

**Министерство Высшего и Среднего Специального
Образования Республики Узбекистан**

**Ташкентский Государственный Технический
Университет**

Авиационный факультет

Кафедра: "Авиастроение"

"Утверждаю"

Зав. кафедрой: _____
(дата, подпись)

*Расчетно-пояснительная записка
к выпускной квалификационной работе на тему:*

**"Проект дальнего магистрального грузового
самолёта"**

Руководитель: Рахимкориев Кахрамон Абдувахабович

Выпускник: Абдураимов Мирзохид Абдулбахидович

Рецензент:

Ташкент 2011 год

ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>стр.</i>
1. Техническое задание на проектирование самолёта.....	4
2. Введение.....	12
3. Выбор схемы, расчет взлетной массы и геометрических параметров самолета.....	17
4. Расчет центровки самолета.....	36
5. Аэродинамический расчет.....	41
6. Проектировочный расчет фюзеляжа на прочность.....	55
7. Обоснование выбора материалов и технология изготовления деталей.....	69
8. Охрана труда и техника безопасности	74
9. Организационно-экономическая часть	84
10. Выводы.....	93
11. Список использованной литературы.....	95
Спецификация к сборочному чертежу.....	

ТЕХНИЧЕСКОЕ ЗАДАНИЕ

НА ПРОЕКТИРОВАНИЕ

*дальнего магистрального грузового самолета
(проект)*

1. НАЗНАЧЕНИЕ САМОЛЕТА:

1.1. Самолет является самолетом транспортной категории по классификации Авиационных правил часть 25 «Нормы летной годности гражданских самолетов транспортной категории»

1.2. Самолет предназначен для перевозки различных грузов промышленного и сельскохозяйственного производства по международным дальним магистральным воздушным трассам протяженностью до 9000 км в зависимости от коммерческой нагрузки в простых и сложных метеоусловиях.

1.3. Номенклатура перевозимых грузов

На самолете одновременно может перевозиться как однородный груз, так и множество различных партий разнородного груза.

В соответствии с транспортной классификацией на самолете могут перевозиться в основном тарно-упаковочные и тарно-штучные грузы, включающие множество наименований промышленной продукции и товаров народного потребления. В числе перевозимых грузов могут быть так называемые «режимные» грузы, которые требуют определенных температурно-влажностных условий.

При необходимости самолет имеет возможность обеспечить перевозку так называемый «живой» груз: звери, птицы, домашние животные, рыбы...

Грузовое оборудование фюзеляжа позволяет осуществлять перевозку так называемых «укрупненных грузовых единиц» – универсальных и специальных контейнеров, трейлеров, машин и т.п.

1.4. Разрабатываемый по данному ТЗ самолет должен обеспечивать минимальную себестоимость в серийном производстве, необходимый комфорт пассажирам, быть простым и экономичным в эксплуатации.

II. ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

- 2.1. Самолет должен пройти сертификацию в соответствии с Авиационными правилами часть 21 «Процедуры сертификации авиационной техники».
- 2.2. Самолет, его системы, силовая установка, комплектующие изделия, а также эксплуатационная документация должны соответствовать:
- требованиям сертификационного базиса, образуемого на основе Авиационных правил часть 25 «Нормы летной годности гражданских самолетов транспортной категории», требованиям раздела F и Приложения А части 36 Авиационных правил («Сертификация воздушных судов по шуму на местности»);
 - настоящему техническому заданию;
 - действующим на момент утверждения ТЗ государственным и отраслевым стандартам, межведомственным и отраслевым нормативно-техническим документам.
- 2.3. Двигатели и их системы должны соответствовать требованиям сертификационного базиса, образованного на основе Авиационных правил части 33 «Нормы летной годности двигателей воздушных судов».
- 2.4. Комплектующие, изделия категории А, вновь выпускаемые и не имеющие Свидетельств о годности, должны быть квалифицированы в соответствии с квалификационным базисом.
- 2.5. Для самолета, его систем и бортового оборудования должны быть разработаны (выбраны) средства эксплуатационного контроля и средства наземного обслуживания.
- 2.6. Вероятность вылета по расписанию обеспечиваемая тех. состоянием самолета должна быть не менее 0.98 с учетом норматива на задержку рейса 30 мин.

III. ОЖИДАЕМЫЕ УСЛОВИЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ (ОУЭ)

3.1. Параметры состояния и воздействия на самолет внешней воздушной среды:

3.1.1. Максимальное и минимальное допустимое давление (или соответствующая ему высота) на аэродроме взлета и посадки - В соответствии с ГОСТ 4401-81

3.1.2. Температура атмосферного воздуха у земли на уровне моря - От -50 до +40 °С. После пребывания самолета на земле при температуре наружного воздуха -60 °С должна сохраняться работоспособность систем и оборудования в указанном диапазоне температур.

3.1.3. Максимальная относительная влажность воздуха - 98 % (при температуре +35 °С)

3.1.4. Высота аэродрома над уровнем моря - до 2000 м

3.1.5. Максимально допустимое значение ветра в приземном слое на взлете и посадке:

- встречная составляющая - до 15 м/с*
- попутная составляющая - до 5 м/с*
- боковая составляющая - до 15 м/с*

3.2. Базирование самолета

3.2.1. Состояние ВПП:

- сухая;*
- влажная;*
- мокрая;*
- залитая водой до 18 мм;*
- покрытая слоем слякоти или мокрого снега до 18 мм.*

3.3. Условия выполнения полетов.

- 3.3.1. Самолет предназначен для выполнения полетов по магистральным воздушным трассам в соответствии с действующими международными требованиями:*
- днем и ночью;*
 - в простых и сложных метеоусловиях;*
 - в условиях обледенения;*
 - над равниной, холмистой и горной местностью;*
 - над водным пространством;*
 - над дезориентирной местностью.*

3.3.2. Минимум ВПП для взлета и посадки:

- для взлета – 3200 м.*
- для посадки – 3600 м.*

3.3.3. Среднегодовой налет самолета – 4400...4500 час.

3.4. Применяемые топлива, масла, присадки и другие расходные жидкости.

Должна быть обеспечена эксплуатация самолета на топливах, маслах и других расходных жидкостях, применяемых в гражданской авиации.

3.5. Ресурсы и сроки службы самолета, двигатели и комплектующих изделий

- 3.5.1. Назначенный, ресурс самолета:* – *эксплуатация по состоянию*
- 3.5.2. Календарный срок службы самолета* – *по состоянию*
- 3.5.3. Назначенный ресурс двигателя* – *25000 часов*
- 3.5.4. Ресурс двигателя до капитального ремонта* – *5000 часов*

IV. ТРЕБОВАНИЯ К ТЕХНИЧЕСКИМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ.

- 4.1. Максимальная коммерческая нагрузка, т – 102*
- 4.2. Максимальная крейсерская скорость, на крейсерской высоте полета 11 км, км/час – 950*

- 4.3. Крейсерская экономическая скорость, км/час - 907,6
- 4.4. Практическая дальность на высоте 11 км со скоростью 907,6 км/час с АНЗ на 1 час полета:
- с максимальной коммерческой нагрузкой 102 т., км - 9000
 - с коммерческой нагрузкой 80 т., км - 11250
- 4.5. Расход топлива при полете на практический дальность 9000 км с максимальной коммерческой нагрузкой 102 т и крейсерской скоростью 907,6 км/час: г/ т· км - 98,55
- 4.6. Удельный расход топлива (H=11км) не более - 0,56
- 4.7. Регулярная эксплуатация самолета с максимальным взлетным весом в расчетных условиях, должно обеспечиваться на аэродромах с располагаемой длиной ВПП не менее, м - 3600
- 4.8. Скорость захода на посадку с максимальным посадочным весом, км/час, - 274
- 4.9. Состав летного экипажа, чел:
- командир корабля - 1
 - второй пилот - 1
 - оператор - 1
 - сопровождающий персонал - 1
- 4.10. Должна быть обеспечена возможность продолжения взлета, посадки и ухода на 2-ой круг одним отказавшим в момент отрыва двигателем.

V. ТРЕБОВАНИЯ К КОНСТРУКЦИИ ФЮЗЕЛЯЖА

- 5.1. Конструктивная силовая схема фюзеляжа должна быть спроектирована по принципу безопасной повреждаемости.
- 5.2. Характеристики обзора из кабины экипажа должны соответствовать ОСТ 1.02721-91 с учетом угла тангажа на разбеге и взлете и на снижении по глиссаде при заходе на посадку.

- 5.3. В кабине пилотов должны располагаться два кресла пилотов, одно кресло оператора и одно кресло для персонала сопровождающий груз с регулировкой, обеспечивающие выполнение экипажем своих обязанностей.
- 5.4. Самолет должен быть оборудован грузовым люком в боковой части фюзеляжа.
- 5.5. Должна быть предусмотрена возможность погрузки контейнеров и поддонов через грузовой люк с использованием стандартного наземного погрузочно-разгрузочного оборудования.
- 5.6. Грузовой пол должен быть оборудован роликовыми направляющими устройствами, а также замками и швартовочными узлами для фиксации контейнеров и поддонов.
- 5.7. Грузовая кабина фюзеляжа должна иметь грузовое оборудование, обеспечивающее транспортировку полной номенклатуры грузов, предусмотренных назначением самолета.
- 5.8. Грузовое оборудование должно состоять из следующих комплексов:
- комплекс рольгангового оборудования;
 - комплекс швартовочного оборудования;
 - комплекс оборудования, обеспечивающего автоматизированное передвижение грузов при выполнении погрузочно-разгрузочных работ.
- 5.9. Комплекс рольгангового оборудования должна обеспечить минимальное сопротивление движению грузов внутри грузовой кабины.
- 5.10. Комплекс швартовочного оборудования должна обеспечить надежную фиксацию грузов при продольных перегрузках $p_x = \pm 6$, при отрицательной вертикальной перегрузке $p_y = -3$ и боковых перегрузках $p_z = \pm 2$.
- 5.11. Конструкция грузовой кабины, швартовочные узлы и замки должны быть контролепригодны при всех расчетных вариантах загрузки.
- 5.12. Конструкция грузового пола должна исключить возможность проникновения жидкостей в подпольное пространство фюзеляжа.

- 5.13. Пульт управления грузовым оборудованием должен находиться на рабочем месте оператора.
- 5.14. Самолет должен иметь систему контроля работы грузового оборудования с монитором на пульте оператора.
- 5.15. Должна быть разработана инструкция по выполнению погрузочно-разгрузочных работ.
- 5.16. Должны быть предусмотрены средства, предохраняющие конструкцию грузовой кабины от повреждений при загрузке и выгрузке контейнеров.
- 5.17. При выбранных параметрах необходимо определить рациональную конструктивно-силовую схему фюзеляжа, обеспечивающую его минимальную массу.
- 5.18. Все силовые элементы и узлы должны иметь достаточную прочность, т.е. выдерживает все виды нагрузок в соответствии с требованиями норм прочности.
- 5.19. Необходимо обеспечить достаточную жесткость конструкции фюзеляжа, не допускать чрезмерных и остаточных деформаций.
- 5.20. Конструкция фюзеляжа и его узлы должны быть рассчитаны на возможность применения наиболее прогрессивных и экономичных технологических процессов.

ВВЕДЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ

Важнейшим условием уменьшения затрат при осуществлении грузовых перевозок является целесообразное распределение работ между различными видами транспорта.

Так, например, в мире самолеты во многих регионах становятся массовым, главным видом транспорта.

Гражданская авиация ежегодно перевозит сотни тысяч тонн грузов и почты.

Пассажирские самолеты могут быть грузовыми и применяться в областях народного хозяйства. В этом случае значение таких самолетов резко возрастает. Причем следует особо учитывать народнохозяйственную важность авиационных грузов, которые за редким исключением являются сверхсрочными.

Если же учесть транспортировку отдельных категорий крупногабаритных грузов, то здесь транспортная авиация занимает монопольное положение не только в местах слабо-обеспеченных наземными видами транспорта, но и в районах, насыщенных железными дорогами. На современном этапе жизни авиационный транспорт является очень важным фактором для обеспечения потребностей различных регионов в различных областях народного хозяйства.

Процесс развития самолетов обусловлен взаимодействием между непрерывно развивающимися наукой, производством и эксплуатацией самолетов, их взаимным влиянием. Росли скорости и дальности полетов, целевые нагрузки, менялись типы и улучшались характеристики двигателей, возрастали масса и разнообразие функций бортового оборудования, улучшались его характеристики, изменялись эксплуатационные свойства самолетов.

Крупнейшее в СНГ и на Азиатском континенте самолетостроительное предприятие было создано в 1932 году в г. Химки Московской области. В 1941 году завод был эвакуирован в г. Ташкент. 7 января 1942 года коллектив завода выпустил первый пассажирский и десантно-транспортный самолет - Ли-2. В период с 1954 по 1957 годы на заводе выпускались пассажирские самолеты Ил-14. В дальнейшем завод был специализирован на производство тяжелых военно-транспортных самолетов и их модификаций.

Так, в разные годы, выпускались следующие самолеты: 1958...1960 г. - самолет Ан-8, 1961...1973 г. - самолет Ан-12, 1966...1973 г. - тяжелый десантно-транспортный самолет Ан-22 «Антей». Эти самолеты были спроектированы в ОКБ имени О.К. Антонов (г. Киев). С 1973 года на заводе было начато серийное производство военно-транспортных самолетов Ил-76 ОКБ им. С.В. Ильюшина (г. Москва). Различные модификации этого самолета выпускаются и в настоящее время. Это гражданские грузовые модификации Ил-76 МД и Ил-76 МФ. С 1982 по 1993 годы на ГАО ТАПОиЧ изготавливались центроплан и крыло самых крупных в мире стратегических военно-транспортных самолетов Ан-124 «Руслан» и Ан-225 «Мрия». С 1992 года на заводе начато производство пассажирских самолетов местных воздушных линий Ил-114 Авиакомплекса им. С.В. Ильюшина. В 1996 году изготовлена грузовая версия этого самолета - Ил-114Т, способного перевозить до 7т. коммерческой нагрузки на расстояние до 1100 км.

МИРОВОЙ ФИНАНСОВО-ЭКОНОМИЧЕСКИЙ КРИЗИС, ПУТИ И МЕРЫ ПО ЕГО ПРЕОДОЛЕНИЮ В УСЛОВИЯХ УЗБЕКИСТАНА

Всемирный финансово-экономический кризис, разразившийся в 2008 году и приобретающий сегодня большие масштабы и глубину в оценках многих международных экспертов и специалистов, получает больше вопросов, чем ответов о причинах и прогнозах его дальнейшего развития.

Именно это обстоятельство обуславливает актуальность публикуемого труда «Мировой финансово-экономический кризис, пути и меры по его преодолению в условиях Узбекистана», состоящего из двух частей:

***первая** - воздействие мирового финансового кризиса на экономику Узбекистана и факторы, предупредившие и смягчившие его последствия;*

***вторая** - поддержка банковской системы, модернизация, техническое обновление и диверсификация производства, широкое внедрение инновационных технологий - надежный путь преодоления кризиса и выхода Узбекистана на новые рубежи на мировом рынке.*

1. Воздействие мирового финансового кризиса на экономику Узбекистана и факторы, предупредившие и смягчившие его последствия

Самая актуальная проблема сегодняшнего дня – это разразившийся в 2008 году мировой финансовый кризис, его воздействие и негативные последствия, поиск путей выхода из складывающейся ситуации.

Многие ведущие аналитические и экспертные центры, анализируя и обобщая материалы, связанные с состоянием и возможными последствиями глобального финансового кризиса, приходят к следующим выводам.

Первое – подтверждаются практически глобальные масштабы кризисных процессов, происходящих в финансово-банковской системе, неизбежность рецессии и экономического спада, свертывание объемов инвестиционной активности, снижение спроса и сокращение объемов международной торговли, а также серьезные социальные потери, которые могут коснуться многих стран в мире.

Второе – разразившийся глобальный финансовый кризис продемонстрировал серьезные пробелы и необходимость кардинального реформирования действующей мировой финансово-банковской системы, подтвердил отсутствие должного контроля за деятельностью банков, которые в основном обслуживали свои корпоративные интересы, увлекаясь различными спекулятивными операциями на кредитном рынке и рынке ценных бумаг.

Третье – масштабы, глубина и последствия финансово-экономического кризиса в каждом отдельном государстве будут во многом зависеть, прежде всего, от прочности финансово-валютной системы, капитализации и ликвидности национальных кредитных институтов, их зависимости от иностранных и корпоративных банковских структур, а также размеров золотовалютных резервов и способности оплачивать зарубежные кредиты, в конечном итоге – от уровня устойчивости, диверсификации и конкурентоспособности экономики страны.

Четвертое – скорейший выход из мирового финансового кризиса и смягчение его последствий во многом зависит от эффективности и

согласованности принимаемых мер в рамках отдельных государств и мирового сообщества в целом.

Состоявшийся в ноябре в Вашингтоне Саммит 20 крупнейших государств, объединяющих около 85 процентов мирового совокупного продукта, подтвердил все возрастающие масштабы глобального финансового кризиса.

Обсуждения на Саммите показали, что сегодня речь не идет о предупреждении, а только о поисках путей выхода из мирового финансового кризиса, то есть рубеж невозврата к прежним позициям практически пройден.

Обсуждения также продемонстрировали, что участники Саммита не имеют единых подходов к анализу причин возникновения кризиса, и соответственно пока рано говорить о выработке какой-то общей эффективной программы по нейтрализации серьезных и далеко идущих последствий продолжающегося глобального финансового кризиса.

Вместе с тем сам факт, что такой Саммит состоялся и на нем были обсуждены проблемы и сложившаяся ситуация в связи с мировым финансовым кризисом – само по себе является обнадеживающим сигналом.

Думаю, нет необходимости сегодня доказывать, что степень и глубина подверженности каждой страны воздействию мирового финансового кризиса, в первую очередь зависит от устойчивости и надежности финансово-экономической и банковской систем и от того, насколько сильны заложенные в них защитные механизмы.

Принятая в Узбекистане собственная модель реформирования и модернизации, ставя перед собой целью достижение национальных интересов в долгосрочной перспективе, изначально подразумевала отказ от настойчиво навязываемых нам методов шоковой терапии, наивных, обманчивых представлений о саморегулировании рыночной экономики.

*Выбор схемы, расчёт
взлётной массы и
геометрических параметров
самолёта*

АНАЛИЗ СТАТИСТИКИ, ВЫБОР СХЕМЫ САМОЛЁТА И ТИПА СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

При проектировании нового самолета почти всегда возникает проблема выбора его общей схемы. Проработка общей схемы проектируемого самолета должна основываться на требованиях к самолету как к транспортному средству и на анализе влияния этих требований на положение основных узлов самолета по отношению друг к другу. Под выбором схемы самолета нужно понимать нечто большее, чем выбор только его аэродинамической схемы. Для самолета конкретного назначения выбор общей схемы включает в себя:

- выбор схемы размещения экипажа и нагрузки,
- выбор схемы аэродинамической несущей поверхности системы для основного режима полета и схемы ее изменения (механизации) для взлетно-посадочных или других этапов полета;
- выбор схемы силовой установки;
- выбор схемы шасси;
- выбор конструктивно-силовой схемы самолета и увязка ее с отдельным агрегатом.

Прежде чем компоновка проектируемого самолета будет воспроизведена в чертежах, необходимо выбрать схему взаимного расположения основных элементов самолета: крыла, фюзеляжа, двигателей, хвостового оперения, шасси.

Для проектируемого самолета принята «нормальная» аэродинамическая схема, т. е. горизонтальное оперение (стабилизатор) располагается сзади крыла. Такая схема обладает большей устойчивостью по сравнению с другими схемами, а значит большей безопасностью.

Также принята схема низкорасположенного крыла. Это крыло дает заметное приращение подъемной силы вследствие близости земли. Низкорасположенное крыло и двигатели могут выполнять роль энергоемкой массы при вынужденной посадке самолета. Еще одним из достоинств низкорасположенного крыла является возможность размещения на нем шасси и обеспечение большей безопасности самолета при аварийной посадке.

Фюзеляж один из наиболее сложных агрегатов самолета. В большинстве случаев фюзеляж являетсяместилищем полезной нагрузки, экипажа, оборудования, снаряжения, а иногда силовой установки и топлива: с другой стороны фюзеляж соединяет в единое целое важнейшие части самолета: крыло, оперение, шасси. Такая функциональная сложность обуславливает определенные трудности выбора параметров, размеров и формы фюзеляжа. Фюзеляж воспринимает не только силы тяжести собственной конструкции и всего содержимого фюзеляжа, но и силы от других агрегатов самолета.

На проектируемом самолете выбрана круглая форма поперечного сечения, так как именно эта форма представляется наивыгоднейшей как обеспечивающая минимальный периметр для постоянной площади сечения или минимальную площадь поверхности фюзеляжа при постоянном его объеме и, как следствие этого, наименьшее сопротивление трения. Круглая форма предпочтительна также для герметизированных частей фюзеляжа, нагруженных избыточным давлением, так как исключает появление значительных изгибных напряжений в оболочке, подкрепленной шпангоутами, а следовательно, обеспечивает наименьшую массу конструкции.

На проектируемом самолете предусмотрена установка 4хТРДД. Двигатели размещены на пилонах под крылом. Такая схема имеет следующие преимущества:

- двигатели разгружают конструкцию в полете, уменьшая изгибающий момент от внешних нагрузок, что приводит к уменьшению массы конструкции крыла;*
- обеспечивается удобство замены двигателя другим;*
- обеспечивается меньший шум от двигателей в пассажирской кабине;*
- создаются хорошие условия по обслуживанию двигателя;*
- возможно надежное изолирование двигателя от крыла при помощи противопожарных перегородок в пилоне;*
- обеспечивается удобство установки на двигатели приспособлений для реверса тяги и шумоглушения.*

Оперение самолета предназначено для обеспечения устойчивости и управляемости самолета. В проектируемом самолете принята нормальная схема. В ней вертикальная и горизонтальная поверхности оперения размещаются в хвостовой части. Эта схема позволяет обеспечить получение необходимых характеристик устойчивости и управляемости самолета на всех возможных режимах полета, а также достаточную эффективность органов управления для вывода самолета в нормальный режим полета после непроизвольного превышения критических значений углов атаки, сваливания.

Шасси является взлетно-посадочным устройством, которое обеспечивает самолету взлет, разбег, посадку, послепосадочный пробег и маневрирование по аэродрому. Оно воспринимает при этом действующие на самолет нагрузки и рассеивает после посадки на пробеге большую часть его кинетической энергии.

Под схемой шасси понимают число опор и особенности их расположения относительно центра масс самолета.

В проектируемом самолёте принята трех опорная схема шасси с передней опорой. Это схема позволяет резко увеличить посадочную скорость. Такие самолёты имеют ряд преимуществ:

- более простая техника пилотирования на разбеге, пробеге и посадке;*
- более интенсивным торможением на пробеге для сокращения его длины;*
- возможностью совершать посадку с планирования без участков выравнивания и выдерживания.*

После выбора схемы самолета его компоновка делается в чертежах.

Таблица 1. Статистические данные самолетов прототипов.

№	Основные данные	Обозн.	Ед. изм.	Наименование самолета. Год выпуска.		Проектируемый самолет, 2011 год
				Ил-96-300Т, 1992 год.	Boeing747-400F, 1989 год.	
1.	Взлетная масса	m_0	т	270	396	316,88
3.	Мах. коммерческая нагрузка	m_{max}^{KH}	т	92	111,67	102
4.	Расчётная дальность с m_{KH}	L_p	км	7800	7500	9000
5.	Крейсерская скорость	$V_{кр}$	км/ч	870	900	907,6
6.	Масса пустого самолёта	$m_{пуст}$	т	108,4	165	106,0
7.	Масса топлива на L_p	m_T	т	69,73	120,2	98,88
8.	Двигатель/кол-во	$n_{дв}$	шт	ТРД /4 P&W-2337	ТРД /4 P&W-JT9D	ТРД /4 P&W-JT9D
9.	Стартовая тяга (мощность)	P_0	т	4x17030	4x20150	4x21276
10.	Тяговооруженность	P_0	-	0.292	0,302	0,26857
12.	Скорость захода на посадку	$V_{зп}$	км/ч	264	272	274
13.	Длина разбега	$L_{разб}$	м	3350	3400	2412
14.	Площадь крыла	$S_{кр}$	m^2	392	511	427,12
15.	Размах крыла	$l_{кр}$	м	60,1	60	61,81
16.	Удельная нагрузка на крыло	p_0	кг/ m^2	630	700	741,9
17.	Удлинение крыла	$\lambda_{кр}$	-	7	7	7,9
18.	Стреловидность крыла	$\chi_{1/4}$	град.	35^0	$37,5^0$	28^0
19.	Длина фюзеляжа	l_ϕ	м	63.9	66,3	54,97
20.	Площадь ГО	$S_{зо}$	m^2	54.88	71.54	93,97
21.	Площадь ВО	$S_{во}$	m^2	31.36	40.88	59,8

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЗЛЕТНОГО ВЕСА САМОЛЕТА В ПЕРВОМ ПРИБЛИЖЕНИИ

Уравнение взлётной массы проектируемого самолёта в первом приближении равна:

$$m_0^I = \frac{m_{KH} + m_{сл}}{1 - (\bar{m}_{кон} + \bar{m}_{су} + \bar{m}_{об.упр.} + \bar{m}_T)};$$

Можно принять следующие относительные массы по статистике:

$$(\bar{m}_{кон} = 0,25; \bar{m}_{су} = 0,1; \bar{m}_{об.упр.} = 0,09) = const.$$

Зададимся:

Коммерческая нагрузка

$$m_{KH} = 102000 \text{ кг}$$

Масса снаряжения и служебной нагрузки

$$m_{сл.н} = 80 \cdot N_{ЭК} = 80 \cdot 4 = 320 \text{ кг}$$

где: $N_{ЭК}$ - количество членов экипажа,

$$N_{ЭК} = N_{лпс} + N_{сп} + 1 = 3 + 1 = 4 \text{ чел.}$$

$N_{лпс} = 3$ чел - летно-подъёмный состав,

$N_{сп} = 1$ чел - сопровождающий персонал;

Относительная масса топлива

$$\bar{m}_T = 1 - 0,96 \cdot e^{-\frac{C_e \cdot L_p}{V_p \cdot k_{кр}}} = 1 - 0,96 \cdot 2,72^{-\frac{0,56 \cdot 9000}{907,62 \cdot 18,05}} = 0,294$$

где: $C_e = 0,56$ - удельный расход топлива;

$k_{кр} = 0,95 \cdot k_{max} = 0,95 \cdot 19 = 18,05$ - аэродинамическое качество в крейсерском режиме;

$L_p = 9000$ км - расчётная дальность;

V_p - среднерейсовая скорость, $V_p = 907,62$ км/ч;

$V_{крmax} = 950$ км/ч - максимальная крейсерская скорость.

$$V_p = \frac{L_p \cdot V_{кр}}{L_p + \Delta t \cdot V_{кр}} = \frac{9000 \cdot 950}{9000 + 0,4423 \cdot 950} = 907,62 \text{ км/ч}$$

$$\Delta t = 7,7 \cdot 10^{-6} \cdot L_p + 0,373 = 7,7 \cdot 10^{-6} \cdot 9000 + 0,373 = 0,4423 \text{ при } L_p > 3500 \text{ км.}$$

Тогда взлётная масса проектируемого самолёта в первом приближении равна:

$$\begin{aligned} m_0^I &= \frac{m_{KH} + m_{сл.н}}{1 - (\bar{m}_{кон} + \bar{m}_{су} + \bar{m}_{об.упр.} + \bar{m}_T)} = \\ &= \frac{102000 + 320}{1 - (0,25 + 0,1 + 0,09 + 0,294)} = 384662 \text{ кг} \end{aligned}$$

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ РАЗМЕРОВ ОСНОВНЫХ СБОРОЧНЫХ ЕДИНИЦ

Выбор параметров крыла.

Основными параметрами крыла являются: площадь - $S_{кр}$, удлинение - $\lambda_{кр}$, размах - $L_{кр}$, стреловидность - $\chi_{1/4}$, сужение - $\eta_{кр}$, относительная толщина - $c_{ср}$.

Площадь крыла можно определить по формуле:

$$S_{кр} = \frac{m_0}{\rho_0} = \frac{384662}{730} = 526,93 \text{ м}^2$$

где: m_0 - взлётная масса самолёта;

$\rho_0 = 10 \cdot \sqrt[3]{m_0} = 10 \cdot \sqrt[3]{384662} \approx 730 \text{ кг} / \text{м}^3$ - удельная нагрузка на 1 м^2 крыла.

На основании анализа статистических данных самолётов прототипов выбираем:

$$\lambda_{кр} = 8,4; \quad \eta_{кр} = 3,5; \quad \chi_{1/4} = 28^\circ.$$

Тогда для крыла проектируемого самолёта можно определить, размах крыла:

$$L_{кр} = \sqrt{\lambda_{кр} \cdot S_{кр}} = \sqrt{8,4 \cdot 526,93} = 66,53 \text{ м}$$

длину концевой хорды:

$$b_{кц} = \frac{2 \cdot S_{кр}}{L_{кр} \cdot (1 + \eta_{кр})} = \frac{2 \cdot 526,93}{66,53 \cdot (1 + 3,5)} = 3,52 \text{ м}$$

длину корневой хорды:

$$b_0 = \eta_{кр} \cdot b_{кц} = 3,5 \cdot 3,52 = 12,32 \text{ м}.$$

Предкрылки составляют до 80% размаха крыла:

$$L_{пр} = 0,9 \cdot L_{кр} = 0,9 \cdot 66,53 = 59,88 \text{ м}.$$

Закрылки выполняются до 65...75% размаха крыла:

$$L_{зк} = 0,72 \cdot L_{кр} = 0,72 \cdot 66,53 = 47,9 \text{ м}.$$

Для выдвижных закрылков относительная хорда составляет 30...35% хорды крыла:

$$b_{зк} = (0,3 \dots 0,35) \cdot b_{кр}$$

Площадь элеронов обычно составляет 5...7% площади крыла:

$$S_{эл} = (0,05 \dots 0,07) \cdot S_{кр} = 0,06 \cdot 526,93 = 31,62 \text{ м}^2.$$

Размах элеронов определяет выбранное значение размаха закрылков:

$$L_{эл} = (0,25 \dots 0,3) \cdot L_{кр} = 0,25 \cdot 66,53 = 16,63 \text{ м.}$$

Хорда элеронов составляет 20...25% хорды крыла:

$$b_{эл} = (0,2 \dots 0,25) \cdot b_{кр}$$

Выбор параметров фюзеляжа.

Потребный объем грузового отсека фюзеляжа определяется в зависимости от объемно-весовых характеристик перевозимых грузов

$$V_{зр} = \mu_{зр} \cdot m_{кн} = 6 \cdot 102 = 612 \text{ м}^3$$

где: $\mu_{зр}$ - коэффициент удельной погрузочной кубатуры (удельной грузопместимости) груза, т.е. потребный объем для размещения 1т груза.

Для универсальных грузовых самолетов принимаем:

$$\mu_{зр} = 6 \text{ м}^3 / \text{т.}$$

Эквивалентный диаметр фюзеляжа проектируемого грузового самолета:

$$d_{\phi}^{ЭК} = 1,084 \cdot \sqrt[3]{\frac{\mu_{зр} \cdot m_{кн}}{k_{исп} \cdot k_{\phi} \cdot \lambda_{\phi}}}$$

$$d_{\phi}^{ЭК} = 1,084 \cdot \sqrt[3]{\frac{6 \cdot 102}{0,65 \cdot 0,76 \cdot 10,6}} = 5,186 \text{ м}$$

где: $k_{исп} = 0,65$ - коэффициент использования объема фюзеляжа;

$k_{\phi} = 0,76$ - коэффициент формы фюзеляжа;

$\lambda_{\phi} = 10,6$ - удлинения фюзеляжа.

Длина фюзеляжа, при выбранном значении удлинения определяется как:

$$L_{\phi} = \lambda_{\phi} \cdot d_{\phi}^{ЭК} = 10,6 \cdot 5,186 = 54,97 \text{ м}$$

Выбор параметров оперения.

Площади горизонтального и вертикального оперений можно определить из следующих выражений:

$$S_{зо} = 0,22 \cdot S_{кр} = 0,22 \cdot 526,93 = 115,92 \text{ м}^2;$$

$$S_{во} = 0,14 \cdot S_{кр} = 0,14 \cdot 526,93 = 73,77 \text{ м}^2;$$

Общая площадь оперений:

$$S_{оп} = S_{z0} + S_{b0} = 115,92 + 73,77 = 189,69 \text{ м}^2.$$

Удлинения горизонтального и вертикального оперений равны:

$$\lambda_{z0}=4; \quad \lambda_{b0}=1,2.$$

Размах горизонтального оперения:

$$L_{z0} = \sqrt{\lambda_{z0} \cdot S_{z0}} = \sqrt{4 \cdot 115,92} = 21,53 \text{ м}.$$

Высота вертикального оперения:

$$h_{b0} = \sqrt{\lambda_{b0} \cdot S_{b0}} = \sqrt{1,2 \cdot 73,77} = 9,41 \text{ м}.$$

Сужение горизонтального и вертикального оперений:

$$\eta_{z0}=2,5; \quad \eta_{b0}=2,5.$$

Концевая хорда горизонтального и вертикального оперений:

$$b_{кц}^{z0} = \frac{2 \cdot S_{г0}}{L_{г0} \cdot (1 + \eta_{г0})} = \frac{2 \cdot 115,92}{21,53 \cdot (1 + 2,5)} = 3,08 \text{ м};$$

$$b_{кц}^{b0} = \frac{2 \cdot S_{в0}}{h_{в0} \cdot (1 + \eta_{в0})} = \frac{2 \cdot 73,77}{9,41 \cdot (1 + 2,5)} = 4,48 \text{ м}.$$

Корневая хорда горизонтального и вертикального оперений:

$$b_o^{z0} = \eta_{z0} \cdot b_{кц}^{z0} = 2,5 \cdot 3,08 = 7,7 \text{ м};$$

$$b_o^{b0} = \eta_{b0} \cdot b_{кц}^{b0} = 2,5 \cdot 4,48 = 11,2 \text{ м}.$$

Площади рулевых поверхностей:

$$S_{рв}=0,3 \cdot S_{z0}=0,3 \cdot 115,92=34,776 \text{ м}^2;$$

$$S_{рн}=0,3 \cdot S_{b0}=0,3 \cdot 73,77=22,13 \text{ м}^2.$$

Стреловидность горизонтального и вертикального оперений:

$$\chi_{\frac{1}{4}}^{z0} = 31^{\circ}; \quad \chi_{\frac{1}{4}}^{b0} = 38^{\circ}.$$

Площади триммеров с серворулями:

$$S_{тр}=0,08 \cdot S_{рв}=0,08 \cdot 34,776=2,78 \text{ м}^2;$$

$$S_{тр}=0,08 \cdot S_{рн}=0,08 \cdot 22,13=1,77 \text{ м}^2.$$

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЯГОВООРУЖЕННОСТИ И УДЕЛЬНОЙ НАГРУЗКИ НА КРЫЛО

Удельная нагрузка на 1 м^2 крыла при взлёте в первую очередь определяется из условия обеспечения заданной скорости захода на посадку:

$$P_0^I = \frac{c_{y, \text{max. нос}} \cdot v_{\text{зп}}^2}{30,2 \cdot (1 - m_{\text{пр}})} = \frac{2,76 \cdot 76,11^2}{30,2(1 - 0,28551)} = 741,9 \text{ кг/м}^2$$

где: $c_{y, \text{max. нос}} = 3,13 \cdot \cos \chi^0 = 3,13 \cdot \cos 28^0 = 2,76$ - для крыльев имеющих предкрылок и 3^x щелевой закрылок;

$m_{\text{пр}} = 0,28551$ - относительная масса расходуемого в полёте топлива;
 $V_{\text{зп}} = 274 \text{ км/ч} = 76,11 \text{ м/с}$.

Кроме того, удельная нагрузка на крыло определяется из условия обеспечения заданной крейсерской скорости полёта, исходя из стандартного выражения:

$$P = c_y \cdot q$$

$$P_0^{II} = \frac{1}{(1 - 0,6 \cdot m)} \cdot c_{y, \text{кр}} \cdot \frac{\rho_n \cdot v_{\text{кр}}^2}{2} = \frac{1}{(1 - 0,6 \cdot 0,312)} \cdot 0,4686 \cdot \frac{0,0371 \cdot 263,9^2}{2} = 745 \left[\text{кг/м}^2 \right]$$

где: $c_{y, \text{кр}} = 0,71 \cdot c_{y, \text{кр max}}$ - коэффициент подъемной силы в крейсерском режим полета;

$c_{y, \text{кр max}} = 0,66$ - коэффициент подъемной силы соответствующие максимальному аэродинамическому качеству.

Если принять $c_{y, \text{кр max}} = 0,66$,

$$c_{y, \text{кр}} = 0,71 \cdot 0,66 = 0,4686;$$

$$\rho_n = 0,125 \cdot \left(1 - \frac{H_p}{44,308} \right)^{4,2553} - \text{плотность воздуха на расчетной}$$

высоте - $H_p = 11 \text{ км}$,

$$\rho_n = 0,125 \cdot \left(1 - \frac{11}{44,308} \right)^{4,2553} = 0,0371;$$

$V_{\text{кр}} = 263,9 \text{ м/с}$ - крейсерская скорость на расчётной высоте.

В качестве расчётного, выбираем меньшее из двух выше рассчитанных нагрузок на крыло:

$$P_0 = \min \left\{ \begin{matrix} P_0^I \\ P_0^{II} \end{matrix} \right\} = \min \left\{ \begin{matrix} 741,9 \\ 745,0 \end{matrix} \right\} = 741,9 \text{ [кг/м}^2\text{]}.$$

Одним из основных требований НЛГС, является требование к взлёту с одним отказавшим в момент отрыва двигателем:

$$\eta_{гн} = 0,03 \quad \text{при } n_{дв} = 4,$$

где: $\eta_{гн}$ - полный градиент набора высоты;

Q_H - угол набора высоты.

Стартовая тяговооружённость из условия обеспечения взлёта с одним отказавшим в момент отрыва двигателем определяется зависимостью:

$$\bar{P}'_0 = 1,5 \cdot \left(\frac{n_{дв}}{n_{дв} - 1} \right) \cdot \left(\frac{1}{k_{над}} + tg Q_H \right) = 1,5 \cdot \left(\frac{4}{4 - 1} \right) \cdot \left(\frac{1}{13} + 0,03 \right) = 0,214$$

где: $k_{над}$ - аэродинамическое качество самолёта при наборе ($k_{над} = 13$),
 $n_{дв} = 4$ - количество двигателей.

Стартовая тяговооружённость, при известном значении ρ_0 определяется из условия обеспечения заданной длины разбега, т.е. класса аэродрома базирования:

$$\begin{aligned} \bar{P}''_0 &= 1,05 \cdot \left[\frac{1,2 \cdot \rho_0}{c_{y, \max. \text{взл.}} \cdot L_{p \text{ азб.}}} + \frac{1}{2} \left(3 \cdot f_{p \text{ азб.}} + \frac{1}{k_{p \text{ азб.}}} \right) \right] = \\ &= 1,05 \cdot \left[\frac{1,2 \cdot 741,9}{2,6 \cdot \cos 28^\circ \cdot 2412} + \frac{1}{2} \cdot \left(3 \cdot 0,03 + \frac{1}{10} \right) \right] = 0,26857 \end{aligned}$$

где: $c_{y, \max. \text{взл.}} = 2,6 \cdot \cos \chi^0$ - для крыльев с 3^x щелевыми закрылками и предкрылком;

$f_{разб} = 0,03$ - мокрое бетонное покрытие;

$L_{разб} = 0,67 \cdot 3600 = 2412$ м - длина разбега;

$k_{разб} = 10$ - аэродинамическое качество самолёта на разбеге.

В качестве расчётного выбирается большее из двух рассчитанных тяговооружённостей:

$$\bar{P}_0 = \max \left\{ \begin{array}{l} \bar{P}'_0 \\ \bar{P}''_0 \end{array} \right\} = \max \left\{ \begin{array}{l} 0,214 \\ 0,26857 \end{array} \right\} = 0,26857$$

Стартовую тягу одного двигателя можно определить по формуле:

$$P_{oi} = \frac{\bar{P}_0 \cdot m_0}{n_{дв}} = \frac{0,26857 \cdot 384,662}{4} = 25,83 \text{ [т.с.]};$$

где: $n_{дв}$ - количество двигателей, выбранное для проектируемого самолета, $n_{дв} = 4$.

Геометрические размеры двигателя, т.е. диаметр гондолы вентилятора и длину двигателя приближенно можно определить следующими зависимостями:

$$d_{\text{дв}} \approx 0,536 \cdot \sqrt{P_{oi}} = 0,536 \cdot \sqrt{25,83} = 2,724 \text{ м} ;$$

$$l_{\text{дв}} \approx 2,6 \cdot d_{\text{дв}} = 2,6 \cdot 2,73 = 7,08 \text{ м}$$

РАСЧЕТ МАССЫ САМОЛЕТА ВО ВТОРОМ ПРИБЛИЖЕНИИ

1. Относительная масса крыла:

$$\begin{aligned} \bar{m}_{кр} &= \frac{7 \cdot n^p \cdot m_0^{0,5} \cdot \varphi \cdot \lambda}{10^4 \cdot \rho_0 \cdot (\bar{c}_0)^{0,75} \cdot \cos^{1,5} \chi} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} \cdot \left(1 - \frac{\mu - 1}{\eta + 3}\right) + \frac{4,5 \cdot k_2 \cdot k_3}{\rho_0} + 0,015 = \\ &= \frac{7 \cdot 3,4 \cdot \sqrt{384662} \cdot 0,66 \cdot 7,9}{10^4 \cdot 741,9 \cdot 0,136^{0,75} \cdot \cos^{1,5} 28^\circ} \cdot \frac{4,17 + 4}{4,17 + 1} \cdot \left(1 - \frac{1,51 - 1}{4,17 + 3}\right) + \frac{4,5 \cdot 1,6 \cdot 1,1}{741,9} + 0,015 = \\ &= 0,107625 \end{aligned}$$

где: m_0 - взлётная масса в кг, $m_0 = 384662$;

$k_2 = 1,6$;

$k_3 = 1,1$ - при внутришвёвной герметизации;

n^p - расчетная перегрузка,

$$n^p = 1,5 + \frac{1685}{\rho_0 \cdot \left(\frac{1}{\cos \chi} + \frac{2}{\lambda}\right)} = 3,4$$

$\bar{c}_0 = 0,136$;

$\rho_0 = 741,9$ кг/м³;

$\chi = 28^\circ$ - угол стреловидности крыла по 1/4 хорде крыла;

$\varphi = 0,92 - 0,5 \cdot \bar{m}_T - 0,1k = 0,92 - 0,5 \cdot 0,312 - 0,1 = 0,66$;

$\lambda = 7,9$ - удлинение крыла,

$\eta = 4,17$ - сужение крыла.

2. Относительная масса фюзеляжа:

$$\begin{aligned} \bar{m}_\phi &= (1 - 0,6 \cdot 10^{-6} \cdot m_0) \cdot \left\{ \frac{0,014 \cdot [31 + (\lambda_\phi \cdot d_\phi)^{1,5}] \cdot \left(1 + \frac{133 \cdot d_\phi^{1,5}}{\sqrt{m_0}}\right)}{\sqrt{m_0} \cdot \cos \chi} \right\} + \frac{8 \cdot d_\phi^3 + 25 \cdot d_\phi^2 \cdot \lambda_\phi}{m_0} + \\ &+ 0,018 = (1 - 0,6 \cdot 10^{-6} \cdot 384662) \cdot \left\{ \frac{0,014 \cdot [31 + (10,6 \cdot 5,186)^{1,5}] \cdot \left(1 + \frac{133 \cdot 5,186^{1,5}}{\sqrt{384662}}\right)}{\sqrt{384662} \cdot \cos 28^\circ} \right\} + \\ &+ \frac{8 \cdot 5,186^3 + 25 \cdot 5,186^2 \cdot 10,6}{384662} + 0,018 = 0,069896 \end{aligned}$$

3. Относительная масса оперения:

Относительную массу оперения можно определить по следующей статистической формуле:

$$\bar{m}_{оп} = 0,0306 \cdot m_0^{-0,086} = 0,0306 \cdot 384662^{-0,086} = 0,01834$$

Относительная масса горизонтального оперения может быть определена по формуле:

$$\bar{m}_{z0} = \bar{m}_{оп} \cdot \frac{S_{z0}}{(S_{z0} + S_{\theta0})}; \quad \bar{m}_{z0} = 0,01834 \cdot \frac{115,92}{189,69} = 0,01121$$

Соответственно, относительная масса горизонтального оперения:

$$\bar{m}_{\theta0} = \bar{m}_{оп} \cdot \frac{S_{\theta0}}{(S_{z0} + S_{\theta0})}; \quad \bar{m}_{\theta0} = 0,01841 \cdot \frac{73,77}{189,69} = 0,00713$$

4. Относительная масса шасси:

$$\begin{aligned} \bar{m}_w &= 0,507 - 0,00012 \cdot m_0 + 2,355 \cdot 10^{-7} \cdot m_0^2 = \\ &= 0,507 - 0,00012 \cdot 384662 + 2,355 \cdot 10^{-7} \cdot 384662^2 = 0,039586 \end{aligned}$$

5. Относительная масса силовой установки:

$$\bar{m}_{cy} = 0,2883 \cdot \bar{P}_0 + 0,0035 = 0,2883 \cdot 0,26857 + 0,0035 = 0,080929$$

где: $\bar{P}_0 = 0,26857$ – стартовая тяговооружённость.

6. Относительная масса оборудования и системы управления:

$$\begin{aligned} \bar{m}_{об.упр} &= 0,206132 - 0,027631 \cdot \ln m_0 = \\ &= 0,206132 - 0,027631 \cdot \ln 384,662 = 0,04166 \end{aligned}$$

где: m_0 – взлётная масса в тоннах, $m_0 = 384,662$ т.

7. Относительная масса топлива:

Относительный запас топлива на самолете складывается из топлива, расходуемого для полета на заданную дальность ($\bar{m}_{м.р}$) и топлива – аэронавигационного запаса ($\bar{m}_{м.ан.э}$):

$$\bar{m}_m = \bar{m}_{м.р} + \bar{m}_{м.ан.э} = 0,28551 + 0,0265 = 0,312$$

Аэронавигационный запас топлива можно определить приближенной зависимостью:

$$\bar{m}_{м.ан.э} \approx 0,9 \cdot c_e / K_{max} = 0,9 \cdot 0,56 / 19 = 0,0265$$

где: c_e - удельный расход топлива ДТРД в крейсерском режиме полета, $c_e = 0,56$;

$K_{max} = 19$ - максимальное значение аэродинамического качества.

В свою очередь, масса расходуемого топлива складывается из топлива, расходуемого на участке набора до расчетной высоты полета ($\bar{m}_{м.н.}$), топлива расходуемого на крейсерском участке полета ($\bar{m}_{м.кр.}$) и топлива, расходуемого на участке снижения и посадки ($\bar{m}_{м.с.п.}$):

$$\bar{m}_{м.р} = (\bar{m}_{м.н.} + \bar{m}_{м.кр.} + \bar{m}_{м.с.п.}) = 0,031 + 0,2438 + 0,0107 = 0,28551$$

Относительная масса топлива для набора расчетной высоты полета может быть определена по формуле:

$$\bar{m}_{м.н.} = \frac{0,0035 \cdot H_p \cdot (1 - 0,03 \cdot n_{д.к})}{(1 - 0,004 \cdot H_p)} = \frac{0,0035 \cdot 11 \cdot (1 - 0,03 \cdot 6)}{(1 - 0,004 \cdot 11)} = 0,031$$

где: $H_p = 11$ км - расчетная высота крейсерского расчета;

$n_{д.к} = 6$ - степень двухконтурности ДТРД.

Расход топлива для крейсерского участка полета может быть рассчитана по формуле:

$$\begin{aligned} \bar{m}_{м.кр.} &= (1 - \bar{m}_{м.н.}) \cdot \left[1 - e^{-\frac{(L_p - L_{н.с}) \cdot c_e}{V_{кр} \cdot K_{кр}}} \right] = \\ &= (1 - 0,031) \cdot \left[1 - 2,72 \frac{(9000 - 440) \cdot 0,56}{907,62 \cdot 18,05} \right] = 0,2438 \end{aligned}$$

где: $L_{н.с}$ - горизонтальная дальность при наборе и снижении

$$L_{н.с} \approx 40 \cdot H_p = 40 \cdot 11 = 440 \text{ км}$$

$V_{кр}$ - крейсерская экономическая скорость полета

$$V_{кр} \approx 907,6 \text{ км/ч};$$

$K_{ср}$ - среднее значения аэродинамического качества на крейсерском участке полета:

$$K_{ср} \approx 0,95 \cdot K_{max} = 0,95 \cdot 19 = 18,05$$

Относительная масса топлива, расходуемая на этапе снижения и посадки может быть определена зависимостью:

$$\begin{aligned} \bar{m}_{м.с.п.} &\approx 0,002 \cdot H_p \cdot (1 - 0,023 \cdot H_p) \cdot (1 - 0,03 \cdot n_{д.к}) = \\ &= 0,002 \cdot H_p \cdot (1 - 0,023 \cdot 11) \cdot (1 - 0,03 \cdot 6) = 0,0107 \end{aligned}$$

8. Относительная масса коммерческой нагрузки:

$$\bar{m}_{кн} = \frac{m_{кн}}{m_0} = \frac{102000}{384662} = 0,2652$$

9. Относительная масса служебной нагрузки.

$$\bar{m}_{сл.н} = \frac{m_{сл.н}}{m_0} = \frac{320}{384662} = 0,000832$$

Исходя из найденных нами относительных масс, сведем их в таблицу и построим график, из которого найдем истинную взлетную массу самолета.

Таблица 2. Сводка относительных масс агрегатов и грузов.

m_0	$\bar{m}_{кр}$	$\bar{m}_{ф}$	$\bar{m}_{оп}$	$\bar{m}_{ш}$	$\bar{m}_{су}$	$\bar{m}_{об.у}$	$\bar{m}_{кн}$	$\bar{m}_{сл.н}$	\bar{m}_m	$\sum \bar{m}_i$
384662	0,107625	0,069896	0,01834	0,039586	0,080929	0,04166	0,2652	0,000832	0,312	0,936075
360073	0,104947	0,073759	0,01844	0,038224	0,080929	0,04349	0,2833	0,000889	0,312	0,955993
344227	0,103172	0,076529	0,01852	0,037498	0,080929	0,04473	0,2963	0,00093	0,312	0,970657
334126	0,10202	0,078426	0,01856	0,037096	0,080929	0,04555	0,3053	0,000958	0,312	0,980856
316880	0,100011	0,081933	0,01865	0,036522	0,080929	0,04702	0,3219	0,00101	0,312	1

Строим график для определения взлетной массы:

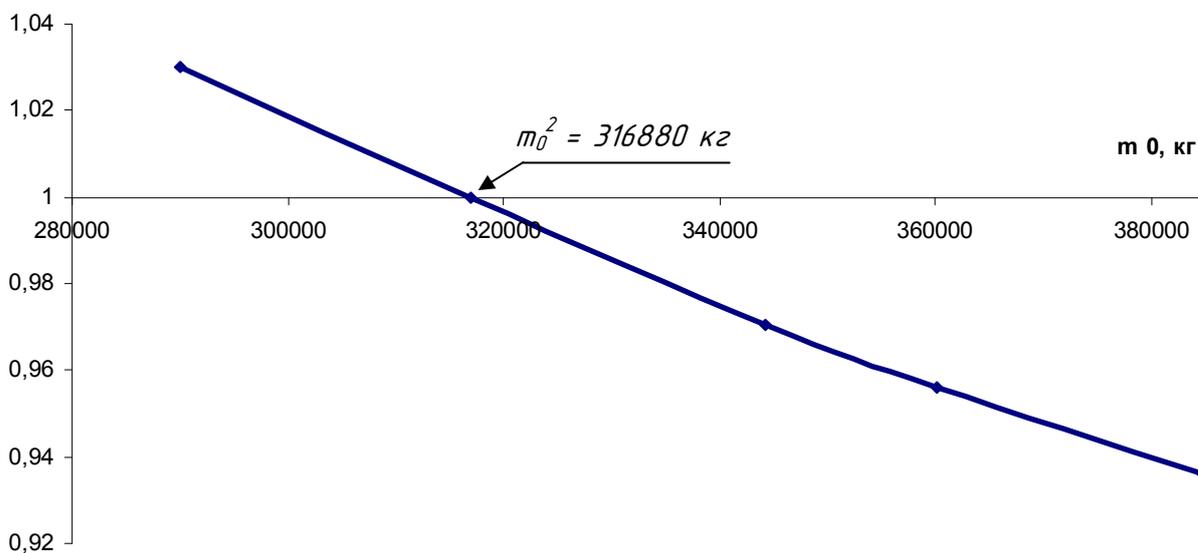


Рис.1 Определение m_0 во втором приближении

Из графика находим взлетную массу самолета во 2-м приближении:

$$m_0^2 = 316880 \text{ кг.}$$

ПЕРЕСЧЁТ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ САМОЛЁТА

Исходя из полученной массы второго приближения, пересчитаем геометрические параметры самолета.

Определение геометрических параметров составного крыла, состоящего из двух трапеций.

1. Размах крыла по основной трапеции

$$l_{кр} = \sqrt{\lambda_{кр}^{o.m} \cdot S_{кр}^{o.m}} = \sqrt{7,9 \cdot 483,7} = 61,81 \text{ м};$$

$$\text{где: } S_{кр}^{o.m} = 1,13236 \cdot S_{кр} = 1,13236 \cdot 427,12 = 483,7 \text{ м}^2$$

$$S_{кр} = \frac{m_0}{\rho_0} = \frac{316880}{741,9} = 427,12 \text{ м}^2.$$

2. Концевая хорда

$$b_{ку} = \frac{2 \cdot S_{кр}^{o.m}}{l_{кр} \cdot (1 + \eta_{кр}^{o.m})} = \frac{2 \cdot 483,7}{61,81 \cdot (1 + 4,17)} = 3,03 \text{ м}$$

3. Корневая хорда

$$b_0 = \eta \cdot b_{ку} = 4,17 \cdot 3,03 = 12,62 \text{ м}$$

4. Размах до излома

$$l_u = 0,4 \cdot l_{кр} = 0,4 \cdot 61,81 = 22,56 \text{ м}$$

5. Размах концевой части

$$l_{ку} = l_{кр} - l_u = 61,81 - 22,56 = 39,25 \text{ м}$$

6. Хорда излома

$$b_u = \frac{b_0}{\eta_1} = \frac{12,62}{1,72} = 7,338 \text{ м}$$

7. Площадь крыла до излома

$$S_1 = \frac{b_0 + b_u}{2} \cdot \frac{l_u}{2} = \frac{12,62 + 7,338}{2} \cdot \frac{22,56}{2} = 112,6 \text{ м}^2$$

8. Площадь концевой части

$$S_2 = \frac{b_u + b_{ку}}{2} \cdot \frac{l_{ку}}{2} = \frac{7,338 + 3,03}{2} \cdot \frac{39,25}{2} = 101,7 \text{ м}^2$$

9. Фактическая площадь крыла

$$S_{кр}^\phi = 2 \cdot (S_1 + S_2) = 2 \cdot (112,6 + 101,7) = 428,60 \text{ м}^2$$

10. Фактическое удлинение крыла

$$\lambda_{кр}^\phi = \frac{l_{кр}^2}{S_{кр}^\phi} = \frac{61,81^2}{428,60} = 8,915$$

11. Размах концевых крылошек

$$l_{\text{кк}} = 0,06 \cdot l_{\text{кр}} = 0,06 \cdot 61,81 = 3,709 \text{ м}$$

12. Фактический размах концевой крылошка

$$l_{\text{кк}}^{\phi} = \frac{l_{\text{кк}}}{2 \cdot \cos \psi} = \frac{3,709}{2 \cdot \cos 45^{\circ}} = 2,623 \text{ м}$$

где: ψ - угол поперечного - V концевых крылошек, $\psi=45^{\circ}$;

13. Площадь концевых крылошек

$$S_{\text{кк}} \approx 2 \cdot \left(\frac{b_{\text{кц}}}{2} \cdot l_{\text{кк}}^{\phi} \right) = b_{\text{кц}} \cdot l_{\text{кк}}^{\phi} = 3,03 \cdot 2,623 = 7,938 \text{ м}^2$$

14. Общая площадь крыла

$$S_{\text{кр}}^{\Sigma} = S_{\text{кр}}^{\phi} + S_{\text{кк}} = 428,60 + 7,938 = 436,5 \text{ м}^2$$

15. Общее удлинение крыла с учетом концевых крылошек

$$\lambda_{\text{кр}}^{\text{од}} = \frac{(l_{\text{кр}} + l_{\text{кк}})^2}{S_{\text{кр}}^{\Sigma}} = \frac{(61,81 + 3,709)^2}{436,5} = 9,834$$

16. Относительная толщина корневой (дортовой) хорды: $\bar{c}_0 = 0,136$

17. Относительная толщина хорды по излому: $\bar{c}_u = 0,11$

18. Относительная толщина концевой хорды: $\bar{c}_{\text{кц}} = 0,09$

19. Размах закрылков: $l_{\text{зк}} \approx 0,72 \cdot l_{\text{кр}} = 0,72 \cdot 61,81 = 44,5 \text{ м}$

20. Размах элеронов: $l_{\text{эл}} \approx 0,22 \cdot l_{\text{кр}} = 0,22 \cdot 61,81 = 13,6 \text{ м}$

21. Размах предкрылков: $l_{\text{пр}} \approx 0,9 \cdot l_{\text{кр}} = 0,9 \cdot 61,81 = 55,63 \text{ м}$

22. Определение средней аэродинамической хорды (САХ) и его положения для составного крыла (рис. 2):

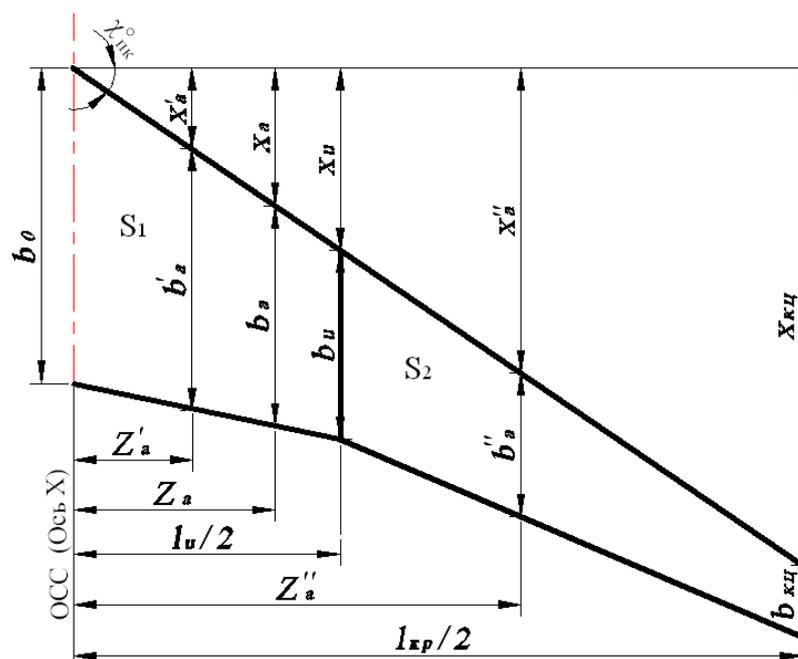


Рис. 2 К определению САХ составного крыла

САХ составного крыла:

$$b_a = \frac{b'_a \cdot S_1 + b''_a \cdot S_2}{S_1 + S_2} = \frac{10,21 \cdot 112,6 + 2,121 \cdot 101,7}{112,6 + 101,7} = 6,372;$$

$$\text{где: } b'_a = \frac{2}{3} b_0 \cdot \frac{1 + \eta_1 + \eta_1^2}{\eta_1(1 + \eta_1)} = 10,21 \text{ м}; \quad b''_a = \frac{2}{3} b_u \cdot \frac{1 + \eta_2 + \eta_2^2}{\eta_2(1 + \eta_2)} = 2,121 \text{ м};$$

Координата начала САХ по оси X:

$$x_a = \frac{x'_a \cdot S_1 + (x_u + x''_a) \cdot S_2}{S_1 + S_2} = 9,7 \text{ м};$$

$$\text{где: } x'_a = \frac{x_u (\eta_1 + 2)}{3 (\eta_1 + 1)} = 3,47 \text{ м}; \quad x''_a = \frac{x_{ку} (\eta_2 + 2)}{3 (\eta_2 + 1)} = 8,98 \text{ м};$$

$$x_u = \frac{l_u}{2} \cdot \text{tg} \chi_{нк}^o = 7,609 \text{ м};$$

$$x_{ку} = \frac{l_{кр}}{2} \cdot \text{tg} \chi_{нк}^o = 20,85 \text{ м}; \quad \eta_2 = \frac{b_u}{b_{ку}} = \frac{b_0 / \eta_1}{b_0 / \eta_{o.m}} = \frac{\eta_{o.m}}{\eta_1} = 2,424;$$

Координата САХ составного крыла по оси Z;

$$Z_a = \frac{x_a}{\text{tg} \chi_{нк}^o} = 14,37 \text{ м}$$

Определение параметров ГО и ВО.

$$S_{z0} = 0,22 \cdot 427,12 = 93,97 \text{ м}^2$$

$$S_{b0} = 0,14 \cdot 427,12 = 59,8 \text{ м}^2$$

$$L_{z0} = \sqrt{4 \cdot 93,97} = 19,39 \text{ м}$$

$$h_{b0} = \sqrt{1,2 \cdot 59,8} = 8,47 \text{ м}$$

$$b_{ку}^{z0} = \frac{2 \cdot 93,97}{19,39 \cdot (1 + 2,5)} = 2,77 \text{ м}$$

$$b_{ку}^{b0} = \frac{2 \cdot 59,8}{8,47 \cdot (1 + 2,5)} = 4,03 \text{ м}$$

$$b_0^{z0} = 2,5 \cdot 2,77 = 6,93 \text{ м}$$

$$b_0^{b0} = 2,5 \cdot 4,03 = 10,075 \text{ м}$$

***РАСЧЕТ ЦЕНТРОВКИ
САМОЛЕТА***

РАСЧЕТ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА

Одной из важнейших задач компоновки самолёта является определение центра масс (Ц.М.) самолёта и приведение его в такое положение относительно средней аэродинамической хорды крыла при котором:

1. В варианте наиболее заднего положения Ц.М. обеспечивалось бы условие:

$$\bar{X}_{Т.п.з} - \bar{X}_F = m_{z.дон}^{C_y}$$

где: $\bar{X}_{Т.п.з}$ - предельно задняя центровка;

\bar{X}_F - относительная координата фокуса самолёта;

$m_{z.дон}^{C_y}$ - допустимая степень (запас) продольной статической устойчивости самолёта

2. В варианте наиболее переднего положения Ц М обеспечивалось бы условия достаточности отклонения рулей высоты или стабилизатора для балансировки самолёта на режиме взлёта или посадки при отклонённой механизации крыла.

$$\bar{X}_{мп.з} = \frac{X_{мп.з}}{b_a},$$

где: $\bar{X}_{мп.з}$ - предельно задняя центровка;

$X_{мп.з}$ - координата наиболее заднего положения ЦМ, измеренная от носка САХ;

$$\bar{X}_F = \frac{X_F}{b_a} - \text{относительная координата фокуса самолёта;}$$

где: $b_a=6,37$ м - средняя аэродинамическая хорда крыла.

В первом приближении \bar{X}_F можно определить следующей зависимостью:

$$\bar{X}_F = \bar{X}_{F\delta.20} + \Delta \bar{X}_{F20}; \quad \bar{X}_{F\delta.20} \approx 0,22;$$

$$\Delta \bar{X}_{F20} = k_{20} \cdot A_{20} \cdot \frac{C_{y_{Г0}^{\alpha 20}}}{C_y} \cdot (1 - \varepsilon) \approx 0,2;$$

где: $\bar{X}_{F\delta.20}$ - координата фокуса самолёта без ГО;

$\Delta \bar{X}_{F.20}$ - смещение координаты фокуса самолёта наличием ГО;

ε - изменение скаса потока;

k_{20} - коэффициент торможения потока;

тогда $\bar{X}_F \approx 0,42$;

$\bar{Z}_a = 12,59$ м - положение b_a по размаху;

$m_{z_{доп}}^{C_y}$ - допустимая степень (запас) продольной статической устойчивости самолёта;

$m_z^{C_y} = -0,15$ - для дозвуковых пассажирских самолётов.

Тогда, координата предельно задней центровки должно быть:

$$\bar{X}_{мн.з} = \bar{X}_F + m_{z_{доп}}^{C_y} = 0,42 - 0,15 \geq 0,27$$

Определяется центровку самолета по горизонтальной оси - ОХ (рис 3).

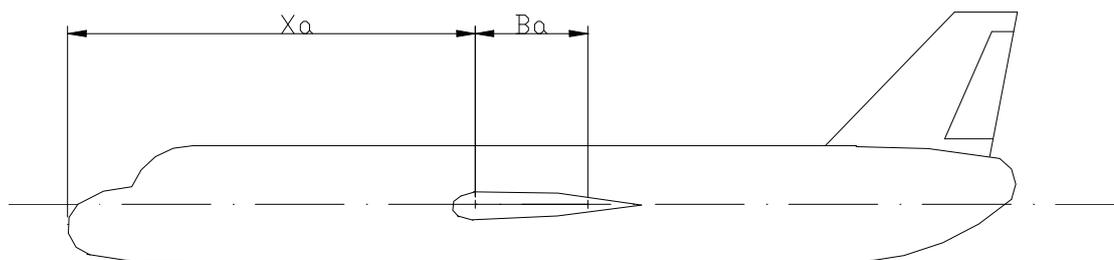


Рис. 3 Центровочная схема самолета

За начало координат при расчёте центровки принимаем носок фюзеляжа, с тем, чтобы все координаты грузов были положительными. При этом ось ОХ обычно совмещают со строительной горизонталью (осью) фюзеляжа. Для расчёта центровки составляется центровочная ведомость.

Координаты грузов берутся с компоновочного чертёжа, который представляет собой продольный разрез самолёта по оси симметрии в масштабе. При центровочных расчетах первого приближения за исходные массы принимают массы второго приближения.

При этом принимают:

1. Положение центра масс крыла $0,4 \cdot b_a$
2. Положение центра масс оперение $(0,46...0,5) \cdot b_{оп}$
3. Положение центра масс фюзеляжа - $0,5 \cdot L_\phi$
4. Центр масс топлива - в центре площади топливных боковых крыла на плановой проекции.
5. Центр масс оборудования и управления - $0,5 \cdot L_\phi$

Центровку самолёта рассчитывается для следующих основных вариантов:

1. Максимально допустимая взлётная масса - полная коммерческая нагрузка и топливо.
2. Самолёт с полной заправкой топливом, но без коммерческой нагрузки (перегоночный вариант).

3. Самолёт с полной коммерческой нагрузкой без топлива (посадочный вариант).

4. Пустой самолёт без нагрузки и топлива (стояночный вариант).

В результате расчетов необходимо иметь:

$$\bar{X}_{\text{тр.з}} \leq 0,27$$

Если это значение не получается, то необходимо перемешать крыло относительно фюзеляжа и заново определяется центровка самолета.

Центровочная ведомость самолёта

Таблица 3. Для максимальной взлётной массы с полной коммерческой нагрузкой и топливом.

Агрегат, груз	m_i , кг	x_i , м	$m_i \cdot x_i$, кг · м
<u>1.Конструкция.</u>			
Крыло	31691,4	30,45	964969,71
Фюзеляж	25963	27,49	713617,52
Оперение	5909,3	52,22	308605,80
Передняя опора шасси	1157,3	4,6	5323,58
Главная опора шасси	10415,7	31,35	326521,27
<u>2.Силовая установка</u>	25645	26,85	688538,81
<u>3.Оборудование и управление</u>	14899,1	27,49	409515,48
<u>4.Топливо</u>	98878,1	29,80	2946461,90
<u>5.Коммер. нагрузка</u>	102000	27,49	2803572
<u>6.Служебная нагрузка</u>	320	4	1280
Σ	316880		9168406,09

После подсчёта Σm_i и $\Sigma (m_i \cdot x_i)$ получим координату центра масс:

$$X_m = \frac{\Sigma (m_i \cdot x_i)}{\Sigma m_i} = \frac{9168406,09}{316880} = 28,933 \text{ м}$$

Значение центровки определяем по формуле:

$$\bar{X}_m = \frac{x_m - x_a}{b_a} = \frac{28,933 - 27,9}{6,37} = 0,162$$

где: x_a - расстояние от начала координат до начала b_a .

Центровку самолёта рассчитываем для следующих основных вариантов:

1. Максимально допустимая взлётная масса с полной коммерческой нагрузкой и топливом:

$$X_T = \frac{9168406,09}{316880} = 28,933 \text{ м} \quad \bar{X}_T = \frac{28,933 - 27,9}{6,37} = 0,162$$

2. Самолёт с полной заправкой топливом, но без коммерческой нагрузки (перегоночный вариант):

$$X_T = \frac{6364834,1}{214880} = 29,62 \text{ м} \quad \bar{X}_T = \frac{29,62 - 27,9}{6,37} = 0,27$$

3. Самолёт с полной коммерческой нагрузкой без топлива (посадочный вариант):

$$X_T = \frac{6221944,2}{218001,9} = 28,54 \text{ м} \quad \bar{X}_T = \frac{28,54 - 27,9}{6,37} = 0,101$$

4. Пустой самолёт без нагрузки и топлива (стояночный вариант):

$$X_T = \frac{3418372,2}{116001,9} = 29,47 \text{ м} \quad \bar{X}_T = \frac{29,47 - 27,9}{6,37} = 0,246$$

В результате этих расчётов выявляется диапазон разбега эксплуатационных центровок. Для дозвуковых пассажирских и транспортных самолётов этот диапазон не должен превышать 20% САХ, т.е.:

$$(\bar{X}_{\text{м.пр.з}} - \bar{X}_{\text{м.пр.п}}) \leq 0,2;$$
$$0,27 - 0,101 = 0,169 \leq 0,2;$$

При расчёте центровки определяющим условием является:

$$\bar{X}_{\text{м.пр.з}} - \bar{X}_F \leq m_Z^{Cy}$$
$$0,27 - 0,42 = -0,15 \leq -0,15$$

*АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЁТ
САМОЛЁТА*

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ

Исходные данные:

1. Схема самолета в 3-х проекциях;
2. Максимальная крейсерская скорость самолета: $V_{кр.мах.} = 950 \text{ км/ч}$;
3. Крейсерская (расчетная) скорость:
 $V_{кр.} = 0,94 \cdot V_{кр.мах.} = 0,94 \cdot 950 = 893 \text{ км/ч} = 248,1 \text{ м/с}$;
4. Расчетная высота крейсерского полета: $H_p = 11 \text{ км}$;
5. Взлетная масса самолета: $m_0 = 316880 \text{ кг}$;
6. Площадь крыла: $S_{кр} = 427,12 \text{ м}^2$;
7. Размах крыла: $L_{кр} = 61,81 \text{ м}$;
8. Относительная толщина профиля в корневом сечении крыла $\bar{c}_0 = 0,136$;
9. Относительная толщина профиля в концевом сечении крыла $\bar{c}_{кц} = 0,09$;
10. Длина фюзеляжа: $L_\phi = 54,97 \text{ м}$;
11. Эквивалентный диаметр фюзеляжа: $d_\phi = 5,186 \text{ м}$;
12. Удлинение фюзеляжа: $\lambda_\phi = 10,6$;
13. Площадь ГО: $S_{го} = 93,97 \text{ м}^2$;
14. Размах ГО: $L_{го} = 19,39 \text{ м}$;
15. Относительная толщина профиля ГО: $\bar{c}_{го} = 0,11$;
16. Площадь ВО: $S_{во} = 59,8 \text{ м}^2$;
17. Высота ВО: $h_{во} = 8,47 \text{ м}$;
18. Относительная толщина профиля ВО: $\bar{c}_{во} = 0,11$;
19. Кинематический коэффициент вязкости на H_p :

$$\begin{aligned} \nu_H &= \frac{1,605 \cdot 10^{-5} \cdot (1 + 0,0008 \cdot t_H)^2 \cdot \sqrt{1 + 0,0003665 \cdot t_H}}{\rho_H} = \\ &= \frac{1,605 \cdot 10^{-5} \cdot (1 + 0,0008 \cdot (-56,34))^2 \cdot \sqrt{1 + 0,0003665 \cdot (-56,34)}}{0,0371} = \\ &= 3,9 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2/\text{сек} \end{aligned}$$

20. Скорость звука на расчетной высоте:

$$a_H = 1225 \cdot \sqrt{1 - 0,02257 \cdot H_p} = 1225 \cdot \sqrt{1 - 0,02257 \cdot 11} = 1062 \text{ км/ч},$$

при $H_p = 11 \text{ км}$, $a_H = 1062 \text{ км/ч} = 295 \text{ м/с} = \text{const.}$;

21. Число Маха - M , соответствующее крейсерской скорости полета на расчетной высоте:

$$M = V_{кр.} / a_H = 248,1 / 295 = 0,841;$$

22. Температура воздуха на расчетной высоте:

$$t_n = 15,16 - 6,5 \cdot H_p = 15,16 - 6,5 \cdot 11 = -56,3^\circ \text{C},$$

при $H_p = 11$ км, $t_n = -56,3^\circ \text{C}$;

23. Плотность воздуха на расчетной высоте:

$$\rho_n = 1,225 \cdot \left(1 - \frac{H_p}{44,308}\right)^{4,2553} = 1,225 \cdot \left(1 - \frac{11}{44,308}\right)^{4,2553} = 0,0371 \text{ кг/м}^3$$

1. Коэффициент сопротивления крыла.

$$C_{x_{кр}} = C_{x_0} + C_{x_i} = 0,006683 + 0,03932 \cdot C_y^2$$

C_{x_0} - коэффициент вредного лобового сопротивления:

$$C_{x_0} = C_{x_p} + C_{x_b} = 0,00643 + 0,000250 = 0,006683$$

C_{x_p} - коэффициент профильного сопротивления:

$$C_{x_p} = 2 \cdot C_f \cdot (1 + 3 \cdot \bar{c}_{cp}) \cdot [1 + \bar{c}_{cp}(5M - 3)] \cdot \bar{S}_{ом} + 0,001 \cdot \bar{l}_w$$

$$C_{x_p} = 2 \cdot 0,001915 \cdot (1 + 3 \cdot 0,127) \cdot [1 + 0,127 \cdot (5 \cdot 0,841 - 3)] \cdot 0,923 + 0,001 \cdot 0,8 = 0,00643$$

\bar{c}_{cp} - средняя относительная толщина крыла:

$$\bar{c}_{cp} = \frac{\bar{c}_0 \cdot \eta + \bar{c}_{кц}}{\eta + 1} = \frac{0,136 \cdot 4,17 + 0,09}{4,17 + 1} = 0,127$$

C_f - коэффициент трения крыла:

$$C_f = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg Re_{кр})^{2,58}} \cdot \left(1 - \bar{x}_n + \frac{40}{Re_{кр}^{3/8}} \cdot \bar{x}_n^{5/8}\right)^{4/5}$$

$$C_f = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,841^2)^{2/3} \cdot (\lg 49733816,1)^{2,58}} \cdot \left(1 - 0,2 + \frac{40}{49733816,1^{3/8}} \cdot 0,2^{5/8}\right)^{4/5} = 0,001915$$

$Re_{кр}$ - число Рейнольдса для крыла:

$$Re_{кр} = \frac{V_{кр} \cdot b_{cp}}{v_n} = \frac{248,1 \cdot 7,824}{0,000039} = 49733816,1$$

b_{cp} - средняя геометрическая хорда крыла:

$$b_{cp} = \frac{b_0 + b_{кц}}{2} = \frac{12,62 + 3,03}{2} = 7,824 \text{ м}$$

\bar{x}_n - относительная координата на хорде профиля точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный: $\bar{x}_n \approx \bar{b}_{пр} \approx 0,2$;

$\bar{b}_{пр}$ - относительная хорда предкрылка;

$\bar{S}_{ом}$ - относительная омываемая поверхность крыла:

$$\bar{S}_{ом} = 1 - k_{инт} \cdot \bar{S}_{пф} = 1 - 0,5 \cdot 0,153 = 0,92$$

$k_{инт}$ - коэффициент интерференции; $k_{инт} = 0,5$ - схема низкоплан;

$\bar{S}_{пф}$ - относительная подфюзеляжная площадь крыла:

$$\bar{S}_{пф} = S_{пф} / S_{кр} = 65,5 / 427,12 = 0,153$$

$S_{пф}$ - площадь подфюзеляжной части крыла:

$$S_{пф} \approx b_0 \cdot d_\phi \approx 12,62 \cdot 5,186 = 65,5 \text{ м}^2$$

$\bar{l}_w \approx 0,8$ - относительный размах щелей образуемых предкрылками, закрылками, элеронами:

$C_{xв}$ - коэффициент волнового сопротивления:

при $M > M'_{крит}$ ($0,841 > 0,767$):

$$C_{xв} = \frac{2 \cdot \pi \cdot \lambda \cdot (\bar{c}_{ср})^2 \cdot \cos^2 \chi_c}{2 + \lambda \cdot (\bar{c}_{ср})^{1/3} \cdot \cos^{5/3} \chi_c} \cdot \left(\frac{M - M'_{кр}}{M_{с\max} \cdot M'_{кр}} \right)^3 \cdot \left(4 - 3 \cdot \frac{M - M'_{кр}}{M_{с\max} - M'_{кр}} \right)$$

$$C_{xв} = \frac{2 \cdot \pi \cdot 7,9 \cdot (0,127)^2 \cdot \cos^2 28^\circ}{2 + 7,9 \cdot (0,127)^{1/3} \cdot \cos^{5/3} 28^\circ} \cdot \left(\frac{0,841 - 0,767}{1,157 \cdot 0,767} \right)^3 \cdot \left(4 - 3 \cdot \frac{0,841 - 0,767}{1,157 - 0,767} \right) = 0,000250$$

$M'_{крит}$ - критическое число Маха для крыла при $C_y = 0$:

$$M'_{крит} = \frac{k_c}{\cos \chi_c} \cdot \left[1 + \frac{(\alpha + 1)^{4/3} \cdot \bar{c}_{ср}^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} \chi_c} - \frac{(\alpha + 1)^{2/3} \cdot \bar{c}_{ср}^{2/3}}{\cos^{1/3} \chi_c} \right]$$

$$M'_{крит} = \frac{1,06}{\cos 28^\circ} \cdot \left[1 + \frac{(1,4 + 1)^{4/3} \cdot 0,127^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} 28^\circ} - \frac{(1,4 + 1)^{2/3} \cdot 0,127^{2/3}}{\cos^{1/3} 28^\circ} \right] = 0,767$$

χ_c - стреловидность по максимальной толщине профиля крыла:

$$\chi_c \text{ по } (0,30 \cdot b), \quad \chi_c \approx 0,9 \dots 0,94 \cdot \chi_{п/к} \text{ или } \chi_c \cong \chi_{1/4} = 28^\circ.$$

k_c - коэффициент, учитывающий использование суперкритических профилей: $k_c = 1,06$ - используются суперкритический профиль;

$\alpha = 1,4$ - показатель адиабаты воздуха;

$M_{c \max}$ - число M соответствующее максимальному значению волнового сопротивления - $C_{xв \max}$:

$$M_{c \max} = \frac{1}{\cos \chi_c} \cdot \left[1 + 0,4 \cdot \frac{\bar{c}_{cp}^{3/2}}{\cos^{2/3} \chi_c} \cdot (2 - \lambda_{кр} \cdot \bar{c}_{cp}^{2/3} \cdot \cos^{2/3} \chi_c) \right]$$

$$M_{c \max} = \frac{1}{\cos 28^0} \cdot \left[1 + 0,4 \cdot \frac{0,127^{3/2}}{\cos^{2/3} 28^0} \cdot (2 - 7,9 \cdot 0,127^{2/3} \cdot \cos^{2/3} 28^0) \right] = 1,134$$

C_{xi} - коэффициент индуктивного сопротивления:

при $M > M'_{крит}$ ($0,841 > 0,767$):

$$C_{xi} = \frac{C_y^2}{\pi \cdot \lambda_{эф.сж}} = \frac{C_y^2}{3,14 \cdot 8,095} = 0,03932 \cdot C_y^2$$

C_y - коэффициент аэродинамической подъемной силы;

$\lambda_{эф.сж}$ - эффективное удлинение в сжимаемом (сверхзвуковом) потоке:

$$\lambda_{эф.сж} = \frac{\lambda_{эф.несж}}{1 + \delta_{сж}} = \frac{8,71}{1 + 0,0761} = 8,095$$

$$\lambda_{эф.несж} = \frac{\lambda'_{кр}}{1 + \delta_{несж}} = \frac{10,30}{1 + 0,1826} = 8,71$$

$\lambda'_{кр}$ - удлинение крыла с учетом концевых крылышек Читкомба:

$$\lambda'_{кр} = \frac{(l'_{кр})^2}{S_{кр}^{\Sigma}} = \frac{67,06^2}{436,5} = 10,30$$

$l'_{кр}$ - размах крыла с учетом концевых крылышек, м:

$$l'_{кр} \approx l_{кр} + 2 \cdot l_{кк}^{\phi} = 61,81 + 2 \cdot 2,623 = 67,06 \text{ м}$$

$S_{кк}$ - площадь концевого крылышка, m^2 :

$$S_{кк} = 7,938 \text{ м}^2$$

$\delta_{несж}$ - коэффициент, учитывающий сужение и стреловидность крыла:

$$\delta_{несж} = 0,02 \cdot \frac{\lambda'_{кр}}{\cos \chi} \cdot \left(3,1 - \frac{14}{\eta_{кр}} + \frac{20}{\eta_{кр}^2} - \frac{8}{\eta_{кр}^3} \right) =$$

$$= 0,02 \cdot \frac{10,30}{\cos 28^0} \cdot \left(3,1 - \frac{14}{4,17} + \frac{20}{4,17^2} - \frac{8}{4,17^3} \right) = 0,1826$$

$\delta_{сж}$ - коэффициент, учитывающий сжимаемость потока:

$$\delta_{сж} = \begin{cases} \lambda'_{кр} \cdot \bar{c}_{ср}^{1/3} \cdot (M - M''_{крит})^3 = 10,30 \cdot 0,127^{1/3} \cdot (0,841 - M''_{крит})^3 & \text{при } 1 > M > M'_{крит} \\ 0 & \text{при } M \leq M'_{крит} \end{cases}$$

$M''_{крит}$ - критическое число Маха второго рода:

$$M''_{крит} = M'_{крит} - c_y^{3/2} \cdot \bar{c}_{ср}^{1/2} = 0,767 - c_y^{3/2} \cdot 0,127^{1/2} = 0,767 - 0,356 \cdot c_y^{3/2}$$

2. Коэффициент сопротивления фюзеляжа.

$$C_{x\phi} = C_{f\phi} \cdot \eta_c \cdot \eta_M \cdot S_{ом.\phi} / S_{м.\phi} + \Delta C_{x\phi i} + \Delta C_{x\phi d}$$

$$C_{x\phi} = 0,0009618 \cdot 1,068 \cdot 1,014 \cdot 720,0 / 21,1 + 0,03648 + 0,02957 = 0,101573$$

где: $S_{ом.\phi}$ - площадь омываемой поверхности фюзеляжа:

$$S_{ом.\phi} = 2,85 \cdot l_\phi \cdot \sqrt{S_{м.\phi}} = 2,85 \cdot 54,97 \cdot \sqrt{21,1} = 720,0 \text{ м}^2$$

$S_{м.\phi}$ - площадь миделя фюзеляжа:

$$S_{м.\phi} = \frac{\pi \cdot d_\phi^2}{4} = \frac{3,14 \cdot 5,186^2}{4} = 21,1 \text{ м}^2$$

$C_{f\phi}$ - коэффициент трения для фюзеляжа:

$$C_{f\phi} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg Re_\phi)^{2,58}}$$

$$C_{f\phi} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,841^2)^{2/3} \cdot (\lg 349411484)^{2,58}} = 0,0009618$$

Re_ϕ - число Рейнольдса для фюзеляжа:

$$Re_\phi = \frac{V_{кр} \cdot l_\phi}{\nu_n} = \frac{248,1 \cdot 54,97}{0,000039} = 349411484$$

η_c - коэффициент, учитывающий удлинение:

$$\eta_c = 1,28 - 0,02 \cdot \lambda_\phi = 1,28 - 0,02 \cdot 10,6 = 1,068$$

η_M - коэффициент, учитывающий крейсерскую скорость:

$$\begin{aligned} \eta_M &= 1,133 + 0,98 \cdot 10^{-6} \cdot V_{кр}^2 - 0,721 \cdot 10^{-3} \cdot V_{кр} = \\ &= 1,133 + 0,98 \cdot 10^{-6} \cdot 248,1^2 - 0,721 \cdot 10^{-3} \cdot 248,1 = 1,014 \end{aligned}$$

$\Delta C_{x\phi i}$ - дополнительное индуктивное сопротивление:

$$\Delta C_{x\phi i} = 4 \cdot 10^{-4} \cdot V_\phi^{2/3} = 4 \cdot 10^{-4} \cdot 870,9^{2/3} = 0,03648$$

V_ϕ - объем фюзеляжа по внешнему контуру, м^3 :

$$V_{\phi}^m = k_{\phi} \cdot \frac{\pi \cdot d_{\phi}^2}{4} \cdot l_{\phi} = 0,75 \cdot \frac{3,14 \cdot 5,186^2}{4} \cdot 54,97 = 870,9 \text{ м}^3$$

$k_{\phi} = 0,75$ - коэффициент формы фюзеляжа;

$\Delta C_{x\phi, \bar{d}}$ - дополнительное донное сопротивление:

$$\Delta C_{x\phi, \bar{d}} = 0,0014 \cdot S_{m, \phi} = 0,0014 \cdot 21,1 = 0,02957$$

Коэффициент сопротивления ГО.

$$C_{x_{20}} = C_{x0_{20}} + C_{xi_{20}} = 0,006175 + 0,202 \cdot C_{y_{20}}^2 = 0,006175 + 0,0002289 \cdot C_y^2$$

$C_{x0_{20}}$ - коэффициент вредного лобового сопротивления ГО:

$$C_{x0_{20}} = C_{xp_{20}} + C_{x\bar{v}_{20}} = 0,0061661 + 0,000009 = 0,006175$$

$C_{xp_{20}}$ - коэффициент профильного сопротивления ГО:

$$C_{xp_{20}} = 2 \cdot C_{f_{20}} \cdot (1 + 3 \cdot \bar{c}_{cp_{20}}) \cdot [1 + \bar{c}_{cp_{20}} (5M - 3)] \cdot \bar{S}_{om_{20}} + 0,001 \cdot \bar{l}_{\omega}$$

$$C_{xp_{20}} = 2 \cdot 0,00233 \cdot (1 + 3 \cdot 0,101) \cdot [1 + 0,101(5 \cdot 0,841 - 3)] \cdot 0,8 + 0,001 \cdot 0,8 = 0,00591$$

$\bar{c}_{cp_{20}}$ - средняя относительная толщина ГО:

$$\bar{c}_{cp_{20}} = \frac{\bar{c}_{0_{20}} \cdot \eta_{20} + \bar{c}_{кц_{20}}}{\eta_{20} + 1} = \frac{0,11 \cdot 2,5 + 0,08}{2,5 + 1} = 0,101$$

$\bar{S}_{om_{20}}$ - относительная омываемая поверхность ГО:

$$\bar{S}_{om_{20}} = 1 - k_{инт} \cdot \bar{S}_{пф_{20}} = 1 - 0,8 \cdot 0,268 = 0,8$$

$k_{инт}$ - коэффициент интерференции:

$$k_{инт} = 0,8 \text{ - нормальная схема оперения;}$$

$\bar{S}_{пф_{20}}$ - относительная подфюзеляжная площадь ГО:

$$\bar{S}_{пф_{20}} = S_{пф_{20}} / S_{20} = 25,2 / 93,97 = 0,268$$

$S_{пф_{20}}$ - площадь подфюзеляжной части ГО, определяется по чертежу

вид сверху, $S_{пф_{20}} \approx 0,7 \cdot b_0^{20} \cdot d_{\phi} \approx 0,7 \cdot 6,93 \cdot 5,186 = 25,2 \text{ м}^2$;

$\bar{l}_{\omega} \approx 0,8$ - относительный размах щелей образуемых рулем высоты;

$C_{f_{20}}$ - коэффициент трения ГО:

$$C_{f_{20}} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg Re_{20})^{2,58}} \cdot \left(0,95 + \frac{6,1506}{Re_{20}^{3/8}}\right)^{4/5} =$$

$$= \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,841^2)^{2/3} \cdot (\lg 30827658,2)^{2,58}} \cdot \left(0,95 + \frac{6,1506}{30827658,2^{3/8}}\right)^{4/5} = 0,00233$$

Re_{z0} - число Рейнольдса для ГО:

$$Re_{z0} = \frac{V_{кр} \cdot b_{ср.z0}}{v_H} = \frac{248,1 \cdot 4,850}{0,000039} = 30827658,2$$

$b_{ср.z0}$ - средняя геометрическая хорда ГО:

$$b_{ср.z0} = \frac{b_0^{z0} + b_{кц}^{z0}}{2} = \frac{6,93 + 2,77}{2} = 4,85 \text{ м}$$

$C_{xв.z0}$ - коэффициент волнового сопротивления ГО:

при $M > M'_{z0}$ ($0,841 > 0,786$):

$$C_{xв.z0} = \frac{2 \cdot \pi \cdot \lambda_{z0} \cdot (\bar{c}_{ср.z0})^2 \cdot \cos^2 \chi_{z0}}{2 + \lambda_{z0} \cdot (\bar{c}_{ср.z0})^{1/3} \cdot \cos^{5/3} \chi_{z0}} \cdot \left(\frac{M - M'_{z0}}{M_{с\max z0} \cdot M'_{z0}} \right)^3 \cdot \left(4 - 3 \cdot \frac{M - M'_{z0}}{M_{с\max z0} - M'_{z0}} \right)$$
$$C_{xв.z0} = \frac{2 \cdot \pi \cdot 4 \cdot (0,101)^2 \cdot \cos^2 32}{2 + 4 \cdot (0,101)^{1/3} \cdot \cos^{5/3} 32} \cdot \left(\frac{0,841 - 0,786}{1,187 \cdot 0,786} \right)^3 \cdot \left(4 - 3 \cdot \frac{0,841 - 0,786}{1,187 - 0,786} \right) = 0,000009$$

M'_{z0} - критическое число Маха для ГО при $C_y = 0$:

$$M'_{z0} = \frac{k_c}{\cos \chi_{z0}} \cdot \left[1 + \frac{(\varepsilon + 1)^{4/3} \cdot \bar{c}_{ср.z0}^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} \chi_{z0}} - \frac{(\varepsilon + 1)^{2/3} \cdot \bar{c}_{ср.z0}^{2/3}}{\cos^{1/3} \chi_{z0}} \right]$$
$$M'_{z0} = \frac{1}{\cos 31^0} \cdot \left[1 + \frac{(1,4 + 1)^{4/3} \cdot 0,101^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} 31^0} - \frac{(1,4 + 1)^{2/3} \cdot 0,101^{2/3}}{\cos^{1/3} 31^0} \right] = 0,786$$

k_c - коэффициент учитывающий использование суперкритических профилей: $k_c = 1$ - используется обычный профиль.

$\varepsilon = 1,4$ - показатель адиабаты воздуха:

$M_{с\max z0}$ - число M соответствующее максимальному значению волнового сопротивления - $C_{xв\max}$:

$$M_{с\max z0} = \frac{1}{\cos \chi_{z0}} \cdot \left[1 + 0,4 \cdot \frac{\bar{c}_{ср.z0}^{3/2}}{\cos^{2/3} \chi_{z0}} \cdot \left(2 - \lambda_{z0} \cdot \bar{c}_{ср.z0}^{1/3} \cdot \cos^{2/3} \chi_{z0} \right) \right]$$
$$M_{с\max z0} = \frac{1}{\cos 31^0} \cdot \left[1 + 0,4 \cdot \frac{0,101^{3/2}}{\cos^{2/3} 31^0} \cdot \left(2 - 4 \cdot 0,101^{1/3} \cdot \cos^{2/3} 31^0 \right) \right] = 1,187$$

$C_{y.z0}$ - коэффициент аэродинамической подъемной силы;

$C_{xi.z0}$ - коэффициент индуктивного сопротивления ГО:

если $M > M'_{20}$ ($0,841 > 0,786$):

$$C_{x_{i20}} = \frac{C_{y_{20}}^2}{\lambda_{\text{эф.сж.20}}} = 0,254 \cdot C_{y_{20}}^2 = 0,254 \cdot 0,03^2 \cdot C_y^2 = 0,0002289 \cdot C_y^2$$

$C_{y_{20}}$ - коэффициент аэродинамической уравновешивающей силы ГО:

$$C_{y_{20}} = 0,03 \cdot C_y$$

$\lambda_{\text{эф.сж.20}}$ - эффективное удлинение для ГО в сжимаемом (сверхзвуковом) потоке:

$$\lambda_{\text{эф.сж.20}} = \frac{\lambda_{\text{эф.несж.20}}}{1 + \delta_{\text{сж.20}}} = \frac{3,931}{1 + 0,0003} = \frac{3,931}{1,0003} = 3,93$$

$$\lambda_{\text{эф.несж.20}} = \frac{\lambda_{20}}{1 + \delta_{\text{несж.20}}} = \frac{4}{1 + 0,0175} = 3,931$$

$\delta_{\text{несж.20}}$ - коэффициент, учитывающий сужение и стреловидность ГО:

$$\delta_{\text{несж.20}} = 0,02 \cdot \frac{\lambda_{20}}{\cos \chi_{20}} \cdot \left(3,1 - \frac{14}{\eta_{20}} + \frac{20}{\eta_{20}^2} - \frac{8}{\eta_{20}^3} \right)$$

$$\delta_{\text{несж.20}} = 0,02 \cdot \frac{4}{\cos 31^\circ} \cdot \left(3,1 - \frac{14}{2,5} + \frac{20}{2,5^2} - \frac{8}{2,5^3} \right) = 0,0175$$

$\delta_{\text{сж.20}}$ - коэффициент, учитывающий сжимаемость потока:

$$\delta_{\text{сж.20}} = \begin{cases} \lambda_{20} \cdot \bar{c}_{\text{ср.20}}^{-1/3} \cdot (M - M''_{20})^3 = 1,863 \cdot (0,841 - M''_{20})^3 & \text{при } 1 > M > M'_{20} \\ 0 & \text{при } M \leq M'_{20} \end{cases}$$

$M''_{\text{кр}}$ - критическое число Маха второго рода для ГО:

$$M''_{20} = M'_{20} - C_{y_{20}}^{3/2} \cdot \bar{c}_{\text{ср20}}^{1/2} = 0,786 - 0,318 \cdot C_{y_{20}}^{3/2}$$

Коэффициент сопротивления ВО.

$$C_{x_{\text{во}}} = C_{x_{0 \text{ во}}} = C_{x_{\text{р во}}} + C_{x_{\text{в во}}} = 0,007254$$

$C_{x_{0 \text{ во}}}$ - коэффициент вредного лобового сопротивления ГО.

$C_{x_{\text{р во}}}$ - коэффициент профильного сопротивления ВО:

$$C_{x_{\text{р во}}} = 2 \cdot C_{f_{\text{во}}} \cdot (1 + 3 \cdot \bar{c}_{\text{ср во}}) \cdot [1 + \bar{c}_{\text{ср во}} (5M - 3)] \cdot \bar{S}_{\text{ом во}} + 0,001 \cdot \bar{l}_w$$

$$C_{x_{\text{р во}}} = 2 \cdot 0,002205 (1 + 3 \cdot 0,101) \cdot [1 + 0,101 \cdot (5 \cdot 0,841 - 3)] \cdot 1 + 0,001 \cdot 0,8 = 0,007254$$

$\bar{c}_{срво}$ - средняя относительная толщина ВО:

$$\bar{c}_{срво} = \frac{\bar{c}_{0 во} \cdot \eta_{во} + \bar{c}_{кц во}}{\eta_{во} + 1} = \frac{0,11 \cdot 2,5 + 0,08}{2,5 + 1} = 0,101$$

$\bar{S}_{омво} = 1$ - относительная омываемая поверхность ВО;

$\bar{l}_{щ} \approx 0,8$ - относительный размах щелей образуемых рулем направления;

$C_{f во}$ - коэффициент трения ВО:

$$C_{f во} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg Re_{во})^{2,58}} \cdot \left(0,95 + \frac{6,1506}{Re_{во}^{3/8}} \right)^{4/5} =$$

$$= \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,841^2)^{2/3} \cdot (\lg 44827229)^{2,58}} \cdot \left(0,95 + \frac{6,1506}{44827229^{3/8}} \right)^{4/5} = 0,002205$$

$Re_{во}$ - число Рейнольдса для ВО:

$$Re_{во} = \frac{V_{кр} \cdot b_{ср.во}}{v_{н}} = \frac{248,1 \cdot 7,053}{0,000039} = 44827229$$

$b_{ср.во}$ - средняя геометрическая хорда ВО:

$$b_{ср.во} = \frac{b_0^{во} + b_{кц}^{во}}{2} = \frac{10,075 + 4,03}{2} = 7,053 \text{ м}$$

$C_{хв во}$ - коэффициент волнового сопротивления ВО:

при $M < M'_{во}$ ($0,841 < 0,846$):

$$C_{хв во} = 0,$$

$M'_{во}$ - критическое число Маха для ВО при $C_y = 0$:

$$M'_{во} = \frac{k_c}{\cos \chi_{во}} \cdot \left[1 + \frac{(\varepsilon + 1)^{4/3} \cdot \bar{c}_{срво}^{-4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} \chi_{во}} - \frac{(\varepsilon + 1)^{2/3} \cdot \bar{c}_{срво}^{2/3}}{\cos^{1/3} \chi_{во}} \right]$$

$$M'_{во} = \frac{1}{\cos 38^0} \cdot \left[1 + \frac{(1,4 + 1)^{4/3} \cdot 0,101^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} 38^0} - \frac{(1,4 + 1)^{2/3} \cdot 0,101^{2/3}}{\cos^{1/3} 38^0} \right] = 0,846$$

k_c - коэффициент, учитывающий использование суперкритических профилей: $k_c = 1$ - используется обычный профиль;

$\varepsilon = 1,4$ - показатель адиабаты воздуха.

Кэффициент сопротивления гондол двигателей.

$$C_{x2} = \eta_{\partial\partial} \cdot (C_{f2} \cdot \eta_c \cdot \eta_m \cdot S_{\text{ом.2}} / S_{\text{м.2}} + \Delta C_{x2i} + \Delta C_{x2\partial})$$

$$C_{x2} = 4 \cdot (0,001337 \cdot 1,228 \cdot 1,014 \cdot 40,14 / 4,80 + 0,00339 + 0,006721) = 0,09615$$

$S_{\text{ом.2}}$ - площадь омываемой поверхности гондолы:

$$S_{\text{ом.2}} = 2,85 \cdot l_2 \cdot \sqrt{S_{\text{м.2}}} = 2,85 \cdot 6,43 \cdot \sqrt{4,80} = 40,14 \text{ м}^2$$

$S_{\text{м.2}}$ - площадь миделя гондолы:

$$S_{\text{м.2}} = \frac{\pi \cdot d_{2.3}^2}{4} = \frac{3,14 \cdot 2,47^2}{4} = 4,80 \text{ м}^2$$

$l_2, d_{2.3}$ - соответственно длина и эквивалентный диаметр гондолы,

$$l_2 = 6,43 \text{ м}; \quad d_{2.3} = 2,47 \text{ м};$$

C_{f2} - коэффициент трения для гондолы:

$$C_{f2} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot \text{М}^2)^{2/3} \cdot (\lg \text{Re}_2)^{2,58}} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,841^2)^{2/3} \cdot (\lg 40858754,9)^{2,58}} = 0,001337$$

Re_2 - число Рейнольдса для гондолы двигателя:

$$\text{Re}_2 = \frac{V_{\text{кр}} \cdot l_2}{V_{\text{н}}} = \frac{248,1 \cdot 6,43}{0,000039} = 40858754,9$$

η_c - коэффициент, учитывающий удлинение:

$$\eta_c = 1,28 - 0,02 \cdot \lambda_2 = 1,28 - 0,02 \cdot 2,6 = 1,228$$

λ_2 - удлинение гондолы: $\lambda_2 = l_2 / d_{2.3} = 6,43 / 2,47 = 2,6$;

η_m - коэффициент, учитывающий крейсерскую скорость:

$$\eta_m = 1,133 + 0,98 \cdot 10^{-6} \cdot V_{\text{кр}}^2 - 0,721 \cdot 10^{-3} \cdot V_{\text{кр}} = 1,014$$

ΔC_{x2i} - дополнительное индуктивное сопротивление:

$$\Delta C_{x2i} = 4 \cdot 10^{-4} \cdot V_2^{2/3} = 4 \cdot 10^{-4} \cdot 24,7^{2/3} = 0,00339$$

V_2 - объем гондолы, м³:

$$V_2 = k_2 \cdot \frac{\pi \cdot d_{2.3}^2}{4} \cdot l_2 = 0,8 \cdot \frac{\pi \cdot 2,47^2}{4} \cdot 6,43 = 24,7 \text{ м}^3;$$

$k_2 = 0,8$ - коэффициент формы гондолы;

$\Delta C_{x2\partial}$ - дополнительное донное сопротивление:

$$\Delta C_{x2\partial} = 0,0014 \cdot S_{\text{м.2}} = 0,0014 \cdot 4,80 = 0,006721$$

Кoeffициент сопротивления самолета в целом.

$$C_{xc} = \sum C_{xi} + \sum C_{xb} + \sum C_{xp}$$

C_{xc} - коэффициент сопротивления самолета в целом.

$\sum C_{xi}$ - суммарное индуктивное сопротивление:

$$\sum C_{xi} = C_{xi\text{кр}} + C_{xi\text{зо}} \cdot S_{zo} / S_{кр}$$

$\sum C_{xb}$ - суммарное волновое сопротивление:

$$\begin{aligned} \sum C_{xb} &= C_{xb\text{кр}} + (C_{xb\text{зо}} \cdot S_{zo} + C_{xb\text{во}} \cdot S_{во}) / S_{кр} = \\ &= 0,000250 + (0,000009 \cdot 93,97 + 0 \cdot 59,8) / 427,12 = 0,000252 \end{aligned}$$

$\sum C_{xp}$ - суммарное профильное сопротивление:

$$\begin{aligned} \sum C_{xp} &= C_{xp\text{кр}} + (C_{xp\text{зо}} \cdot S_{zo} + C_{xp\text{во}} \cdot S_{во} + C_{xp\phi} \cdot S_{м,\phi} + C_{xpz} \cdot S_{м,z}) / S_{кр} \\ \sum C_{xp} &= 0,00643 + (0,0061661 \cdot 93,97 + 0,007254 \cdot 59,8 + 0,101573 \cdot 21,1 + \\ &+ 0,09615 \cdot 4,80) / 427,12 = 0,014909 \end{aligned}$$

$$\sum C_{xc} = 0,014909$$

Вычисления удобно вести в таблицу

Таблица №4

C_y	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7
C_y^2	0	0,01	0,04	0,09	0,16	0,25	0,36	0,49
$\sum C_{xi}$	0	0,00037	0,00147	0,00331	0,00589	0,00921	0,01329	0,01818
C_{xc}	0,01516	0,01553	0,01663	0,01847	0,02105	0,02437	0,02845	0,03335
K	0	6,44	12,03	16,24	19,00	20,52	21,09	20,99

C_y	0,8	0,9	1	1,1	1,2	1,3	1,345
C_y^2	0,64	0,81	1	1,21	1,44	1,69	1,809025
$\sum C_{xi}$	0,02400	0,03097	0,03955	0,05062	0,06571	0,08740	0,10037
C_{xc}	0,03916	0,04613	0,05471	0,06578	0,08087	0,10256	0,11553
K	20,43	19,51	18,28	16,72	14,84	12,68	11,64

На поляре можно определить следующие характерные параметры:

$C_{y\text{кр max}}$ - максимальное значение коэффициента подъемной силы, соответствующий начальной точке крейсерского участка полета:

$$C_{y\text{кр max}} = \frac{2 \cdot 0,95 \cdot m_0}{\rho_H \cdot V_{кр}^2 \cdot S_{кр}} = \frac{2 \cdot 0,95 \cdot 316880}{0,0371 \cdot 248,1^2 \cdot 427,12} = 0,617 ;$$

$C_{y \text{ кр min}}$ – минимальное значение коэффициента подъемной силы, соответствующий конечной точке крейсерского участка полета:

$$C_{y \text{ кр min}} = \frac{2 \cdot 1,05 \cdot m_{\text{пос}}}{\rho_H \cdot V_{\text{кр}}^2 \cdot S_{\text{кр}}} = \frac{2 \cdot 1,05 \cdot 226407,6}{0,0371 \cdot 248,1^2 \cdot 427,12} = 0,487;$$

где: $m_{\text{пос}} = (m_0 - m_{\text{м.р}}) = 316880 - 90472,4 = 226407,6$ кг – посадочная масса самолета;

$m_{\text{м.р}}$ – масса топлива, расходуемого для полета на расчетную дальность, $m_{\text{м.р}} = \bar{m}_{\text{м.р}} \cdot m_0 = 0,28551 \cdot 316880 = 90472,4$ кг.

$C_{y \text{ к max}}$ – коэффициент подъемной силы, соответствующий максимальному аэродинамическому качеству самолета – K_{max} (соответствует значению в точке касательной к поляре), $C_{y \text{ к max}} = 0,635$;

$C_{y \text{ ср}}$ – среднее значение коэффициента подъемной силы, соответствующий крейсерскому режиму полета;

$$C_{y \text{ ср}} \approx 0,5 \cdot (C_{y \text{ кр max}} + C_{y \text{ кр min}}) = 0,5 \cdot (0,617 + 0,487) = 0,5523$$

$C_{x \text{ кр max}}$, $C_{x \text{ к max}}$, $C_{x \text{ ср}}$, $C_{x \text{ кр min}}$ – соответственно, значения коэффициентов сопротивления самолета, соответствующих крейсерскому режиму полета: в начальной точке, в точке максимального аэродинамического качества, в точке $C_{y \text{ ср}}$ и для конечной точки крейсерского участка полета.

$$K_{\text{max}} = \left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{\text{max}} = \frac{C_{y \text{ к max}}}{C_{x \text{ к max}}} = \frac{0,635}{0,03007} = 21,12 - \text{максимальное значение}$$

аэродинамическое качество самолета.

$$K_{\text{ср}} = \left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{\text{ср}} = \frac{0,5523}{0,02641} = 20,9 - \text{среднее значение аэродинамического}$$

качества самолета при полете на расчетную дальность.

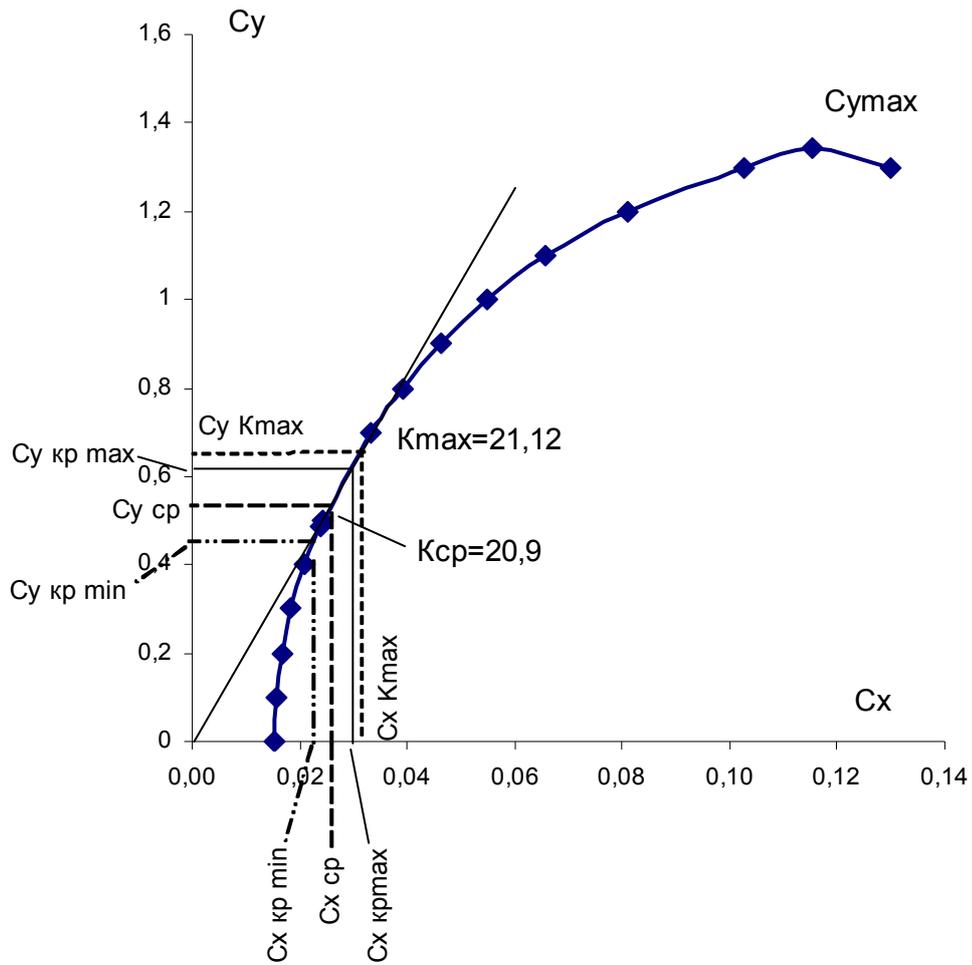


Рис.4 Поляра самолета для крейсерского режима полета (т.е. зависимость коэффициента подъемной силы C_y от коэффициента сопротивления самолета C_{xc})

*ПРОЕКТИРОВОЧНЫЙ РАСЧЁТ
ФЮЗЕЛЯЖА НА ПРОЧНОСТЬ*

РАСЧЁТ ФЮЗЕЛЯЖА НА ПРОЧНОСТЬ

1. Построение эпюр внешних нагрузок действующих на фюзеляж.

1.1. Координата центра масс (ЦМ) самолёта:

$$x_{mc} = 28,93 \text{ м};$$

1.2. Координаты ЦМ распределенных массовых грузов (масса фюзеляжа, масса оборудования, масса коммерческой (полезной) нагрузки) находится на середине длины фюзеляжа:

$$x_{m\phi} = x_{m.o\delta} = x_{m.kh} = 0,5 \cdot l_{\phi} = 0,5 \cdot 54,97 = 27,49 \text{ м};$$

1.3. Расстояния от центра масс самолёта до точки:

а) приложения ЦМ носовой стойки шасси и экипажа:

$$x_1 = 0,4 \cdot l_{\phi} = 21,99 \text{ м};$$

б) приложения ЦМ главной опоры шасси,
главные опоры шасси крепятся к крылу;

в) приложения ЦМ оперения (ГО и ВО)

$$x_3 = 0,45 \cdot l_{\phi} = 24,74 \text{ м};$$

г) приложения ЦМ аэродинамических сил ГО – уравновешивающая аэродинамическая нагрузка Y_{20} и маневренная аэродинамическая нагрузка Y_{M20}

$$x_4 = 0,45 \cdot l_{\phi} = 24,74 \text{ м};$$

д) расположения переднего лонжерона

$$x_{nl} = 0,15 \cdot l_{\phi} = 8,25 \text{ м};$$

е) расположения заднего лонжерона

$$x_{zl} = 0,05 \cdot l_{\phi} = 2,75 \text{ м};$$

1.4. Расчётные значения масс агрегатов и оборудования:

а) масса фюзеляжа: $m_{\phi} = 25962,9 \text{ кг};$

б) масса оборудования: $m_{o\delta} = 14899,1 \text{ кг};$

в) масса экипажа: $m_{эк} = 320 \text{ кг};$

г) масса носовой опоры: $m_{нш} = 1157,3 \text{ кг};$

д) масса оперения (ГО+ВО): $m_{оп} = 5909,34 \text{ кг};$

2. Нагрузки, действующие на фюзеляж.

В качестве распределенных по длине фюзеляжа нагрузок рассматриваются силы от массы фюзеляжа, коммерческой нагрузки и массы оборудования.

2.1. Распределённая нагрузка от собственной массы фюзеляжа:

$$q_{\phi i}^p = \frac{m_{\phi} \cdot n_{\phi i}^3 \cdot f}{S_{\delta \phi}} \cdot H_{\phi i} = \frac{25962,9 \cdot 1,8}{199,6} = 234,18 \cdot n_{\phi i}^3 \cdot H_{\phi i} \left[\frac{\text{даН}}{\text{м}} \right]$$

где: m_{ϕ} – масса фюзеляжа (кг), $m_{\phi} = 25962,9 \text{ кг};$

$S_{\delta \phi}$ – площадь боковой проекции фюзеляжа (м²):

$$S_{\delta \phi} \approx 0,7 \cdot l_{\phi} \cdot d_{\phi} = 0,7 \cdot 54,97 \cdot 5,186 = 199,6 \text{ м}^2;$$

$H_{\phi i}$ - высота фюзеляжа в рассматриваемом сечении;
 $f=1,8$ - коэффициент запаса прочности для фюзеляжа;
 $n^3_{\phi i}$ - эксплуатационная перегрузка в рассматриваемом сечении.

2.2. Распределённая нагрузка от массы оборудования, расположенного на фюзеляже:

$$q_{одi}^p = \frac{m_{од} \cdot n^3_{\phi i} \cdot f}{S_{д.ф}} \cdot H_{\phi i} = \frac{14899,1 \cdot 1,8}{199,6} = 134,4 \cdot n^3_{\phi i} \cdot H_{\phi i}; \left[\frac{даН}{м} \right]$$

где: $m_{од}$ - масса оборудования (кг), $m_{од} = 14899,1$ кг.

2.3. Распределённая нагрузка от массы коммерческой нагрузки, расположенной в фюзеляже:

$$q_{кни}^p = \frac{m_{кн} \cdot n^3_{\phi i} \cdot f}{S_{з.от}} \cdot d_{\phi} = \frac{102000 \cdot 1,8 \cdot 5,186}{185,3} \cdot n^3_{\phi i} = 5138,3 \cdot n^3_{\phi i}; \left[\frac{даН}{м} \right]$$

где: $S_{з.от}$ - площадь боковой проекции грузового отсека;

$$S_{з.от} \approx 0,65 \cdot l_{\phi} \cdot d_{\phi} = 0,65 \cdot 54,97 \cdot 5,186 = 185,3 \text{ м}^2.$$

Суммарная распределённая нагрузка по длине фюзеляжа определяется зависимостью:

$$q_{\Sigma i}^p = (q_{\phi i}^p + q_{одi}^p + q_{кни}^p); \left[\frac{даН}{м} \right].$$

3. Расчётные нагрузки от сосредоточенных массовых и аэродинамических сил.

3.1. Расчётная нагрузка от массы экипажа:

$$m_{ЭК}^p = m_{ЭК} \cdot n^3_{\phi i} \cdot f = 320 \cdot 1,8 \cdot n^3_{\phi i} = 576 \cdot n^3_{\phi i} \text{ [даН]}.$$

3.2. Расчётная нагрузка от массы носовой опоры шасси:

$$m_{нш}^p = m_{нш} \cdot n^3_{\phi i} \cdot f = 1157,3 \cdot 1,8 \cdot n^3_{\phi i} = 2083,1 \cdot n^3_{\phi i} \text{ [даН]}.$$

3.3. Расчётная нагрузка от массы оперения:

$$m_{оп}^p = m_{оп} \cdot n^3_{\phi i} \cdot f = 5909,34 \cdot 1,8 \cdot n^3_{\phi i} = 10636,8 \cdot n^3_{\phi i} \text{ [даН]}.$$

3.4. Расчётная нагрузка от массы коммерческой нагрузки:

$$m_{кн}^p = m_{кн} \cdot n^3_{\max} \cdot f = 102000 \cdot 2,3 \cdot 1,8 = 422280 \text{ [даН]}.$$

4. Определение эксплуатационной перегрузки по длине фюзеляжа - $n^3_{\phi i}$

$$n^3_{\phi i} = n^3_{\max} - \frac{Y_{z0}^3}{m_0} \pm \frac{Y_{mz0}^3}{m_0} \pm \varepsilon \cdot x_i = 2,3 - \frac{6376,8}{316880} - \frac{41687,1}{316880} \pm \varepsilon \cdot x_i = 2,148 \pm \varepsilon \cdot x_i$$

где: $\varepsilon \cdot x_i$ - вращательная перегрузка;

x_i - расстояние от центра масс самолёта до рассматриваемого сечения;

$n_{\max}^3 = 2,3$ - максимальная эксплуатационная перегрузка;

ε - угловое ускорение:

$$\varepsilon = \frac{Y_{M20}^3 \cdot L_{20}}{I_z} = \frac{-41687,1 \cdot 24,737}{26812415} = -0,0385;$$

I_z - массовый момент инерции самолёта относительно оси OZ, приближённо:

$$I_z \approx 0,03 \cdot L_{\phi}^2 \cdot m_0 = 0,03 \cdot 54,97^2 \cdot 316880 = 26812415,22$$

4.1. Уравновешивающая аэродинамическая нагрузка, действующая на ГО:

$$Y_{20}^3 = m_z \cdot \frac{\rho_H \cdot V_{кр}^2}{2} \cdot S_{кр} \cdot \frac{b_a}{L_{20}} = 0,045 \cdot \frac{0,0371 \cdot 263,89^2}{2} \cdot 427,12 \cdot \frac{5,148}{24,737} = 5168,9 \text{ [даН]}$$

где: m_z - коэффициент момента крыла, зависящий от L_{20} :

$$m_z \approx 0,045;$$

ρ_H - плотность воздуха на расчётной высоте:

$$\rho_H = 1,225 \cdot \left(1 - \frac{H_p}{44,308}\right)^{4,2553} = 1,225 \cdot \left(1 - \frac{11}{44,308}\right)^{4,2553} = 0,0371 \text{ кг/м}^3$$

где: $H_p = 11$ (км) - расчётная высота полёта;

$V_{кр} = 263,89$ (м/с) - крейсерская скорость полёта;

$L_{20} = 24,737$ (м) - плечо горизонтального оперения.

4.2. Маневренная аэродинамическая нагрузка:

$$Y_{M20}^3 = -k \cdot n_{\max}^3 \cdot \frac{m_0}{S_{кр}} \cdot S_{20} = -0,26 \cdot 2,3 \cdot \frac{316880}{427,12} \cdot 93,97 = -41690,3 \text{ [даН]}$$

где: $k=0,26$ - коэффициент эффективности руля высоты.

5. Определение реакции опор.

Реакции опор определяются из уравнений равновесия моментов сил, относительно переднего и заднего узлов крепления на усиленных шпангоутах.

5.1. Из уравнения момента, относительно переднего лонжерона, для принятой расчётной схемы, можно определить:

$$\sum M_{z,3л} = 0;$$

$$R_1^p = 0,5 \cdot (m_{\phi}^p + m_{од}^p + m_{кн}^p) + 5 \cdot m_{оп}^p + 1,5 \cdot m_{2л.ш}^p + 5 \cdot Y_{20}^p - \\ - 5 \cdot Y_{M20}^p - 3,5 \cdot (m_{эк}^p + m_{нш}^p);$$

$$R_1^p = 0,5 \cdot (107486,6 + 61682,1 + 422280) + 5 \cdot 32420,2 + 1,5 \cdot 0 + 5 \cdot 9304,0 - 5 \cdot (-75042,6) - 3,5 \cdot (720,392 + 2605,35) = 851708,3 \text{ даН};$$

Здесь: $Y_{20}^p = f \cdot Y_{20}^3 = 1,8 \cdot 5168,9 = 9304,0 \text{ даН}$

$$Y_{M20}^p = f \cdot Y_{M20}^3 = 1,8 \cdot (-41690,3) = -75042,6 \text{ даН}$$

реакция R_1 направлена вниз.

5.2. Аналогично для заднего лонжерона:

$$\sum M_{z,пл} = 0;$$

$$R_2^p = 1,5 \cdot (m_\phi^p + m_{од}^p + m_{кн}^p) + 6 \cdot m_{оп}^p + 2,5 \cdot m_{зл.ш}^p + 6 \cdot Y_{20}^p - 6 \cdot Y_{M20}^p - 2,5 \cdot (m_{эк}^p + m_{нш}^p);$$

$$R_2^p = 1,5 \cdot (107486,6 + 61682,1 + 422280) + 6 \cdot 32420,2 + 2,5 \cdot 0 + 6 \cdot 9304,0 - 6 \cdot (-75042,6) - 2,5 \cdot (720,392 + 2605,35) = 1563249,6 \text{ даН};$$

реакция R_2 направлена вверх.

6. Определение перерезывающих сил (Q_{yi}^p) и изгибающих моментов (M_{zi}^p) по длине фюзеляжа.

При определении перерезывающих сил (Q_{yi}^p) и изгибающих моментов (M_{zi}^p) по длине фюзеляжа, длину фюзеляжа следует разбить на n участков длиной $\Delta x = \frac{l_\phi}{n}$ [м] (рекомендуется $n=15...20$).

Разобьём длину фюзеляжа на $n=20$ участков длиной

$$\Delta x = \frac{l_\phi}{n} = \frac{54,97}{20} = 2,749 \text{ (где, } n=20\text{)}.$$

Результаты подсчётов занесём в таблицу № 5.

Приращение перерезывающей силы определяется как:

$$\Delta Q_i^p = \frac{q_{\Sigma i}^p + q_{\Sigma i+1}^p}{2} \cdot \Delta x ; [\text{дан}]$$

6.1. Суммарную перерезывающую силу определяем по формуле:

$$Q_i^p = \sum_{i=1}^n \Delta Q_i^p + m_i^p \pm R_i^p$$

Далее определяем: $Q_{срi}^p = \frac{Q_i^p + Q_{i+1}^p}{2} ;$

И приращение моментов: $\Delta M_{zi}^p = Q_{срi}^p \cdot \Delta x ;$

6.2. Суммарный расчётный изгибающий момент можно определить

по формуле:
$$M_{zi}^p = \sum_{i=1}^n \Delta M_{zi}^p ;$$

По данным таблицы №5 построим эпюры для «Q_i» и «M_{zi}» (рис.5 и рис.6).

Таблица №5

Определение суммарной распределенной нагрузки по длине фюзеляжа:

N ^o	x _i	εx _i	π ³ _{φi}	H _{φi}	π ³ _{φi} · H _{φi}	Q ^p _{φi}	Q ^p _{одi}	Q ^p _{кни}	Q ^p _Σ
сеч	м			м		дан/м	дан/м	дан/м	дан/м
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
0	28,933	-1,1129	1,0392	0	0	0	0	0	0
1	26,185	-1,0072	1,1450	3,06	3,5033	820,41	470,80	0	1291,21
2	23,436	-0,9014	1,2507	3,94	4,9294	1154,38	662,45	6426,35	8243,18
3	20,688	-0,7957	1,3564	4,10	5,5571	1301,37	746,80	6969,57	9017,75
4	17,939	-0,6900	1,4621	4,93	7,2034	1686,92	968,05	7512,79	10167,76
5	15,190	-0,5843	1,5678	5,03	7,8869	1846,98	1059,90	8056,01	10962,89
6	12,442	-0,4786	1,6736	5,1	8,5352	1998,79	1147,02	8599,23	11745,04
7	9,693	-0,3728	1,7793	5,186	9,2274	2160,89	1240,04	9142,46	12543,39
8	6,945	-0,2671	1,8850	5,186	9,7756	2289,28	1313,72	9685,68	13288,68
9	4,196	-0,1614	1,9907	5,186	10,3239	2417,68	1387,40	10228,90	14033,98
10	1,448	-0,0557	2,0964	5,186	10,8722	2546,07	1461,08	10772,12	14779,27
11	1,301	0,0500	2,2022	5,186	11,4204	2674,46	1534,76	11315,34	15524,57
12	4,050	0,1558	2,3079	5,186	11,9687	2802,86	1608,44	11858,56	16269,86
13	6,798	0,2615	2,4136	5,186	12,5170	2931,25	1682,12	12401,78	17015,16
14	9,547	0,3672	2,5193	5,186	13,0652	3059,65	1755,80	12945,0	17760,45
15	12,295	0,4729	2,6250	4,98	13,0689	3060,52	1756,30	13488,22	18305,05
16	15,044	0,5786	2,7308	4,72	12,8872	3017,96	1731,88	14031,44	18781,28
17	17,792	0,6844	2,8365	4,36	12,3564	2893,66	1660,55	14574,66	19128,87
18	20,541	0,7901	2,9422	3,79	11,1385	2608,45	1496,88	15117,89	19223,22
19	23,290	0,8958	3,0479	2,697	8,2194	1924,84	1104,59	0	3029,43
20	26,038	1,0015	3,1536	0	0	0	0	0	0

Продолжение таблицы №5
 Определение перерезывающих сил (Q_{yi}^P) и изгибающих моментов (M_{zi}^P)
 по длине фюзеляжа:

№	m_i^P	R_i^P	q_{cp}	Δx	ΔQ_{yi}^P	Q_{yi}^P	Q_{ycpi}^P	ΔM_{zi}^P	M_z^P
10	11	12	13	14	15	16	17	18	19
0	-	-	645,60	2,749	1774,49	-5814,69	-6701,93	-18420,80	0
1	-	-	4767,19	2,749	13103,00	-7589,18	-14140,68	-38866,80	18420,80
2	720,4 2605,3	-	8630,46	2,749	23721,52	$\frac{-20692,18}{-24017,92}$	-34215,81	-94044,90	57287,60
3	-	-	9592,76	2,749	26366,46	-47739,44	-60922,67	-167450,84	151332,50
4	-	-	10565,33	2,749	29039,65	-74105,91	-88625,73	-243594,91	318783,34
5	-	-	11353,97	2,749	31207,29	-103145,55	-118749,2	-326391,67	562378,25
6	-	-	12144,21	2,749	33379,35	-134352,84	-151042,5	-415152,44	888769,92
7	-	851708,3	12916,03	2,749	35500,75	$\frac{-167732,19}{-1019440,5}$	-611336,72	-1680307,99	1303922,4
8	-	-	13661,33	2,749	37549,25	-105494,126	-1073715,9	-2951194,01	2984230,25
9	-	1563249,6	14406,6	2,749	39597,76	$\frac{-1092490,5}{425238,63}$	739065,69	2031381,19	5935424,26
10	-	-	15151,92	2,749	41646,26	385640,88	364817,75	1002730,76	4365499,78
11	-	-	15897,21	2,749	43694,77	343994,61	322147,23	885447,44	3362769,02
12	-	-	16642,51	2,749	45743,27	300299,85	277428,22	762533,64	2477321,58
13	-	-	17387,8	2,749	47791,77	254556,58	230660,69	633989,37	1714787,94
14	-	-	18032,75	2,749	49564,45	206764,81	181982,58	500193,68	1080798,57
15	-	-	18543,16	2,749	50967,37	157200,35	131716,67	362033,81	580604,88
16	-	-	18955,07	2,749	52099,54	106232,99	80183,22	220389,99	218571,08
17	-	-	19176,05	2,749	52706,90	54133,45	27780,00	76355,55	-1818,91
18	-	-	11126,32	2,749	30581,59	1426,55	-13864,24	-38106,98	-78174,47
19	-75042,59 9304,0 32420,2	-	1514,71	2,749	4163,31	$\frac{-29155,04}{4163,31}$	-14577,52	-40067,48	-40067,48
20	-	-				0			0

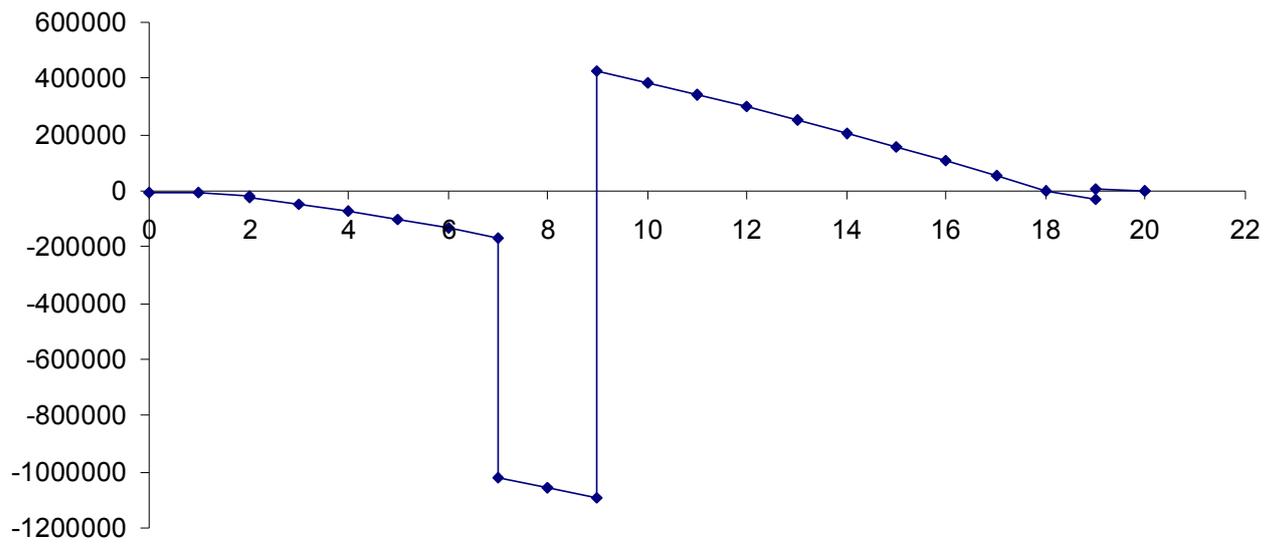


Рис. 5. Эюра перерезывающих сил (Q^p_{y1})

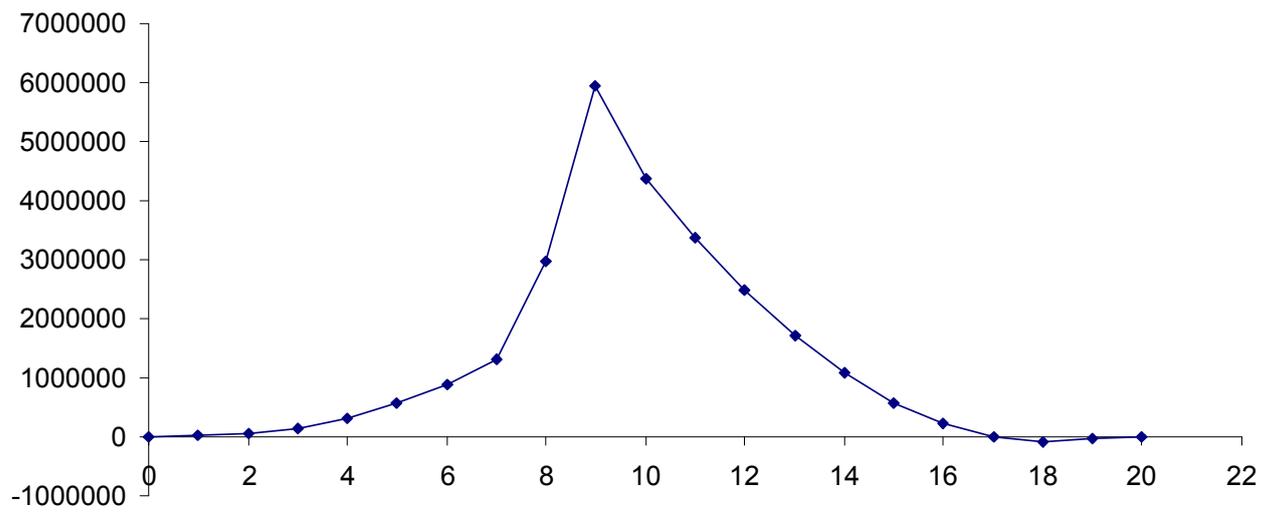


Рис. 6. Эюра изгибающих моментов (M^p_{z1})

ПРОЕКТИРОВОЧНЫЙ РАСЧЕТ ФЮЗЕЛЯЖА НА ПРОЧНОСТЬ

(фюзеляж балочно-стрингерной конструктивной схемы)

В качестве расчетного рассматривается сечение, в котором перерезывающая сила Q^P_i и изгибающий момент M_{z_i} имеют максимальные значения.

Выбираем самое нагруженное сечение №9 (сечение по заднему лонжерону крыла). Для него имеем максимальную суммарную расчётную перерезывающую силу и имеем максимальный суммарный расчётный изгибающий момент:

$$Q^P_i = 1092490,51 \text{ даН};$$

$$M_{z_i} = 5935424,26 \text{ даН}\cdot\text{м} = 5935424260 \text{ даН}\cdot\text{мм}.$$

При этом, сечение фюзеляжа рассматривается как состоящая из верхнего и нижнего сводов и двух боковин.

$H_{св}^H = H_{св}^B = 0,3 \cdot d_\phi = 0,3 \cdot 5,186 = 1,556 \text{ м} = 1556 \text{ мм}$ – высота верхнего и нижнего сводов,

$H_{ср} = 0,7 \cdot d_\phi = 0,7 \cdot 5,186 = 3,630 \text{ м} = 3630 \text{ мм}$ – средняя высота между сводами,

$L_{св}^H = L_{св}^B = 1,16 \cdot d_\phi = 1,16 \cdot 5,186 = 6,016 \text{ м} = 6016 \text{ мм}$ – длина нижнего и верхнего сводов,

где: $d_\phi = 5,186 \text{ м} = 5186 \text{ мм}$ – диаметр фюзеляжа.

Основное допущение проектировочного расчета является то, что изгибающий момент воспринимается верхним и нижним сводами, а перерезывающая сила воспринимается двумя боковинами сечения фюзеляжа.

Усилия, воспринимаемые верхним и нижним сводами, будут равны:

$$P_{св}^B = P_{св}^H = \frac{M_z^P}{H_{ср}} = \frac{5935424,26}{3,630} = 1635013 \text{ даН}$$

При этом необходимо иметь в виду, что элементы конструкции верхнего свода будут работать на растяжение, а нижнего на сжатие.

Приведенную площадь сечения верхнего свода можно определить по формуле:

$$F_{пр}^b = \frac{P_{св}^b}{\sigma_b} = \frac{1635013}{44} = 37159,39 \text{ мм}^2$$

где: σ_b - предел прочности выбранного материала (выбираем сплав Д16Т - дюралюминий системы Al-Cu-Mg, у которого предел прочности на растяжение равен $\sigma_b = 440 \text{ МПа} = 44 \text{ даН/мм}^2$).

В первом приближении эту площадь можно распределить между обшивкой и стрингерами в следующих долях:

$$F_{одш}^b = 0,6 \cdot F_{пр}^b = 0,6 \cdot 37159,39 = 22295,6 \text{ мм}^2$$

$$F_{стр}^b = 0,4 \cdot F_{пр}^b = 0,4 \cdot 37159,39 = 14863,8 \text{ мм}^2$$

1. Тогда толщина обшивки верхнего свода будет равна

$$\delta_{одш}^b = \frac{F_{одш}^b}{l_{св}^b} = \frac{F_{одш}^b}{1,16 \cdot d_\phi} = \frac{22295,6}{1,16 \cdot 5186} = \frac{22295,6}{6016} = 3,71 \text{ мм}$$

Если принять шаг стрингеров $t_{стр} = 240 \text{ мм}$, можно определить сечение одного стрингера:

$$f_{стр}^b = \frac{F_{стр}^b}{n_{стр}} = \frac{F_{стр}^b}{l_{св}^b / t_{стр}} = \frac{14863,8}{6016 / 240} = 593,0 \text{ мм}^2$$

Для данного значения площади стрингера выбирается из нормалей подходящих профилей.

Приведенная площадь сечения нижнего свода

$$F_{пр}^H = \frac{P_{св}^H}{\sigma_{кр}} = \frac{1635013}{0,8 \cdot 44} = 46449,2 \text{ мм}^2$$

где: $\sigma_{кр}$ - критическое напряжение сжатия выбранного материала, приближенно $\sigma_{кр} \approx 0,8 \cdot \sigma_b \approx 0,8 \cdot 44 \approx 35,2 \text{ даН/мм}^2$.

2. Толщина обшивки нижнего свода и сечение стрингера определяются аналогичными зависимостями:

$$\delta_{одш}^H = \frac{0,6 \cdot F_{пр}^H}{l_{св}^H} = \frac{F_{одш}^H}{1,16 \cdot d_\phi} = \frac{0,6 \cdot 46449,2}{1,16 \cdot 5186} = \frac{27869,52}{6016} = 4,63 \text{ мм}$$

$$f_{стр}^H = \frac{0,4 \cdot F_{пр}^H}{n_{стр}} = \frac{F_{стр}^H}{l_{св}^H / t_{стр}} = \frac{0,4 \cdot 46449,2}{6016/240} = \frac{18579,68}{6016/240} = 741,2 \text{ мм}^2$$

3. Толщина обшивки боковин фюзеляжа.

Толщина обшивки боковин определяется из условия среза от действия перерезывающей силы " Q_i^P ."

$$\delta_{общ}^{\delta} = \frac{1}{2} \cdot \frac{Q_i^P / H_{ср}}{\tau_{кр}} = 0,5 \cdot \frac{Q_i^P}{\tau_{кр} \cdot H_{ср}} ;$$

$$\delta_{общ}^{\delta} = \frac{0,5 \cdot 1092490,51}{24,3 \cdot 3630} = 6,2 \text{ мм}$$

где: $\tau_{кр}$ - критическое напряжение среза,

$$\tau_{\sigma} \approx 0,6 \cdot \sigma_{\sigma} = 0,6 \cdot 44 = 26,4 \text{ даН/мм}^2$$

$$\tau_{кр} \approx 0,92 \cdot \tau_{\sigma} = 0,92 \cdot 26,4 = 24,3 \text{ даН/мм}^2$$

4. Полученные значения толщины обшивки и сечения стрингеров необходимо проверить расчетом при допущении равномерного распределения нормальных касательных напряжений по толщине обшивки.

Вводится понятие эффективной (приведенной) толщины обшивки, то есть толщины с учетом распределенных по периметру поперечного сечения стрингеров.

$$\delta_{эф} = \delta_0 + \frac{n_{стр\Sigma} \cdot f_{стр}}{\pi \cdot d_{\phi}} ;$$

$$\text{Здесь: } n_{стр\Sigma} = \frac{\pi \cdot d_{\phi}}{t_{стр}} = \frac{3,14 \cdot 5186}{240} \approx 68 ;$$

где: $\delta_{эф}$ - эффективная толщина обшивки

$n_{стр\Sigma} = 68$ - суммарное количество стрингеров в сечении.

Потребное значение эффективной толщины подсчитывается отдельно от действия изгибающего момента и перерезывающей силы, а затем выбирается наибольшее.

$$\delta_{\text{эф}}^{\sigma} = \frac{M_z^p}{\pi \cdot r_{\phi}^2 \cdot [\sigma]} ; \quad \delta_{\text{эф}}^{\tau} = \frac{Q_i^p}{\pi \cdot r_{\phi} \cdot [\tau]} ;$$

$$\delta_{\text{эф}}^{\sigma} = \frac{5935424260}{3,14 \cdot 2593^2 \cdot 39,6} \approx 7,10 \text{ мм}; \quad \delta_{\text{эф}}^{\tau} = \frac{1092490,51}{3,14 \cdot 2593 \cdot 24,2} \approx 2,14 \text{ мм};$$

где: r_{ϕ} - радиус фюзеляжа, $r_{\phi} = 0,5 \cdot d_{\phi} = 0,5 \cdot 5,186 = 2,593$;

$[\sigma] \approx 0,9 \cdot \sigma_{\theta} = 0,9 \cdot 44 = 39,6 \text{ даН/мм}^2$; $[\tau] \approx 0,55 \cdot \sigma_{\theta} = 0,55 \cdot 44 = 24,2 \text{ даН/мм}^2$

Принимается $\delta_{\text{эф}} = \max \{ \delta_{\text{эф}}^{\sigma} ; \delta_{\text{эф}}^{\tau} \} = \max \{ 7,10 ; 2,14 \} = 7,1 \text{ мм}$.

Тогда средняя толщина обшивки и сечение стрингера:

$$\delta_0 = 0,6 \cdot \delta_{\text{эф}} = 0,6 \cdot 7,1 \approx 4,3 \text{ мм};$$

$$f_{\text{стр}} = \frac{\pi \cdot d_{\phi} \cdot (\delta_{\text{эф}} - \delta_0)}{n_{\text{стр}}}$$

$$f_{\text{стр}} = \frac{3,14 \cdot 5186 \cdot (7,1 - 4,3)}{68} = \frac{45595,312}{68} = 669,9 \text{ мм}^2 ;$$

Полученные значения δ_0 и $f_{\text{стр}}$ следует привести в соответствие с действующими стандартами.

5. Кроме рассмотренных силовых факторов, в обшивке фюзеляжа возникают значительные касательные напряжения от крутящего момента.

$$M_{\text{кр}} = Y_{\text{мво}}^p \cdot y_{\text{ц.ж.ф.}} ;$$

$$M_{\text{кр}} = Y_{\text{мво}}^p \cdot y_{\text{ц.ж.ф.}} = 57184,79 \cdot 4200 = 240176110 \text{ даН} \cdot \text{мм}$$

где: $Y_{\text{мво}}^p$ - расчетная маневренная нагрузка, действующая на вертикальное оперение;

$y_{\text{ц.ж.ф.}}$ - расстояние от центра давления вертикального оперения до линии центров жесткости поперечного сечения (оси фюзеляжа),

$$y_{\text{ц.ж.ф.}} = 4,2 \text{ м} = 4200 \text{ мм},$$

$$Y_{\text{мво}}^p = 0,37 \cdot f \cdot \frac{\rho_H \cdot V_{\text{кр}}^2}{2} \cdot S_{\text{во}} ;$$

$$Y_{\text{мво}}^p = 0,37 \cdot 2 \cdot \frac{0,0371 \cdot 263,89^2}{2} \cdot 59,8 = 57184,79 \text{ даН};$$

где: $S_{\text{во}}$ - площадь вертикального оперения, $S_{\text{во}} = 59,8 \text{ м}^2$;

$V_{\text{кр}} = 263,89 \text{ (м/с)}$ - крейсерская скорость полёта;

$f=2$.

Величина толщины обшивки фюзеляжа δ_0 должна удовлетворять

$$\text{следующему условию: } \delta_0 \geq \frac{M_{кр}}{2 \cdot \omega \cdot [\tau]};$$

$$\delta_0 \geq \frac{240176110}{2 \cdot 21,112 \cdot 10^6 \cdot 24,2} = 2,349 \text{ мм}$$

где: $\omega = \pi \cdot r_\phi^2 = 3,14 \cdot 2,593^2 = 21,112 \text{ м}^2$ - площадь поперечного сечения фюзеляжа.

$4,3 \geq 2,349$ - удовлетворяет условию.

6. Наконец, толщину обшивки фюзеляжа необходимо определить из условия обеспечения прочности от действия внутреннего избыточного давления:

$$\delta_0 \geq \frac{p_u^p \cdot r_\phi}{2 \cdot [\sigma]}; \quad \delta_0 = \frac{0,0216 \cdot 2593}{2 \cdot 39,6} = 0,707 \text{ мм}$$

где: p_u^p - расчетное значение внутреннего избыточного давления,

$$p_u^p \approx 1,2 \cdot p_u^3 \cdot f = 1,2 \cdot 0,006 \cdot 3 = 2,16 \left[\frac{\text{даН}}{\text{см}^2} \right] = 0,0216 \left[\frac{\text{даН}}{\text{мм}^2} \right]$$

p_u^3 - избыточное эксплуатационное давление:

$$p_u^3 = 0,6 \left[\frac{\text{даН}}{\text{см}^2} \right] = 0,006 \left[\frac{\text{даН}}{\text{мм}^2} \right];$$

$f = 3$ - коэффициент запаса прочности для обшивки фюзеляжа.

$4,3 \geq 0,707$ - удовлетворяет условию.

Таким образом, в качестве расчетного значения выбирается наибольшее значение толщины обшивки из определенных выше способов.

Принимаем толщину обшивки, равную $\delta_{обш} = 6,5 \text{ мм}$.

В результате расчётов имеем:

- потребная площадь сечения стрингеров верхнего свода
 $f_{стр}^в = 593,0 \text{ мм}^2 = 5,93 \text{ см}^2$;

- потребная площадь сечения стрингеров верхнего свода
 $f_{стр}^н = 741,2 \text{ мм}^2 = 7,41 \text{ см}^2$;

- средняя площадь сечения стрингеров $f_{стр} = 669,9 \text{ мм}^2 = 6,7 \text{ см}^2$.

Принимая во внимание тот факт, что нагрузки имеют знак «±» и в данной работе рассмотрен только один расчётный случай из многих, окончательно принимаем:

профиль стрингера для всего сечения - выбираем из нормалей стрингер «угольник равнобокий» ПР 100, профиль № 23,

*размеры: В (высота)=Н (ширина)= 60 мм, S (толщина)= 6 мм,
площадь $F_{стр} = 6,885 \text{ см}^2 = 688,5 \text{ мм}^2$.*

***ОБОСНОВАНИЕ ВЫБОРА
МАТЕРИАЛОВ И ТЕХНОЛОГИЯ
ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ***

ВЫБОР МАТЕРИАЛОВ И ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ

Одним из важнейших факторов, влияющих на все ЛТХ самолета, является его масса. Поэтому необходимо всегда стремиться к созданию конструкции минимальной массы. При создании новой конструкции одним из определяющих факторов, влияющих на ее совершенство, является правильный выбор материала. При выборе материала необходимо учитывать:

- его стоимость;
- возможность применения в технологических процессах;
- степень освоения технологических процессов обработки данного материала;
- возможность использования данного материала в условиях эксплуатации будущей конструкции;
- удельные прочностные и жесткостные характеристики;
- усталостные характеристики материала.

Критерием, оценивающим способность того или иного элемента конструкции работать на данный вид нагружения, является коэффициент его удельной прочности. При нормальной температуре коэффициенты удельной прочности для различных видов нагружения имеют вид:

$\frac{\sigma_e}{\rho}$ – растяжение и чистое сжатие;

$\frac{\tau_e}{\rho}$ – сдвиг;

$\frac{\sqrt{E}}{\rho}$ – продольный изгиб;

$\frac{\sqrt[3]{\sigma^2}}{\rho}$ – поперечный изгиб, где E – модуль упругости, σ_e – временное

сопротивление.

Эти коэффициенты используются при проектировании конструкции минимальной массы, работающей на данный вид нагружения.

Материал, выбранный по критерию удельной прочности, еще полностью не характеризует массу будущей конструкции, так как необходимо учитывать ряд технологических ограничений, не позволяющих использовать полученные по расчету сечения. Это ограничения по допускаемой толщине обшивки – сортамент листов, сортамент профилей, допускаемые значения литых и штампованных деталей. Существует большое число (до 30%) малонагруженных элементов, таких, как часть поперечного набора у концов крыла и оперения, различные детали оборудования и др. Если эти элементы выполнять из высокопрочных материалов, то потребные сечения могут оказаться столь малыми, что их по технологическим соображениям невозможно изготовить. Для этих элементов необходимо использовать легкие алюминиевые или магниевые сплавы.

В авиационных конструкциях находят наибольшее применение высокопрочные алюминиевые, магниевые и титановые сплавы, стали, в том числе высокопрочные легированные и коррозионно-стойкие, и композиционные материалы. В последнее время в конструкциях самолетов стали широко использоваться композиционные материалы и алюминелиитивые сплавы, позволяющие существенно уменьшить как вес конструкции, так и габаритные размеры без потери требуемой прочности.

Правильный выбор материала элементов конструкции может существенно улучшить весовые и летно-тактические характеристики самолета, а также снизить материальные затраты на его производство и эксплуатацию. При выборе материала в данной работе учитывались его механические свойства (коэффициент линейного расширения, теплопроводность, модуль упругости, износостойкость, вязкость и др.), плотность, стоимость и дефицитность сырья, степень освоения в производстве, технологические свойства (пластичность, свариваемость, литейные качества, обрабатываемость резанием), определяющие возможность применения наиболее производительных производственных процессов штамповки, прессования, литья, сварки и др.

При выборе материала для элементов конструкции учитывалась также их форма и размеры, величина и характер нагрузки (постоянная, ударная, циклическая), тепловое нагружение, наличие в элементах конструкции отверстий, перепадов сечений и других концентраторов напряжений. Однако наибольшее внимание при выборе материала уделялось удовлетворению требования обеспечения необходимой прочности и жесткости конструкции при наименьшей массе, обеспечению весовой выгоды или весовой эффективности материала.

В конструкции фюзеляжа был использован распространенный в авиационных конструкциях сплав Д16. Этот сплав используется для изготовления стрингеров, обшивки и шпангоутов, так как имеет хорошую пластичность, что и позволяет широко применять штамповку для изготовления силовых элементов планера. Для изготовления фитингов в конструкции фюзеляжа был применен сплав АК6, так как он в основном используется для изготовления горячештампованных и кованных деталей.

Обшивка в фюзеляже выполняет те же функции, что и в крыле. Она придает форму фюзеляжу и защищает экипаж, пассажиров, оборудование и грузы от набегающего потока воздуха. Обшивка работает совместно с подкрепляющими ее стрингерами на растяжение-сжатие от действия изгибающих моментов. Обшивку можно выполнить из листового материала, панелей с продольным

набором, панелей с сотовым наполнителем или монолитной. Особое внимание уделяется стыкам обшивок, где возможны противоречия требований аэродинамики.

Обшивки по технологическим признакам подразделяются на следующие группы:

- 1-обшивки с прямолинейной образующей (одинарной кривизны);
- 2- обшивки двойной кривизны;
- 3- малогабаритные обшивки сложной конфигурации.

При выполнении данной работы предпочтение получили обшивки первой группы. Обшивки одинарной кривизны могут быть изготовлены из листа или из монолитных заготовок (панелей), в которых обшивка представляет собой одно целое с ребрами жесткости. Обшивки и обечайки этой группы могут быть цилиндрическими и коническими. Их изготавливают в основном из деформируемых алюминиевых сплавов, не упрочняемых и упрочняемых термической обработкой.

В конструкции фюзеляжа стрингеры играют роль подкрепляющих элементов, также как и в конструкции крыла, они поддерживают обшивку. Стрингеры и лонжероны изготавливаются из прессованных или гнутых профилей. При выполнении данной работы был выбран Т-образный профиль. На участках больших вырезов устанавливают усиленные стрингеры, воспринимающие большие осевые силы от изгиба фюзеляжа. Крепят стрингеры к обшивке и шпангоутам. В большинстве случаев стрингеры изготавливают из сплава Д16АТ.

Шпангоуты в фюзеляже выполняют те же функции, что и нервюры в крыле. По назначению шпангоуты разделяются на нормальные (служат для придания формы фюзеляжу и для подкрепления обшивки и стрингеров) и усиленные (для восприятия поперечных сосредоточенных сил от крыла, оперения, шасси, двигателей и грузов и передачи их на обшивку). Усиленные шпангоуты выполняют часто в виде рам или рам с глухой стенкой - отсюда и название рамный или стеночный шпангоут. Они отличаются от нормальных шпангоутов мощностью поясов и толщиной стенок. Шпангоуты изготавливают с помощью горячей штамповки (шпангоуты монолитной рамной конструкции) или из отдельных заготовок (шпангоуты сборно-клепанной, рамной и стеночной конструкции). Как правило, нормальные шпангоуты изготавливают методом холодной штамповки. Шпангоуты необходимо изготавливать с открытой малкой, что в последствии облегчает сборку и монтаж на агрегате.

В качестве деталей выбраны:

1) Обод типового шпангоута; изготавливается из сплава Д16АТ (термообработанный дуралюмин системы Al-Cu-Mg марки 16, характеристика материала: предел прочности на растяжения $\sigma_b = 440 \text{ МПа} \left(\frac{\text{Н}}{\text{мм}^2} \right)$, удельный

вес $\gamma = 2,78 \frac{\text{г}}{\text{см}^3}$, модуль упругости $E = 72 \text{ ГПа}$, сплав Д16Т применяется

для изготовления обшивок, стрингеров, лонжеронов, нервюр, обода типового шпангоута, деталей системы управления, имеют хорошую пластичность, что и позволяет широко применять штамповку для изготовления силовых элементов планера, хорошо обрабатывается резанием) с помощью холодной листовой штамповки (лист толщиной 3,0 мм - лист 1163 АТ 3,0).

2) Стыковой фитинг крепления стрингера к стыковому шпангоуту; изготавливается из материала АК6 (алюминий ковочный, характеристика материала: предел прочности на растяжения $\sigma_b = 380 \text{ МПа} \left(\frac{\text{Н}}{\text{мм}^2} \right)$, удельный

вес $\gamma = 2,8 \frac{\text{г}}{\text{см}^3}$, модуль упругости $E = 72 \text{ ГПа}$) с помощью горячей

штамповки с последующей механической обработкой (фрезерование внешних контуров, сверление отверстий).

3) Кронштейн крепления швартовочного узла; изготавливается из сплава ВТ-21л (специальный литейный титановый сплав марки 21л, характеристика материала: предел прочности на растяжения

$\sigma_b = 1000 \dots 1100 \text{ МПа} \left(\frac{\text{Н}}{\text{мм}^2} \right)$, удельный вес $\gamma = 4,5 \frac{\text{г}}{\text{см}^3}$, модуль упругости

$E = 120 \text{ ГПа}$, состав литейного сплава по химическому составу практически совпадает с аналогичными деформируемыми, из этого сплава благодаря его высокой жидкотекучести, незначительной линейной усадке и малой склонности к образованию горячих трещин получают качественные фасонные отливки, недостатки сплава: плавка и разливка ведется в вакууме или среде нейтральных газов, упрочняющая термическая обработка резко снижает пластичность литейного сплава и поэтому не применяется), деталь отливают в оболочковую форму, изготовленный из специальных смесей, с последующей механической обработкой (фрезерование внешних контуров, сверление отверстий), деталь термически не обрабатывается.

***ОХРАНА ТРУДА И ТЕХНИКА
БЕЗОПАСНОСТИ***

ОХРАНА ТРУДА И ТЕХНИКА БЕЗОПАСНОСТИ

Тема выпускной работы «Дальний магистральный грузовой самолёт». Для проектирования самолета сначала ознакомился с законами охраны труда.

Охрана труда представляет собой действующую на основании соответствующих законодательных и иных нормативных актов, систему социально экономических, организационных, технических, санитарно-гигиенических и лечебно-профилактических мероприятий и средств, направленных на обеспечение безопасности, сохранения здоровья и работоспособности человека в процессе производства и труда.

Закон устанавливает единый порядок организации охраны труда независимо от способов производства, форм собственности и направлен на обеспечение охраны здоровья и труда граждан.

Трудовой процесс конструкторского бюро.

Труд конструкторского бюро - это система мероприятий, обеспечивающих рациональное использование рабочей силы. Она включает соответственно расстановку людей в процессе производства, разделение кооперацию, методы труда, нормирование и стимулирование труда, организацию рабочих мест, их обслуживание и необходимые условия труда. Разделение труда - разграничение людей в процессе совместного труда.

Кооперация труда - совместное участие людей в одном или разных, но связанных между собой процессах труда.

Рациональное использование рабочей силы способствует росту производительности труда. Под производительностью труда понимается степень плодотворности труда, определяемая его способностью создавать в единицу времени то или иное количество продукции.

Наиболее удобным для планировки рабочих мест являются служебные помещения с соотношением сторон 1:1,5 и более, но не выше 1:2. Ширина помещения рекомендуется не менее 2,5 м, а высота 3,25 м. Минимальная площадь рабочей зоны рекомендуется не менее 4 м² на одного служащего (для конструктора соответственно 6 м²).

Наиболее рационально размещать в помещении 10-15 конструкторов. При планировке служебного помещения место конструктора следует располагать так, чтобы источник освещения рабочей зоны находился слева. При одностороннем освещении рекомендуемая ширина помещения не должна превышать 7 м, при двустороннем 15 м.

При расположении мебели и средств технического оснащения рекомендуется оставлять проходы следующих размеров (минимальные) из расчёта на 1 человека:

- между перегородками 65 см;
- между столами 55 см.

Рабочие места рекомендуется располагать вдоль окон помещения в зависимости от ширины комнаты в два и более ряда. При многорядной планировке рабочих мест необходимо устанавливать дополнительное освещение.

Стеллажи, шкафы для хранения документации и канцелярских товаров и шкафы для одежды устанавливают в таких местах помещения, чтобы они не мешали свободному проходу к рабочим местам, средствам оргтехники и не закрывали источники освещения.

Общее освещение обеспечивает равномерную освещённость служебного помещения, местное позволяет получить необходимый уровень освещённости на рабочем месте. Желательно получить освещённость помещения по спектральному составу близкую к дневному свету. Наименьшая освещённость на рабочем месте должна быть при люминесцентном освещении 400 лк, при лампах накаливания 200 лк. При этом необходимо иметь дополнительное местное освещение. Из индивидуальных светильников следует рекомендовать светильники с отражательными щитками, создающими рассеянный свет. В помещениях рекомендуется установка бесшумной вентиляции. Рекомендуется также установки для кондиционирования воздуха. Температура воздуха 18⁰-20⁰ С, относительная влажность 30-60%.

Большое значение имеет эстетическое оформление рабочих мест. Цвет окружающих объектов. В зоне зрения работающего должны быть цвета средневолновой части спектра. Они наиболее благоприятно действуют на нервную систему человека, улучшают освещённость рабочих мест.

Рациональная организация рабочего места исполнителя предусматривает создание максимальных удобств - конструктору должна быть предоставлена возможность выбора удобной позы для работы.

Рабочее место конструктора оснащается столом конструктора, чертёжной доской, механизмом подъёма и поворота чертёжной доски, стулом конструктора подъёмно-поворотным, чертёжным прибором.

Количество рабочих документов должно быть минимально необходимым, обеспечивающим работу в течение всего дня. Документы, справочники, каталоги и т. п., а также средства оргтехники нужно располагать так, чтобы каждый предмет труда имел определённое место.

Для хранения технической и справочной литературы, а также папок с документами рекомендуется шкаф общего пользования.

Рабочее место конструктора должно быть оснащено современными техническими средствами, набором различных приборов и оборудования, облегчающих работу конструктора и способствующих повышению производительности труда.

Для ускорения процесса черчения целесообразно применение шаблонов, трафаретов, аппликаторов. Это значительно уменьшает утомляемость конструкторов, повышает качество графических работ. Для проведения расчётов рекомендуется применение электронных клавишных вычислительных машин. Сложные расчёты рекомендуется проводить на ЭВМ.

Вентиляция конструкторского бюро.

Вентиляция является важнейшим средством, обеспечивающим нормальные санитарно-гигиенические условия в производственных помещениях.

В процессе производства воздух в помещениях выделяется различные вредные вещества (пыль, пары, и газы).

По своему назначению вентиляция подразделяется на общеобменную и местную, а по способу подачи в помещение свежего воздуха – естественную и механическую.

Количество воздуха, необходимого для обеспечения требуемых параметров воздушной среды определяется расчетом. При этом учитывается:

А) Избытки выделяемого тепла.

Б) Избытки явного и скрытого тепла и влаги.

В) Количество вредных выделяемых газов, исходя из условия обеспечения предельно допустимых их концентраций.

Для эффективной трудовой деятельности необходимо обеспечение нормальных метеорологических условий и требуемой чистоты воздуха. В помещениях необходима установка бесшумной вентиляции. Вентиляция – это организованный воздухообмен, заключающийся в удалении из помещения воздуха и подаче вместо него свежего воздуха. В зависимости от назначения вентиляция может быть приточной и вытяжной. Вытяжная вентиляция служит для удаления воздуха за пределы помещения, а приточная для подачи в помещение чистого воздуха взамен удаленного.

В зависимости от способа перемещения воздуха вентиляция может быть естественной или механической. Отличительной особенностью естественной вентиляции является то, что

перемещение воздуха происходит под влиянием естественных причин (факторов) без применения каких-либо механизмов.

Температура воздуха 18-20°, относительная влажность 30-60 %.

Безопасность трудового процесса конструкторского бюро.

Электробезопасность конструкторского бюро.

Согласно правилам устройства электроустановок помещения подразделяются на следующие категории:

1. Помещения с повышенной опасностью, характеризующиеся наличием в них одного из следующих условий:

А) Сырости или электропроводящей пыли.

Б) Токопроводящих полов (металлических, земляных, железобетонных).

В) Высокотемпературные.

Г) Возможности одновременного прикосновения человека к металло-конструкциям здания.

К помещениям с повышенной опасностью, как правило, относятся все производственные помещения со значительной сыростью, наличием тока проводящих полов.

2. Особо опасные помещения, характеризуются наличием одного из следующих условий:

А) Особой сырости (относительная влажность 100%).

Б) Химически активная среда.

В) Одновременно или более условия повышенной опасности.

К особо опасным помещениям относятся котельные, котлованы, химические цеха, литейные.

3. Помещения без повышенной опасности, характеризуются отсутствием предыдущих условий.

Электробезопасность - это система организационных и технических мероприятий и средств, обеспечивающих защиту людей от вредного и опасного воздействия электрического тока, электромагнитного поля и статического электричества. В современных условиях человек и на производстве и в быту окружен электроустановками. Это устройства, в которых производится, преобразуется, передается, распределяется и потребляется электрическая энергия.

Человек начинает ощущать ток величиной 0,6-1,5 мА. Ток 10-15 мА (при $f=50$ Гц) вызывает судороги мышц, которые человек сам преодолеть не может. Этот ток называется пороговым неотпускающим.

При 100 мА и длительности воздействия более 0,5 секунд ток может вызвать остановку или фибрилляцию сердца. Сопротивление

тела человека резко падает в зависимости от времени воздействия тока. Наиболее опасным является ток с частотой 20–100 Гц.

Токи частотой выше 500000 Гц электрического удара не вызывают, но могут быть причиной термического ожога. Постоянный ток человек ощущает при 6–7 мА, пороговый неотпускающий ток составляет 50–70 мА, а фибрилляционный – 300 мА.

Основные меры защиты от поражения током: изоляция; недоступность токоведущих частей; защитное заземление и зануление; защитное отключение.

Обеспечение пожарной безопасности конструкторского бюро.

Категории пожарной опасности конструкторского бюро.

На рабочих местах конструкторов необходимо учитывать категорию пожарной опасности производства согласно правилам зависимости от характеристики веществ используемых в производстве подразделяется на категории:

А, Б, В, Г, Д, Е.

А) Взрывоопасные и пожароопасные категории характеризуются применением горючих и газов с нижним пределом взрываемости и менее, жидкостей с температурой вспышки до 28°.

Б) Характеризуется наличием горючих газов нижний предел взрываемости которых близок к 10% к объему воздуха, жидкости с температурой вспышки 28° – 61°.

В) Характеризуется наличием горючих газов нижний предел взрываемости которых близок к 5% к объему воздуха, жидкости с температурой вспышки выше 61°, веществ способных только гореть во взаимодействии с водой, кислородом или друг с другом.

Г) Характеризуется наличием веществ и материалов в раскаленном или расплавленном состоянии, процесс обработки которых сопровождается выделением тепла, искр, пламени.

Д) Характеризуется наличием только не сгорающих веществ в холодном состоянии.

Е) Взрывоопасные наличие газов и взрывоопасной пыли, в таком количестве, что могут образовывать, взрывоопасные смеси в объеме более 5%, а также вещества способные взрываться при взаимодействии с водой, кислородом, воздухом.

Пожарная профилактика предприятий представляет собой важную народнохозяйственную проблему. Любой пожар независимо от размеров приносит материальный ущерб, а иногда приводит к несчастным случаям. Учитывая последствия от возникновения пожаров на производстве, важную и ответственную роль несёт инженерно-технический персонал.

Требования пожарной безопасности к помещениям конструкторского бюро.

На предприятиях промышленности производственные помещения относятся к определенной категории производств по пожарной или взрывной опасности требования к зданию:

Помещения производств категории А и В должны быть выполнены из строительных конструкции 1 и 2 степеней огнестойкости. Количество этажей не должно превышать шести. Для производств категории В количество этажей здания, выполненного из строительных конструкции 2 и 3 степеней огнестойкости, не ограничивается. Для помещений производств категории Г количество этажей не ограничено, а выполненных из конструкций 3 степени огнестойкости не должно превышать трех этажей. При использовании конструкции 4 степени огнестойкости число этажей не должно превышать двух, а при конструкциях 5 степени огнестойкости здание должно быть одноэтажным. Эти меры необходимы для обеспечения мер против распространения пожара в соседние помещения и этажи и быстрой эвакуации людей из помещения во время пожара.

Горением называется любая быстро протекающая химическая реакция, сопровождающая выделением тепла и, в большинстве случаев излучением света. К горению относятся: реакция разложения ацетилена, реакция соединения веществ с кислородом бромом и т. д.

Возможность возникновения горения определяется:

А) Наличием вещества, способного гореть (горючего).

Б) Наличием окислителя (кислорода).

В) Наличием источника воспламенения, обеспечивающего такую температуру, при которой скорость тепловыделения от реакции окисления непрерывно превалирует над скоростью теплоотвода в окружающую среду.

Г) Определённым соотношением между горючим веществом и кислородом.

Характер развития пожара определяется особенностями горения, теплопередачи и газового обмена зависящими от следующих условий:

А) Свойств горючих веществ.

Б) Характера газового обмена.

В) Особенности теплопередачи.

Г) Взрывов.

Д) Степени огнестойкости строительных конструкций.

Е) Метеорологической обстановки.

Двери в противопожарных преградах должны быть несгораемыми или трудно сгораемыми.

Мероприятия, обеспечивающие успешную эвакуацию людей и имущества из горящего здания. Эти мероприятия предусматриваются

как при проектировании промышленных зданий, в процессе которого определяется количество выходов и лестниц, распределение производств по этажам с учётом их пожарной опасности, так и при определении характера технологического процесса и размещении оборудования, сырьевых материалов и готовой продукции.

Производственное помещение должно иметь план эвакуации материальных ценностей и оборудования с указанием очередности эвакуации в зависимости от ценностей каждого предмета.

Различают три способа ликвидации пожара при помощи огнегасительных веществ:

1. Отделение окислителя от горючего, что осуществляется путём изоляции горящих веществ от окружающей среды.

2. Понижение температуры реагирующей смеси, что достигается охлаждением горящих веществ иначе температуры их воспламенения.

3. Уменьшения содержания кислорода или изменение концентрации веществ в реагирующей смеси. Достигается это частичной или полной замены среды, окружающей горящие вещества путем добавления инертных газов.

Пожарная сигнализация в помещение конструкторского бюро.

Одним из условий успешной борьбы с пожарами являются их своевременное обнаружение и уведомление местной пожарной охраны.

Пожарная сигнализация представляет собой комплекс слаботочных устройств, предназначенных для своевременного сообщения о возникшем пожаре.

Система электрической пожарной сигнализации (ЭПС) состоит из:

А) Извещателей автоматического или ручного действия, устанавливаемых в пожароопасных производственных помещениях.

Б) Линейной связи, соединяющей приёмный аппарат с извещателями.

Определение воздухообмена в помещении конструкторского бюро.

Основными вредностями в помещении являются избыточная теплота, избыточная влага, газы, пыль. При одновременном выделении в помещении различных вредностей воздухообмен определяют из условия ассимиляции каждой вредности. Расчетной вредностью является та, расчет по которой дает наибольшую величину воздухообмена.

Определение воздухообмена из условия удаления из помещения углекислоты CO_2 . CO_2 является одним из основных видов вредностей, выделяющихся в жилых и общественных зданиях.

Допустимые концентрации CO в помещениях: 5 г/кг.

1. Постоянного пребывания людей (жилые дома) 1,5.
2. Периодического пребывания людей (учреждения) 1,75.
3. Кратковременного пребывания людей 3.

Расчет освещения в конструкторском бюро методом коэффициента использования.

Строительными нормами и правилами СНиП 11-А.9-71 установлены минимально допустимые величины освещенности рабочих мест на производстве искусственным освещением.

Данные из СНиП 11-А.9-71 для расчёта приведены в таблице:

Таблица 6 Данные из СНиП 11-А.9-71

Характеристика зрительной работы по степени точности.	Наименьший размер объекта.	Разряд зрительной работы.	Подразряд зрительной работы.	Контраст объекта различения с фоном.	Характеристика фона.	Наименьшая освещенность при люминесцентных лампах. (E min)
Средняя точность.	От 0,5 до 1 мм	4	В	Средний	Светлый	400 лк.

Световой поток лампы определяется по формуле:

$$F_{л} = \frac{E \cdot S \cdot k}{n \cdot \eta}$$

где: $E_{н} = 400$ лк - освещенность.

$z = 1,1...1,2$ - коэффициент неравномерности освещения.

$k = 1,3...1,5$ - коэффициент запаса.

$S = 4 \text{ м}^2$ - площадь рабочего места.

n - потребное число ламп.

η - коэффициент использования осветительной установки, (зависит от индекса помещения).

$$n = \frac{S}{L^2}$$

где: L - расстояние между светильниками = 1,2 м.

Индекс помещения (i) определяется по формуле:

$$i = \frac{S}{h \cdot (A + B)}$$

где: $h = 2,5$ м - расчетная высота (расстояние от светильника до рабочей поверхности).

A и B - длина и ширина рабочего места 2 м и 2,5 м соответственно.

$$E_{\text{ср}} = \frac{n \cdot F_{\text{л}} \cdot \eta}{S \cdot k}$$

РАСЧЁТ:

$$n = \frac{4}{1,1^2} = 3 \text{ лампы}$$

$$i = \frac{3}{2,5 \cdot (2 + 2,5)} = 0,267$$

$$F_{\text{л}} = \frac{400 \cdot 4 \cdot 1,5}{3 \cdot 0,5} = 1600 \text{ лм}$$

$$E_{\text{ср}} = \frac{3 \cdot 1600 \cdot 0,5}{4 \cdot 1,5} = 400 \text{ лк}$$

По данным расчёта видно, что нормального освещения рабочего места двух инженеров-конструкторов достаточно 4 ламп, обеспечивающих освещённость, соответствующую норме СНиП 11-А.9-71.

*Организационно-
экономическая часть*

РАСЧЕТ СЕБЕСТОИМОСТИ АВИАПЕРЕВОЗОК ПРОЕКТИРУЕМОГО САМОЛЁТА

Важнейшей составной частью оптимального проектирования является выбор критериев оценки решений. Он возникает каждый раз, когда необходимо сделать оценку вариантов и выбрать один из них. От того какой принят критерий зависит не только численное значение параметров и характеристик, но и судьба проектируемого или построенного самолета вообще. Неудачно выбранные критерии могут привести к неправильной оценке самолета.

Себестоимость летного часа является базовой величиной для определения многих параметров поведения авиакомпаний на рынке авиаперевозок, выработки стратегии развития, определения необходимости открытия новых воздушных линий или прекращения эксплуатации существующих.

Определение тарифов на авиаперевозки по регулярным линиям, стоимость чартерных рейсов или цена сдачи в аренду воздушных судов зависит от себестоимости летного часа.

Правильное определение полной себестоимости летного часа имеет актуальное значение для любого авиаперевозчика. Это связано с тем, что при искусственно завышенном значении полной себестоимости летного часа увеличивается стоимость авиауслуг и, соответственно, снижается конкурентоспособность авиакомпании на международном рынке авиаперевозок. При искусственном занижении реального значения полной себестоимости летного часа сложится ситуация, когда по прогнозам работа авиакомпании должна быть рентабельной, а в результате формирования бухгалтерского баланса будут выявлены убытки.

Учитывая, что с течением времени могут меняться внешние условия эксплуатации ВС, рекомендуется регулярно (не реже одного раза в год) пересматривать расчеты себестоимости летного часа.

В соответствии со стандартами бухгалтерского учета в РУз, весь учет и статистическая отчетность ведется в национальной валюте – сумах. Вместе с тем, ГК РУз разрешено устанавливать цены, тарифы на работы (услуги) в СКВ, с пересчетом в национальную валюту при расчетах.

В связи с тем, что значительную часть в затратах НАК составляют расходы в СКВ, а также учитывая, что в основном коммерческая деятельность охватывает международные рынки авиаперевозок, предполагается расчеты себестоимости летного часа

осуществлять в СКВ, а именно USD. Это позволит зафиксировать расчетные величины на определенное время, не зависеть от изменения курса сум/USD и соответствует международным стандартам расчетов.

Расходы, производимые в сумах (амортизационные отчисления, заработная плата, налоги и т.д.) пересчитываются в USD по среднегодовому курсу сум/USD и таким образом включаются в общие расходы.

Исходными данными для расчета себестоимости летного часа ВС являются:

- × сведения по наличию ВС и налету часов, ресурсные характеристики планеров и двигателей, данные по трудоемкости технического обслуживания, планируемые (произведенные) капитальные ремонты;

- × отчеты о финансовой деятельности предприятий воздушного транспорта, накопительные ведомости учета первичных документов, отражающих произведенные затраты;

- × цены на самолеты и авиационные двигатели, данные о стоимости аренды самолетов, цены на выполнение различных форм и видов технического обслуживания, цены капитальных ремонтов, виды и ставки страхования, ставки налогов, включаемых в себестоимость;

- × фактические данные по численности и заработной плате летного состава и инженерно-технического персонала, сдельные расценки, применяемые доплаты, ставки начислений на заработную плату и прочие сведения.

Исходными данными для расчета экономических характеристик проектируемого самолёта являются:

1. Взлетная масса самолёта	m_0	(тонна)	316,88
2. Максимальная коммерческая нагрузка	$m_{кн\max}$	(тонна)	102,0
3. Масса пустого самолёта	$m_{пуст}$	(кг)	115,682
4. Расчетная дальность с максимальной коммерческой нагрузкой	L_p	(км)	9000
5. Расчетная крейсерская скорость	$V_{кр}$	(км/ч)	950
6. Взлетная (стартовая) тяга двигателя	P_{oi}	(тонна)	21,276
7. Количество двигателей	$n_{дв}$	(шт)	4

8. Амортизационный срок службы планера	T_c	(час)	75000
9. Амортизационный срок службы двигателя	$T_{дв}$	(час)	25000
10. Годовой налет самолёта	T_z	(час)	4400
11. Коэффициент коммерческой нагрузки	ε	(~0,6)	≈0,6
12. Стоимость одной тонны топлива	C_m	(\$/т)	1100

Выбор критерия оценки является важной составляющей частью оптимального проектирования. Себестоимость перевозок на ВТ является одним из главных обобщенных экономических критериев.

Себестоимость перевозок определяет затраты приходящиеся на единицу транспортной работы выполняемой самолётом и определяется следующей зависимостью:

$$a = \frac{C_{лч}}{\varepsilon \cdot m_{кн} \cdot V_p} = \frac{17728,35}{0,6 \cdot 102,0 \cdot 914,9} = 0,32 \text{ \$/т} \cdot \text{км}$$

где: $C_{лч}$ – расходы на эксплуатацию самолёта в течении одного летного часа, т.е. себестоимость летного часа, $C_{лч} = 17728,35 \text{ \$/ч}$;
 $m_{кн}$ – коммерческая нагрузка соответствующая данной дальности полёта, $m_{кн} = 102,0 \text{ т}$;

ε – коэффициент коммерческой нагрузки, учитывающий среднегодовую неполную загрузку самолёта, $\varepsilon \approx 0,6$;

V_p – среднерейсовая скорость самолёта, учитывающая потери времени на следующие этапы полёта: рулежка до ВПП перед взлётом и после посадки, взлет и набор высоты, маневрирование после взлета и перед посадкой, снижение и посадка, км/ч.

Для приближенных расчетов можно принимать V_p :

$$V_p = \frac{V_{кр}}{1 + 0,0521 \cdot L_p^{0,2135} \cdot \frac{V_{кр}}{L_p}} = \frac{950}{1 + 0,0521 \cdot 9000^{0,2135} \cdot \frac{950}{9000}} = 914,9 \frac{\text{км}}{\text{ч}}$$

где: $V_{кр}$ – крейсерская скорость полёта, $V_{кр} = 950 \text{ км/ч}$;

L_p – расчетная дальность полёта, расстояние между аэропортами взлета и посадки, $L_p = 9000 \text{ км}$.

Расходы на эксплуатацию самолёта в течении одного летного часа ($C_{лч}$) состоят из расходов на амортизационные отчисления по планеру и двигателям ($C_{ад}$), расходов на техническое обслуживание самолётов и двигателей ($C_{то}$), часовых расходов по топливу ($C_{гсм}$), аэропортовые расходы, включающие затраты служб УВД, АТБ и ГСМ,

службы комплекса перевозок и обслуживания ВПП ($C_{АП}$), расходы на заработную плату летного состава и бортпроводников ($C_{ЗП}$) и расходов по страхованию воздушных судов и экипажей ($C_{СТР}$):

$$C_{ЛЧ} = C_{АО} + C_{ТО} + C_{ГСМ} + C_{АП} + C_{ЗП} + C_{СТР} = \\ = 4833,35 + 149,31 + 10976,08 + 1157,456 + 400 + 212,15 = 17728,35 \text{ \$/ч}$$

1. Расходы на амортизационные отчисления, приходящиеся на один летный час в первом приближении можно определить следующей зависимостью:

$$C_{АО} = \kappa_1 \cdot \kappa_H \cdot \left(\frac{C_c + \kappa_2 \cdot n_{дв} \cdot C_{дв}}{T_r} \right) = \\ = 1,05 \cdot 0,08 \cdot \left(\frac{185091026 + 2 \cdot 4 \cdot 8510525,51}{4400} \right) = 4833,35 \text{ \$/ч}$$

где: $\kappa_1 \approx 1,05$ - коэффициент учитывающий непроизводительный полёт;
 $\kappa_H \approx 0,08$ - нормативный коэффициент амортизационных отчислений;
 C_c - отпускная цена самолёта с двигателями:

$$C_c = \gamma_c \cdot m_{пуст} = 1600 \cdot 115682 = 185091026 \text{ \$}$$

где: γ_c - удельная стоимость, приходящаяся на 1 кг пустой массы самолёта, $\gamma_c = 1600 \text{ \$/кг}$;

$$m_{пуст.} = m_0 - (m_{кн} + m_T + m_{сл.н.}) = \\ = 316880 - (102000 + 98878 + 320) = 115682 \text{ кг}$$

Для современных магистральных самолётов

$$\gamma_c = \frac{C_c}{m_{пуст}} = (1600 \dots 2200) \text{ \$/кг}$$

κ_2 - число замен двигателей в течении срока эксплуатации самолёта:

$$\kappa_2 = \left(\frac{T_c}{T_{дв}} - 1 \right) \approx \left(\frac{75000}{25000} - 1 \right) \approx 3 - 1 \approx 2$$

$C_{дв}$ - отпускная цена двигателя:

$$C_{дв} = \gamma_{дв} \cdot P_{0i} = 400 \cdot 21276,31 = 8510525,51 \text{ \$}$$

где: $\gamma_{дв}$ - удельная стоимость, приходящаяся на 1 кг взлетной тяги двигателя,

$$\gamma_{ав} = \frac{Ц_{ав}}{P_{oi}} \approx (400...500) \approx 400 \text{ \$}/\text{кг}$$

P_{oi} - взлетная (стартовая) тяга одного двигателя, $P_{oi} \approx 21276,31 \text{ кг}$;

T_f - годовой налет самолёта $T_f = (4000...4400)$ часов = 4400 ч.

2. Расходы на техническое обслуживание самолётов и двигателей, при международной форме обслуживания с помощью «чеков» (Chek), можно определить следующей зависимостью:

$$C_{ТО} = \frac{n_f \cdot C_{АСЧЕК} + n_{ССЧЕК} \cdot C_{ССЧЕК} + n_{ИЛЧЕК} \cdot C_{ИЛЧЕК} + C_{ДСЧЕК}}{T_c} =$$

$$= \frac{20 \cdot 16195,46 + 12 \cdot 404886,62 + 3 \cdot 1041137,02 + 2892047,28}{75000} = 149,31 \text{ \$}/\text{ч}$$

где: n_f - назначенный срок эксплуатации (лет), $n_f \approx 20$ лет;

$n_{ССЧЕК}$, $n_{ИЛЧЕК}$ - соответственно, количество «C-check» - об и «IL-check» - об за время эксплуатации;

$C_{АСЧЕК}$ - стоимость «A-check» (периодическая проверка);

$C_{ССЧЕК}$ - стоимость «C-check» (ТО с элементами ремонта);

$C_{ИЛЧЕК}$ - стоимость «IL-check» (ТО с элементами капитального ремонта)

$C_{ДСЧЕК}$ - стоимость «D-check» (капитальный ремонт);

Стоимость «Chek»-ов в первом приближении можно определить по их среднестатистической удельной стоимости:

$$C_{АСЧЕК} = \gamma_{AC} \cdot m_{нучст} = 0,14 \cdot 115682 = 16195,46\$;$$

$$C_{ССЧЕК} = \gamma_{CC} \cdot m_{нучст} = 3,5 \cdot 115682 = 404886,62\$;$$

$$C_{ИЛЧЕК} = \gamma_{ИЛС} \cdot m_{нучст} = 9,0 \cdot 115682 = 1041137,02\$;$$

$$C_{ДСЧЕК} = \gamma_{ДС} \cdot m_{нучст} = 25,0 \cdot 115682 = 2892047,28\$;$$

$$\gamma_{AC} \approx (0,14...0,16)\$ / \text{кг} = 0,14\$ / \text{кг};$$

$$\gamma_{CC} \approx (3,5...4)\$ / \text{кг} = 3,5\$ / \text{кг};$$

$$\gamma_{ИЛС} \approx (9...10)\$ / \text{кг} = 9,0\$ / \text{кг};$$

$$\gamma_{ДС} \approx (25...30)\$ / \text{кг} = 25,0\$ / \text{кг}$$

За время эксплуатации самолёта проводятся 12-«C-check», 3-«IL-check» и 1 - «D-check»; т.е. $n_{ССЧЕК}=12$; $n_{ИЛЧЕК}=3$;

T_c - назначенный налет часов современных магистральных самолётов:

$T_c \approx 75000$ часов.

3. Часовые расходы на авиационное топливо учитывают расход топлива на земле (при опробовании и рулежки) и расход на полёт

$$C_{ГСМ} = \frac{1,085 \cdot C_T \cdot m_{ТР}}{t_n} = \frac{1,085 \cdot 1100 \cdot 90,5}{9,8} = 10976,08 \text{ \$/ч}$$

где: C_T - стоимость 1-ой тонны топлива (\\$/т),

$C_T \sim 1000...1200 \text{ \$/т} \approx 1100 \text{ \$/т}$;

$m_{ТР}$ - масса расходуемого топлива при полёте на расчётную дальность L_p (т), $m_{ТР} = 90,5$ т;

$m_{m,p} = \bar{m}_{m,p} \cdot m_0 = 0,28551 \cdot 316880 = 90472,4 \text{ кг} \approx 90,5 \text{ т}$.

$t_n = \frac{L_p}{V_p} = \frac{9000}{914,9} = 9,84$ - время полета на расчетную дальность.

4. Часовые аэропортовые расходы в первом приближении могут быть определены зависимостью:

$$C_{ан} = \frac{C_r^{ан} \cdot m_{кн}}{W_2 \cdot t_n} = \frac{22326,77 \cdot 102,0}{200 \cdot 9,8} = 1157,456 \text{ \$/ч}$$

где: $C_r^{ан} = 22326,77 \text{ \$/ч}$ - годовые текущие затраты наземного комплекса;

W_2 - годовой объём отправок аэропорта (тонн), $W_2 = 200$ тысяч тонн.

$$\begin{aligned} C_2^{АП} &= C_2^{УВД} + C_2^{АТБ} + C_2^{ГСМ} + C_2^{ВПП} + C_2^{пер} = \\ &= 12466,96 + 7102,21 + 2757,6 = 22326,77 \text{ \$/ч} \end{aligned}$$

где, соответственно, годовые затраты служб наземного комплекса: управление воздушным движением, авиационно-технической базы, обеспечения ГСМ, обслуживания ВПП и службы перевозок.

Затраты служб УВД, АТБ и ГСМ могут быть определены следующей зависимостью:

$$\begin{aligned} [C_2^{УВД} + C_2^{АТБ} + C_2^{ГСМ}] &= 31,44 \cdot (N_{пр})^{0,6} [5,58(N_{пр})^{0,06} + (N_{пр})^{0,38} + 1,35] = \\ &= 31,44 \cdot (200)^{0,6} [5,58(200)^{0,06} + (200)^{0,38} + 1,35] = 12466,96 \text{ \$/ч} \end{aligned}$$

где: $N_{пр}$ - количество проведенных самолёто-вылетов в год (для крупных аэропортов $N_{пр} > 200$ тысяч).

Затраты службы по содержанию и обслуживанию ВПП можно определить зависимостью:

$$C_2^{ВПП} \approx 5,72 \cdot 10^{-8} \left(\frac{P_{2л}}{n_k} \right)^{0,74} \cdot L_{ВПП}^{2,78} + 7,28 \cdot \left(\frac{P_{2л}}{n_k} \right)^{0,64} \cdot (N_{пр})^{0,72} =$$

$$= 5,72 \cdot 10^{-8} \left(\frac{142,596}{6} \right)^{0,74} \cdot 3600^{2,78} + 7,28 \cdot \left(\frac{142,596}{6} \right)^{0,64} \cdot (200)^{0,72} = 7102,21 \text{ \$/ч}$$

где: $P_{2л} = \frac{0,9 \cdot m_0}{n_{2л}} = \frac{0,9 \cdot 316,88}{2} = 142,596 \text{ т}$ - нагрузка на главную

опору шасси, в тоннах;

$n_{2л}$ - количество главных опор, $n_{2л} = 2$,

n_k - количество колёс на главных опорах, $n_k = 6$;

$L_{ВПП}$ - длина ВПП, $L_{ВПП} = 3600 \text{ м}$.

Затраты службы перевозок:

$$C_2^{пер} \approx 48,27 + 0,84 \cdot W_{пасс} + 3,17(W_{гр})^{1,12} =$$

$$= 48,27 + 0,84 \cdot 1800 + 3,17(200)^{1,12} = 2757,6 \text{ \$/ч}$$

где: $W_{пасс}$ - годовой объем пассажирских перевозок ($W_{пасс} > 1800$ тыс. чел.);

$W_{гр}$ - годовой объем грузовых отправок ($W_{гр} > 200$ тыс. тонн).

5. Расходы на заработную плату летного состава и бортпроводников ($C_{зп}$), приходящиеся на один летный час можно представить в следующем виде:

$$C_{зп} = n_{лс} \cdot ЗП_{лс}^ч + n_{дп} \cdot ЗП_{дп}^ч = 4 \cdot 100 + 0 = 400 \text{ \$/ч}$$

где: $ЗП_{лс}^ч$ - средняя часовая ставка летного состава,

$ЗП_{лс}^ч \sim (100 \dots 150) \text{ \$/ч} \approx 100 \text{ \$/ч}$;

$ЗП_{дп}^ч$ - средняя часовая ставка бортпроводников,

$ЗП_{дп}^ч \sim (50 \dots 60) \text{ \$/ч}$;

$n_{лс}; n_{дп}$ - соответственно, количество членов летного состава и бортпроводников, $n_{лс} = 4$ чел., $n_{дп} = 0$ чел.

6. Расходы на страхование.

На воздушном транспорте расходы на страхование включают: страхование воздушного судна - ($C_{СТ}^{ВС}$), страхование экипажей - ($C_{СТ}^{ЭК}$) и страхование ответственности перед третьими лицами - ($C_{СТ}^{ОТВ}$)

$$C_{СТР} = \frac{C_{СТ}^{BC} + C_{СТ}^{ЭК} + C_{СТ}^{ОТВ}}{T_r} = \frac{925455,1 + 8000,0 + 0}{4400} = 212,15 \text{ \$/ч}$$

$C_{СТ}^{BC} = k_c \cdot C_c = 0,005 \cdot 185091026 = 925455,1 \text{ \$/год}$ - годовая сумма отчисления на страхование самолёта;

$k_{СТ}$ - нормативный коэффициент страхования, $k_{СТ} \approx 0,005$ (0,5%);

$$C_{СТ}^{ЭК} = n_{ЛС} \cdot C_{СТ}^{ЛС} + n_{БП} \cdot C_{СТ}^{БП} = 4 \cdot 2000 + 0 \cdot 1000 = 8000,0 \text{ \$/год}$$

где: $C_{СТ}^{ЛС}$ - страховая сумма 1 члена летного состава в год,

$$C_{СТ}^{ЛС} \approx 2000 \text{ \$/год};$$

$C_{СТ}^{БП}$ - страховая сумма 1 члена бортпроводника в год,

$$C_{СТ}^{БП} \approx 1000 \text{ \$/год};$$

$$C_{СТ}^{ОТВ} = k_{ОТВ} \cdot N_{ПАСС}^{СР} = 0$$

где: $k_{ОТВ}$ - нормативный коэффициент отчислений по ответственности перед третьими лицами, ($k_{ОТВ} \sim 920 \text{ \$/пасс}$);

$N_{ПАСС}^{СР} = 0,6 \cdot N_{ПАСС}^{max} = 0 \text{ пасс.}$ - среднестатистическое количество пассажиров на борту самолёта.

Кроме того, определяется,

Часовой расход топлива:

$$q_T^ч = \frac{m_{mp}}{t_n} = \frac{90,5}{9,8} \approx 9,2 \text{ т/ч};$$

Топливная эффективность самолёта:

$$q_T = \frac{m_{mp}}{m_{кн\ max} \cdot L_p} = \frac{90,5 \cdot 10^6}{102,0 \cdot 9000} = 98,55 \text{ гр/т}\cdot\text{км};$$

ВЫВОДЫ

ВЫВОДЫ

В данном выпускной работе на основании обработки статистических данных самолётов-прототипов спроектирован дальний магистральный грузовой самолёт, для эксплуатации его на линиях протяжённостью до $L_p=9000$ км с коммерческой нагрузкой 102,0 т. и со скоростью $V_{кр}=950$ км/ч.

Выбрана нормальная схема низкоплана с задним расположением оперения, 3х опорным шасси и четырьмя (4) ТРДД расположенные на крыле. Произведён расчёт геометрических, массовых, аэродинамических параметров самолёта.

Весовая отдача проектируемого самолёта равна $\bar{m}_{кн} = 32,2 \%$ (у прототип самолёта Boeing747-400F этот показатель равен 28,2%, то есть ниже), максимальное аэродинамическое качество $K_{max}=21$, показатель топливной эффективности равен $q_T=98,55$ гр/т·км.

Рассчитана на прочность конструкция фюзеляжа самолета: определены нагрузки, действующие на фюзеляж, построены эпюры перерезывающих сил и изгибающих моментов, определены площади сечения элементов конструкции фюзеляжа.

В разделе «Охрана труда и техника безопасности» освещены нормы, обеспечивающие нормальный безопасный процесс и даны рекомендации для приведения в соответствии с нормами условия труда в конструкторском бюро.

В организационно-экономической части рассчитаны себестоимость перевозок (a) и стоимость летного часа ($C_{лч}$), которые составляют $a = 0,32\$/т \cdot км$ и $C_{лч} = 17728,35\$/ч$.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Статья И.А. Каримова «Мировой финансово-экономический кризис, пути и меры по его преодолению в условиях Узбекистана». Газета «Народное слово». Март 2009г.*
2. *“Проектирование самолетов” Езер С.М., Ротин В.Е. Москва, “Машиностроение” 1986г.*
3. *“Конструкция самолетов” Житомирский Г.И. Москва, “Машиностроение” 1991.*
4. *“Аэродинамика” Мхитарян А.М. Москва, “Машиностроение” 1986г.*
5. *“Сборник задач по конструкции и прочности самолетов и вертолетов” Миртов К.Д. Москва, “Транспорт” 1985г.*
6. *А.Х. Султанов, Д.Т. Алиакбаров. Методические указания по выполнению «Выпускной квалификационной работы» для конструкторской специализации направления образования 5520800 «Авиастроение и ракетно-космическая техника». Ташкент, 2009г.*
7. *Султанов А.Х., Алиакбаров Д.Т. «Расчет аэродинамических характеристик дозвуковых самолетов». Методические указания для выполнения аэродинамического раздела выпускной квалификационной работы для студентов обучающихся по конструкторскому циклу направления образования 5520800 «Авиастроение и ракетно-космическая техника». Ташкент, 2009г.*
8. *“Технология самолетостроения” Абидов А.Л. Москва, “Машиностроение ” 1982г.*
9. *“Охрана труда в Гражданской Авиации” Буриченко Л. А. Москва, “Транспорт” 1985г.*
10. *“Охрана труда в машиностроении” Козьяков А. Ф. Морозова Л. Л. Ленинград, “ Машиностроение ” 1987г.*
11. *Экономика авиационной промышленности Саркисян С.А. Старик Д.Э. Москва, Высшая школа 1985г.*
12. *Дипломное проектирование в ВУЗах гражданской авиации: методические рекомендации для студентов вузов гражданской авиации. - Сост. Челюканов И.П.: КИИГА, 1993г. - 60 с.*