартных грузов, то, с одной стороны, КЭР будут

выше, а с другой – уменьшится стоимость проектирования и производства такого самолета. Разработанное НМО позволяет найти баланс между транспортными возможностями ТС и стоимостью его жизненного цикла.

Стоимость проектирования, включающая в себя НИОКР, наземные и летные испытания, и т.п., составляет 23.4%, что сравнимо со стоимостью ПЭР, связанных с полетом за весь период эксплуатации t .

Стоимость производства, включающая в себя стоимость рабочей силы, материалов и оснастки для производства серийных образцов ТС, составляет 15.1%.

Следует отметить, что проект ПТС-2, в силу компоновки по схеме низкоплана, дает больше возможностей для унификации тяжелого транспортного и широкофюзеляжного пассажирского самолетов. Для решения задачи по определению совокупной прибыли такого унифицированного самолета требуется доработка математической модели расчета выручки с точки зрения прогноза потребного количества пассажирских широкофюзеляжных самолетов, что выходит за рамки настоящей работы. Однако приближенно можно предположить следующее.

Если принять, что выручка от применения ПТС-2 на рынке пассажирских перевозок полностью покрывает расходы на его эксплуатацию, то отличия между исключительно грузовой и унифицированной с пассажирской версиями ПТС-2 будут определяться только стоимостью проектирования и производства. При этом даже небольшая для пассажирских самолетов серия в 15-20 машин может существенно снизить расходы на проектирование и производство самолета и вывести проект в целом к $P \approx 0$. И это может стать принципиальным отличием ПТС-2 от ПТС-1.

Выводы по Главе 4

Приведенные в Главе 4 примеры расчетов характеристик существующих и перспективных транспортных самолетов с использованием настоящего НМО показывают его хорошую применимость для оценки и сравнения различных вариантов облика ТС.

В пункте 4.3.1 на примере прототипа Ан-124-100 было показано, что существуют соотношения размеров грузовой кабины и других параметров самолета, позволяющие улучшить совокупную прибыль коммерческого самолета, аналогичного по характеристикам Ан-124-100. При этом выявлено, что немаловажным фактором является планирование и оптимизация графика ввода ТС в эксплуатацию (или графика их производства).

На примере проектных исследований ТС среднесрочной перспективы продемонстрированы:

- принципы модификации математических моделей НМО при использовании нестандартных конструкторских решений, в частности двигателей, расположенных над крылом на пилонах;

- работа НМО для задач сравнения конкурирующих вариантов облика ТС на этапе предварительного проектирования.

В пункте 4.3.2 на примере статистики авиационных перевозок ГрК «Волга-Днепр» за один год показано, что проектирование тяжелого ТС под задачи транспортировки нестандартных грузов в целом экономически не оправдано. Критерий совокупной прибыли Π лежит для ПТС-1 и ПТС-2 около отметки $\Pi \approx -3$ млрд. долларов. Отсюда следует несколько важных выводов.

Во-первых, разработанное НМО может быть использовано для оценки общего уровня невозвратных инвестиций в программу создания тяжелого транспортного самолета. Например, это могут быть государственные субсидии, так как через создание нового тяжелого коммерческого ТС можно:

- обеспечить в масштабах страны решение уникальных транспортных задач на новом техническом уровне;

- сократить расходы на разработку перспективного военно-транспортного самолета путем создания научно-технического, кадрового и производственного задела.

Во-вторых, объем коммерческой работы, доступный на рынке авиационных перевозок нестандартных и уникальных грузов, недостаточен для обеспечения окупаемости проекта тяжелого ТС класса Ан-124-100 или MD-17. Поэтому в проект перспективного тяжелого коммерческого РТС необходимо сразу закладывать возможности его:

- унификации с пассажирским широкофюзеляжным самолетом;
- унификации с военно-транспортным самолетом;
- использования для перевозки стандартизованных грузов.

Это позволит увеличить совокупную выручку парка B за счет новых сегментов рынка, и сократить стоимость проектирования и производства серийного образца за счет увеличения общего числа машин.

Следует отметить, что в Главе 4 не был рассмотрен вопрос оптимизации проектных параметров перспективного ТС. Однако предлагаемое в настоящей работе НМО хорошо подходит для решения многопараметрических задач по максимизации критерия Π в связке с программами оптимизации. Таким образом, оно может быть использовано не только для оценки конкурирующих вариантов облика, но и в известной степени, для синтеза облика.

Заключение

1. Разработана методика концептуального проектирования коммерческого тяжелого рампового транспортного самолета по критерию его прибыльности на рынке грузовых перевозок;
2. Показано, что прибыль является критерием, позволяющим оценивать технические и экономические параметры КТРГС и их соответствие рынку;
3. По критерию рыночной прибыли определены рациональные параметры КТРГС и сформулированы требования к коммерческому перспективному транспортному самолету. Исследования показали, что наибольшую прибыль в коммерческой эксплуатации обеспечивают КТРГС с максимальной грузоподъемностью $m_{гр}=80\dots90$ т, длиной грузовой кабины $L_{гк} = 24\dots26$ м, шириной $B_{гк}=5.3\dots5.4$ м, высотой $H_{гк}\geq 4.4$ м.
4. Разработаны модели (геометрическая, весовая, аэродинамическая, ЛТХ и ВПХ, экономическая) и система автоматизированного расчета проектных вариантов. Верификация математических моделей показала приемлемую сходимость расчетных и фактических значений характеристик. Точность расчета составляет $\pm 5\%$, что удовлетворяет потребности концептуального проектирования;
5. Выполнена разработка альтернативных вариантов КТРГС на основе принятой методики, проведено их сравнение, составлены рекомендации по проектированию перспективных транспортных самолетов, отвечающих технологическим требованиям различного уровня;
6. Показано, что увеличению прибыли может способствовать выбор универсальной конфигурации самолета и унификация КТРГС с пассажирской модификацией, позволяющей расширить объем серийного производства и продаж.

Список используемых источников

1. Яблочкин К. Замена «Руслану»: когда ВКС получат новый тяжелый транспортник? - [Электронный ресурс] Режим доступа: <http://tvzvezda.ru/news/opk/content/201606241640-1bae.htm>. [В Интернете]
2. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов - М.: Машиностроение, 1983. - 648 с.
3. Ю., Кузьмин. Легенды и мифы авиации. Из истории отечественной и мировой авиации. *Сборник статей*. б.м. : Фонд "Русские витязи", 2015 г. 7.
4. Сайт электронной энциклопедии Wikipedia. [В Интернете] - Режим доступа <http://www.wikipedia.org> (дата обращения 04.04.2016) .
5. Борисов Ю. Жертва красного карандаша. О немецких "транспортниках" Ar-232. *Крылья Родины*. 2002 г., №2.
6. Сайт большой авиационной энциклопедии Уголок неба. [В Интернете] - Режим доступа <http://www.airwar.ru> (дата обращения 19.04.2016).
7. *Транспортный самолет сегодня и завтра*. Антонов О., Толмачев В. 8, б.м. : Авиация и космонавтика, 1966 г.
8. В.П., Бехтир. *Практическая аэродинамика самолета Ан-124-100*. Ульяновск : УВАУ ГА, 2005.
9. В.Д., Шаров. Сравнительная оценка безопасности посадки самолета Ан-124-100 в двух посадочных конфигурациях. *Электронный журнал «Труды МАИ*. 2012 г., 58.
10. *История развития транспортных самолетов*. Арутюнов А.Г., Дыдышко Д.В., Кузнецов К.В. *Труды МАИ*. 2016г., №89, -Режим доступа <http://www>.
11. *Транспортный самолет сегодня и завтра*. Антонов О., Толмачев В. *Авиация и космонавтика*, 1966 г., №8, стр.18-25.
12. Г.С., Бюшгенс. *Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов*. Москва-Пекин : Издательский отдел ЦАГИ, 1995.-772с.
13. Официальный сайт Центрального аэрогидродинамического института имени профессора Н. Е. Жуковского. - Режим доступа <http://tsagi.ru>. [В Интернете]
14. Официальный сайт компании Flexsys.- Режим доступа <http://www.flexsys.com>. [В Интернете]
15. *A Joint DLR-ONERA Contribution to CFD-based Investigations of Unconventional Empennages for Future Civil Transport Aircraft*. G. Carrier, L. Gebhardt. *Конференция CAES/KATnet.Bremen, 2005 г.*
16. Aviation Week. Lockheed Martin's Hybrid Wing-Body Future Airlifter. [В Интернете] http://aviationweek.com/HWB#slide-0-field_images-1348431.

17. *Обоснование обликов и конструктивно-схемных решений перспективных конкурентноспособных двигателей и силовых установок самолетов гражданской авиации 2025-2030 годов.* Полев А.С. ЦИАМ, Москва, 2012г.
18. Greitzer E.M., Slater H.N. *N+3 Aircraft Concept Designs and Trade Studies.* б.м. : MIT, 2010.
19. А.И., Ендогур. *Конструкция самолетов.* Москва : МАИ-ПРИНТ, 2012.-495с.
20. *Влияние компоновочной схемы на массу силовой конструкции перспективных магистральных пассажирских самолетов большой дальности.* Антуфьев Б.А.,Ендогур А.И.,Панкевич А.А.,Самойлович О.С. *Изв. вузов.Авиационная техника.*1996г.,№1,стр. 9-15.
21. Сайт большой авиационной энциклопедии Уголок неба. [В Интернете] - Режим доступа <http://www.airwar.ru>.
22. Егер С.М., Мишин В.Ф., Лисейцев Н.К. и др. *Проектирование самолетов.* М.: Машиностроение, 1983. - 616 с.
23. Бадягин А.А., Егер С.М., Мишин В.Ф., Склянский Ф.И., Фомин А.М. *Проектирование самолетов.* - М.: Машиностроение, 1972. - 516 с.
24. *Перспективный транспортный самолет: отчет о НИР.* - М.: Инженерный центр авиакомпаний Волга-Днепр, 2015. - 820 с.
25. Шейнин В.М., Козловский В.И. *Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов.* -М.: Машиностроение, 1977. - 344 с.
26. *Руководство пользователя FlowVision v.3.09.05.* - М.: ООО Тесис, 2015. - 1270 с.
27. Бюшгенс Г.С. *Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов.* - Москва-Пекин:Издательский отдел ЦАГИ, 1995. - 772 с.
28. Шлихтинг Г. *Теория пограничного слоя.* - М.: Наука, 1974. - 712 с.
29. Obert Ed. *Aerodynamic design of transport aircraft.* - Amsterdam: IOS Press BV, 2009. - 657 p.
30. Harris Ch. D. *NASA Supercritical Airfoils.* - Hampton: Langley Research Center, 1990. - 76 p.
31. Roskam J. *Airplane design* - Ottawa: Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985.
32. Арепьев А.Н. *Концептуальноепроектирование магистральных пассажирских самолетов. Компоновка и общие характеристики.* - М.: Ил, 1999. - 88 с.
33. Васильев Л.Е. *Расчет аэродинамических характеристик самолета.* - М.: МАИ, 1984. - 86 с.
34. Мишин В.Ф. *Учебное пособие для дипломного проектирования по специальности "Самолетостроение".* - М.: МАИ, 1993. - 100 с.
35. Randle W.E., Hall C.A.,Vera-Morales M. *Improved range equation based on aircraft flight data.* *Journal of aircraft.* 2011. №48. pp.1291-1298.
36. Kundu A.K. *Aircraft design.* - Cambridge: Cambridge university press, 2010. - 650 p.
37. Селяков Л.Л. *Тернистый путь в никуда. Записки авиаконструктора.*-М.: филиал Воениздата, 1997. -256 с.

38. Liem R., Kenway G., Martins J. Multimission Aircraft Fuel-Burn Minimization via Multipoint Aerostructural Optimization. AIAA journal. 2015. №53. pp. 104-122 .
39. Sutter J.F. 747: Creating the World's First Jumbo Jet and Other Adventures from a Life in Aviation. - New York City: Harper Perennial, 2007. - 304 p.
40. Almojuela B. The Development of Boeing's 367-80. Boeing Commercial Airplanes. Pacific Northwest AIAA Technical Symposium, 2009.
41. Новожилов Г.В., Катырев И.Я., Неймарк М.С., Шейнин В.М. и др. Проектирование гражданских самолетов: Теории и методы. - М.: Машиностроение, 1991. - 672 с.
42. Marson A., Winfrey R., Hempstead J. C. Engineering Valuation and Depreciation. - Iowa: Iowa State University Press, 1982. - p. 508.
43. Материалы ООО АК "Волга-Днепр".
44. Yoneta R., Sasaki D., Nakahashi K. Aerodynamic Optimization of an Over-the-Wing-Nacelle-Mount Configuration. 48th AIAA Forum. 2010. 20 p. .
45. Антонов О.К., Толмачев В.И. Транспортный самолет сегодня и завтра // Авиация и космонавтика. 1966. №8. С. 18-25.
46. Исайкин А.И., Толмачев В.И. Ан-124 в мировой транспортной логистике. Начало. Работа. Проблемы. Перспективы // Аэрокосмическое обозрение. 2007. №5. С. 18-27.
47. Weisshaar A.T. Design of high capacity long range cargo aircraft. Indiana: Purdue University, 1994.
48. Smethers R.G., Caldwell E.W., Warnock W. E., Wilson J. M. Study of an Advanced Transport Airplane Design Concept Known as FLATBED. - Marietta: Lockheed-Georgia Company, 1980.
49. Muehlbauer J. C. Turboprop Cargo Aircraft Systems Study. - Marietta: Lockheed-Georgia Company, 1981.
50. Hepperle M., Heinze W. Future Global Range Transport Aircraft. - Braunschweig: German Aerospace Center, 2004.
51. Mondey D. The Hamlyn Concise Guide to Axis Aircraft of World War II. - London: Bounty Books, 2006.- 256 p.
52. Brown E. Wings of the Luftwaffe. - Marlborough: Crowood Press, 1993. - 288 p.
53. Sharpe M. Aircraft of world War II. - Rochester: Motorbooks International, 2000. 96 p.
54. Харук А. И. Ударная авиация Второй Мировой — штурмовики, бомбардировщики, торпедоносцы. М.: Эксмо, 2012. - 400 с.
55. Харук А. Все самолёты люфтваффе. - М.: Эксмо, 2013. - 336 с.
56. Pearcy A. Douglas Propliners: DC-1-DC-7. - Shrewsbury: Airlife Publishing, 1995. - 160 p.
57. March D. J. British Warplanes of World War II. - London: Aerospace Publishing, 1998. - 256 p.

58. Fitzsimons B. The Illustrated Encyclopedia of 20th Century Weapons and Warfare, Volume 11. - London: Phoebus, 1978. - 128 p.
59. Bridgman L. Jane's All The World's Aircraft 1945-1946. - London: Samson Low, Marston&Company, Ltd, 1946. - 600 p.
60. Новожилов Г.В. Из истории советской авиации: Самолеты ОКБ имени С.В. Ильюшина, М.: Машиностроение, 1990. - 384 с.
61. Boyne W. J. Beyond the Horizons: The Lockheed Story. - New York: St. Martin's Press, 1998. - 542 p.
62. Andrews C.F., Morgan E.B. Vickers Aircraft since 1908. - London: Putnam, 1988. - 566 p.
63. Jackson A.J. Avro Aircraft Since 1908. - London: Putnam, 1965. - 470 p.
64. Bowers P. M. Boeing Aircraft Since 1916. - Annapolis: Naval Institute Press, 1989. - 668 p.
65. Francillon R. J. McDonnell Douglas Aircraft since 1920. - London: Putnam, 1988. - 316 p.
66. Taylor M. J. H. Jane's Encyclopedia of Aviation. - London: Studio Editions, 1989. - 922 p.
67. Ильин В. Е. Военно-транспортная авиация России. - М.: АСТ, 2001. - 128 с.
68. Якубович Н.В. Все самолеты О.К. Антонова. - М.: АСТ, 2001. - 192 с.
69. Jackson A.J. British Civil Aircraft 1919-1959.- London: Putnam & Company Ltd., 1960.-352 p.
70. Norris G., Wagner M. Boeing 787 Dreamliner. - Minneapolis: Zenith Press, 2009.- 160 p.
71. Greitzer E.M., Slater H.N. N+3 Aircraft Concept Designs and Trade Studies. - Cleveland:NASA, 2010. - 189 p.
72. Ципенко В.Г., Бехтир В.П. Практическая аэродинамика самолетов Ту-204-120 и Ту-204-120С. -М.: МГТУ ГА, 2005. - 86 с.
73. Carrier G., Gebhardt L. A Joint DLR-ONERA Contribution to CFD-based Investigations of Unconventional Empennages for Future Civil Transport Aircraft.CAES/KATnet.Bremen, 2005.
74. Полев А.С. Обоснование обликов и конструктивно-схемных решений перспективных конкурентноспособных двигателей и силовых установок самолетов гражданской авиации 2025-2030 годов. - М.:ЦИАМ, 2012.
75. Zagainov G.I., Lozino-Lozinski G.E. Composite materials in aerospace design - London: Chapman&Hall. 1996. - 445 p.
76. Официальный сайт компании FlexSys Inc. [Электронный ресурс] - Режим доступа: <http://www.flxsys.com>.
77. Liebeck R.H. Design of the Blended Wing Body Subsonic Transport. AIAA Journal of Aircraft. 2004. №41 pp.10–25.
78. Якубович Н.В. Ан-12: Сорок лет в строю.Крылья Родины. 1997. №3. С. 1-5.
79. Кедров С. Тот самый "Геркулес". История создания и модификаций «Локхид» С-130. Крылья Родины. 2000. №3. С. 13-16.

80. Gunston W.T. A.W.660: A Multi-mission Military Transport. Flight. 1961. pp. 181–185.
81. Ilcewicz L. Montana State Univ. - Montana: 2009.
82. Мохон J. A Question of Scale. Flight International. 1994. pp. 32–38.
83. Николаев М. Американский самолет "Старлифтер". Зарубежное обозрение. 1976. №11. С. 59-62.
84. Официальный сайт журнала Aviation Week [Электронный ресурс] - Режим доступа: <http://aviationweek.com>. [В Интернете]
85. Официальный сайт Национальной администрации по воздухоплаванию и исследованию космического пространства [Электронный ресурс] - Режим доступа: <http://nasa.com>. [В Интернете]
86. Stroud J. The Double-Decker Provence. Flight. 1953. №10. pp.458–461.
87. Официальный сайт Центрального аэрогидродинамического института имени профессора Н.Е. Жуковского [Электронный ресурс] - Режим доступа: <http://tsagi.ru/>. [В Интернете]
88. Борисов Ю. Жертва красного карандаша. О немецких "транспортниках" Ar-232. Крылья Родины. 2002. №2. С.20-23.
89. Заярин В. Неприхотливый трудяга. Авиация и Время. 2002. №2. С.4-24.
90. Борисов И. Американский самолёт С-5А «Гэлекси». Зарубежное военное обозрение. 1975. № 8. С.59-63.

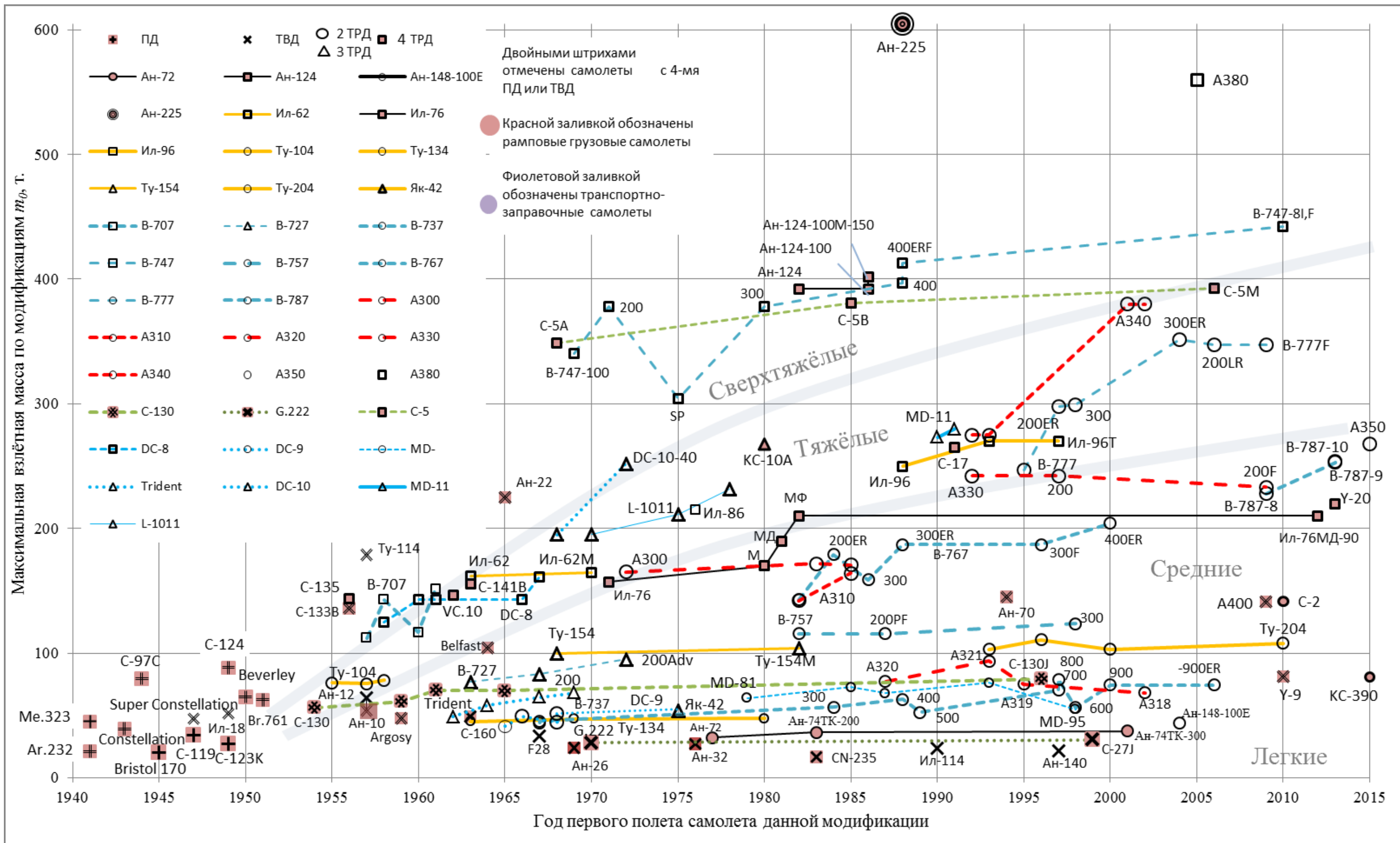


Рисунок А.1 – Изменение максимальной взлетной массы m_0 некоторых ТС и ПС с различными типами двигателей

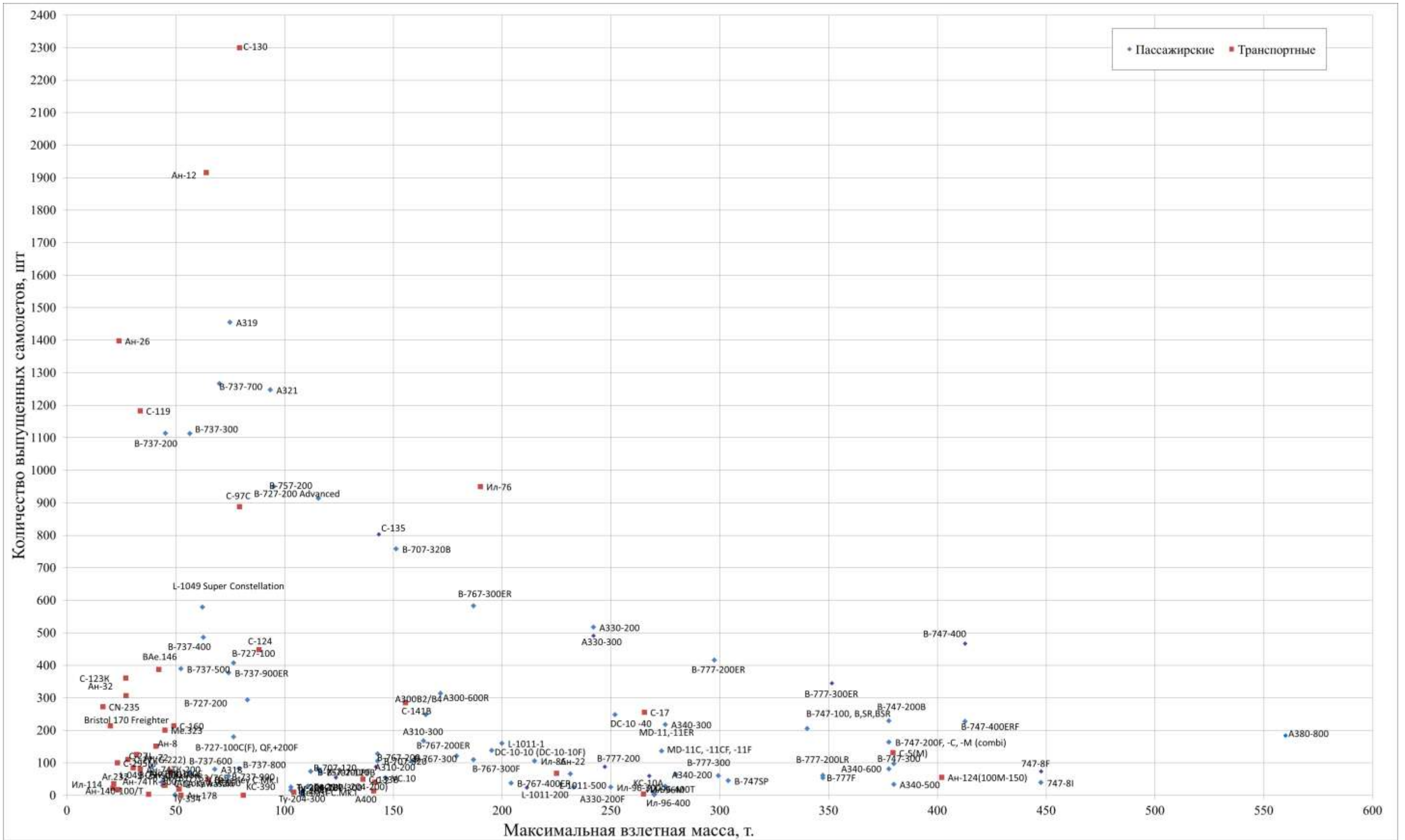


Рисунок А.2 – Зависимость объема выпуска ТС и ПС от их МВМ

Приложение Б

Таблица Б.1 - Результаты расчета масс пустых транспортных самолетов при помощи математической модели

НАИМЕНОВАНИЕ	Ан-124	Ил-76	Ту-330	Ту-204-100С	Ил-96Т	Ту-154С	С-17	С-5А
К О Н С Т Р У К Ц И Я	124506	52402	34928	30963	77069	28502	73230	119581
<i>Фюзеляж</i>	53104	18380	15000	11442	26845	10066	28132	49188
<i>Крыло</i>	48021	22382	13130	12928	34985	12202	28784	47110
<i>Оперение</i>	6727	3688	1959	1759	3933	2221	5459	6262
<i>Шасси</i>	16171	7743	4672	4685	11003	3868	10576	16594
<i>окраска самолёта $m_{окр}=0.25 \cdot (S_{ф}+2S_{кр}+2S_{оп})$</i>	482	210	167	149	303	145	279	427
СИЛОВАЯ УСТАНОВКА	31985	18499	11165	11444	22766	9841	25425	27076
<i>Двигатели (сух. масса)</i>	16400	11000	5900	5900	11800	5336	12892	14520
<i>Самолётные агрегаты</i>	3766	1934	1319	1319	2832	856	3101	3185
<i>Реверс</i>	2442	1671	1075	1151	2008	1013	2132	2335
<i>Винты</i>	0	0	0	0	0	0	0	0
<i>Мотогондолы</i>	2557	1222	844	845	1749	1432	1816	1875
<i>Пилоны</i>	3679	1107	986	1157	2551	84	3860	2946
<i>ВСУ с уст</i>	1050	400	400	400	400	400	500	500
<i>Системы силовой установки</i>	2091	1165	640	673	1426	721	1124	1715
О Б О Р У Д О В А Н И Е	24616	15434	14533	13133	22358	11548	18550	25382
I. Управление и механизация	7148	3742	3855	3672	5458	2624	4595	5208
II. Самолётное и бытовое	14577	10216	9638	8457	14906	8052	12278	17781
<i>а) ПНО и связанное</i>	3444	2772	2117	2024	3021	1942	2095	3021
<i>б) электрика с жгутами</i>	5940	3438	3630	3133	4704	2968	4452	5879
<i>в) СКВ</i>	2169	1114	1190	995	1632	931	1526	2142
<i>г) ПОС</i>	281	130	103	98	194	235	178	243
<i>д) Кислородное</i>	358	250	119	81	131	70	85	227
<i>е) ТЗИ</i>	491	671	708	604	1412	542	1042	1657
<i>ж) Бытовое, облицовка, АСО ...</i>	1140	1578	1668	1415	3383	1264	2481	3980
<i>з) ППО</i>	753	264	102	108	430	100	419	632
III. Несъемные элементы погрузки	1574	950	836	782	1273	626	1181	1429
IV). Несливаемый остаток топлива	1317	525	205	221	721	246	496	964
П У С Т О Й С А М О Л Е Т с окраской	181106	86335	60627	55540	122194	49892	117205	172039
<i>Фактическая масса пустого самолёта</i>	179750	88500	58200	56500	117370	53000	122016	164900
<i>погрешность, %</i>	0,75	-2,508	4,003	-1,728	3,947	-6,230	-4,105	4,150

Приложение В

Таблица В.1 - Пример реализации аэродинамической математической модели в табличном редакторе MS Excel

Строка/ Столбец	А	В	С	Е	С
724	Примечания	Обозначение	Описание	Ед. измерения	ПТС-80-3
725	Общие данные				
726	Задается	H	Высота полета	км	11
727	Задается	M	Число Маха полета	-	0,75
728	Рассчитывается	a	Скорость звука	м/с	=ЕСЛИ(S726<=11;-4,10017391304348*S726+340,294;295,069)
729	Рассчитывается	ρ	Плотность на высоте	кг/м ³	=-6,66460621483992E-08*S726^6+3,84456587834018E-06*S726^5-0,0000798149047003717*S726^4+0,000663401113371676*S726^3+0,00139336033695584*S726^2-0,113394519362894*S726+1,225
730	Рассчитывается	M	Кинематическая вязкость	м ² /с	=S726<=11 9,27778284919E-14*S726^6+5,23577538054947E-12*S726^5+3,40726173125936E-11*S726^4+2,60275731821647E-09*S726^3+5,61363920235465E-08*S726^2+0,0000011470637381336*S726+0,000014607 1,98317326159526E-11*S726^6 1,76576459846161E-09
731	Рассчитывается	q_∞	Скоростной напор на бесконечности	Па	=0,5*S729*СТЕПЕНЬ(S727*S728;2)
732	Выбирается из списка	Учитывать ламинарно-турбулентный (л-т) переход?		Да/Нет	Да
733	Задается	$h_{ш}$	Задается, если учитывается л-т преход	мкм	
734	Выбирается из списка	Чистота поверхности	Задается, если не известна шероховатость поверхности	-	Дюралюминий анодированный, окрашенный пульверизатором
735	Выбирается из списка	-	Наличие выступающих деталей, щелей и т.п.	-	Высокое (5% от C_{x0})
736	Задается	$m_{ср.пол}$	Средняя полетная масса самолета на крейсерском участке	т	209
737	Рассчитывается	$C_{ya c}$	Коэффициент подъемной силы самолета	-	=S736*10000/(S748*S731)
738	Рассчитывается	$h_{ш}$	Итоговое значение шероховатости	мкм	=ЕСЛИ(S733>0,0000000001;S733/1000000;ВПР(S734;Шероховатость;2;ЛОЖЬ)/1000000)
739		n	Показатель степени для расчета л-т перехода	-	=5+(1,3+0,6*S727*СТЕПЕНЬ((1-0,25*S727);2))*КОРЕНЬ(1-СТЕПЕНЬ(((LOG10(S738*S729*S727*S728/S730)-1)/(2,2+((0,08*S727^2)/(1+0,312*S727^2)))));2))
740	Коэффициент сопротивления крыла				
741	Выбирается из списка	-	Положение крыла	-	Высокоплан (утопленный центроплан)
742	Рассчитывается	$k_{инт}$	Коэфф-т интерференции крыла с фюзеляжем	-	=ВПР(S741;Полож_крыла;2;ЛОЖЬ)
743	Задается	b_0 (баз. трап)	Корневая хорда крыла по базовой трапеции	м	11,1
744	Задается	b_5 (баз. трап)	Бортовая хорда крыла по базовой трапеции	м	10,08
745	Рассчитывается	b_k	Концевая хорда крыла	м	=S10
746	Рассчитывается	l	Размах крыла	м	=S5
747	Задается	l_k	Размах консоли крыла	м	28,5
748	Рассчитывается	S	Площадь базовой трапеции крыла	м ²	=(S743+S745)*0,5*S746

749	Данные из геометрической модели	Сполн	Полная площадь крыла с наплывами (с подфюзеляжной частью)	м ²	=S6
750	Рассчитывается	Сптч.к	Часть площади крыла, находящаяся в потоке	м ²	=(S744+S745)*S747
751	Рассчитывается	-	Условие для расчета геом. параметров	-	=ЕСЛИ(15>=100*(S748-S749)/S749;"Расчет вести по базовой трапеции";"Расчет вести по полной площади")
752	Данные из геометрической модели	b _{сах}	Средняя аэродинамическая хорда крыла	м	=S29
753	Рассчитывается	λ	Удлинение крыла	-	=S746^2/S748
754	Рассчитывается	η	Сужение крыла (базовая трапеция)	-	=S743/S745
755	Задается	χ _{лк}	Стреловидность крыла по передней кромке	градусы	21
756	Выбирается из списка		Тип профиля крыла	-	Сверхкритический второго поколения
757	Рассчитывается	M~	Параметр профиля	-	=ВПР(S756;Профили_тип;2;ЛОЖЬ)
758	Рассчитывается	χ _{1/4}	Стреловидность крыла по 1/4 хорд	градусы	=(ATAN((TAN(S755*3,14159/180)*0,5*S746+0,25*S745-0,25*S743)/(0,5*S746)))*180/3,14159
759	Рассчитывается	cos(χ _{1/4})	Косинус χ _{1/4}	-	=COS(S758*3,14159/180)
760	Задается	C ₁	Относительная толщина 1-го контрольного сечения	%	15
761	Задается	C ₂	Относительная толщина 2-го контрольного сечения	%	12
762	Задается	C ₃	Относительная толщина 3-го контрольного сечения	%	10
763			Вспомогательные значения		=S760/S760
764					=S761/S761
765					=S762/S762
766	Рассчитывается	C _{ср}	Условная средняя относительная толщина крыла	-	=(S760/100+S761/100+S762/100)/СУММЕСЛИ(S763:S765;">0,001")
767	Рассчитывается	Re крл	Число Рейнольдса крыла по САХ	-	=S752*S727*S728*S729/S730
768	Рассчитывается	A	Коэффициент отвала поляры индуктивный	-	=(1+S753*(0,0244-0,022*COS(S758*3,14159/180)))/(3,14159*S753)
769	Задается	b _{пр}	Относительная хорда предкрылка (0 если предкрылка нет)	-	0,15
770	Рассчитывается	χ _п	Относительная координата л-т перехода	-	=МИН(ЕСЛИ(S769>0;S769;1);((10^S739)/S767);0,3)*ВПР(S732;Да_Нет;2;ЛОЖЬ)
771	Рассчитывается	C _{уа} крл	Коэффициент подъемной силы крыла	-	=S737
772	Рассчитывается	C _{хр'} крл	Коэффициент профильного сопротивления крыла	-	=(0,91/(СТЕПЕНЬ(LOG10(S767);2,58)))*((1-S770)/СТЕПЕНЬ((1+0,1*S727^2);0,75))*(1+3,7*S766*(1+0,25*S766)+1,2*СТЕПЕНЬ(S771;2))+((2,6/КОРЕНЬ(S767))*(1+2*S766)*S770)
773	Рассчитывается	C _{хi} крл	Коэффициент индуктивного сопротивления крыла	-	=S768*S771^2

774	Рассчитывается	$M_{кр}(C_y=0)$	Критическое число Маха крыла при $C_y=0$		=ИНДЕКС(Мкрит;ПОИСКПОЗ(S766;S889:S951;1);1)
775	Рассчитывается	a	1-й коэффициент полинома аппроксимации зависимости $M_{кр}(C_y)$	-	=ВПР(S756;Профили_тип;3;ЛОЖЬ)
776	Рассчитывается	b	2-й коэффициент полинома аппроксимации зависимости $M_{кр}(C_y)$	-	=ВПР(S756;Профили_тип;4;ЛОЖЬ)
777	Рассчитывается	c	3-й коэффициент полинома аппроксимации зависимости $M_{кр}(C_y)$	-	=ВПР(S756;Профили_тип;5;ЛОЖЬ)
778	Рассчитывается	d	4-й коэффициент полинома аппроксимации зависимости $M_{кр}(C_y)$	-	=ВПР(S756;Профили_тип;6;ЛОЖЬ)
779	Рассчитывается	$M_{кр}$	Критическое число Маха крыла	-	=S778*S774+S775*S771^3+S776*S771^2+S777*S771
780	Рассчитывается	$C_{хв'крл}$	Коэффициент волнового сопротивления крыла	-	=3*СТЕПЕНЬ(СТЕПЕНЬ((0,115+S727-S779);2);1,5)*ЕСЛИ(S727>=0,7;1;0)
781	Рассчитывается	$C_{х0крл}$	Коэффициент сопротивления крыла при нулевой подъемной силе	-	=0,91/(СТЕПЕНЬ(LOG10(S767);2,58))*((1-S770)/СТЕПЕНЬ((1+0,1*S727^2);0,75))*(1+3,7*S766*(1+0,25*S766)+1,2*СТЕПЕНЬ(0,2))+((2,6/КОРЕНЬ(S767))*(1+2*S766)*S770)+(3*СТЕПЕНЬ(СТЕПЕНЬ((0,115+S727-S774);2);1,5)*ЕСЛИ(S727>=0,7;1;0))
782	Рассчитывается	C_x крл	Коэффициент сопротивления крыла	-	=(S772+S780)*S750/S748+S773
783	Коэффициент сопротивления фюзеляжа				
784	Задается	$S_{ом.ф}$ (известн)	Точная оmyаемая поверхность фюзеляжа (если известна)	м ²	1174
785	Рассчитывается	$S_{ом.ф}$ (расч)	Расчетная оmyаемая поверхность фюзеляжа (если не задана точная площадь оmyаемой поверхности)	м ²	=3,25*S787*S790*(ВПР(S741;Полож_крыла;3;ЛОЖЬ)+1)
786	Рассчитывается	$S_{ом.ф}$	Итоговое значение оmyаемой поверхности фюзеляжа	м ²	=ЕСЛИ(S784>0,001;S784;S785)
787	Задается	$S_{м.ф}$	Площадь миделева сечения изолированного фюзеляжа	м ²	56,3
788	Данные из геометрической модели	$L_{ф}$	Длина фюзеляжа	м	=S172
789	Рассчитывается	$d_{ф,э}$	Эквивалентный диаметр изолированного фюзеляжа	м	=КОРЕНЬ(4*S787/3,14159)
790	Рассчитывается	$\lambda_{ф}$	Удлинение изолированного фюзеляжа	-	=S788/S789
791	Задается	$L_{нч}$	Длина носовой части фюзеляжа	м	12

792	Рассчитывается	$\lambda_{нч}$	Удлинение носовой части фюзеляжа	-	=S791/S789
793	Задается	$\beta_{хч}$	Угол отгиба хвостовой части фюзеляжа	градусы	8
794	Задается	$\alpha_{ф}$	Угол атаки фюзеляжа по СГФ (задавать 0 если нет данных)	градусы	0
795	Рассчитывается	$k_{ф}$	Коэффициент формы фюзеляжа	-	=1-0,00008*(S793-0,8*S794)^4 + 0,0019*(S793-0,8*S794)^3 - 0,0075*(S793-0,8*S794)^2+0,01*(S793-0,8*S794)
796	Рассчитывается	$Re_{ф}$	Число Рейнольдса фюзеляжа	-	=S788*S727*S728*S729/S730
797	Рассчитывается	$M^*_{кр}$	Критическое число Маха фюзеляжа	-	=МИН(S790*(0,17-0,0076*S790);(-0,015*S792^2+0,1*S792+0,77))
798	Рассчитывается	$X_{п}$	Относительная координата л-т перехода	-	=МИН(((10^S739)/S796);0,3)*ВПР(S732;Да_Нет;2;ЛОЖЬ)
799	Рассчитывается	$S_{хв' фюз}$	Коэффициент волнового сопротивления фюзеляжа	-	=ЕСЛИ(S727>=0,7;0,011*СТЕПЕНЬ((0,37/(0,37-S727+S797));5);0)
800	Рассчитывается	$S_{хр' фюз}$	Коэффициент профильного сопротивления фюзеляжа	-	=(0,455/(СТЕПЕНЬ(LOG10(S796);2,58)))*((1-S798)/(СТЕПЕНЬ((1+0,1*S727^2);0,75)))*(S786/S787)*(0,8+3,6/S790)*S795
801	Рассчитывается	$S_{х фюз}$	Коэффициент сопротивления фюзеляжа	-	=(S799+S800)*S787/S748
802	Коэффициент сопротивления мотогондол				
803	Выбирается из списка	-	Наличие мотогондол	-	Есть
804	Задается	$n_{мг}$	Кол-во мотогондол	-	2
805	Задается	$L_{г}$	Длина мотогондолы	м	5,55
806	Задается	$S_{м.г}$	Площадь миделева сечения мотогондолы	м ²	11,31
807	Задается	$S_{ом.пил}$	Омываемая поверхность пилона	м ²	13,9
808	Рассчитывается	$S_{ом.г}$	Омываемая поверхность мотогондолы	м ²	=4,2*S810*S806
809	Рассчитывается	$d_{г.э}$	Эквивалентный диаметр мотогондолы	м	=КОРЕНЬ(4*S806/3,14159)
810	Рассчитывается	$\lambda_{г}$	Удлинение мотогондолы	-	=S805/S809
811	Рассчитывается	$Re_{г}$	Число Рейнольдса мотогондолы	-	=S805*S727*S728*S729/S730
812	Задается	$C_{г}$	Средняя относительная толщина профиля мотогондолы	%	6
813	Задается	$C_{пил}$	Средняя относительная толщина пилона	%	6
814	Рассчитывается	$k_{г}$	Коэфф-т влияния относительной толщины мотогондолы	-	=1+3,7*(S812/100)*(1+0,25*S812/100)

815	Рассчитывается	$k_{\text{пил}}$	Коэфф-т влияния относительной толщины пилона	-	$=1+3,7*(S813/100)*(1+0,25*S813/100)$
816	Рассчитывается	$X_{\text{п}}$	Относительная координата л-т перехода	-	$=\text{МИН}(((10^{\wedge}S739)/S811);0,3)*\text{ВПР}(S732;\text{Да_Нер};2;\text{ЛОЖЬ})$
817	Рассчитывается	$C_{\text{хр' г}}$	Коэффициент профильного сопротивления мотогондолы	-	$= (0,455/\text{СТЕПЕНЬ}(\text{LOG10}(S811));2,58))*((1-S816)/\text{СТЕПЕНЬ}((1+0,1*S727^2);0,75))*((S814*S808/S806)+(S815*S807/S806))$
818	Рассчитывается	$C_{\text{х г}}$	Коэффициент сопротивления мотогондолы	-	$=S817*S804*S806/S748$
819	Коэффициент сопротивления горизонтального оперения				
820	Данные из геометрической модели	$b_{0 \text{ ГО}}$ (баз. трап)	Корневая хорда ГО по базовой трапеции	м	$=S83$
821	Задается	$b_{\text{б ГО}}$	Бортовая хорда ГО	м	7,7
822	Данные из геометрической модели	$b_{\text{к ГО}}$	Концевая хорда ГО	м	$=S84$
823	Данные из геометрической модели	$l_{\text{ГО}}$	Размах ГО	м	$=2*S82$
824	Задается	$l_{\text{к ГО}}$	Длина консоли ГО	м	10,55
825	Рассчитывается	$S_{\text{ГО}}$	Площадь ГО	м ²	$=(S820+S822)*0,5*S823$
826	Рассчитывается	$S_{\text{ГО штч}}$	Площадь ГО, находящаяся в потоке	м ²	$=(S821+S822)*S824$
827	Задается	$C_{\text{б}}$	Относительная толщина бортового сечения	%	10
828	Задается	$C_{\text{к}}$	Относительная толщина концевое сечения	%	10
829	Рассчитывается	$C_{\text{ср}}$	Условная средняя относительная толщина ГО	-	$=(S828+S827)/200$
830	Рассчитывается	$b_{\text{сак го}}$	Средняя аэродинамическая хорда ГО с подфюзеляжной частью	м	$=(2*S820/3)*(1+(1/((S820/S822)*(1+(S820/S822))))))$
831	Рассчитывается	$Re_{\text{го}}$	Число Рейнольдса ГО по САХ	-	$=S830*S727*S728*S729/S730$
832	Рассчитывается	$X_{\text{п}}$	Относительная координата л-т перехода	-	$=\text{МИН}(((10^{\wedge}S739)/S831);0,3)*\text{ВПР}(S732;\text{Да_Нер};2;\text{ЛОЖЬ})$
833	Рассчитывается	$C_{\text{хр' го}}$	Коэффициент профильного сопротивления ГО	-	$=((0,91/\text{СТЕПЕНЬ}(\text{LOG10}(S831));2,58))*((1-S832)/\text{СТЕПЕНЬ}((1+0,1*S727^2);0,75))*(1+3,7*S829*(1+0,25*S829))+ (2,6/\text{КОРЕНЬ}(S831))*(1+2*S829)*S832)$
834	Рассчитывается	$C_{\text{х го}}$	Коэффициент сопротивления ГО	-	$=S833*S826/S748$
835	Коэффициент сопротивления вертикального оперения				
836	Задается	$n_{\text{ВО}}$	Кол-во консолей ВО	-	1
837	Данные из геометрической модели	$b_{0 \text{ ВО}}$ (баз. трап)	Корневая хорда ВО по базовой трапеции	м	$=S106$

838	Данные из геометрической модели	$b_{к\text{ во}}$	Концевая хорда ВО	м	=S107
839	Данные из геометрической модели	$l_{\text{ВО}}$	Размах консоли ВО	м	=S105
840	Рассчитывается	$S_{\text{во}}=S_{\text{во ППЧ}}$	Площадь ВО (площадь ВО находящаяся в потоке)	м ²	=0,5*(S837+S838)*S839*S836
841	Задается	$C_{б}$	Относительная толщина бортового сечения	%	10
842	Задается	$C_{к}$	Относительная толщина концевого сечения	%	10
843	Рассчитывается	$C_{\text{ср}}$	Условная средняя относительная толщина ВО	-	=(S841+S842)/200
844	Рассчитывается	$b_{\text{сах во}}$	Средняя аэродинамическая хорда ВО с подфюзеляжной частью	м	=(2*S837/3)*(1+(1/((S837/S838)*(1+(S837/S838))))))
845	Рассчитывается	$Re_{\text{во}}$	Число Рейнольдса ВО по САХ	-	=S844*S727*S728*S729/S730
846	Рассчитывается	$X_{п}$	Относительная координата л-т перехода	-	=МИН(((10^S739)/S845);0,3)*ВПР(S732;Да_Нет;2;ЛОЖЬ)
847	Рассчитывается	$C_{xp' \text{ во}}$	Коэффициент профильного сопротивления ВО	-	=((0,91/СТЕПЕНЬ(LOG10(S845);2,58))*((1-S846)/СТЕПЕНЬ((1+0,1*S727^2);0,75))^(1+3,7*S843*(1+0,25*S843)))+(2,6/КОРЕНЬ(S845))*(1+2*S843)*S846)
848	Рассчитывается	$C_{x \text{ во}}$	Коэффициент сопротивления ВО	-	=S847*S840/S748
849	Балансировочное сопротивление				
850	Выбирается из списка	-	Учитывать балансировочное сопротивление? (допускается не учитывать в предварительном расчете)	-	Нет
851	Рассчитывается	$\lambda_{\text{ГО}}$	Удлинение ГО с подфюзеляжной частью	-	=S823*S823/S825
852	Данные из геометрической модели	$A_{\text{ГО}}$	Статический момент площади ГО	-	=S94
853	Задается	$x_{\text{ц.м. средн}}$	Положение центра масс самолета при средней центровке в долях САХ	-	
854	Рассчитывается	β	Фактор учета сжимаемости	-	=КОРЕНЬ(1-S727^2)
855	Рассчитывается	$\chi_{\text{во.25}}$	Стреловидность с учетом фактора сжимаемости	-	=ATAN(TAN(S758*3,14159/180)/S854)*180/3,14159
856	Рассчитывается	$\beta\lambda$	Удлинение с учетом сжимаемости	-	=S854*S753
857	Рассчитывается	$1/\eta$	Сужение крыла (обратная величина)	-	=1/S754
858	Рассчитывается	k	1-й коэффициент для расчета e	-	=-0,00006*S856^2 - 0,000008*S856 - 0,0048

859	Рассчитывается	b	2-й коэффициент для расчета e	-	$=0,00007*S856^2 - 0,0006*S856 + 0,0037$
860	Рассчитывается	d	1-й коэффициент модели аппроксимации зависимости $x_{\text{крл}}$.	-	$=0,000004*S856 + 0,00003$
861	Рассчитывается	e	2-й коэффициент модели аппроксимации зависимости $x_{\text{крл}}$.	-	$=S858*S857+S859$
862	Рассчитывается	$x_{\text{крл}}$	Положение фокуса крыла	-	$=0,0000003*S855^3+S860*S855^2+S861*S855+0,24$
863	Рассчитывается	$tg\chi_{\text{п.к}}$	Тангенс угла стреловидности передней кромки	-	$=\text{TAN}(S755*3,14159/180)$
864	Рассчитывается	$tg\chi_{\text{з.к}}$	Тангенс угла стреловидности задней кромки	-	$=S863-((4*S754-4)/(S753*S754+2*S753))$
865	Рассчитывается	$r_{\text{сж}}$	Отношение полупериметра крыла к его размаху с учетом сжимаемости	-	$=0,5*(\text{КОРЕНЬ}(1-S727^2+S863^2)+\text{КОРЕНЬ}(1-S727^2+S864^2))+2/(S753*(S754+1))$
866	Рассчитывается	C'_α	Производная коэффициента подъемной силы по углу атаки	1/рад	$=2*3,14159*S753/(S865*S753+2)$
867	Задается	$L_{\text{ф.н}}$	Расстояние от носа фюзеляжа до носка бортовой хорды	м	
868	Рассчитывается	$W_{\text{ф.н}}$	Объем носовой части фюзеляжа	м ³	$=1,35*S867*3,14159*(S789^2)/4$
869	Рассчитывается	$\Delta\Phi_1$	Поправка положения фокуса крыла на влияние фюзеляжа	-	$=(-1,8/S866)*(S868/(S748*S752))$
870	Рассчитывается	$x_{\text{Гбез го}}$	Положение фокуса самолета без горизонтального оперения в долях САХ	-	$=S862+S869$
871	Рассчитывается	mz_0 бго	Оценочное значение коэффициента момента тангажа относительно фокуса самолета без ГО	-	$=\text{ВПР}(S756;\text{Профили_тип};7;\text{ЛОЖЬ})$
872	Рассчитывается	$\delta_{\text{несж}}$	Коэффициент эффективного удлинения	-	$=(0,02*S753/\text{COS}(S758*3,14159/180))*(3,1-(14/S754)+(20/S754^2)-(8/S754^3))$
873	Рассчитывается	$\lambda_{\text{кр.эф}}$	Эффективное удлинение крыла	-	$=S753/(1+S872)$
874	Рассчитывается	$\lambda_{\text{кр.эф}}$	Эффективный размах крыла	-	$=S746/(1+S872)$
875	Задается	$h_{\text{го}}$	Высота оперения над крылом в потоке (по бортовой хорде)	м	1,15
876	Данные из геометрической модели	$L_{\text{го}}$	Плечо ГО	м	$=S92$
877	Рассчитывается	K_ϵ	Коэффициент скаса потока, учитывающий положение ГО	-	$=(0,5*S874/\text{КОРЕНЬ}(S874^2+4*S875^2))*(1+(2*S876/\text{КОРЕНЬ}(S874^2+4*S876^2+4*S875^2))*(1+(0,5*\text{КОРЕНЬ}(S874^2+4*S875^2)/\text{КОРЕНЬ}(S876^2+S875^2))))$

878	Рассчитывается	E	Скос потока от свободных сбегающих вихрей крыла	радиан	$=2*S771*S877/(3,14159*S873)$
879	Рассчитывается	$C_{y\alpha}$ го	Коэффициент подъемной силы ГО	-	$=(S871+(S853-S870)*S737)/S852$
880	Рассчитывается	C_{xi}' го + C_{xint}' го	Коэффициенты индуктивного сопротивления ГО и взаимодействия ГО с крылом	-	$=ABS(S879)*S878/57,3+S879^2/(3,14159*S851)$
881	Рассчитывается	$C_{xбал}$	Коэффициент балансировочного сопротивления	-	$=ВПР(S850;Да_Нет;2;ЛОЖЬ)*S880*S825/S748$
882	Результаты расчета				
883	Рассчитывается	C_{x0}	Коэффициент сопротивления самолета при нулевой подъемной силе	-	$=S781+S801+S818+S834+S848$
884	Рассчитывается	$C_{xвр}$	Коэффициент вредного сопротивления самолета	-	$=ВПР(S735;Кач_пов;2;ЛОЖЬ)*S883$
885	Рассчитывается	C_x	Коэффициент сопротивления самолета на крейсерском участке при средней полетной массе	-	$=S782+S801+S818+S834+S848+S881+S884$
886	Рассчитывается	C_y	Коэффициент подъемной силы на крейсерском участке при средней полетной массе	-	$=S737$
887	Рассчитывается	K	Среднее полетное аэродинамическое качество самолета на крейсерском участке	-	$=ЕСЛИ(S727<0,7;ЕСЛИ(S737<=1;S886/S885;"C_y больше допустимого");ЕСЛИ(S737<=0,8;S886/S885;"C_y больше допустимого"))$
888				Мкрит($C_y=0$)	$C_{сп}$
889				0,99	$=(0,24/SF889)*СТЕПЕНЬ(((1/(SF889*SS759))-SF889*SS759);0,3333)*СТЕПЕНЬ((1-СТЕПЕНЬ(((5+(SF889*SS759)^2)/(5+SS757^2));3,5));0,6666)$
890				0,985	$=(0,24/SF890)*СТЕПЕНЬ(((1/(SF890*SS759))-SF890*SS759);0,3333)*СТЕПЕНЬ((1-СТЕПЕНЬ(((5+(SF890*SS759)^2)/(5+SS757^2));3,5));0,6666)$
891				0,98	$=(0,24/SF891)*СТЕПЕНЬ(((1/(SF891*SS759))-SF891*SS759);0,3333)*СТЕПЕНЬ((1-СТЕПЕНЬ(((5+(SF891*SS759)^2)/(5+SS757^2));3,5));0,6666)$
892				0,975	$=(0,24/SF892)*СТЕПЕНЬ(((1/(SF892*SS759))-SF892*SS759);0,3333)*СТЕПЕНЬ((1-СТЕПЕНЬ(((5+(SF892*SS759)^2)/(5+SS757^2));3,5));0,6666)$
893				0,97	$=(0,24/SF893)*СТЕПЕНЬ(((1/(SF893*SS759))-SF893*SS759);0,3333)*СТЕПЕНЬ((1-СТЕПЕНЬ(((5+(SF893*SS759)^2)/(5+SS757^2));3,5));0,6666)$
894				0,965	$=(0,24/SF894)*СТЕПЕНЬ(((1/(SF894*SS759))-SF894*SS759);0,3333)*СТЕПЕНЬ((1-СТЕПЕНЬ(((5+(SF894*SS759)^2)/(5+SS757^2));3,5));0,6666)$
895				0,96	$=(0,24/SF895)*СТЕПЕНЬ(((1/(SF895*SS759))-SF895*SS759);0,3333)*СТЕПЕНЬ((1-СТЕПЕНЬ(((5+(SF895*SS759)^2)/(5+SS757^2));3,5));0,6666)$
896				0,955	$=(0,24/SF896)*СТЕПЕНЬ(((1/(SF896*SS759))-SF896*SS759);0,3333)*СТЕПЕНЬ((1-СТЕПЕНЬ(((5+(SF896*SS759)^2)/(5+SS757^2));3,5));0,6666)$
897				0,95	$=(0,24/SF897)*СТЕПЕНЬ(((1/(SF897*SS759))-SF897*SS759);0,3333)*СТЕПЕНЬ((1-СТЕПЕНЬ(((5+(SF897*SS759)^2)/(5+SS757^2));3,5));0,6666)$
898				0,945	$=(0,24/SF898)*СТЕПЕНЬ(((1/(SF898*SS759))-SF898*SS759);0,3333)*СТЕПЕНЬ((1-СТЕПЕНЬ(((5+(SF898*SS759)^2)/(5+SS757^2));3,5));0,6666)$
899				0,94	$=(0,24/SF899)*СТЕПЕНЬ(((1/(SF899*SS759))-SF899*SS759);0,3333)*СТЕПЕНЬ((1-СТЕПЕНЬ(((5+(SF899*SS759)^2)/(5+SS757^2));3,5));0,6666)$
900				0,935	$=(0,24/SF900)*СТЕПЕНЬ(((1/(SF900*SS759))-SF900*SS759);0,3333)*СТЕПЕНЬ((1-СТЕПЕНЬ(((5+(SF900*SS759)^2)/(5+SS757^2));3,5));0,6666)$
901				0,93	$=(0,24/SF901)*СТЕПЕНЬ(((1/(SF901*SS759))-SF901*SS759);0,3333)*СТЕПЕНЬ((1-СТЕПЕНЬ(((5+(SF901*SS759)^2)/(5+SS757^2));3,5));0,6666)$
902				0,925	$=(0,24/SF902)*СТЕПЕНЬ(((1/(SF902*SS759))-SF902*SS759);0,3333)*СТЕПЕНЬ((1-СТЕПЕНЬ(((5+(SF902*SS759)^2)/(5+SS757^2));3,5));0,6666)$
903				0,92	$=(0,24/SF903)*СТЕПЕНЬ(((1/(SF903*SS759))-SF903*SS759);0,3333)*СТЕПЕНЬ((1-СТЕПЕНЬ(((5+(SF903*SS759)^2)/(5+SS757^2));3,5));0,6666)$
904				0,915	$=(0,24/SF904)*СТЕПЕНЬ(((1/(SF904*SS759))-SF904*SS759);0,3333)*СТЕПЕНЬ((1-СТЕПЕНЬ(((5+(SF904*SS759)^2)/(5+SS757^2));3,5));0,6666)$
905				0,91	$=(0,24/SF905)*СТЕПЕНЬ(((1/(SF905*SS759))-SF905*SS759);0,3333)*СТЕПЕНЬ((1-СТЕПЕНЬ(((5+(SF905*SS759)^2)/(5+SS757^2));3,5));0,6666)$

973				=F972+0,025	=F973 ((0,91/(СТЕПЕНЬ(LOG10(SS767);2,58))) * ((1-SS770)/СТЕПЕНЬ((1+0,1*SS727^2);0,75))) * (1+3,7*SS766*(1+0,25*SS766)+1,2*СТЕПЕНЬ(\$F973;2)))+(2,6/КОРЕНЬ(SS767))*(1+2*SS766)*SS770)) 3 0,115+SS727 SS778*SS774+SS775*\$F973^3+SS776*\$F973^2
974				=F973+0,025	=F974 ((0,91/(СТЕПЕНЬ(LOG10(SS767);2,58))) * ((1-SS770)/СТЕПЕНЬ((1+0,1*SS727^2);0,75))) * (1+3,7*SS766*(1+0,25*SS766)+1,2*СТЕПЕНЬ(\$F974;2)))+(2,6/КОРЕНЬ(SS767))*(1+2*SS766)*SS770)) 3 0,115+SS727 SS778*SS774+SS775*\$F974^3+SS776*\$F974^2
975				=F974+0,025	=F975 ((0,91/(СТЕПЕНЬ(LOG10(SS767);2,58))) * ((1-SS770)/СТЕПЕНЬ((1+0,1*SS727^2);0,75))) * (1+3,7*SS766*(1+0,25*SS766)+1,2*СТЕПЕНЬ(\$F975;2)))+(2,6/КОРЕНЬ(SS767))*(1+2*SS766)*SS770)) 3 0,115+SS727 SS778*SS774+SS775*\$F975^3+SS776*\$F975^2
976				=F975+0,025	=F976 ((0,91/(СТЕПЕНЬ(LOG10(SS767);2,58))) * ((1-SS770)/СТЕПЕНЬ((1+0,1*SS727^2);0,75))) * (1+3,7*SS766*(1+0,25*SS766)+1,2*СТЕПЕНЬ(\$F976;2)))+(2,6/КОРЕНЬ(SS767))*(1+2*SS766)*SS770)) 3 0,115+SS727 SS778*SS774+SS775*\$F976^3+SS776*\$F976^2
977				=F976+0,025	=F977 ((0,91/(СТЕПЕНЬ(LOG10(SS767);2,58))) * ((1-SS770)/СТЕПЕНЬ((1+0,1*SS727^2);0,75))) * (1+3,7*SS766*(1+0,25*SS766)+1,2*СТЕПЕНЬ(\$F977;2)))+(2,6/КОРЕНЬ(SS767))*(1+2*SS766)*SS770)) 3 0,115+SS727 SS778*SS774+SS775*\$F977^3+SS776*\$F977^2
978				=F977+0,025	=F978 ((0,91/(СТЕПЕНЬ(LOG10(SS767);2,58))) * ((1-SS770)/СТЕПЕНЬ((1+0,1*SS727^2);0,75))) * (1+3,7*SS766*(1+0,25*SS766)+1,2*СТЕПЕНЬ(\$F978;2)))+(2,6/КОРЕНЬ(SS767))*(1+2*SS766)*SS770)) 3 0,115+SS727 SS778*SS774+SS775*\$F978^3+SS776*\$F978^2
979				=F978+0,025	=F979 ((0,91/(СТЕПЕНЬ(LOG10(SS767);2,58))) * ((1-SS770)/СТЕПЕНЬ((1+0,1*SS727^2);0,75))) * (1+3,7*SS766*(1+0,25*SS766)+1,2*СТЕПЕНЬ(\$F979;2)))+(2,6/КОРЕНЬ(SS767))*(1+2*SS766)*SS770)) 3 0,115+SS727 SS778*SS774+SS775*\$F979^3+SS776*\$F979^2
980				=F979+0,025	=F980 ((0,91/(СТЕПЕНЬ(LOG10(SS767);2,58))) * ((1-SS770)/СТЕПЕНЬ((1+0,1*SS727^2);0,75))) * (1+3,7*SS766*(1+0,25*SS766)+1,2*СТЕПЕНЬ(\$F980;2)))+(2,6/КОРЕНЬ(SS767))*(1+2*SS766)*SS770)) 3 0,115+SS727 SS778*SS774+SS775*\$F980^3+SS776*\$F980^2
981				=F980+0,025	=F981 ((0,91/(СТЕПЕНЬ(LOG10(SS767);2,58))) * ((1-SS770)/СТЕПЕНЬ((1+0,1*SS727^2);0,75))) * (1+3,7*SS766*(1+0,25*SS766)+1,2*СТЕПЕНЬ(\$F981;2)))+(2,6/КОРЕНЬ(SS767))*(1+2*SS766)*SS770)) 3 0,115+SS727 SS778*SS774+SS775*\$F981^3+SS776*\$F981^2
982				=F981+0,025	=F982 ((0,91/(СТЕПЕНЬ(LOG10(SS767);2,58))) * ((1-SS770)/СТЕПЕНЬ((1+0,1*SS727^2);0,75))) * (1+3,7*SS766*(1+0,25*SS766)+1,2*СТЕПЕНЬ(\$F982;2)))+(2,6/КОРЕНЬ(SS767))*(1+2*SS766)*SS770)) 3 0,115+SS727 SS778*SS774+SS775*\$F982^3+SS776*\$F982^2
983				=F982+0,025	=F983 ((0,91/(СТЕПЕНЬ(LOG10(SS767);2,58))) * ((1-SS770)/СТЕПЕНЬ((1+0,1*SS727^2);0,75))) * (1+3,7*SS766*(1+0,25*SS766)+1,2*СТЕПЕНЬ(\$F983;2)))+(2,6/КОРЕНЬ(SS767))*(1+2*SS766)*SS770)) 3 0,115+SS727 SS778*SS774+SS775*\$F983^3+SS776*\$F983^2
984				=F983+0,025	=F984 ((0,91/(СТЕПЕНЬ(LOG10(SS767);2,58))) * ((1-SS770)/СТЕПЕНЬ((1+0,1*SS727^2);0,75))) * (1+3,7*SS766*(1+0,25*SS766)+1,2*СТЕПЕНЬ(\$F984;2)))+(2,6/КОРЕНЬ(SS767))*(1+2*SS766)*SS770)) 3 0,115+SS727 SS778*SS774+SS775*\$F984^3+SS776*\$F984^2
985				=F984+0,025	=F985 ((0,91/(СТЕПЕНЬ(LOG10(SS767);2,58))) * ((1-SS770)/СТЕПЕНЬ((1+0,1*SS727^2);0,75))) * (1+3,7*SS766*(1+0,25*SS766)+1,2*СТЕПЕНЬ(\$F985;2)))+(2,6/КОРЕНЬ(SS767))*(1+2*SS766)*SS770)) 3 0,115+SS727 SS778*SS774+SS775*\$F985^3+SS776*\$F985^2
986	Рассчитывается	Kmax	Максимальное аэродинамическое качество самолета на крейсерском участке	-	=МАКС(S953:S985)

Таблица В.2 – Диапазон значений «Да_Нет»

Столбец 1	Столбец 2
Да	1
Нет	0

Таблица В.2 – Диапазон значений «Шероховатость»

Столбец 1	Столбец 2
Поверхность	R_{sp}, мкм
Механическая обработка	30
Дюралюминий анодированный	8
Дюралюминий анодированный, окрашенный пульверизатором	10

Таблица В.3 – Диапазон значений «Профили_тип»

Столбец 1	Столбец 2	Столбец 3	Столбец 4	Столбец 5	Столбец 6	Столбец 7	Столбец 8
Типы профилей	$M\sim$	a	b	c	k	Характерное значение mz_0	Характерное значение $C_{y_{max}}$
Обычный профиль (Стах на 0.3b)	1	0	-0,11	-0,06	1	-0,02	1,6
Скоростной пиковый (1960-1970 гг.)	1,05	0	-0,11	-0,06	1	-0,03	1,6
Сверхкритический первого поколения	1,12	0	-0,32	0,15	0,925	-0,08	1,65
Сверхкритический второго поколения	1,15	-0,02	-0,38	0,3	0,915	-0,15	1,7

Таблица В.4 – Диапазон значений «Кач_пов»

Столбец 1	Столбец 2
Качество поверхности (наличие выступающих деталей)	Доля вредного сопротивления
Оч. высокое (3% от Cx_0)	0,03
Высокое (5% от Cx_0)	0,05
Среднее (10% от Cx_0)	0,1
Низкое (15% от Cx_0)	0,15
Оч. низкое (20% от Cx_0)	0,2

Таблица В.5 – Диапазон значений «Полож_крыла»

Столбец 1	Столбец 2	Столбец 3
Схема	$k_{инт}$	k_s
Высокоплан (утропленный центроплан)	1	0,13
Высокоплан (центроплан над фюзеляжем)	0,9	0,18
Среднеплан	1	0,03
Низкоплан	1	0,06
Интегральная	1	0
Летающее крыло	1	0

Приложение Г

Таблица Г.1 – Статистика грузовых перевозок в сегментах ЧП ТРГС и ЧП СТРС

№ рейса	Тип ВС	L^i , км	$m^i_{гр}$, кг	$m^i_{моногр}$, Т	$N^i_{мон}$	$L_{гр}$, мм	$B_{гр}$, мм	$H_{гр}$, мм
Генеральные грузы Ан-124								
1	Ан-124	5541	49640	0,5	500	1500	1350	1450
2	Ан-124	7057	53381	0,4	400	1400	1400	1300
3	Ан-124	3239	86533	0,566	566	1200	800	1500
4	Ан-124	5579	49640	0,5	500	1500	1350	1450
5	Ан-124	2833	63500	3	3000	5400	1200	1000
6	Ан-124	2946	59980	0,777	777	3000	1000	1200
7	Ан-124	2946	56300	0,777	777	3000	1000	1200
8	Ан-124	15548	84996	0,0276	27,6	500	390	200
9	Ан-124	3242	101922	0,98	980	1000	1000	1700
10	Ан-124	3253	102271	0,98	980	1000	1000	1700
11	Ан-124	3242	101749	0,98	980	1000	1000	1700
12	Ан-124	3346	85020	0,1	100	1200	1000	1000
13	Ан-124	3772	74722	0,03	30	500	400	500
14	Ан-124	9313	64632	1,6	1600	1400	1150	1100
15	Ан-124	6231	33793	0,65	650	1400	1150	1100
16	Ан-124	2974	79880	1,955	1955	1200	1200	1100
17	Ан-124	2959	72272	1,955	1955	1200	1200	1100
18	Ан-124	3771	78154	0,02	20	500	400	500
Уникальные грузы (неделимый моногруз) Ан-124								
1	Ан-124	5750	67585	27,96	27960	4000	3550	1830
2	Ан-124	13067	75489	44,167	44167	9860	2950	3150
3	Ан-124	1795	96140	26,385	26385	14220	2640	3560
4	Ан-124	11575	101935	48,5	48500	12600	4500	4150
5	Ан-124	10660	53705	22,68	22680	12250	4970	1520
6	Ан-124	12800	59536	25,447	25447	12950	5130	3660
7	Ан-124	12827	65520	29	29000	13200	4980	3840
8	Ан-124	14039	70000	70	70000	38420	3710	3710
9	Ан-124	12930	84967	42,665	42665	9980	4600	4040
10	Ан-124	7574	95115	85	85000	15000	1940	1660
11	Ан-124	9982	107273	24,008	24008	12120	2400	2900
12	Ан-124	8633	75371	19,64	19640	10440	4450	4190
13	Ан-124	9748	75418	24,078	24078	12190	2440	2590
14	Ан-124	1668	76049	40,578	40578	13490	3350	3660
15	Ан-124	20161	91106	34,5	34500	6100	3910	3350
16	Ан-124	8113	25481	8,6	8600	12190	2440	3960
17	Ан-124	8119	23042	8,6	8600	14020	2440	3960
18	Ан-124	6845	50000	50	50000	12200	2000	2000
19	Ан-124	8441	81000	81	81000	12500	2200	2100
20	Ан-124	5000	50300	47,597	47597	10050	3900	3180
21	Ан-124	5300	70017	18	18000	11210	4720	4220
22	Ан-124	8812	58699	19,728	19728	10750	4450	4190

23	АН-124	5471	68069	31,786	31786	5950	5220	2380
24	АН-124	12177	68100	22,7	22700	6060	2440	2600
25	АН-124	12919	77288	29,937	29937	14050	3960	3860
26	АН-124	7629	73980	43	43000	19810	3890	4120
27	АН-124	5215	60700	15,5	15500	11210	4720	4220
28	АН-124	6930	40948	21,334	21334	14670	5460	4220
29	АН-124	11938	43155	13,3	13300	10110	3960	4190
30	АН-124	8143	25619	10	10000	14020	2440	3960
31	АН-124	8127	22367	10	10000	14020	2440	3960
32	АН-124	8113	22640	10	10000	14020	2440	3960
33	АН-124	8135	22655	10	10000	14020	2440	3960
34	АН-124	12863	94437	52	52000	12790	4570	3960
35	АН-124	5215	60700	15	15000	11210	4720	4220
36	АН-124	6428	23082	12,563	12563	14260	4110	4180
37	АН-124	6478	17346	10,5	10500	14260	4110	4180
38	АН-124	12195	62239	15,785	15785	10460	3530	3910
39	АН-124	9078	97000	89	89000	11600	4830	4060
40	АН-124	3506	90381	20,953	20953	7680	3450	2760
41	АН-124	3467	96245	21,5	21500	10730	3730	3660
42	АН-124	7437	95115	85	85000	15000	1940	1660
43	АН-124	2828	11092	5,443	5443	15240	5020	1830
44	АН-124	12076	72804	58,445	58445	6480	4410	4110
45	АН-124	8811	91200	47,5	47500	8100	4630	3950
46	АН-124	9456	99550	30,5	30500	7500	3200	3100
47	АН-124	10225	80025	79,5	79500	12300	3000	3100
48	АН-124	17043	52537	38	38000	5050	4750	4010
49	АН-124	13153	105141	33,256	33256	8640	3810	3050
50	АН-124	7698	22891	21,334	21334	14670	5460	4220
51	АН-124	11404	58682	29,341	29341	16400	4700	3810
52	АН-124	12723	7129	7,124	7124	11730	4260	4150
53	АН-124	12912	15870	1,05	1050	11730	4260	4190
54	АН-124	12235	48218	15,785	15785	10460	3530	3910
55	АН-124	3461	71482	21,5	21500	10730	3730	3660
56	АН-124	8542	47155	9,095	9095	6420	4350	4090
57	АН-124	2642	58729	5,39	5390	10360	2740	3500
58	АН-124	2367	51302	51,302	51302	12450	2900	3000
59	АН-124	11275	56831	29,4	29400	15240	4680	3840
60	АН-124	11362	52562	29,4	29400	15240	4680	3840
61	АН-124	10814	21925	1,64	1640	4680	3840	3400
62	АН-124	12546	66000	11,1	11100	11730	4270	4190
63	АН-124	5183	64179	37	37000	6190	3400	2600
64	АН-124	2924	79850	40	40000	11000	3560	3760
65	АН-124	2924	59650	10	10000	12000	4200	4000
66	АН-124	2917	68430	23	23000	9500	3500	3800
67	АН-124	3075	34000	34	34000	9500	3500	3800
68	АН-124	2855	65000	24	24000	9400	3200	4100
69	АН-124	2397	90000	27	27000	14000	3800	4200

70	АН-124	10814	51920	29	29000	16400	4680	3840
71	АН-124	5051	34598	13	13000	16500	6100	4380
72	АН-124	11195	47002	29,341	29341	15620	4750	3810
73	АН-124	13037	15229	7,143	7143	11730	4260	4190
74	АН-124	8255	40557	17,673	17673	12800	4850	4190
75	АН-124	2433	58304	46	46000	10000	4900	4200
76	АН-124	11910	39017	11,181	11181	9860	3450	4190
77	АН-124	992	38896	29,487	29487	14310	1510	1680
78	АН-124	8315	88120	66,5	66500	6600	3100	3700
79	АН-124	13021	52963	8	8000	12200	2440	3300
80	АН-124	9936	108000	36	36000	5500	5800	3840
81	АН-124	17276	75540	75,5	75500	9500	2500	3000
82	АН-124	7591	56255	44	44000	10000	4800	4200
83	АН-124	13619	37150	36,53	36530	7990	3000	2980
84	АН-124	8143	30500	9,705	9705	14020	2440	3960
85	АН-124	8540	56892	20,38	20380	10740	4450	4190
86	АН-124	3299	76412	26,5	26500	11400	5000	4210
87	АН-124	8240	60190	53,483	53483	9140	2920	2990
88	АН-124	3153	33115	18,665	18665	14170	3600	3600
89	АН-124	8275	29512	12,707	12707	9800	4570	3860
90	АН-124	4984	87360	31,49	31490	4700	1860	2900
91	АН-124	2722	46056	14	14000	8900	4400	4200
92	АН-124	2734	16120	11,2	11200	8900	4400	4200
93	АН-124	7472	61641	44	44000	10000	4800	4200
94	АН-124	8006	100074	75,8	75800	6300	2700	3800
95	АН-124	8498	3447	3,2	3200	7010	3280	4040
96	АН-124	3151	38891	38,891	38891	36350	3840	4270
97	АН-124	3151	38891	38,891	38891	36350	3840	4270
98	АН-124	2828	15499	15,499	15499	17250	5590	3350
99	АН-124	2834	14706	14,706	14706	11320	2390	3940
100	АН-124	12843	68137	68,137	68137	6490	4250	4110
101	АН-124	11693	99880	99,88	99880	13970	3610	3830
102	АН-124	2792	52977	13,405	13405	8850	4350	4150
103	АН-124	2723	20000	11	11000	8850	4350	4150
104	АН-124	4867	51915	51,915	51915	13360	2900	3080
105	АН-124	10169	97450	97,45	97450	8740	4120	3750
106	АН-124	10717	60000	60	60000	8600	4500	4000
107	АН-124	6356	35615	35,615	35615	8140	3720	3670
108	АН-124	8250	37412	37,412	37412	12880	4880	4190
109	АН-124	647	18800	17,5	17500	11600	4100	4225
110	АН-124	1920	38889	38,889	38889	17200	3300	3950
111	АН-124	1913	70140	49,702	49702	17200	3300	3950
112	АН-124	2530	75404	59,99	59990	9910	2690	2820
113	АН-124	12937	51121	7,13	7130	11730	4260	4190
114	АН-124	2783	39110	13,5	13500	8850	4350	4150
115	АН-124	2780	26396	11,2	11200	8850	4350	4150
116	АН-124	6972	36504	17,967	17967	11210	4350	4220

117	АН-124	7376	25305	15,5	15500	11210	4750	4220
118	АН-124	665	23100	14	14000	10200	4200	4200
119	АН-124	8940	55000	9,7	9700	8500	4400	4000
120	АН-124	2722	45615	13,5	13500	8850	4350	4150
121	АН-124	2620	17695	11	11000	8850	4350	4150
122	АН-124	4714	51000	22	22000	12000	2470	2900
123	АН-124	1233	44965	44,965	44965	9140	3680	3840
124	АН-124	17150	83500	83,915	83915	8510	5790	3050
125	АН-124	11160	50996	21,2	21200	13500	5500	4200
126	АН-124	11222	34271	19	19000	13500	5500	4200
127	АН-124	17150	82915	83,915	83915	8510	5790	3050
128	АН-124	2796	44480	13	13000	8850	4350	4150
129	АН-124	2692	20630	11	11000	8850	4350	4150
130	АН-124	7578	29402	14,4	14400	6400	5220	4100
131	АН-124	11213	27440	13,548	13548	13520	4350	4090
132	АН-124	12315	103259	30	30000	14330	1470	2240
133	АН-124	5299	47510	20,634	20634	14670	5460	4220
134	АН-124	3152	29487	25	25000	36350	3840	4270
135	АН-124	15726	79500	57,6	57600	6610	3610	2920
136	АН-124	7532	17758	11,476	11476	8430	4750	4270
137	АН-124	8044	20880	10,5	10500	14020	2440	3960
138	АН-124	7460	31100	28,2	28200	8430	4750	4270
139	АН-124	7821	32678	8,537	8537	6580	4370	3530
140	АН-124	7792	48846	11,707	11707	11730	4260	4190
141	АН-124	959	38896	29,488	29488	36350	3840	4270
142	АН-124	4770	60164	20,5	20500	10440	4470	4190
143	АН-124	12312	60604	23,015	23015	13630	2490	4000
144	АН-124	12465	48467	23,015	23015	13630	2490	4000
145	АН-124	2234	18576	17,5	17500	11600	4100	4230
146	АН-124	2262	54295	13,405	13405	8850	4350	4150
147	АН-124	2689	31730	11	11000	8850	4350	4150
Нестандартный груз АН-124								
1	АН-124	14543	33741	6,464	6464	15110	2790	4270
2	АН-124	5846	37496	11,6	11600	14500	3500	3450
3	АН-124	8069	21930	9,726	9726	13390	5780	3310
4	АН-124	12793	54420	15,325	15325	12000	2440	2590
5	АН-124	4019	57439	8,2	8200	6060	2440	2590
6	АН-124	353	41777	2,7	2700	2740	2240	2000
7	АН-124	3577	41063	7,6	7600	8200	2550	3180
8	АН-124	4981	53870	8	8000	1000	2000	2500
9	АН-124	11059	11012	11,012	11012	15000	2500	3000
10	АН-124	2876	37200	4,6	4600	5500	2000	2000
11	АН-124	2209	29313	7,5	7500	17800	3200	3690
12	АН-124	3899	58560	18,1	18100	9600	2500	3900
13	АН-124	1433	15050	6,2	6200	14800	3000	4100
14	АН-124	4144	10466	2,5	2500	2300	2100	2000
15	АН-124	4289	20550	8	8000	16200	3300	4200

16	АН-124	432	19454	7	7000	16200	3300	4200
17	АН-124	3936	4650	2,3	2300	2240	3180	2000
18	АН-124	5526	49332	6,5	6500	6058	2438	2591
19	АН-124	4590	18460	5,1	5100	6858	2438	2591
20	АН-124	981	45904	26,15	26150	8000	3200	3400
21	АН-124	3712	21970	6	6000	6858	2438	2591
22	АН-124	4590	12145	1,4	1400	4000	1900	1500
23	АН-124	1489	30160	13,1	13100	8100	2500	3260
24	АН-124	3595	9976	5,29	5290	6858	2438	2591
25	АН-124	10152	78134	13,4	13400	3890	3670	3000
26	АН-124	10655	50574	9	9000	10600	1890	3660
27	АН-124	4201	44900	7,2	7200	6060	2440	2590
28	АН-124	8040	27267	6	6000	14500	3500	4000
29	АН-124	5983	33181	7,5	7500	18220	4750	4280
30	АН-124	5541	18536	6	6000	8380	3220	3370
31	АН-124	9078	11580	2,858	2858	9760	3650	1200
32	АН-124	3310	18189	9,049	9049	5330	3600	3780
33	АН-124	18242	10881	5	5000	10000	3550	4000
34	АН-124	13504	31216	8,118	8118	17110	3880	4320
35	АН-124	6930	68400	3,7	3700	6800	2100	2240
36	АН-124	6625	80249	14,88	14880	6060	2440	2440
37	АН-124	7842	60041	10,156	10156	7310	2720	3270
38	АН-124	4306	18294	5,5	5500	16000	4520	3800
39	АН-124	3917	10300	5,5	5500	16000	4520	3800
40	АН-124	5943	58995	28,3	28300	7850	3000	3500
41	АН-124	5943	13515	6,7	6700	6100	2440	2700
42	АН-124	2106	39000	28,3	28300	7850	3000	3500
43	АН-124	3702	15576	3,2	3200	2750	2250	2000
44	АН-124	5017	17726	4,6	4600	6100	2440	2700
45	АН-124	5017	46028	7	7000	6100	2440	2700
46	АН-124	1489	12690	3	3000	5400	2400	2300
47	АН-124	3737	19805	2,5	2500	6500	2700	2850
48	АН-124	5008	92410	9,37	9370	6420	1240	1180
49	АН-124	2220	26618	7,5	7500	17800	3200	3690
50	АН-124	3991	43216	8,25	8250	6050	2440	2590
51	АН-124	375	33905	8,25	8250	6050	2440	2590
52	АН-124	3871	37579	4,068	4068	6050	2440	2590
53	АН-124	18151	31142	7,2	7200	18220	4750	4350
54	АН-124	2216	22368	6,5	6500	4300	4300	3390
55	АН-124	2223	6040	6,04	6040	4300	4300	3390
56	АН-124	3163	40441	11,6	11600	14500	3500	3450
57	АН-124	3421	26275	11,6	11600	14500	3500	3450
58	АН-124	5901	51010	3,73	3730	5620	1860	2030
59	АН-124	6983	41628	8,3	8300	19500	4500	4350
60	АН-124	7034	6580	3,5	3500	10500	2800	1300
61	АН-124	7696	81000	81	81000	12500	2200	2100
62	АН-124	9078	89029	89,029	89029	11603	4055	4056

63	АН-124	3519	59113	16,5	16500	10400	2650	3200
64	АН-124	4002	37900	2,3	2300	2740	2240	2000
65	АН-124	3439	3420	1,6	1600	2740	2240	1200
66	АН-124	4563	33220	5	5000	6060	2440	2590
67	АН-124	1883	7995	2,1	2100	2740	2240	1900
68	АН-124	1883	1900	1,9	1900	3000	2000	1700
69	АН-124	3702	33920	8,5	8500	6060	2440	2590
70	АН-124	3737	21285	12	12000	8000	2500	3000
71	АН-124	5382	20252	4,3	4300	5600	2180	2030
72	АН-124	1161	8650	4,32	4320	5600	2180	2030
73	АН-124	880	19043	2	2000	2740	2240	1800
74	АН-124	3737	21612	8,3	8300	6100	2460	2800
75	АН-124	3737	10840	2	2000	2740	2240	1900
76	АН-124	4731	51147	4,2	4200	14200	3800	4220
77	АН-124	4242	33964	4,2	4200	14200	3800	4220
78	АН-124	5093	50351	12,9	12900	17000	6000	4250
79	АН-124	5281	59395	14,2	14200	9150	2500	3300
80	АН-124	6849	54394	1,98	1980	2400	2200	1700
81	АН-124	3102	70605	21,5	21500	10730	3730	3660
82	АН-124	7521	55977	6,818	6818	6780	3680	3860
83	АН-124	7691	55709	0,3	300	2000	1500	1000
84	АН-124	10959	84715	3,185	3185	3960	1990	3600
85	АН-124	12407	44584	16,52	16520	8180	3020	2770
86	АН-124	10049	24460	2,62	2620	9680	3730	1120
87	АН-124	13293	75660	14,651	14651	12190	2440	2590
88	АН-124	6578	37670	5	5000	15700	3050	4150
89	АН-124	6684	38765	6,85	6850	18000	4730	4400
90	АН-124	5739	57006	3,73	3730	5620	1860	2030
91	АН-124	5668	70540	4,1	4100	5620	1860	2030
92	АН-124	5676	38659	12,2	12200	17000	6000	4100
93	АН-124	5103	71206	30	30000	11000	2700	3600
94	АН-124	9992	30945	10,9	10900	15900	4800	4100
95	АН-124	9275	32590	6,464	6464	15110	2790	4270
96	АН-124	9333	27280	10,9	10900	15900	4800	4100
97	АН-124	6058	33060	28,76	28760	10000	3140	4000
98	АН-124	8373	17149	3	3000	10500	5200	2600
99	АН-124	8611	66304	5	5000	4780	1400	500
100	АН-124	8533	30931	3	3000	10500	5200	2600
101	АН-124	8415	58279	3	3000	10500	5200	2600
102	АН-124	11000	91651	2,1	2100	2700	1450	2100
103	АН-124	3364	44198	4,5	4500	5620	1860	2030
104	АН-124	2700	9979	3,5	3500	6710	4880	3100
105	АН-124	11202	43785	9	9000	10600	2500	2650
106	АН-124	4167	42080	6,85	6850	18000	4730	4400
107	АН-124	7022	33011	8,3	8300	19500	4500	4350
108	АН-124	7696	68323	2,011	2011	3800	1300	1200
109	АН-124	11017	90157	0,85	850	5100	1990	3460

110	АН-124	3369	15234	9,072	9072	5330	3610	3780
111	АН-124	11718	91651	5,25	5250	3650	1700	3730
112	АН-124	3459	49276	12,215	12215	12200	2500	2600
113	АН-124	11043	10881	5	5000	10000	3550	4000
114	АН-124	5179	20935	2,155	2155	2740	2240	2350
115	АН-124	5223	46560	12,95	12950	17000	6000	3500
116	АН-124	6241	34549	4,5	4500	13500	3000	3500
117	АН-124	5898	18664	6,2	6200	6210	2350	3250
118	АН-124	1668	69875	12,3	12300	7700	2550	3400
119	АН-124	1729	76035	11,815	11815	8100	2550	3500
120	АН-124	9891	66596	12,9	12900	17200	6000	4250
121	АН-124	3676	47153	11	11000	15530	4800	2480
122	АН-124	3461	64410	10,5	10500	12200	2440	2600
123	АН-124	9126	49465	7,7	7700	6100	2440	2590
124	АН-124	11798	40539	13,2	13200	10970	4120	2440
125	АН-124	6847	34954	2,155	2155	2700	2500	2000
126	АН-124	6528	50210	22,85	22850	12000	2550	3950
127	АН-124	6355	35557	7,95	7950	18990	4650	4370
128	АН-124	3420	54703	9,072	9072	5330	3610	3790
129	АН-124	9837	50292	12,9	12900	17000	6000	4100
130	АН-124	10049	74431	9,4	9400	4900	2470	3050
131	АН-124	12587	39273	14,515	14515	10060	2970	3000
132	АН-124	12912	22314	10,246	10246	11730	4260	4150
133	АН-124	4079	30969	9	9000	23160	6400	4300
134	АН-124	3425	47010	11,039	11039	7640	3960	3860
135	АН-124	6987	38489	8,35	8350	17800	4900	4300
136	АН-124	15508	37500	7	7000	9800	4900	4300
137	АН-124	5183	55800	35,25	35250	6550	3480	2520
138	АН-124	9987	35070	12,75	12750	17000	6000	4190
139	АН-124	3462	41199	9,067	9067	12200	2440	2590
140	АН-124	3462	40204	4,62	4620	5090	2190	3380
141	АН-124	3439	53202	15,5	15500	10900	3400	2150
142	АН-124	3239	102433	1,25	1250	1000	1000	1700
143	АН-124	3461	66372	14,34	14340	12200	2440	2900
144	АН-124	3121	102663	1,25	1250	1000	1000	1700
145	АН-124	3239	102131	1,2	1200	1000	1000	1700
146	АН-124	7967	35657	0,725	725	2810	3560	1184,5
147	АН-124	3418	18423	0,533	533	3600	3780	907,2
148	АН-124	3641	29671	2,316	2316	6400	4300	900
149	АН-124	3505	40204	4,62	4620	5090	2190	3380
150	АН-124	2924	53740	10	10000	10000	1940	3800
151	АН-124	2924	68635	25	25000	12000	3800	3800
152	АН-124	2833	50920	5	5000	6100	3500	3800
153	АН-124	4092	60650	3,2	3200	2700	2240	2900
154	АН-124	1373	30064	7,8	7800	12120	2400	2900
155	АН-124	5021	16050	3,5	3500	3250	1600	2150
156	АН-124	4009	83016	9	9000	5500	2400	3000

157	АН-124	3084	4400	4	4000	2740	2240	1800
158	АН-124	8169	27625	5,25	5250	13600	6200	3200
159	АН-124	6881	68400	5,7	5700	6800	2100	2240
160	АН-124	20621	40240	7,1	7100	19000	4500	3900
161	АН-124	6678	8100	8,1	8100	4020	3720	1220
162	АН-124	1747	66840	21	21000	9500	2500	3000
163	АН-124	7022	43024	7,2	7200	10000	5500	4350
164	АН-124	7660	22726	7,252	7252	17760	3330	3940
165	АН-124	9796	34680	10,9	10900	15900	4800	4100
166	АН-124	2604	50000	2,185	2185	5150	2150	1570
167	АН-124	3425	35125	9,072	9072	5330	3610	3780
168	АН-124	6957	62470	17,7	17700	12120	2250	2400
169	АН-124	12174	45118	8,882	8882	19500	5000	4350
170	АН-124	9243	11792	6,511	6511	16910	3850	4350
171	АН-124	15500	29460	9	9000	23160	6400	4300
172	АН-124	15500	13608	9	9000	23160	6400	4300
173	АН-124	3703	74205	14,9	14900	9320	4250	2550
174	АН-124	1422	55559	9,259	9259	6050	2490	2590
175	АН-124	4686	46727	9,259	9259	6050	2490	2590
176	АН-124	4671	37686	4,1	4100	15100	4520	4330
177	АН-124	5502	14230	4,1	4100	15100	4520	4330
178	АН-124	3703	55583	1,6	1600	9530	3080	3200
179	АН-124	3700	28840	1,6	1600	9530	3080	3200
180	АН-124	5037	37985	1,6	1600	9530	3080	3200
181	АН-124	13779	18724	7,321	7321	7620	3040	3530
182	АН-124	8286	20465	8,75	8750	22000	5500	3900
183	АН-124	2828	8052	2,8	2800	7000	2000	3400
184	АН-124	12986	17828	4,445	4445	13200	2440	4010
185	АН-124	2170	42910	7,25	7250	17760	3330	3940
186	АН-124	8956	40600	10,026	10026	5920	3140	2960
187	АН-124	6139	87330	0,2	200	1200	800	1150
188	АН-124	12278	7249	2,964	2964	12620	2620	2640
189	АН-124	12278	19314	5,562	5562	18570	4550	4270
190	АН-124	2917	57820	2,78	2780	5140	1760	1860
191	АН-124	5245	16524	7,2	7200	10000	5500	4350
192	АН-124	5650	63886	4,2	4200	5620	1860	2080
193	АН-124	5774	74015	9,6	9600	11200	2550	2800
194	АН-124	8921	16653	60	60000	16100	3960	4280
195	АН-124	7054	38607	8	8000	18000	4730	4400
196	АН-124	6545	53959	0,42	420	2100	2100	1300
197	АН-124	9368	22622	5,25	5250	16910	3850	4350
198	АН-124	10091	37605	7,55	7550	11800	2450	3500
199	АН-124	11109	11148	4,5	4500	12000	2500	4000
200	АН-124	9276	37081	1,4	1400	2870	1570	1910
201	АН-124	16295	37500	7,2	7200	10000	5500	4350
202	АН-124	6545	42847	7,1	7100	19000	4500	3900
203	АН-124	11921	24836	5,522	5522	3380	2620	3250

204	АН-124	3606	31918	7,252	7252	17760	3330	3940
205	АН-124	3443	34195	7,252	7252	17760	3330	3940
206	АН-124	3980	41194	4,6	4600	6630	1630	1550
207	АН-124	3980	14864	4,886	4886	5030	2040	1930
208	АН-124	353	1764	0,98	980	2740	2240	2000
209	АН-124	3520	44886	17,16	17160	18000	2300	4000
210	АН-124	6779	77261	2,83	2830	6270	1300	1000
211	АН-124	3107	64000	15	15000	10500	2400	3500
212	АН-124	3100	35200	3,56	3560	6060	2440	2590
213	АН-124	2691	6000	6	6000	14500	3500	4000
214	АН-124	7833	54710	8	8000	17000	4000	3000
215	АН-124	7232	27262	8	8000	17000	4000	3000
216	АН-124	6847	40688	0,2	200	2000	1500	1500
217	АН-124	7646	60000	13	13000	16000	2000	4000
218	АН-124	4058	12500	1,9	1900	5100	2000	1900
219	АН-124	6119	36000	8,5	8500	16000	3200	4200
220	АН-124	10877	11559	4,5	4500	13200	2430	4010
221	АН-124	6428	31961	2,44	2440	6110	2070	2540
222	АН-124	3673	46575,5	4,1	4100	5620	1860	2000
223	АН-124	10457	22435	7,6	7600	19000	4600	4100
224	АН-124	10828	22785	7,6	7600	19000	4600	4100
225	АН-124	5476	44141	3,1	3100	2540	2200	2200
226	АН-124	3603	60835	7,5	7500	4500	2200	2690
227	АН-124	1480	37411	7,5	7500	4500	2200	2690
228	АН-124	4978	48433	7,5	7500	4500	2200	2690
229	АН-124	3703	63281	7,5	7500	4500	2200	2690
230	АН-124	1422	60952	7,5	7500	4500	2200	2690
231	АН-124	4650	20151	7,5	7500	4500	2200	2690
232	АН-124	6434	112116	112,116	112116	4700	4700	250
233	АН-124	4598	11005	11,005	11005	8110	5060	3050
234	АН-124	3602	32948	32,948	32948	10060	4200	3400
235	АН-124	3700	32948	32,948	32948	10060	4200	3400
236	АН-124	3712	15026	15,026	15026	6050	2490	2590
237	АН-124	5879	55309	55,309	55309	10330	2850	3990
238	АН-124	9364	62121	62,121	62121	1110	870	1060
239	АН-124	6272	33387	33,387	33387	1110	870	1060
240	АН-124	3107	61000	61	61000	10500	2400	3500
241	АН-124	1851	69135	69,135	69135	6170	2800	2240
242	АН-124	3065	62000	62	62000	1200	1000	2000
243	АН-124	2631	20000	20	20000	14500	3500	4000
244	АН-124	2174	62626	62,626	62626	6000	2500	2500
245	АН-124	2534	12000	12	12000	15000	4000	3700
246	АН-124	2631	23500	23,5	23500	15000	4000	3700
247	АН-124	3065	29000	29	29000	6000	3000	1500
248	АН-124	2015	53730	53,73	53730	8000	2500	2000
249	АН-124	3036	84000	84	84000	9500	2500	3000
250	АН-124	6923	38996	8	8000	19500	5000	4350

251	АН-124	6747	74953	74,953	74953	6300	2650	3380
252	АН-124	7173	66400	66,4	66400	6800	2120	2240
253	АН-124	8488	24540	24,54	24540	5620	1860	2030
254	АН-124	4946	68175	68,175	68175	17000	4500	3800
255	АН-124	3704	4080	4,08	4080	6000	2590	3500
256	АН-124	6191	30060	30,06	30060	16000	3490	3800
257	АН-124	1986	82000	82	82000	12000	3200	3430
258	АН-124	11647	18547	18,547	18547	17180	3890	4300
259	АН-124	4531	36285	5,1	5100	11000	2800	2400
260	АН-124	4004	65590	11	11000	6050	2500	2600
261	АН-124	3306	2177	0,96	960	2740	2240	1500
262	АН-124	3603	57209	16	16000	10000	2500	4200
263	АН-124	4128	12710	12,71	12710	6200	2540	2700
264	АН-124	4128	33717	6,71	6710	15000	3500	4200
265	АН-124	2573	26255	7,5	7500	6060	2490	2590
266	АН-124	3711	55857	14	14000	9300	2600	3500
267	АН-124	1436	20910	7,7	7700	6060	2490	2590
268	АН-124	3735	47580	10,45	10450	9800	2200	2650
269	АН-124	514	995	0,9	900	4500	1500	1700
270	АН-124	3896	12755	5,1	5100	16000	4520	3800
271	АН-124	3924	26955	5,1	5100	16000	4520	3800
272	АН-124	6771	62725	7,362	7362	18990	4650	4370
273	АН-124	4837	26540	6,635	6635	18410	4770	4400
274	АН-124	6849	41417	2,9	2900	5500	2400	700
275	АН-124	11722	62570	1,515	1515	1110	870	1060
276	АН-124	6247	33371	0,64	640	1110	870	1060
277	АН-124	9358	63890	1,547	1547	1110	870	1060
278	АН-124	6272	33356	0,64	640	1110	870	1060
279	АН-124	1667	64325	1,522	1522	1110	870	1060
280	АН-124	1802	33417	0,64	640	1110	870	1060
281	АН-124	9334	64692	1,547	1547	1110	870	1060
282	АН-124	6249	33363	0,64	640	1110	870	1060
283	АН-124	9297	63178	0,64	640	1110	870	1060
284	АН-124	6263	33345	0,64	640	1110	870	1060
285	АН-124	3420	18234	9,072	9072	5340	3610	3790
286	АН-124	3425	34946	9,072	9072	5340	3610	3790
287	АН-124	3519	4536	3,6	3600	13000	6240	4400
288	АН-124	2234	65342	4,72	4720	5000	2500	1500
289	АН-124	16073	30000	6,85	6850	18000	4730	4400
290	АН-124	2509	6918	4,303	4303	9340	2770	2200
291	АН-124	6601	34492	8	8000	19500	5000	4350
292	АН-124	5887	11786	5	5000	16100	3800	4280
293	АН-124	2834	10693	7,443	7443	7100	5090	3180
294	АН-124	11639	34716	13	13000	37700	2000	2000
295	АН-124	3420	18234	9,072	9072	5340	3610	3790
296	АН-124	4113	17000	8,8	8800	5100	3200	3050
297	АН-124	3700	14000	8,8	8800	5100	3200	3050

298	АН-124	3968	72000	8,7	8700	5640	2110	2620
299	АН-124	7519	41960	8,59	8590	6470	2860	3370
300	АН-124	11673	51178	0,64	640	1110	870	1060
301	АН-124	6263	22348	0,64	640	1110	870	1060
302	АН-124	9312	40882	0,64	640	1110	870	1060
303	АН-124	6263	33319	0,64	640	1110	870	1060
304	АН-124	3906	111840	111,84	111840	6060	2440	2590
305	АН-124	8105	97920	12,3	12300	9200	2650	3310
306	АН-124	9529	102050	25,8	25800	8900	3170	2900
307	АН-124	3954	39820	5,8	5800	5000	2200	2000
308	АН-124	11354	19579	7	7000	15000	3200	4300
309	АН-124	11432	86364	15,8	15800	10060	2440	3730
310	АН-124	8753	22774	6	6000	16100	3800	4280
311	АН-124	8145	97440	12,5	12500	9000	2550	3080
312	АН-124	5592	69119	4	4000	5620	1860	2080
313	АН-124	5521	32480	0,812	812	1200	1200	900
314	АН-124	7641	39277	5	5000	9300	1500	2250
315	АН-124	3391	182344	9,1	9100	5330	3610	3780
316	АН-124	9951	56077	6,573	6573	8230	2540	3050
317	АН-124	6270	76884	7,87	7870	6590	2280	2700
318	АН-124	2864	58007	9,18	9180	7410	3440	3020
319	АН-124	9356	40757	10	10000	5920	3140	2960
320	АН-124	3431	18234	9,117	9117	5330	3610	3780
321	АН-124	2812	52912	14	14000	8850	4350	4150
322	АН-124	2689	20995	11,2	11200	8850	4350	4150
323	АН-124	18272	39692	8,915	8915	10000	4700	4350
324	АН-124	7825	18729	7,45	7450	19500	5000	4350
325	АН-124	5884	39495	4,8	4800	15000	3200	4000
326	АН-124	5921	31568	7,8	7800	16000	5000	4200
327	АН-124	17683	31758	7,6	7600	18700	4700	4400
328	АН-124	4263	66216	8,5	8500	17510	3030	3970
329	АН-124	9492	62943	1,6	1600	1400	1150	1100
330	АН-124	6261	33384	0,65	650	1400	1150	1100
331	АН-124	2188	10506	7,45	7450	4800	4350	3600
332	АН-124	2289	6968	4,1	4100	4800	4350	3600
333	АН-124	5265	43204	21,272	21272	13500	5500	4220
334	АН-124	6926	68400	5,7	5700	6800	2100	2240
335	АН-124	6243	63243	10,09	10090	6000	2000	2200
336	АН-124	2864	58057	20,34	20340	7130	3430	3020
337	АН-124	5931	84376	17,38	17380	8500	2430	3120
338	АН-124	4171	19763	10,4	10400	4980	3380	3100
339	АН-124	3310	15196	13,744	13744	5990	2540	2690
340	АН-124	18238	31652	7	7000	19500	5000	4350
341	АН-124	7162	64698	3,5	3500	10150	2350	1200
342	АН-124	4528	52797	8,264	8264	6050	2490	2590
343	АН-124	811	11137	10,77	10770	8820	2500	2800
344	АН-124	811	25016	5,89	5890	5970	2260	2450

345	АН-124	432	9460	8,46	8460	16950	4620	4250
346	АН-124	432	1531	0,89	890	2740	2240	2000
347	АН-124	5183	8600	7,6	7600	16950	4620	4250
348	АН-124	5183	2280	1,45	1450	2740	2240	2000
349	АН-124	21769	18224	7,1	7100	19000	4500	3900
350	АН-124	9335	106148	27	27000	7400	4500	3060
351	АН-124	4689	3652	1,6	1600	2740	2240	3000
352	АН-124	3954	22652	8,71	8710	16000	4520	3800
353	АН-124	3506	40461	9,4	9400	14950	3750	3500
354	АН-124	12184	40600	13,608	13608	10970	2130	2440
355	АН-124	1884	8302	2,3	2300	2740	2240	3000
356	АН-124	4452	16173	7,556	7556	16000	4520	3800
357	АН-124	16516	49805	3,683	3683	5660	4060	2900
358	АН-124	9445	64620	1,6	1600	1400	1150	1100
359	АН-124	6261	33429	0,65	650	1400	1150	1100
360	АН-124	4067	47088	5,635	5635	6050	2490	2590
361	АН-124	1429	70705	13,7	13700	6500	2700	2800
362	АН-124	3712	45380	5,1	5100	6050	2490	2590
363	АН-124	4775	65408	6,93	6930	6060	2450	2600
364	АН-124	1986	59000	21	21000	8100	2300	4320
365	АН-124	9329	62447	1,6	1600	1400	1150	1100
366	АН-124	6231	25211	0,65	650	1400	1150	1100
367	АН-124	6725	82900	3,2	3200	6200	2500	1650
368	АН-124	12184	40600	13,608	13608	10970	2130	2440
369	АН-124	9327	69030	15,293	15293	32430	5550	2800
370	АН-124	2560	28242	7,6	7600	18700	4700	4400
371	АН-124	6848	24583	0,239	239	3020	1260	1580
372	АН-124	5560	39600	12,8	12800	6100	2390	3300
373	АН-124	4445	30254	5,1	5100	11300	3000	3000
374	АН-124	5605	7182	11,95	11950	6100	2390	3300
375	АН-124	4877	63994	15,152	15152	20000	5400	4200
376	АН-124	4445	33120	5,1	5100	5250	2820	1200
377	АН-124	13009	37577	16	16000	18000	5500	4000
378	АН-124	3092	38158	7,5	7500	18500	4200	4370
379	АН-124	4463	31201	5,101	5101	11300	3000	3000
380	АН-124	5623	48548	4,5	4500	5620	1860	2080
381	АН-124	4463	31201	5,101	5101	11300	3000	3000
382	АН-124	5623	48548	4,5	4500	5620	1860	2080
383	АН-124	4810	55314	20,34	20340	10440	4470	4190
384	АН-124	5935	42808	11,6	11600	13500	3900	3800
385	АН-124	13721	30783	6,172	6172	18990	4750	1650
Генеральные грузы Ил-76								
1	Ил-76	2061	40520	0,656	656	1070	1070	1550
2	Ил-76	5968	29600	0,013	13	400	600	400
3	Ил-76	2066	39360	0,656	656	1000	1000	1250
4	Ил-76	5288	12829	0,5	500	2000	1000	1000
5	Ил-76	8766	30000	0,5	500	1000	800	800

6	Ил-76	5288	23874	0,5	500	2000	1000	1000
7	Ил-76	5288	14655	0,5	500	2000	1000	1000
8	Ил-76	5288	19057	0,5	500	2000	1000	1000
9	Ил-76	2247	19000	0,5	500	1200	1000	1300
10	Ил-76	5288	21349	0,5	500	2000	1000	1000
11	Ил-76	5205	5000	0,5	500	2000	1000	1000
12	Ил-76	3948	9792	0,43	430	2100	1300	900
13	Ил-76	5288	24377	0,2	200	1200	800	1000
14	Ил-76	5205	3059	0,5	500	2000	1000	1000
15	Ил-76	2442	17700	0,5	500	1000	1000	800
16	Ил-76	5288	29500	1,5	1500	1200	1000	2000
17	Ил-76	9509	36000	0,36	360	1250	260	260
18	Ил-76	5288	32200	1,5	1500	1200	1000	2000
19	Ил-76	2968	27200	0,052	52	1550	490	260
20	Ил-76	5288	39800	1,5	1500	1200	1000	2000
21	Ил-76	9459	40700	0,36	360	1250	260	260
22	Ил-76	5288	27400	1,5	1500	2000	900	1500
23	Ил-76	2117	38100	0,656	656	1070	1070	1550
24	Ил-76	9606	38600	0,36	360	1250	260	260
25	Ил-76	5205	562	1,5	1500	1200	1000	2000
26	Ил-76	5288	27400	1,5	1500	1200	1000	2000
27	Ил-76	5288	25600	1,5	1500	2200	1000	1500
28	Ил-76	5205	21000	1,5	1500	1200	1000	2000
29	Ил-76	5288	31000	1,5	1500	1200	1000	2000
30	Ил-76	5288	12000	1,5	1500	1200	1000	2000
31	Ил-76	9456	17400	0,6	600	2860	1240	1240
32	Ил-76	5288	20100	1,5	1500	3100	1100	2200
33	Ил-76	5205	8370	1,5	1500	2000	1000	2000
34	Ил-76	10762	14400	0,5	500	3700	600	640
35	Ил-76	3315	14000	1,3	1300	1500	1200	1560
36	Ил-76	3023	40000	1,4	1400	1830	200	200
37	Ил-76	3068	40000	1,3	1300	1500	1200	1560
38	Ил-76	3001	40000	1,4	1400	1830	200	200
39	Ил-76	3000	40000	1,4	1400	1830	200	200
40	Ил-76	1798	47300	1,4	1400	1200	800	800
41	Ил-76	5288	31800	1,5	1500	2000	1000	2000
42	Ил-76	5288	20600	1,5	1500	2000	1000	2000
43	Ил-76	9269	400	0.5	#ЗНАЧ!	1420	1010	1090
44	Ил-76	5288	37500	1,5	1500	2000	1000	2000
45	Ил-76	484	300	1,5	1500	2000	1000	2000
46	Ил-76	5205	100	1,5	1500	2000	1000	2000
47	Ил-76	5288	9700	1,5	1500	2000	1000	2000
48	Ил-76	5288	37700	1,5	1500	2000	1000	2000
49	Ил-76	5288	30200	1,5	1500	2000	1000	2000
50	Ил-76	5288	37300	1,5	1500	2000	1000	2000
51	Ил-76	484	900	1,5	1500	2000	1000	2000
52	Ил-76	5205	1000	1,5	1500	2000	1000	2000

53	Ил-76	5288	10400	1,5	1500	2000	1000	2000
54	Ил-76	484	2000	1,5	1500	2000	1000	2000
55	Ил-76	5288	33500	1,5	1500	2000	1000	2000
56	Ил-76	2905	18100	3,6	3600	5270	2070	2950
57	Ил-76	5288	28300	1,2	1200	3600	650	420
58	Ил-76	5205	200	1,5	1500	2000	1000	2000
59	Ил-76	3067	14700	3,6	3600	5270	2070	2950
60	Ил-76	5205	400	1,5	1500	2000	1000	2000
61	Ил-76	5205	400	1,8	1800	6060	2440	2900
62	Ил-76	484	1700	1,5	1500	2000	1000	2000
63	Ил-76	484	1200	1,5	1500	2000	1000	2000
64	Ил-76	4521	27900	1,5	1500	3700	150	2000
65	Ил-76	484	10100	1,5	1500	2000	1000	2000
66	Ил-76	297	20000	0,5	500	1120	800	1800
67	Ил-76	297	27500	0,5	500	1120	800	1800
68	Ил-76	297	24100	0,5	500	1120	800	1800
69	Ил-76	12262	9600	0,2	200	1000	1400	1000
70	Ил-76	4788	3500	0,08	80	1300	1300	1500
71	Ил-76	4852	4700	0,01	10	1000	1000	1000
72	Ил-76	9266	3100	1,3	1300	4510	960	1720
73	Ил-76	3869	40200	1,01	1010	1070	1070	900
74	Ил-76	16589	20400	5	5000	2740	2000	2000
75	Ил-76	19619	1000	5	5000	2740	2000	2000
76	Ил-76	3617	1100	0,03	30	300	400	700
77	Ил-76	16589	17700	5	5000	2740	2000	2000
78	Ил-76	19619	1800	5	5000	2740	2000	2000
79	Ил-76	16589	10900	5	5000	2740	2000	2000
80	Ил-76	19619	4300	5	5000	2740	2000	2000
81	Ил-76	16589	8800	5	5000	2740	2000	2000
82	Ил-76	19619	1300	5	5000	2740	2000	2000
83	Ил-76	16589	11400	5	5000	2740	2000	2000
84	Ил-76	19619	6500	5	5000	2740	2000	2000
85	Ил-76	16589	14500	5	5000	2740	2000	2000
86	Ил-76	19619	14100	5	5000	2740	2000	2000
87	Ил-76	16589	13800	5	5000	2740	2000	2000
88	Ил-76	19619	11900	5	5000	2740	2000	2000
89	Ил-76	3129	28800	0,2	200	1200	950	1050
90	Ил-76	6712	13200	7	7000	6060	2440	2440
91	Ил-76	3877	7030	0,4	400	1670	1370	1020
Уникальные гузы (неделимый моногруз) Ил-76								
1	Ил-76	3437	34000	17	17000	20130	950	950
2	Ил-76	13553	34449	33	33000	5420	2500	2850
3	Ил-76	5184	22000	22	22000	6550	3050	3000
4	Ил-76	2865	7800	3,5	3500	3890	2460	2920
5	Ил-76	2641	35100	15,4	15400	4200	1430	2070
6	Ил-76	4985	27481	19,16	19160	5845	2250	2705
7	Ил-76	11216	16690	8,5	8500	8000	2420	2960

8	Ил-76	9981	22500	22	22000	10930	2300	1800
9	Ил-76	8491	24300	24,3	24300	2350	2050	2300
10	Ил-76	7697	38000	38	38000	2130	1010	2200
11	Ил-76	11363	40000	40	40000	16570	1880	1880
12	Ил-76	9342	28800	9,5	9500	6050	2440	2900
13	Ил-76	3661	16000	16	16000	12190	2440	2900
14	Ил-76	4560	32000	16	16000	6960	3180	3080
15	Ил-76	4559	16000	16	16000	6960	3180	3080
16	Ил-76	9079	24000	21	21000	6700	3200	2750
17	Ил-76	4825	17000	13	13000	5810	2660	2480
18	Ил-76	7229	21400	14,5	14500	6060	2440	2600
19	Ил-76	4402	13400	13,4	13400	7500	2300	3100
20	Ил-76	5863	22600	14,5	14500	6060	2440	2600
21	Ил-76	7685	32600	33	33000	3490	1560	2270
22	Ил-76	16378	34200	34,2	34200	8000	3000	2950
23	Ил-76	9589	13600	14,9	14900	4060	1930	2490
24	Ил-76	5233	22000	22	22000	6550	3050	3000
25	Ил-76	3570	21700	21,7	21700	10000	1400	1700
26	Ил-76	13759	26500	4,6	4600	7010	2620	2840
27	Ил-76	11326	22700	22,7	22700	4300	3200	2250
28	Ил-76	4637	28800	16,5	16500	6060	2440	2590
29	Ил-76	985	17000	12	12000	13200	3000	3100
30	Ил-76	13966	41200	34,5	34500	3900	2040	3020
31	Ил-76	13005	20500	12	12000	6930	2710	2570
32	Ил-76	1716	23000	17	17000	6060	2440	2600
33	Ил-76	4406	30000	16	16000	5750	2900	2700
Нестандартный груз Ил-76								
1	Ил-76	1716	37400	3,6	3600	4800	1070	660
2	Ил-76	5237	21300	4	4000	4130	1830	2090
3	Ил-76	3632	19160	1,45	1450	4500	2000	1200
4	Ил-76	5488	8625	4,151	4151	11500	2900	3350
5	Ил-76	5374	7670	4,905	4905	11500	2900	3350
6	Ил-76	3632	18000	1,4	1400	4620	1140	1150
7	Ил-76	3455	13021	1,4	1400	4620	1140	1150
8	Ил-76	3987	16841	6,4	6400	6060	2440	2490
9	Ил-76	3632	13900	6,4	6400	6060	2440	2590
10	Ил-76	5187	24190	24,19	24190	7600	3050	2700
11	Ил-76	1391	3500	3,5	3500	4000	3000	2000
12	Ил-76	3639	15359	6,4	6400	6060	2440	2590
13	Ил-76	3446	101	6,4	6400	6060	2440	2590
14	Ил-76	7189	35366	4,66	4660	21440	2278	2285
15	Ил-76	6690	40400	5,8	5800	4700	1500	1600
16	Ил-76	6054	20000	10	10000	23800	2450	3050
17	Ил-76	3778	16860	6,4	6400	6060	2440	2590
18	Ил-76	3702	20416	6,4	6400	6060	2440	2590
19	Ил-76	9833	14822	3,382	3382	5350	2200	2300
20	Ил-76	13597	20300	3,1	3100	8450	580	660

21	Ил-76	6363	13581	6,3	6300	6300	2540	3200
22	Ил-76	5988	24000	28	28000	6060	2440	2600
23	Ил-76	6054	7000	3,3	3300	10720	2700	2600
24	Ил-76	5958	28000	28	28000	6060	2440	2600
25	Ил-76	6054	7000	3,3	3300	10720	2700	2600
26	Ил-76	2333	3500	3,5	3500	6940	1800	3350
27	Ил-76	2395	3500	3,5	3500	6940	1800	3350
28	Ил-76	5288	21872	0,3	300	2000	1000	1000
29	Ил-76	5205	749	0,5	500	2000	1000	1000
30	Ил-76	1666	40500	3,6	3600	4800	1070	660
31	Ил-76	1762	23000	1,15	1150	3440	880	660
32	Ил-76	7365	19300	0,5	500	1910	1910	1510
33	Ил-76	892	5200	6,4	6400	5380	2460	2590
34	Ил-76	835	5200	6,4	6400	5380	2460	2590
35	Ил-76	621	19300	0,5	500	1910	1910	1510
36	Ил-76	1768	40535	3,685	3685	4800	1070	660
37	Ил-76	1762	21124	3,685	3685	4800	1070	660
38	Ил-76	5812	37600	6,2	6200	2100	2100	2750
39	Ил-76	8374	45900	2,8	2800	3910	510	3180
40	Ил-76	1838	20900	3,7	3700	4800	1070	660
41	Ил-76	5983	35800	6,3	6300	8406	920	890
42	Ил-76	6048	15000	6,3	6300	8406	920	890
43	Ил-76	9981	22200	22,2	22200	10930	2300	1800
44	Ил-76	1666	40500	3,7	3700	4800	1070	660
45	Ил-76	1753	25500	2,12	2120	4800	1070	660
46	Ил-76	12548	11900	0,64	640	1020	1400	1650
47	Ил-76	4918	28000	21	21000	7750	2450	2900
48	Ил-76	5288	9200	1,5	1500	6200	1800	1650
49	Ил-76	5288	24400	1,5	1500	1200	1000	2000
50	Ил-76	5288	14600	1,5	1500	1000	1000	1500
51	Ил-76	5288	26900	1,5	1500	6000	1800	1900
52	Ил-76	4174	14900	7,2	7200	14000	610	610
53	Ил-76	10983	10400	0,39	390	1700	1170	1320
54	Ил-76	6484	43500	3,7	3700	4800	1070	660
55	Ил-76	5288	32000	1,5	1500	1200	1000	2000
56	Ил-76	5205	5100	2	2000	6200	1800	1650
57	Ил-76	4647	29700	2,12	2120	4800	1070	660
58	Ил-76	6513	43500	3,7	3700	4800	1070	660
59	Ил-76	4780	29700	2,12	2120	4800	1070	660
60	Ил-76	5288	39500	1,5	1500	2900	2400	2200
61	Ил-76	7055	32100	3	3000	4220	1690	2010
62	Ил-76	13402	22000	6,5	6500	2780	1030	1000
63	Ил-76	1325	24300	6,8	6800	10600	2240	3180
64	Ил-76	647	30400	5	5000	6060	2440	2600
65	Ил-76	665	29800	2,4	2400	9000	210	210
66	Ил-76	7363	17500	1,8	1800	4260	1730	2180
67	Ил-76	648	21000	5	5000	5000	3000	2500

68	Ил-76	7425	21500	1,8	1800	4260	1730	2180
69	Ил-76	10492	12100	1,8	1800	1800	1750	2300
70	Ил-76	3530	19800	3,2	3200	5600	2130	2750
71	Ил-76	7184	6800	3,4	3400	5930	3150	2970
72	Ил-76	5292	13500	4,1	4100	5620	1860	2080
73	Ил-76	5294	13500	4,1	4100	5620	1860	2080
74	Ил-76	1667	37600	2,1	2100	3440	880	660
75	Ил-76	1802	19000	1,1	1100	3440	880	660
76	Ил-76	12809	17000	16,6	16600	6060	2440	2440
77	Ил-76	7365	19600	1,9	1900	1910	190	1580
78	Ил-76	5127	20000	20,2	20200	6060	2440	2440
79	Ил-76	9115	29200	6	6000	6000	2400	2900
80	Ил-76	3302	250	0,25	250	2500	2000	1300
81	Ил-76	4276	8400	2,8	2800	6100	2500	2500
82	Ил-76	2705	6000	3	3000	8600	900	900
83	Ил-76	3999	17600	8	8000	2700	2000	1700
84	Ил-76	6044	33000	6	6000	6060	2440	2900
85	Ил-76	6186	19700	1,4	1400	2330	1220	1300
86	Ил-76	6136	35000	1,4	1400	2330	1220	1300
87	Ил-76	6136	33700	1,4	1400	2330	1220	1300
88	Ил-76	8937	1900	0,317	317	1620	710	500
89	Ил-76	6136	35000	1,4	1400	2330	1220	1300
90	Ил-76	5205	3200	1	1000	5000	2000	1500
91	Ил-76	2779	10000	3,1	3100	13480	2230	3170
92	Ил-76	5205	2900	1,5	1500	2000	1000	2000
93	Ил-76	5673	9400	3,2	3200	3940	2330	1800
94	Ил-76	5673	9400	3,2	3200	3940	2330	1800
95	Ил-76	10910	1800	1,6	1600	3390	1190	970
96	Ил-76	9045	4800	1,2	1200	5700	770	700
97	Ил-76	7365	19000	0,5	500	1910	1910	1510
98	Ил-76	5362	35000	5	5000	6060	2440	2600
99	Ил-76	484	3000	1,5	1500	2000	1000	2000
100	Ил-76	1112	16100	0,8	800	1600	1150	1050
101	Ил-76	5288	29500	0,5	500	1500	700	500
102	Ил-76	5205	1500	1,5	1500	2000	1000	2000
103	Ил-76	13203	7000	7	7000	2760	1030	970
104	Ил-76	5288	21300	0,5	500	4000	1000	2400
105	Ил-76	3497	19800	6,6	6600	6060	2440	2590
106	Ил-76	4559	16000	16	16000	6960	3180	3070
107	Ил-76	3534	16300	6	6000	3480	800	840
108	Ил-76	5942	7000	1,4	1400	2330	1220	1300
109	Ил-76	5664	35100	0,9	900	4060	700	1670
110	Ил-76	6067	11600	2	2000	3540	2310	2510
111	Ил-76	5205	900	1,5	1500	2000	1000	2000
112	Ил-76	3413	11300	3,4	3400	5930	3150	2970
113	Ил-76	5288	18500	9	9000	6000	3000	3200
114	Ил-76	4547	11700	5,5	5500	3020	2460	2590

115	Ил-76	5288	16700	1,5	1500	5000	2000	2000
116	Ил-76	6478	22000	3,5	3500	3180	2440	2000
117	Ил-76	5769	32100	22,5	22500	7750	2550	2960
118	Ил-76	5288	17300	3	3000	1150	250	210
119	Ил-76	5288	15800	3	3000	9600	450	400
120	Ил-76	5288	18900	1,5	1500	1150	2900	210
121	Ил-76	5288	26000	1,5	1500	2000	1000	2000
122	Ил-76	5288	26500	1,5	1500	2000	1000	2000
123	Ил-76	5205	3800	1,5	1500	2000	1000	2000
124	Ил-76	4094	9800	5	5000	8250	1200	1000
125	Ил-76	5288	15900	3	3000	4500	2000	1700
126	Ил-76	934	3800	3	3000	6000	2000	2500
127	Ил-76	5713	20000	7,6	7600	17500	1700	3250
128	Ил-76	3805	20000	19	19000	9250	2600	3020
129	Ил-76	5155	21000	1	1000	1120	800	1800
130	Ил-76	5331	21000	1,05	1050	1200	1200	1000
131	Ил-76	9188	26570	5,6	5600	14270	1230	670
132	Ил-76	4960	15800	5,5	5500	6060	2440	2590
133	Ил-76	5270	28100	6,4	6400	6000	3000	3000
134	Ил-76	4687	40600	8,6	8600	4580	2440	1230
135	Ил-76	4906	7400	1	1000	5000	2000	1500
136	Ил-76	4406	30100	6,5	6500	4580	2440	1230
137	Ил-76	6602	5000	5	5000	5080	2590	2690
138	Ил-76	5064	6200	1	1000	5000	2000	1500
139	Ил-76	5171	29800	4,6	4600	19150	720	870
140	Ил-76	7998	23200	5,6	5600	7900	2900	2340
141	Ил-76	1882	8400	2,6	2600	12300	20	30
142	Ил-76	5074	28200	21	21000	7650	2650	2960
143	Ил-76	2609	6000	3,07	3070	3360	2060	2000
144	Ил-76	3827	20000	20	20000	9250	2600	3020
145	Ил-76	6162	18000	8	8000	6000	2400	2950
146	Ил-76	7184	22300	14,3	14300	9710	2500	3300
147	Ил-76	1325	20200	14,3	14300	9710	2500	3300
148	Ил-76	2505	15000	15	15000	4140	2800	2800
149	Ил-76	5707	33000	22	22000	7550	2650	2960
150	Ил-76	1321	22400	14,3	14300	9710	2500	3300
151	Ил-76	1836	10000	3,1	3100	13480	2230	3170
152	Ил-76	1321	20200	14,3	14300	9710	2500	3300
153	Ил-76	7036	18200	8,4	8400	6060	2440	2600
154	Ил-76	1897	37300	2,1	2100	3440	660	880
155	Ил-76	7189	20500	2,1	2100	3440	660	880
156	Ил-76	4948	9200	2,7	2700	5360	3000	2450
157	Ил-76	5897	6700	8	8000	11000	2480	2950
158	Ил-76	2534	4900	4,9	4900	3200	1580	1580
159	Ил-76	4436	4900	4,9	4900	3200	1580	1580
160	Ил-76	16634	21300	6,4	6400	6060	2440	2590
161	Ил-76	9155	30000	1,2	1200	1740	1500	1910

162	Ил-76	10325	9100	9,1	9100	5600	2600	2440
163	Ил-76	5237	21300	4	4000	4130	1850	2090
164	Ил-76	9270	3560	2,3	2300	8750	1040	520
165	Ил-76	1979	27300	1,6	1600	1110	870	1058
166	Ил-76	5237	15300	4	4000	4130	1850	2090
167	Ил-76	3797	11000	6	6000	12500	3400	3000
168	Ил-76	5040	11000	4	4000	4130	1830	2090
169	Ил-76	5040	5100	4	4000	4130	1850	2090
170	Ил-76	5237	15300	4	4000	4130	1850	2090
171	Ил-76	5056	15300	4	4000	4130	1850	2090
172	Ил-76	5660	8900	4,9	4900	5100	2400	2840
173	Ил-76	2011	37100	2,1	2100	3440	660	880
174	Ил-76	3302	14400	2,2	2200	7300	960	700
175	Ил-76	5237	15300	4	4000	4130	1850	2090
176	Ил-76	4331	18600	10,8	10800	6060	2440	2630
177	Ил-76	3578	10600	5,2	5200	5100	2400	2840
178	Ил-76	8172	12500	4,5	4500	13250	500	500
179	Ил-76	5002	10700	4,9	4900	12700	2350	3250
180	Ил-76	8172	10700	4,5	4500	12150	970	540
181	Ил-76	3413	14400	2,2	2200	7300	960	700
182	Ил-76	5242	39100	3,5	3500	4800	1070	660
183	Ил-76	6549	4900	5	5000	5080	2590	2690
184	Ил-76	4556	28400	2	2000	4800	1070	660
185	Ил-76	5256	33400	3,5	3500	4800	1070	660
186	Ил-76	4615	18700	3,5	3500	4800	1070	660
187	Ил-76	1405	700	0,26	260	7400	655	1200
188	Ил-76	4678	6800	2,7	2700	12660	2840	3200
189	Ил-76	3954	10600	5,5	5500	6700	2450	2800
190	Ил-76	5265	24600	8,8	8800	6060	2440	2600
191	Ил-76	1660	40600	3,6	3600	4800	1070	660
192	Ил-76	1770	21800	3,6	3600	3440	660	880
193	Ил-76	2902	17600	9	9000	6060	2440	2600
194	Ил-76	1778	32100	3,6	3600	4860	1070	660
195	Ил-76	3405	8700	7	7000	1200	1000	1000
196	Ил-76	5090	11200	4,6	4600	12700	2350	3250
197	Ил-76	4430	5200	2,6	2600	9160	530	580
198	Ил-76	19619	40900	5	5000	2740	2000	2000
199	Ил-76	3498	13900	13,2	13200	6000	2100	2000
200	Ил-76	3878	3200	6	6000	3000	1000	1000
201	Ил-76	3498	13200	13,2	13200	6000	2100	2000
202	Ил-76	10235	14000	8	8000	11000	2480	2950
203	Ил-76	2949	14900	8	8000	6000	2660	2500
204	Ил-76	6280	15000	5	5000	5400	1950	2050
205	Ил-76	6280	15000	5	5000	5400	1950	2050
206	Ил-76	7198	14900	4,1	4100	5790	2110	2720
207	Ил-76	8555	11200	5,5	5500	5360	2350	2210
208	Ил-76	6581	11800	3,3	3300	11000	2000	1120