

Министерство Высшего и Среднего Специального
Образования Республики Узбекистан

Ташкентский Государственный Технический Университет

Авиационный факультет

Кафедра: "Проектирование летательных аппаратов"

"Утверждаю"

Зав. кафедрой: _____
(дата, подпись)

Расчетно-пояснительная записка

к выпускной работе на тему:

" Специализированный грузовой самолет для перевозки сыпучих
грузов "

Руководитель: доц. Султанов А.Х.

Выпускник: Набиев Н.Т.

Консультанты по разделам:

Расчет на прочность: Якубов А.Х.

Охрана труда: Мухаммадгалиев Б.

Экономическая часть: Саидрасулова Х.Б.

Рецензент: _____

Заведующий кафедрой ПЛА : доц.Султанов А. Х.

Ташкент 2010 год.

ТАШКЕНТСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ

Факультет: Авиационный

Кафедра: Проектирование ЛА

Специальность: Бакалавр по направлению 5520800 "Авиационное и ракетно-космическая техника".

" Утверждаю "

Зав. кафедрой _____

« __ » _____ 2010 г.

З А Д А Н И Е

на выпускную квалификационную работу

студенту: Набиев Нурбек Тошпулатович.

(фамилия, имя, отчество)

1. Тема работы: " Специализированный грузовой самолет для перевозки сыпучих грузов "

утверждена приказом института от «__» _____ 2010г. № __

2. Дата сдачи выполненной работы: _____

3. Исходные данные: Коммерческая нагрузка $m_{кн}=180т$, расчётная дальность полёта $L_p=9000$ километров, сборочная единица - фюзеляж.

4. Содержание расчётно-пояснительной записки: титальный лист, задание на выпускную работу, оглавление, введение, обзор статистических данных, выбор схемы, расчет взлетной массы и геометрических параметров самолета, расчет центровки самолёта, аэродинамический расчет, расчет на прочность, обоснование выбора материалов и технологии изготовления деталей, охрана труда и окружающей среды, организационно - экономическая часть, выводы, список использованной литературы, спецификация.

5. Перечень графической части: Общий вид самолета - 1 лист, компоновка самолета - 3 листа, теоретический чертеж агрегата - 1 лист, детализация - 1 лист;

6. Консультанты:

Раздел	Консультант	Подпись и дата	
		Сдал	Принял
1. Конструкторский	Алиакбаров Д.Т.		
2. Аэродинамика	Султанов А.Х.		
3. Расчет на прочность	Якубов А. Х.		
4. Охрана труда	Мухаммадгалиев Б.		
5. Экономика	Саидрасулова Х.Б.		

_____ 8. _____ 9. _____ задание принял.
 Дата выдачи задания Подпись руководителя. Подпись.

КАЛЕНДАРНЫЙ ПЛАН

№ п/п	Наименование разделов	Срок выполнения	Примечание
1	Выбор схемы, расчет взлетной массы и геометрических параметров. Общий вид самолета.		
2	Расчет центровки, аэродинамический расчет самолета. Теоретический чертеж агрегата.		
3	Расчет на прочность. Сборочный чертеж агрегата.		
4	Охрана труда и окружающей среды. Чертеж деталей.		
5	Экономическая часть. Выводы.		
6	Предварительная защита		
7	Основная защита		

Выпускник:

Набиев Н.Т.

Руководитель:

доц. Султанов А.Х.

ОГЛАВЛЕНИЕ

стр.

1. Техническое задание на проектирование самолета.....	5
2. Введение (обзор статистических данных)	11
3. Выбор схемы, расчет взлетной массы и геометрических параметров самолета	14
4. Расчет центровки самолета.....	33
5. Аэродинамический расчет.....	43
6. Расчет агрегата на прочность	61
7. Обоснование выбора материалов и технология изготовления Деталей	74
8. Безопасность жизнедеятельности	78
9. Организационно-экономическая часть	89
10. Выводы.....	98
11. Список использованной литературы и источников информации	100

1.ТЕХНИЧЕСКОЕ ЗАДАНИЕ
НА ПРОЕКТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА

1. НАЗНАЧЕНИЕ САМОЛЕТА.

Специальный магистральный грузовой самолет (СГСС) предназначен для базисной перевозки сыпучих грузов. Создание специального магистрального грузового самолета для базисной перевозки сыпучих материалов позволит уменьшить стоимость перевозки и увеличить скорость доставки сыпучих грузов.

2. ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ.

2.1. Самолет должен пройти сертификацию в соответствии с Авиационными правилами часть 21 "Процедуры сертификации авиационной техники".

2.2. СГСС является самолетом нормальной категории по классификации Авиационных правил часть 25 "Нормы летной годности гражданских самолетов транспортной категории".

2.3. 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.

2.4. Двигатели и их системы должны соответствовать требованиям сертификационного базиса, образованного на основе Авиационных правил части 33 "Нормы летной годности двигателей воздушных судов".

2.5. Комплектующие изделия категории А, вновь выпускаемые и не имеющие свидетельств о годности, должны быть квалифицированы в соответствии с квалификационным базисом.

2.6. Для самолета, его систем и бортового оборудования должны быть разработаны (выбраны) средства эксплуатационного контроля и средства наземного обслуживания.

2.7. Работы, проводимые по эргономическому обеспечению при создании самолета, должны соответствовать эргономическим требованиям, изложенным в "Руководстве по эргономическому обеспечению создания, испытаний и эксплуатации воздушных судов ГА" (РЭО-ГА), а также требованиям сертификационного базиса.

2.8. Для обеспечения подготовки экипажей и инженерно-технического состава должны быть разработаны:

- программа подготовки экипажей и инженерно-технического состава;
- плакаты и наглядные пособия;
- аудиовизуальные средства и учебно-методическая литература для самостоятельной подготовки членов экипажа и инженерно-технического состава;
- система для оценки техники пилотирования и отклонений от рекомендованных режимов полета на базе информации аварийного регистратора параметров полета.

2.9. Настоящее техническое задание может уточняться по согласованию сторон.

3. ОЖИДАЕМЫЕ УСЛОВИЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ (ОУЭ).

Таб.1

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:		<ul style="list-style-type: none"> - сухая; - влажная; - мокрая; - залитая водой до 18 мм; - покрытая слоем слякоти или мокрого снега до 18 мм.
-----------------------	--	--

3.3. Состав летного экипажа.

3.3.1. Состав летного экипажа:

- командир корабля	-	1 чел.
- второй пилот	-	1 чел.
- оператор	-	1 чел.

3.4. Условия выполнения полетов.

3.4.1. 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.

3.4.2. Минимум для взлета и посадки:

- для взлета - 2500 м;
- для посадки - 3200 м.

3.4.3. Среднегодовой налет самолета - 4000 час.

3.4.4. Продолжительность типового полета не менее - 6 час.

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

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

3.6. Ресурсы и сроки службы самолета, двигателя и комплектующих изделий.

Таб.2

3.6.1. Назначенный ресурс самолета	-	эксплуатация по состоянию
3.6.2. Календарный срок службы самолета	-	по состоянию
3.6.3. Назначенный ресурс двигателя	-	15000 часов
3.6.4. Ресурс двигателя до первого ремонта	-	5000 часов
3.6.5. Начальный назначенный ресурс двигателя	-	2000 часов
3.6.6. Начальный ресурс двигателя до первого ремонта	-	1000 часов

4. ТРЕБОВАНИЯ К ТЕХНИЧЕСКИМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ.

Таб.3

4.1.	Максимальная коммерческая нагрузка, кг	-	180000
4.2.	Максимальная крейсерская скорость, км / час	-	960
4.3.	Крейсерская экономическая скорость, км / час	-	895
4.4.	Практическая дальность на высоте 10 км со скоростью 950 км / час с АНЗ на 1 час полета с максимальной коммерческой нагрузкой 180 т, км	-	9000
4.5.	Регулярная эксплуатация самолета с максимальным взлетным весом в расчетных условиях должно обеспечиваться на аэродромах с располагаемой длиной ВПП не менее, м	-	3200
4.6.	Скорость захода на посадку с максимальным посадочным весом, км / час	-	280
4.7.	Состав экипажа	-	2 пилота 1 оператор
4.8.	Должна быть обеспечена возможность продолжения взлета, посадки и ухода на 2-ой круг с одним отказавшим в момент отрыва двигателем.		

5. ТРЕБОВАНИЯ К КОНСТРУКЦИИ ФЮЗЕЛЯЖА

5.1. Конструктивная силовая схема самолета должна быть спроектирована по принципу безопасной повреждаемости.

Наработка до появления усталостных повреждений силовых элементов конструкции фюзеляжа должна быть не менее 20000 л.ч., 3000 полетов.

5.2. Характеристики обзора из кабины экипажа должны соответствовать

ОСТ 1.02721-91 с учетом угла тангажа на разбеге, взлете и на снижении по глиссаде при заходе на посадку.

5.3. Конструкция фюзеляжа должна обеспечивать получение наибольших полезных объемов при заданных габаритах.

5.4. Конструкция должна обеспечивать защиту экипажа, топлива и оборудования от воздействия скоростного напора и нагрева.

5.5. Конструкция должна обеспечивать достаточно быстро, загружать и выгружать груза.

5.6. Должно быть обеспечено управление температурой воздуха в кабине экипажа и в грузовом отсеке, где расположены бункеры для перевозки сыпучих грузов.

5.7. На фюзеляже должна быть предусмотрена противообледенительная система (ПОС) обеспечивающая безопасное выполнение полетов.

2.ВВЕДЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ

Степень использования различных видов транспорта в грузовых и пассажирских перевозках неодинакова, что связано в первую очередь с экономической целесообразностью использования того или иного вида транспорта. Для различных грузовых перевозок существуют сферы бесспорной целесообразности использования некоторого определенного вида транспорта. Однако во многих случаях перевозки между пунктами «А» и «В» могут осуществляться различными видами транспорта. При сравнении экономичности вариантов перевозок различными видами транспорта необходимо учитывать множество различных показателей: 1) уровень эксплуатационных расходов (себестоимость перевозок); 2) капитальные вложения; 3) скорость движения и сроки доставки грузов; 4) наличие пропускной и провозной способности; 5) маневренность в обеспечении перевозок в различных условиях; 6) надежность и бесперебойность перевозок, возможность их регулярного осуществления в большом объеме; 7) гарантия сохранности перевозимых грузов; 8) условия для высокоэффективного использования технических средств, возможности применения новых средств для перевозок, механизация погрузочно-разгрузочных работ.

Величина этих показателей на каждом виде транспорта различна. Она во многом зависит от мощности и структуры грузопотока, дальности перевозок и рода груза.

Несмотря на то, что авиационный транспорт является одним из основных видов пассажирского транспорта, он приобретает все большее значение и в грузовых перевозках. С середины прошлого века наблюдается быстрый рост воздушных грузовых перевозок (так в 2008 году грузооборот воздушного транспорта превысил 100 млрд. ткм). По прогнозам ведущих компаний (производителей авиационной техники), увеличение объемов грузовых авиаперевозок в ближайшие 20 лет составит примерно 6 - 9 % прироста объемов перевозок в год. При этом грузовые авиаперевозки будут расти быстрее, чем пассажирские.

Настоящий самолетный парк, осуществляющий грузовые перевозки состоит в основном из гражданских модификаций военно-транспортных самолетов и грузовых модификаций пассажирских самолетов, обладающих определенными недостатками. Исходя из выше изложенного и опираясь на результаты исследований летно-технических характеристик специального грузового самолета, проведенных на кафедре «ПЛА», а также учитывая быстрые темпы роста мировых грузовых авиаперевозок, можно сделать вывод о возможности

создания в дальнейшем по аналогии с водным и железнодорожным транспортом «универсальных» и «специализированных» воздушных грузовых судов.

Большую долю в общем объеме мировых грузовых перевозок составляет перевозка сыпучих грузов (40 - 50 % в весовом отношении и 20 - 30 % в стоимостном), а учитывая то, что использование существующих гражданских грузовых судов для перевозки данного вида грузов является малоэффективным в виду недостатков присущих существующему парку воздушных судов, одним из перспективных направлений может стать создание специализированных для перевозки сыпучих грузов.

В данной работе рассматривается упрощенный проект специализированной грузовой самолет для перевозки сыпучих грузов расчетной дальностью $L_p=9000$ км и коммерческой нагрузкой $m_{кн}=180$ тонн. На начальном этапе работы было собрано статистические данные самолетов прототипов. По анализу летно-технических характеристик и геометрических параметров этих самолетов выбирали схемы и расположения основных агрегатов проектируемого самолета.

Изучение номенклатуры сыпучих грузов, их свойств, методов транспортировки на других видах транспорта показало, что для перевозки сыпучих грузов возможно создание воздушные суда имеющие бункерную конструкцию грузового отсека фюзеляжа. Поэтому целью данной работы являлось исследование перспективы создания грузовых самолетов подобного типа, определение их возможных характеристик, а так же выбор наиболее оптимального типа конструкции воздушных судов, имеющие бункеры.

3.ВЫБОР СХЕМЫ, РАСЧЕТ
ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ И
ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ
САМОЛЕТА

ВЫБОР СХЕМЫ, ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ И ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ САМОЛЕТА

ВЫБОР ОБЩЕЙ СХЕМЫ САМОЛЕТА

Выбор аэродинамической схемы.

Под аэродинамической схемой самолета понимают некоторую систему его несущих поверхностей. Эта система может характеризоваться как взаимным расположением несущих поверхностей, так и их относительными размерами и формами. В системе несущих поверхностей имеются главные поверхности – крылья, создающие основную долю аэродинамической подъемной силы, и вспомогательные поверхности – горизонтальное (ГО) и вертикальное (ВО) оперение, предназначенные для стабилизации самолета и управления его полетом.

В зависимости от расположения вспомогательных поверхностей относительно крыла различают аэродинамические схемы:

- "нормальная схема", если ГО располагается сзади крыла ;
- "схема утка", если ГО расположено впереди крыла ;
- "схема бесхвостка" (летающее крыло), если аэродинамическая схема состоит только из одной несущей поверхности.

При выборе одной из трех аэродинамических схем следует иметь в виду, что из-за затруднения в получении больших значений приращения подъемной силы от механизации крыла – ΔC_y , самолеты схемы "утка" и "бесхвостка" при взлете и посадке вынуждены выходить на большие углы атаки – α . Конструктивно это делает невозможным или затруднительным применение на таких самолетах стреловидных крыльев большого удлинения, так как применение таких крыльев и больших углов атаки связано с очень большой высотой опор шасси. Вследствие этого для скоростных самолетов в схемах "утка" и "бесхвостка" могут использоваться только крылья малого удлинения треугольной, готической, оживальной или серповидной форм в плане. Из-за малого удлинения такие крылья имеют малое аэродинамическое качество на дозвуковых режимах полета.

Кроме того, на дозвуковых режимах, самолеты указанных схем не обладают достаточной устойчивостью и управляемостью.

Поэтому, "нормальная" (классическая) схема стала наиболее целесообразна для дозвуковых самолетов.

Выбор схемы самолета по отдельным ее признакам.

а) Расположение крыла относительно фюзеляжа.

Взаимное расположение крыла и фюзеляжа оказывает существенное влияние на аэродинамические, массовые и эксплуатационные характеристики самолета в целом. По взаимному расположению крыла и фюзеляжа различают схемы самолетов: "высокоплан", "среднеплан" и "низкоплан". С точки зрения аэродинамики, наименьшим сопротивлением интерференции, обусловленным взаимным влиянием крыла и фюзеляжа, обладает схема "среднеплан". Однако, у пассажирских и транспортных самолетов эта схема практически не применяется, так как центроплан, проходя в середине фюзеляжа, мешает созданию единой пассажирской или грузовой кабины.

К преимуществам схемы с высоким расположением крыла относятся:

- меньшее (на 3...5%) , по сравнению с низкопланом аэродинамическое сопротивление интерференции;
- уменьшение расстояния от фюзеляжа до земли, что создает ряд эксплуатационных удобств;
- снижение вероятности выхода из строя двигателей, расположенных на крыле, в результате попадания твердых частиц с ВПП при взлете и посадке.

На военно-транспортных самолетах высокое расположение крыла является наиболее приемлемым с эксплуатационной точки зрения. Оно дает возможность существенно уменьшить расстояние от пола грузовой кабины до земли и обеспечить погрузку и выгрузку.

Однако, по абсолютной величине экономичность эксплуатации самолета высоко плана в большинстве случаев получается несколько хуже, чем низко плана, за счет весовых потерь.

Эти потери объясняются следующими причинами:

- на самолете высоко плане приходится специально усиливать нижнюю часть фюзеляжа на случай аварийной посадки при не выпущенных шасси;
- увеличивается масса силовых элементов (шпангоутов) фюзеляжа, воспринимающих нагрузки от крыла и шасси, если основные стройки крепятся к фюзеляжу;
- на 30...40% увеличивается потребная площадь вертикального оперения в связи с ухудшением боковой устойчивости и управляемости самолета - высоко плана на больших углах атаки, когда оперение попадает в с путную струю от крыла.

В сумме масса конструкции самолета - высоко плана увеличивается на 2,5...4% от взлетной массы.

При окончательном решении вопроса о расположении крыла по высоте фюзеляжа нужно учитывать, таким образом, ряд противоречивых факторов: высоко план имеет лучшие аэродинамические и эксплуатационные характеристики, но уступает низко плану по массе конструкции планера.

б) Расположение оперения.

На самолетах "нормальной" аэродинамической схемы наиболее распространенной являются схемы с "обычным" (ГО крепится к фюзеляжу) или "Т-образным" (ГО установлено на киле) хвостовым оперением. Она обеспечивает

конструктивную простоту и жесткость. Значительное влияние на выбор схемы оперения оказывает расположение двигателей на самолете. С точки зрения аэродинамики, поверхности хвостового оперения не должны попадать в зону реактивной струи двигателей и с путную струю от крыла. Предполагая расширение струи от двигателей в конусе с углом $10...15^\circ$, можно определить зону "запрета" для оперения. Одной из задач аэродинамической компоновки самолета нормальной схемы является выбор положения горизонтального оперения по высоте.

Для дозвуковых самолетов с относительно небольшими скоростями полета и сравнительно длинным плечом $L_{z0} = (2,6...3,2)$, можно рекомендовать устанавливать ГО с выносом вверх от строительной горизонтали на величину $h_{z0} = (0,15...0,2) b_{\delta}$ (b_{δ} – величина дортовой хорды). На самолетах, у которых двигатели расположены в хвостовой части фюзеляжа, применяется "Т-образное" оперение.

В этом случае потребная площадь ГО, несколько уменьшается, за счет увеличения плеча ГО.

При увеличении взлетной массы самолета увеличиваются параметры самолета, в том числе увеличивается геометрические параметры крыла. Последствие этого в эксплуатации такого самолета возникают проблемы, т.е. они требуют полосы с большой шириной.

Эту проблему можно решать с разделением крыла, т.е. проектировать самолет с двумя крыльями. Эти крылья располагаются в нижней и верхней части фюзеляжа. Предполагаем что нижнее крыло воспринимает 60% нагрузку а остальные 40% воспринимает верхнее.

При этом чтобы чтобы завихрение потоки не попадали на горизонтальное оперение, ее выбираем как «Т» образной.

Расчет взлетной массы в первом приближении

Взлётная масса самолёта представляет собой сумму:

$$m_0 = m_{\text{кон}} + m_{\text{сy}} + m_{\text{об.упр}} + m_m + m_{\text{кн}} + m_{\text{сл.н}} ;$$

где соответственно массы:

- $m_{\text{кон}}$ - конструкции планера,
- $m_{\text{сy}}$ - силовой установки,
- $m_{\text{об.упр}}$ - оборудования и управления,
- m_m - топлива,
- $m_{\text{кн}}$ - коммерческой нагрузки , ($m_{\text{кн}} = 180000 \text{ кг}$)
- $m_{\text{сл.н}}$ - служебной нагрузки.

Разделив обе части уравнения на взлётную массу получим уравнение баланса масс в виде

$$1 = \overline{m}_{\text{кон}} + \overline{m}_{\text{сy}} + \overline{m}_{\text{об.упр.}} + \overline{m}_m + \frac{m_{\text{кн.}} + m_{\text{сл.н.}}}{m_0} ;$$

Если принять относительные массы

$$(\overline{m}_{\text{кон}} = 0,28; \overline{m}_{\text{сy}} = 0,08; \overline{m}_{\text{об.упр.}} = 0,06 ; \overline{m}_m = 0,3) = \text{const}$$

по статистике, то получим уравнение взлётной массы проектируемого самолёта в первом приближении:

$$m_0^1 = \frac{m_{\text{кн}} + m_{\text{сл.н}}}{1 - (\overline{m}_{\text{кон}} + \overline{m}_{\text{сy}} + \overline{m}_{\text{об.упр.}} + \overline{m}_m)} ;$$

$$m_0^1 = \frac{180000 + 240}{1 - (0,26 + 0,08 + 0,06 + 0,285)} = 572810 \text{ кг}$$

Масса снаряжения и служебной нагрузки: $m_{\text{сл.н}} = 80 \cdot N_{\text{эк}}$.

$N_{\text{эк}} = 3$ - количество членов экипажа; $m_{\text{сл.н}} = 80 \cdot 3 = 240 \text{ (кг)}$

Относительная масса топлива. $\overline{m}_m = 1 - 0,96 \cdot e^{-\frac{C_e \cdot L_p}{v_{\text{кр}} \cdot k_{\text{кр}}}} ;$

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

$k_{\text{кр}} = 19$ - аэродинамическое качество в крейсерском режиме;

$L_p=9000$ км – расчётная дальность;

$v_{кр}=900$ км/ч – крейсерская скорость.

$$\bar{m}_m = 1 - 0,96 \cdot 2,72 \frac{0,56 \cdot 9000}{900 \cdot 19} = 0,285$$

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ РАЗМЕРОВ ОСНОВНЫХ СБОРОЧНЫХ ЕДИНИЦ. Выбор параметров фюзеляжа

На основании анализа статистических данных самолётов прототипов необходимо выбрать удлинение фюзеляжа:

$$\lambda_\phi = L_\phi / d_\phi = 10;$$

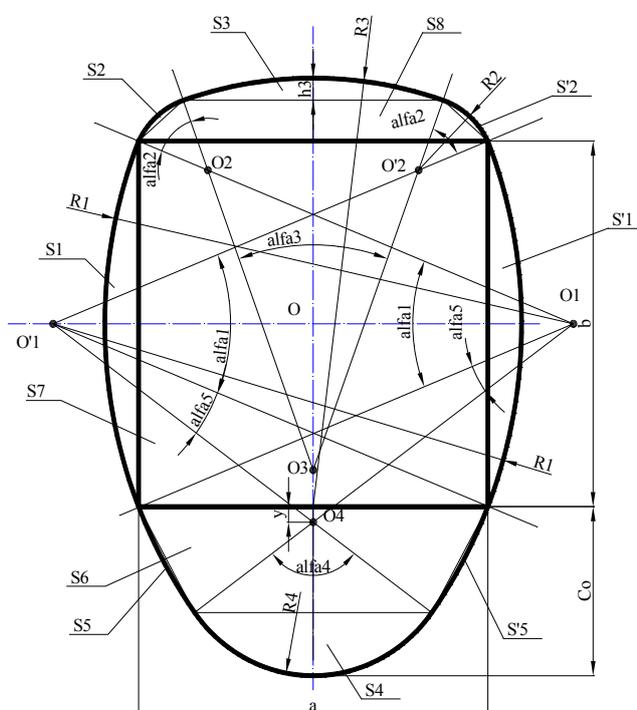


Рис. 1 Предлагаемая форма поперечного сечения фюзеляжа
Толщина крыла в корневой части равна

$$c_0 = \bar{c} \cdot b_0 = 0,13 \cdot 10,58 = 1,43$$

где: \bar{c} – относительная толщина профиля крыла.

Выбираем ширину грузового отсека (кабины) a

$$a = 2,975 \text{ м}$$

Высота грузового отсека (кабины) b равна

$$b = 1,2 \cdot a = 1,2 \cdot 2,97527 = 3,57;$$

Радиус бокового сегмента - R_1 равен:

$$R_1 = 1,34164 \cdot a = 3,99174$$

Координаты радиуса R_1 равны:

$$O_1 = (2,083; 0), O'_1 = (-2,083 \cdot a; 0)$$

где: a - ширина грузового отсека (кабины).

Радиус верхних угловых сегментов - R_2 равен:

$$R_2 = 0,2236 \cdot a = 0,6653$$

Координаты радиуса R_2 равны:

$$O_2 = (-0,89; 1,48), O'_2 = (0,89; 1,48)$$

Радиус верхнего сегмента - R_3 равен:

$$R_3 = 1,1723 \cdot a = 3,4879$$

Координаты радиуса R_3 равны:

$$O_3 = (0; -1,19)$$

Радиус нижнего сегмента - R_4 равен:

$$R_4 = c_0 - y = 0,745855$$

при условии $y > 0$

где:

y - расстояние между осью пола грузового отсека и осью радиуса R_4 ;

$$y = \frac{2,68328 \cdot a \cdot c_0 - 0,95 \cdot a^2 - c_0^2}{2 \cdot (0,74164 \cdot a - c_0)} = 0,7044$$

где: c_0 - толщина корневого сечения крыла (м);

a - ширина грузового отсека (кабины) (м).

Вышеуказанные координаты и радиусы действительны при условии

$$c_0 < 0,5535 \cdot a$$

Площадь миделя фюзеляжа определяем из чертежа сечении:

$$S_{мф} = 16,61 \text{ м}^2$$

Из этого можем определять эквивалентный диаметр фюзеляжа:

$$d_\phi = \sqrt{\frac{4 \cdot S_{мф}}{\pi}}; \quad d_\phi = \sqrt{\frac{4 \cdot 16,61}{3,14}} = 4,599 \text{ м};$$

Удлинение носовой и хвостовой частей фюзеляжа самолётов можно принять:

$$\lambda_{н.ч.} = 1,6; \quad \lambda_{хв.ч.} = 3.$$

Длина носовой части $l_{ф.н.ч.}$ равна

$$l_{ф.н.ч.} = d_{ф.э.} \cdot \lambda_{ф.н.ч.} = 4,599 \cdot 1,6 = 7,35;$$

где: $\lambda_{ф.н.ч.} = 1,6$ - удлинение носовой части фюзеляжа;

Длина хвостовой части $l_{ф.хв.ч.}$ равна

$$l_{ф.хв.ч.} = d_{ф.э.} \cdot \lambda_{ф.хв.ч.} = 4,599 \cdot 3 = 13,78;$$

где:

$\lambda_{ф.хв.ч.} = 3$ - удлинение хвостовой части фюзеляжа.

$l_{хв.ч.}$ - длина хвостовой части (длина между задней стенкой грузовой кабины и хвостового кончика фюзеляжа, задняя стенка выполняет роль силового шпангоута, к которому крепится передний лонжерон вертикального оперения);

Определяем требуемого объёма грузовой отсека

$$V_{гр.от.} = \mu \cdot m_{кн} = 2 \cdot 180 = 360 \text{ м}^3$$

Определяем общей объёма фюзеляжа

$$V_{ф.} = 0,2 \cdot \pi \cdot d_{ф.}^3 \cdot \lambda_{ф.} = 0,2 \cdot 3,14 \cdot 4,599^3 \cdot 10 = 611,11 \text{ м}^3$$

Определяем длину грузового отсека фюзеляжа:

$$l_{зо} = V_{гр.от.} / S_{зо.ф.} = V_{гр.от.} / (a \cdot b) = 360 / (2,97 \cdot 3,57) = 33,9 \text{ м}$$

Зная $d_{ф.}$, определяем общую длину фюзеляжа:

$$L_{ф.} = \lambda_{ф.} \cdot d_{ф.} = 10 \cdot 4,599 = 45,9 \text{ м}$$

Коэффициент использования объёма фюзеляжа:

$$K_v = \frac{V_{гр.от.}}{V_{ф.}} \quad K_v = \frac{360}{611,11} = 0,589;$$

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:

$$S_{кр} = \frac{m_0}{\rho_0};$$

где: m_0 - взлётная масса самолёта;

$$S_{кр} = \frac{440412}{857} = 514 \text{ м}^2;$$

Площадь нижнего крыла: $S_{кр.н} = 0,6 * S_{кр} = 0,6 * 514 = 308,4 \text{ м}^2$

Площадь верхнего крыла: $S_{кр.в} = 0,4 * S_{кр} = 0,4 * 514 = 205,6 \text{ м}^2$

$\rho_0 = 800 \text{ кг/м}^2$ - удельная нагрузка на 1 м^2 крыла.

На основании анализа статистических данных самолётов прототипов выбираем:

Для нижнего крыла: $\lambda_{кр.н} = 8,4$; $\eta_{кр} = 4$; $\chi_{1/4} = 32^\circ$.

Для верхнего крыла: $\lambda_{кр.в} = 8,4$; $\eta_{кр} = 4$; $\chi_{1/4} = 28^\circ$.

Тогда для крыла проектируемого самолёта можно определить размах крыла:

-нижнего: $L_{кр.н} = \sqrt{\lambda_{кр.н} \cdot S_{кр.н}} = \sqrt{8,4 \cdot 308,39} = 53,08 \text{ м};$

-верхнего: $L_{кр.в} = \sqrt{\lambda_{кр.в} \cdot S_{кр.в}} = \sqrt{8,4 \cdot 205,59} = 45,33 \text{ м};$

концевую хорду:

-для нижнего: $b_{кц.н} = \frac{2 \cdot S_{кр.н}}{L_{кр.н} \cdot (1 + \eta_{кр})} = \frac{2 \cdot 308,39}{53,08 \cdot (1 + 4)} = 2,64 \text{ м};$

-для верхнего: $b_{кц.в} = \frac{2 \cdot S_{кр.в}}{L_{кр.в} \cdot (1 + \eta_{кр})} = \frac{2 \cdot 205,59}{45,33 \cdot (1 + 4)} = 2,16 \text{ м};$

корневую хорду:

-для нижнего: $b_{о.н} = \eta_{кр} \cdot b_{кц.н} = 4 * 2,64 = 10,58 \text{ м}.$

-для верхнего: $b_{о.в} = \eta_{кр} \cdot b_{кц.в} = 4 * 2,16 = 8,63 \text{ м}.$

Предкрылки составляют до 80% размаха крыла:

-для нижнего:

$$L_{пр.н} \leq 0,8 * L_{кр.н} = 0,8 * 53,08 = 42,464 \text{ м.}$$

-для верхнего:

$$L_{пр.в} \leq 0,8 * L_{кр.в} = 0,8 * 45,33 = 36,264 \text{ м.}$$

Закрылки выполняются до 65...70% размаха крыла:

-для нижнего:

$$L_{зк.н} = 0,65 * L_{кр.н} = 0,65 * 53,08 = 34,502 \text{ м.}$$

-для верхнего:

$$L_{зк.в} = 0,65 * L_{кр.в} = 0,65 * 45,33 = 29,4645 \text{ м.}$$

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

$$b_{зк} = (0,3 \dots 0,35) b_{кр.}$$

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

-для нижнего:

$$S_{эл.н} = (0,05 \dots 0,07) S_{кр.н} = 0,06 * 308,39 = 18,5 \text{ м}^2.$$

-для верхнего:

$$S_{эл.в} = (0,05 \dots 0,07) S_{кр.в} = 0,06 * 205,59 = 12,33 \text{ м}^2.$$

Размах элеронов определяет выбранное значение размаха закрылков :

$$L_{эл.н} = (0,25 \dots 0,3) L_{кр.н} = 0,25 * 53,08 = 13,27 \text{ м.}$$

$$L_{эл.в} = (0,25 \dots 0,3) L_{кр.в} = 0,25 * 45,33 = 11,33 \text{ м}$$

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

$$b_{эл} = (0,2 \dots 0,25) b_{кр}$$

Выбор параметров оперения

Площади горизонтального и вертикального оперений можно определить из следующих выражений:

$$S_{зо} = 0,16 S_{кр.н} = 0,16 * 308,39 = 49,34 \text{ м}^2;$$

$$S_{во} = 0,15 S_{кр.н} = 0,14 * 308,39 = 43,17 \text{ м}^2.$$

Удлинения горизонтального и вертикального оперений равны:

$$\lambda_{z0}=4; \lambda_{\theta 0}=1,2;$$

Размах горизонтального оперения:

$$L_{z0} = \sqrt{\lambda_{z0} \cdot S_{z0}} = \sqrt{4 \cdot 49,34} = 15,58 \text{ м.}$$

Высота вертикального оперения:

$$h_{\theta 0} = \sqrt{\lambda_{\theta 0} \cdot S_{\theta 0}} = \sqrt{1,2 \cdot 43,17} = 7,19 \text{ м.}$$

Сужение горизонтального и вертикального оперений: $\eta_{z0}=2,5; \eta_{\theta 0}=1,4;$

Концевая хорда горизонтального и вертикального оперений:

$$b_{ку}^{z0} = \frac{2 \cdot S_{z0}}{L_{z0} \cdot (1 + \eta_{z0})} = \frac{2 \cdot 49,34}{15,58 \cdot (1 + 2,5)} = 2,36 \text{ м;}$$

$$b_{ку}^{\theta 0} = \frac{2 \cdot S_{\theta 0}}{h_{\theta 0} \cdot (1 + \eta_{\theta 0})} = \frac{2 \cdot 43,17}{7,19 \cdot (1 + 1,4)} = 4,99 \text{ м;}$$

Корневая хорда горизонтального и вертикального оперений:

$$b_o^{z0} = \eta_{z0} \cdot b_{ку}^{z0} = 2,5 \cdot 2,36 = 5,62 \text{ м;}$$

$$b_o^{\theta 0} = \eta_{\theta 0} \cdot b_{ку}^{\theta 0} = 1,4 \cdot 4,99 = 6,99 \text{ м.}$$

Площади рулевых поверхностей:

$$S_{рв} = 0,3 \cdot S_{z0} = 0,3 \cdot 49,34 = 14,8 \text{ м}^2;$$

$$S_{рн} = 0,3 \cdot S_{\theta 0} = 0,3 \cdot 43,17 = 12,9 \text{ м}^2.$$

Стреловидность горизонтального и вертикального оперений:

$$\chi_{\frac{1}{4}}^{z0} = 35^\circ;$$

$$\chi_{\frac{1}{4}}^{\theta 0} = 40^\circ.$$

Расчёт удельной нагрузки на крыло и стартовой тяговооруженности самолёта

Определение удельной нагрузки на крыло при взлете

Удельная нагрузка на 1 м² крыла при взлете в первую очередь определяется из условия обеспечения заданной скорости захода на посадку:

$$p_0' = \frac{c_{y \max. \text{ нос}} \cdot V_{зп}^2}{30,2 \cdot (1 - \bar{m}_{\text{м.р}})}$$

Где: $c_{y \max. \text{ нос}}$ – берется по статистике в зависимости от системы механизации крыла

$$c_{y \max. \text{ нос}} = 3,2 \cdot \cos 32^\circ = 2,71$$

(для крыльев, имеющих 3^х щелевой закрылок и предкрылок)

$\bar{m}_{m.p} = 0,275$ - относительная масса топлива, расходуемая в полете.

Кроме того, удельная нагрузка на крыло определяются из условия обеспечения заданной крейсерской скорости полета, исходя из стандартного выражения: $p = C_y \cdot q$.

$$p_0^{II} = \frac{C_{y_{кр}}}{(1 - 0,6 \cdot \bar{m}_m)} \cdot \frac{\rho_H \cdot V_{кр}^2}{2}$$

где: $C_{y_{кр}}$ - коэфф-т подъемной силы в крейсерском режим полета $C_{y_{кр}} = 0,6$
 $V_{кр}$ - крейсерская скорость на расчетной высоте = 250 м / с.
 ρ_H - плотность воздуха на расчетной высоте = 0,042.

$$\rho_H = 0,125 \cdot \left(1 - \frac{H_p}{44,308}\right)^{4,2553}$$

Где: H_p - расчетная высота = 11 км.

РАСЧЁТ:

$$p_0^I = \frac{2,71 \cdot 300^2}{30,2 \cdot (1 - 0,275)} = 872,84 \text{ кг} / \text{м}^2$$

$$\rho_H = 0,125 \cdot \left(1 - \frac{10}{44,308}\right)^{4,2553} = 0,042$$

$$p_0^{II} = \frac{1}{(1 - 0,6 \cdot 0,3)} \cdot 0,6 \cdot \frac{0,042 \cdot 250^2}{2} = 857 \text{ кг} / \text{м}^2$$

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

$$p_0 = \min \left\{ \begin{matrix} p_0^I \\ p_0^{II} \end{matrix} \right\} \Rightarrow p_0 = 857 \text{ кг} / \text{м}^2$$

Определение стартовой тяговооруженности

Стартовая тяговооруженность определяется в первую очередь из условия обеспечения взлета с одним отказавшим в момент отрыва двигателем.

$$\bar{p}_0^I = 1,5 \cdot \left(\frac{n_{дв}}{n_{дв} - 1} \right) \cdot \left(\frac{1}{K_{над}} + tg\theta_H \right)$$

Где:

$\eta_{пн}$ - полный градиент набора высоты. $\geq 0,024$ при $n_{дв} = 4$

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

$K_{наб}$ - аэродинамическое качество самолета при наборе берется из статистики $K_{наб} = 14$

$$\operatorname{tg}\theta_n = \eta_{пн}.$$

θ_n - угол набора высоты (механизация во взлетном положении, шасси убрано).

Так же стартовая тяговооруженность, при известном значении p_0 определяется из условия обеспечения заданной длины разбега т.е. класса аэродрома базирования:

$$\bar{P}_0'' = 1,5 \cdot \left[\frac{1,2 \cdot p_0}{C_{y \max \cdot \text{взл}} \cdot L_{\text{разб}}} + \frac{1}{2} \left(3 \cdot f_{\text{разб}} + \frac{1}{K_{\text{разб}}} \right) \right]$$

где:

$C_{y \max \cdot \text{взл}}$ - берется по статистике в зависимости от системы механизации крыла.

$C_{y \max \cdot \text{взл}} = 2,6 \cdot \cos \chi^\circ$ - (при эффективной механизации крыла).

$f_{\text{разб}}$ - коэф-т трения колёс шасси при разбеге.

$f_{\text{разб}} = 0,03$ - (при мокром бетоне).

$K_{\text{разб}}$ - аэродинамическое качество самолета при разбеге = 9.

$L_{\text{ВПП}}$ - длина ВПП в соответствии с классом аэродрома базирования м.

$$L_{\text{ВПП}} = 3600 \text{ м}$$

Длина разбега:

$$L_{\text{разб}} = 0,67 \cdot L_{\text{ВПП}}$$

$$L_{\text{разб}} = 0,7 \cdot 3600 = 2700 \text{ м}$$

Стартовую тягу одного двигателя можно определить по формуле:

$$P_{0i} = \frac{\bar{P}_0 \cdot m_0}{n_{дв}}$$

РАСЧЁТ:

$$\bar{P}_0' = 1,5 \cdot \left(\frac{4}{4-1} \right) \cdot \left(\frac{1}{14} + 0,03 \right) = 0,261$$

$$\bar{P}_0'' = 1,05 \cdot \left[\frac{1,2 \cdot 857}{2,2 \cdot 2700} + \frac{1}{2} \left(3 \cdot 0,03 + \frac{1}{11} \right) \right] = 0,203$$

В качестве расчётного выбирается большее из двух рассчитанных тяговооруженностей:

$$\bar{P}_0 = \max \left\{ \begin{array}{l} \bar{P}'_0 \\ \bar{P}''_0 \end{array} \right\} \Rightarrow \bar{P}_0 = 0,261$$

Расчёт массы самолёта второго приближения методом последовательных приближений

1.1. Относительная масса крыла:

1.2.

$$\bar{m}_{кр} = \frac{7 \cdot n_p \cdot \varphi \cdot \lambda_{кр} \cdot k_{н.м} \sqrt{m_0}}{10^4 \cdot \rho_0 \cdot (\bar{c}_0)^{0,75} \cdot \cos^{1,5} \chi} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} \cdot \left(1 - \frac{\mu - 1}{\eta + 3} \right) + \frac{4,5 \cdot k}{\rho_0} + 0,015$$

Где:

k_2 - коэффициент учитывающий, что крыло с наплывами в корневой части, предкрылками и интерцепторами, закрылки трехщелевые $k=1,6$.

\bar{c}_0 - относительная толщина крыла у борта фюзеляжа (по потоку)

$$\bar{c}_0^H = 0,136 \quad \bar{c}_0^s = 0,12$$

n_p - коэффициент расчётной перегрузки.

φ - коэффициент разгрузки, учитывающий наличие топлива и двигателей на крыле.

χ - угол стреловидности крыла $\chi^s = 28^\circ$, $\chi^H = 32^\circ$

η - сужение крыла $\eta^{н.кр} = \eta^{б.кр} = 4$

μ - сужение крыла при виде спереди.

k_3 - коэффициент, учитывающий, что баки-кессоны имеют внутришовную герметизацию = 1,05

$k_{н.м} = 0,9$ коэффициент в конструкции широко используются композит

$m_0^I = 572810$ кг - масса первого приближения

$m_0^{II} = 440412$ кг - масса второго приближения

$$n_p = 1,5 + \frac{1685}{\rho_0 \left(\frac{1}{\cos \chi} + \frac{2}{\lambda_{кр}} \right)} \geq 3,4$$

$$\varphi \approx 0,92 - 0,83(\bar{z}_t)^2 \cdot \bar{m}_m - 3,5 \sum [(\bar{z}_{\partial\theta i})^2 \cdot \bar{m}_{\partial\theta i}]$$

Где: $k_{cy} = 1$ (двигатели установлены на крыле).

$\bar{z}_t, \bar{z}_{\partial\theta i}$ - соответственно, относительные координаты топлива и двигателей от оси самолета

$$\bar{z}_t = \frac{2 \cdot z_T}{L_{кр}}, \quad \bar{z}_{\partial\theta} = \frac{2 \cdot z_{\partial\theta}}{L_{кр}}, \quad \mu = \frac{\bar{c}_0}{\bar{c}_{кц}}$$

Где: $\bar{c}_{кц}$ - относительная толщина крыла на конце $\bar{c}_{кц} = 0,9$

РАСЧЁТ:

$$n_p^{\theta} = 1,5 + \frac{1685}{857 \cdot \left(\frac{1}{\cos 30^\circ} + \frac{2}{8,4} \right)} = 3,32 \geq 3,4 ;$$

$$n_p^H = 1,5 + \frac{1685}{857 \cdot \left(\frac{1}{\cos 32^\circ} + \frac{2}{8,4} \right)} = 2,98 \geq 3,4 ;$$

$$n_p^{\theta} = n_p^H = 3,4$$

$$\frac{\bar{z}_m^{\theta}}{z_m} = \frac{21,6}{43,2} = 0,5, \quad \frac{\bar{z}_{\partial\theta}^{\theta}}{z_{\partial\theta}} = \frac{17,28}{43,2} = 0,4$$

$$\frac{\bar{z}_m^H}{z_m} = \frac{26,5}{53} = 0,5, \quad \frac{\bar{z}_{\partial\theta}^H}{z_{\partial\theta}} = \frac{29,15}{53} = 0,55$$

$$\mu^{\theta} = \frac{0,12}{0,9} = 1,44, \quad \mu^H = \frac{0,13}{0,9} = 1,446$$

$$\varphi^{\theta} \approx 0,92 - 0,83 \cdot (0,5)^2 \cdot (0,4 \cdot 0,272) - 3,5 \cdot (0,4^2 \cdot 0,0119) = 0,884$$

$$\varphi^H \approx 0,92 - 0,83 \cdot (0,5)^2 \cdot (0,6 \cdot 0,272) - 3,5 \cdot (0,55^2 \cdot 0,0119) = 0,861$$

$$\bar{m}_{кр}^{\theta} = \frac{7 \cdot 3,4 \cdot 0,884 \cdot 8,4 \cdot 0,9 \cdot \sqrt{0,4 \cdot 440,412 \cdot 10^3}}{10^4 \cdot 857 \cdot (0,12)^{0,75} \cdot \cos^{1,5} 30^\circ} \cdot \frac{4+4}{4+1} \cdot \left(1 - \frac{1,44-1}{4+3} \right) + \frac{4,5 \cdot 1,6}{857} + 0,015 = 0,087$$

$$\bar{m}_{кр}^H = \frac{7 \cdot 3,4 \cdot 0,861 \cdot 8,4 \cdot 0,9 \cdot \sqrt{0,6 \cdot 440,412 \cdot 10^3}}{10^4 \cdot 857 \cdot (0,135)^{0,75} \cdot \cos^{1,5} 32^\circ} \cdot \frac{4+4}{4+1} \cdot \left(1 - \frac{1,446-1}{4+3} \right) + \frac{4,5 \cdot 1,6}{857} + 0,015 = 0,097$$

$$\bar{m}_{кр} = 0,4 \cdot \bar{m}_{кр}^{\theta} + 0,6 \cdot \bar{m}_{кр}^H$$

$$\bar{m}_{кр} = 0,4 \cdot 0,087 + 0,6 \cdot 0,097 = 0,093$$

2.2. Относительная масса фюзеляжа:

$$\bar{m}_{\phi} = (1 - 0,6 \cdot 10^{-6} \cdot m_0) \cdot \frac{0,014[(31 + (\lambda_{\phi} \cdot d_{\phi})^{1,5})] \cdot (1 + \frac{133 \cdot d_{\phi}^{1,5}}{\sqrt{m_0}})}{\sqrt{m_0} \cdot \cos \chi} + \frac{8 \cdot d_{\phi}^3 + 25 \cdot d_{\phi}^2 \cdot \lambda_{\phi}}{m_0} + 0,018$$

Где: $\lambda_{\phi} = 10$ - удлинение фюзеляжа
 $d_{\phi} = 5,24\text{м}$ - диаметр фюзеляжа

$$\bar{m}_{\phi} = (1 - 0,6 \cdot 10^{-6} \cdot 440,412 \cdot 10^3) \cdot \frac{0,014[(31 + (10 \cdot 4,599)^{1,5})] \cdot (1 + \frac{133 \cdot 4,599^{1,5}}{\sqrt{440,412 \cdot 10^3}})}{\sqrt{440,412 \cdot 10^3} \cdot \cos 32^{\circ}} + \frac{8 \cdot 4,599^3 + 25 \cdot 4,599^2 \cdot 10}{440,412 \cdot 10^3} + 0,018 = 0,050$$

2.3. Относительная масса оперения:

$$\bar{m}_{оп} = 0,0306 \cdot m_0^{-0,086}; \quad [m_0 \text{ в (м)}]$$

$$\bar{m}_{оп} = 0,0306 \cdot 440,412^{-0,086} = 0,006$$

Относительная масса горизонтального оперения может быть определена по формуле:

$$\bar{m}_{го} = \bar{m}_{оп} \cdot \frac{S_{го}}{(S_{го} + S_{во})};$$

Соответственно:
$$\bar{m}_{во} = \bar{m}_{оп} \cdot \frac{S_{во}}{(S_{го} + S_{во})};$$

$$\bar{m}_{го} = 0,0033, \quad \bar{m}_{во} = 0,0027$$

2.4. Относительная масса шасси

Относительную массу шасси можно определить по следующей статистической формуле

$$\bar{m}_{ш} = 0,038 - 5 \cdot 10^{-5} * 440412 + 10^{-7} \cdot 440412 = 0,039$$

2.5. Относительная масса топлива.

Относительный запас топлива на самолете складывается из топлива расходуемого для полета на заданную дальность ($\bar{m}_{т.р}$) и топлива - аэронавигационного запаса ($\bar{m}_{т.ан.з}$).

$$\bar{m}_m = \bar{m}_{т.р} + \bar{m}_{т.ан.з}$$

$$\bar{m}_m = 0,254 + 0,022 = 0,276$$

Аэронавигационный запас топлива можно определить приближенной зависимостью:

$$\bar{m}_{т.ан.з} \approx 0,9 \cdot c_e / K_{max}$$

$$\bar{m}_{т.ан.з} = 0,9 \cdot 0,56 / 21 = 0,022$$

где:

c_e - удельный расход топлива ДТРД в крейсерском режиме полета

$$c_e = 0,56 ;$$

$K_{max} = 21$ - максимальное значение аэродинамического качества.

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

$$\bar{m}_{т.р} = (\bar{m}_{т.н} + \bar{m}_{т.кр} + \bar{m}_{т.с.п})$$

$$\bar{m}_{т.р} = (0,032 + 0,209 + 0,013) = 0,254$$

Относительная масса топлива для набора расчетной высоты полета может быть определена по формуле [1]:

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

$$\bar{m}_{т.н} = \frac{0,0035 \cdot 10 (1 - 0,03 \cdot 5)}{(1 - 0,004 \cdot 10)} = 0,032 ;$$

где:

$H_p = 11\text{км}$ - расчетная высота крейсерского расчета

$n_{д.к} = 5$ - степень двухконтурности ДТРД.

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

$$\bar{m}_{m.кр.} = (1 - \bar{m}_{m.н.}) \cdot \left[1 - e^{-\frac{(L_p - L_{н.с}) \cdot C_e}{V_{кр} \cdot K_{кр}}} \right]$$

$$\bar{m}_{m.кр.} = (1 - 0,032) \cdot \left[1 - 2,7^{-\frac{(9000 - 400) \cdot 0,56}{900 \cdot 21}} \right] = 0,209$$

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

$$L_{н.с} \approx 40 \cdot H_p = 40 \cdot 1 = 400 \text{ км}$$

$V_{кр}$ - крейсерская экономическая скорость полета

$$V_{кр} \approx 0,94 \cdot V_{кр.макс} = 0,94 \cdot 960 = 900 \text{ км/ч};$$

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

$$K_{ср} \approx 0,95 \cdot K_{макс} = 0,95 \cdot 22 = 21$$

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

$$\bar{m}_{m.с.п} \approx 0,002 \cdot H_p \cdot (1 - 0,023 \cdot H_p) \cdot (1 - 0,03 \cdot n_{д.к})$$

$$\bar{m}_{m.с.п} \approx 0,002 \cdot 10 \cdot (1 - 0,023 \cdot 10) \cdot (1 - 0,03 \cdot 5) = 0,013$$

2.6. Относительная масса коммерческой нагрузки:

К массе коммерческой нагрузки относится масса всех пассажиров и багажа

$$\bar{m}_{к.н.} = \frac{m_{к.н.}}{m_o} \quad \bar{m}_{к.н.} = \frac{180000}{440412} = 0,409$$

2.7. Относительная масса силовой установки:

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

$$\bar{m}_{сy} = 0,2883 \cdot 0,261 + 0,0035 = 0,0786$$

2.8. Относительная масса оборудования и системы управления

$$\bar{m}_{об.упр} = 0,206132 - 0,027631 \cdot \ln m_0 = 0,206132 - 0,027631 \cdot \ln 440.412 = 0,048$$

2.9. Относительная масса служебной нагрузки:

$$\bar{m}_{сл.н.} = \frac{m_{сл.н.}}{m_0} = \frac{3 \cdot 80}{440412} = 0,00073$$

Последовательно уменьшая взлетную массу, приходим к значению:

$$m_0 = 440412,12 \text{ кг}$$

Определим $(m_0)_n$ подставляя полученные значения

$$1 = \bar{m}_{кр} + \bar{m}_{\phi} + \bar{m}_{оп} + \bar{m}_{с.у.} + \bar{m}_{ш} + \bar{m}_{од.упр.} + \bar{m}_m + \bar{m}_{кн} + \bar{m}_{сл.н.}$$

Таб.4

$m_{кр}$	0,0930
m_{ϕ}	0,0505
$m_{оп}$	0,0058
$m_{ш}$	0,0390
m_m	0,2757
$m_{од.упр.}$	0,0480
$m_{кн}$	0,4087
$m_{сц}$	0,0786
$m_{слн}$	0,00073
Сумма Σ	1,00000

Таким образом взлетная масса самолета во втором приближении составляет:

$$m_0'' = 440412,12 \text{ кг}$$

4.РАСЧЕТ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА

РАСЧЕТ ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА

Центровка проектируемого самолета рассчитывается относительно САХ (средняя аэродинамическая хорда) условного крыла, равного суммарной площади двух крыльев, т.е.

$$S_{кр \Sigma} = S_{кр}^{\theta} + S_{кр}^H$$

$$S_{кр \Sigma} = 309.39 + 205.59 = 514 \text{ м}^2$$

Выбор параметров крыла

Основными параметрами крыла являются: площадь – $S_{кр}$, удлинение – $\lambda_{кр}$, размах – $l_{кр}$, стреловидность – $\chi_{1/4}$, сужение – $\eta_{кр}$, средняя относительная толщина – $c_{ср}$. Площадь крыла можно определить по формуле:

$$S_{кр} = \frac{m_0}{\rho_0};$$

где: $m_0=440,412$ кг – взлетная масса самолета;

$$S_{кр} = \frac{440412}{857} = 514 \text{ м}^2$$

$\rho_0 = 857$ кг/м² – удельная нагрузки на 1 м² крыла при взлете.

Определение геометрических параметров составного крыла, состоящего из двух трапеций

Исходные данные:

1. Потребная площадь крыла – $S_{кр}$;
2. Удлинение основной трапеции – $\lambda_{кр}^{o.m} = 8,4$;
3. Сужение основной трапеции – $\eta_{кр}^{o.m} = 4$;
4. Относительный размах излома – $\bar{l}_u = \frac{l_u}{l_{кр}}$;
5. Сужение корневой части – $\eta_1 = \frac{b_0}{b_u} = 1,8$;
6. Стреловидность по передней кромке – $\chi_{пк} = 30^\circ$

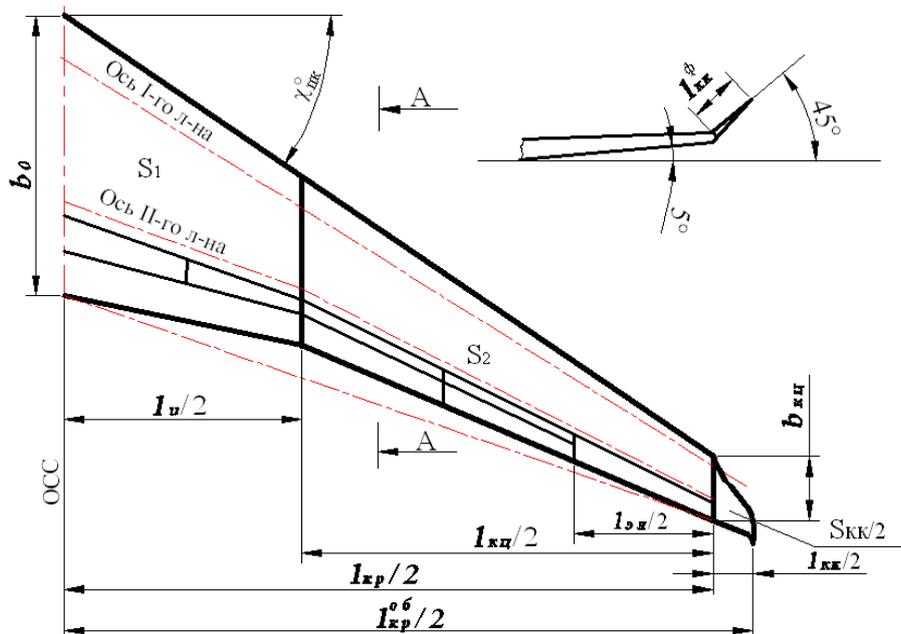


Рис 2. Вид крыла в плане

1. Размах крыла по основю трапеции $l_{кр} = \sqrt{\lambda_{кр}^{o.m} \cdot S_{кр}^{o.m}}$;

где:

$$S_{кр}^{o.m} = 1,08 \cdot S_{кр} = 1,08 \cdot 514 = 555,01 \text{ м}^2$$

$$l_{кр} = \sqrt{8,4 \cdot 555,12} = 68,28 \text{ м}$$

2. Концевая хорда $b_{кц} = \frac{2 \cdot S_{кр}^{o.m}}{l_{кр} \cdot (1 + \eta_{кр}^{o.m})} = \frac{2 \cdot 555,12}{68,28 \cdot (1 + 4)} = 3,25 \text{ м}$

3. Корневая хорда $b_0 = \eta \cdot b_{кц} = 4 \cdot 3,25 = 13 \text{ м}$

4. Размах до излома $l_u = 0,4 \cdot l_{кр} = 0,4 \cdot 68,28 = 27,3 \text{ м}$

5. Размах концевой части $l_{кц} = l_{кр} - l_u = 68,28 - 27,3 = 40,96 \text{ м}$

6. Хорда излома $b_u = \frac{b_0}{\eta_1} = \frac{13}{1,8} = 7,22 \text{ м}$

7. Площадь крыла до излома $S_1 = \frac{b_0 + b_u}{2} \cdot \frac{l_u}{2} = \frac{13 + 7,22}{2} \cdot \frac{27,3}{2} = 138 \text{ м}^2$

8. Площадь концевой части $S_2 = \frac{b_u + b_{кц}}{2} \cdot \frac{l_{кц}}{2} = \frac{7,22 + 3,25}{2} \cdot \frac{40,96}{2} = 107,2 \text{ м}^2$

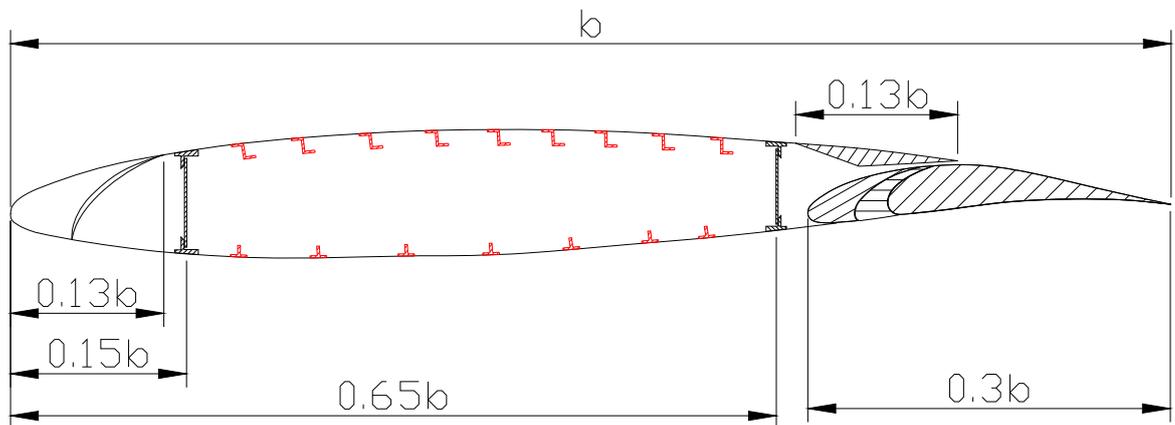


Рис 3. Расположение элементов крыла в сечении

9. Фактическая площадь крыла

$$S_{кр}^{\phi} = 2(S_1 + S_2) = 2 * (138 + 107,2) = 490,42 \text{ м}^2$$

10. Фактическое удлинение крыла $\lambda_{кр}^{\phi} = \frac{l_{кр}^2}{S_{кр}^{\phi}} = \frac{68,28^2}{490,42} = 9,5$

11. Размах концевых крылошек $l_{кк} = 0,06 \cdot l_{кр} = 0,06 * 68,28 = 4,09 \text{ м}$

12. Фактический размах концевого крылошка

$$l_{кк}^{\phi} = \frac{l_{кк}}{2 \cdot \cos \psi} = \frac{4,09}{2 * \cos(45^{\circ})} = 3,89 \text{ м}$$

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

13. Площадь концевых крылошек

$$S_{кк} \approx 2 \left(\frac{b_{кц}}{2} \cdot l_{кк}^{\phi} \right) = b_{кц} \cdot b_{кк}^{\phi} = 2 * \left(\frac{3,25}{2} * 3,89 \right) = 12,67 \text{ м}^2$$

14. Общая площадь крыла

$$S_{кр}^{\Sigma} = S_{кр}^{\phi} + S_{кк} = 490,42 + 12,67 = 503,09 \text{ м}^2$$

15. Общее удлинение крыла с учетом концевых крылошек

$$\lambda_{кр}^{об} = \frac{(l_{кр} + l_{кк})^2}{S_{кр}^{\Sigma}} = \frac{(68,28 + 4,09)^2}{503,09} = 10,4$$

16. Относительная толщина корневого (дортювального) профиля: $\bar{c}_0 = 0,13$

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

18. Относительная толщина концевого профиля: $\bar{c}_{кц} = 0,09$

19. Относительный размах закрылков: $\bar{l}_{зк} \approx 0,72$

20. Относительный размах элеронов: $\bar{l}_{эл} \approx 0,22$

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

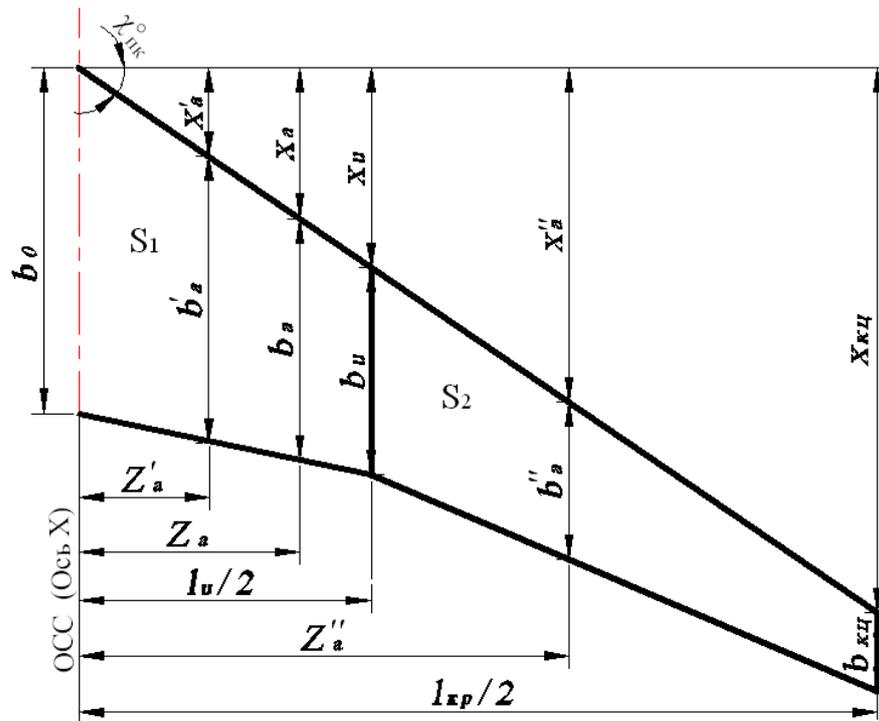


Рис 4. К определению САХ составного крыла

САХ составного крыла:
$$b_a = \frac{b'_a \cdot S_1 + b''_a \cdot S_2}{S_1 + S_2};$$

где:
$$b'_a = \frac{2}{3} b_0 \cdot \frac{1 + \eta_1 + \eta_1^2}{\eta_1(1 + \eta_1)};$$

$$b'_a = \frac{2}{3} * 13 * \frac{1 + 1.8 + 1.8^2}{1.8 * (1 + 1.8)} = 10.39\text{M}$$

$$b''_a = \frac{2}{3} b_u \cdot \frac{1 + \eta_2 + \eta_2^2}{\eta_2(1 + \eta_2)};$$

$$\eta_2 = \frac{b_u}{b_{кц}} = \frac{7.22}{3.25} = 2.22$$

$$b''_a = \frac{2}{3} * 8.6 * \frac{1 + 2.22 + 2.22^2}{2.22 * (1 + 2.22)} = 5.48\text{M}$$

$$b_a = \frac{10.39 * 138 + 5.44 * 107.2}{138 + 107.2} = 8.248\text{M}$$

Координата начала САХ по оси X:

$$x_a = \frac{x'_a \cdot S_1 + (x_u + x''_a) \cdot S_2}{S_1 + S_2};$$

Где:

$$x'_a = \frac{x_u}{3} * \frac{\eta_1 + 2}{\eta_1 + 1} = \frac{8.52}{3} * \frac{1.8 + 2}{1.8 + 1} = 3.85\text{M}$$

$$x_u = \frac{l_u}{2} * \text{tg} \chi_{\text{лпк}}^0 = \frac{27.3}{2} \text{tg} 30^\circ = 8.52\text{M}$$

$$x''_a = \frac{x_{кц}}{3} \frac{(\eta_2 + 2)}{(\eta_2 + 1)};$$

$$x_{кц} = \frac{l_{кр}}{2} * \text{tg} \chi_{\text{лпк}}^0 = \frac{68.28}{2} \text{tg} 35^\circ = 21.3\text{M}$$

$$x_a'' = \frac{21,3}{3} * \frac{2,22 + 2}{2,22 + 1} = 9,3 \text{ м}$$

$$x_a = \frac{3,85 * 138 + (8,52 + 9,3) * 107,2}{138 + 107,2} = 20,1 \text{ м}$$

Координата САХ составного крыла по оси Z; $Z_a = \frac{x_a}{\text{tg} \chi_{\text{нк}}^o} = \frac{20,1}{\text{tg} 32^o} = 15,9 \text{ м}$

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:

$$\bar{X}_{\text{м.п.з}} - \bar{X}_F = m_{\text{з.доп}}^{C_y}$$

Где: $\bar{X}_{\text{м.п.з}}$ - предельно задняя центровка;

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

$m_{\text{з.доп}}^{C_y}$ - 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.

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

$$\bar{X}_F = \bar{X}_{F\delta.20} + \Delta \bar{X}_{Fz0}$$

Где: $\Delta \bar{X}_{Fz0}$ - координата фокуса самолёта без ГО $\approx 0,2...0,22$

$\bar{X}_{F\delta.20}$ - смещение координаты фокуса самолёта наличием ГО = 0,16...0,18

$$\bar{X}_F \approx 0,36$$

Тогда:

При расчете центровки определяющим условием является:

$$\bar{X}_F \geq \bar{X}_{\text{м.п.з}} - m_Z^{C_y}$$

Где: $m_{\text{з.доп}}^{C_y}$ - допустимая степень (запас) продольной статической устойчивости самолёта

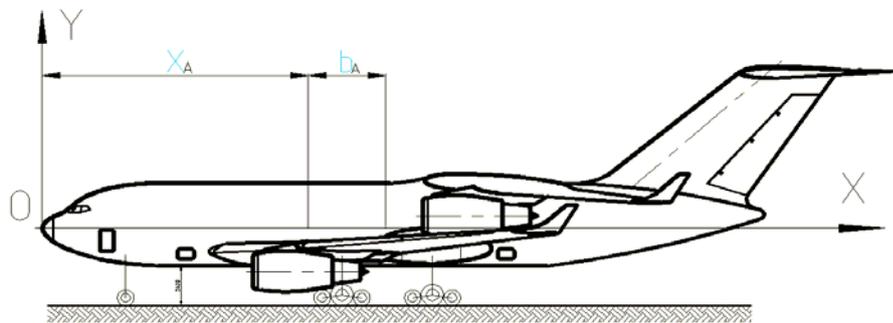
$m_Z^{C_y}$ - для дозвуковых пассажирских самолётов $m_Z^{C_y} = -0,05$

$$\text{Тогда: } 0,36 \leq \bar{X}_{\text{м.п.з}} + 0,05 \qquad \bar{X}_{\text{м.п.з}} \leq 0,31$$

Определяется центровка самолета по горизонтальной оси - ОХ (рис 1).

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

Рис 5. Расположение осей OX и OY при расчете самолета.



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 $(0,4...0,42) \cdot b_a$
2. Положение центра масс оперение $(0,46...0,5) \cdot b_{оп}$
3. Положение центра масс фюзеляжа - $0,45 \cdot L_\phi$
4. Центр масс топлива - в центре площади топливных баковых крыла на плановой проекции.
5. Масса летчиков - 240 кг.
6. 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 (перезоночный вариант).
3. Самолёт с полной коммерческой нагрузкой без топлива (посадочный вариант).
4. Пустой самолёт без нагрузки и топлива (стояночный вариант).

$$\bar{X}_m = 0,31$$

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

После подсчёта $\sum m_i x_i$ и $\sum m_i$ получим координату центра масс:

$$X_m = \frac{\sum (m_i \cdot x_i)}{\sum m_i}$$

Значение центровки определяем по формуле:

$$\bar{X}_m = \frac{X_m - X_a}{b_a}$$

Где: x_a - расстояние от начала координат до начала b_a

1. Для максимальной взлётной массы с полной коммерческой нагрузкой и топливом.

Таблица -5 Центровочная ведомость самолета.

Наименование масс групп.		m_i [кг]	X_i [м]	$M_i X_i$ [кг м]
Крыло	$m_{кр}$	40958,316	22,2	909274,6152
Фюзеляж	$m_{ф}$	22240,806	23	511538,538
ГО	$m_{го}$	1453,3596	46,5	67581,2214
ВО	$m_{во}$	1189,1124	39,7	47207,76228
Передняя опора шасси	$m_{зл.ш}$	2576,4102	6	15458,4612
Главные опоры шасси	$m_{н.ш}$	1459,96578	20	29199,3156
Силовая установка	$m_{сц}$	34616,3832	19	657711,2808
Оборудование и управление	$m_{об.упр}$	21139,776	23	486214,848
Топливо	m_m	121421,5884	22,2	2695559,262
Коммерческая нагрузка	$m_{кн}$	180000	23	4139916,841
Снаряжение и сл.нагрузка.	$m_{сл.н}$	240	3	719,9996308
	Σ	427292,1019		9560382,146

РАСЧЁТ:
$$X_m = \frac{9560382,146}{427292,1019} = 22,3743 \text{ м}$$

$$\bar{X}_m = \frac{22,3743 - 20,1}{8,248} = 0,2757$$

2. При полной заправке топливом, без коммерческой нагрузки (перезоночный вариант).

Таблица -6 Центровочная ведомость самолета.

Наименование масс групп.		m_i [кг]	X_i [м]	$M_i X_i$ [кг м]
Крыло	$m_{кр}$	40958,316	22,2	909274,6152
Фюзеляж	$m_{ф}$	22240,806	23	511538,538
ГО	$m_{го}$	1453,3596	46,5	67581,2214
ВО	$m_{во}$	1189,1124	39,7	47207,76228
Передняя опора шасси	$m_{зл.ш}$	2576,4102	6	15458,4612
Главные опоры шасси	$m_{н.ш}$	1459,96578	20	29199,3156
Силовая установка	$m_{сц}$	34616,3832	19	657711,2808
Оборудование и управление	$m_{об.упр}$	21139,776	23	486214,848
Топливо	m_m	121421,5884	22,2	2695559,262
Снаряжение и сл.нагрузка.	$m_{сл.н}$	240	3	719,9996308
	Σ	247295,7175		5420465,305

РАСЧЁТ:
$$X_m = \frac{5420465,30}{247295,717} = 21,9189614 \text{ м}$$

$$\bar{X}_m = \frac{21,9189614 - 20,1}{8,248} = 0,22$$

3. При полной коммерческой нагрузкой, но без топлива (посадочный вариант).
Таблица -7 Центровочная ведомость самолета.

Наименование масс групп.		m_i [кг]	X_i [м]	$M_i X_i$ [кг м]
Крыло	$m_{кр}$	40958,316	22,2	909274,6152
Фюзеляж	$m_{ф}$	22240,806	23	511538,538
ГО	$m_{го}$	1453,3596	46,5	67581,2214
ВО	$m_{во}$	1189,1124	39,7	47207,76228
Передняя опора шасси	$m_{зл.ш}$	2576,4102	6	15458,4612
Главные опоры шасси	$m_{н.ш}$	1459,96578	20	29199,3156
Силовая установка	$m_{сц}$	34616,3832	19	657711,2808
Оборудование и управление	$m_{об.упр}$	21139,776	23	486214,848
Коммерческая нагрузка	$m_{кн}$	180000	23	4139916,841
Снаряжение и сл.нагрузка.	$m_{сл.н}$	240	3	719,9996308
	Σ	305870,5135		6864822,88

РАСЧЁТ:
$$X_m = \frac{6864822,88}{305870,5135} = 22,4435589 \text{ м}$$

$$\bar{X}_m = \frac{22,4435589 - 20,1}{8,248} = 0,2841$$

4. При пустом самолёте без нагрузки и топлива (стояночный вариант).

Таблица 8 Центровочная ведомость самолета.

Наименование масс групп.		m_i [кг]	X_i [м]	$M_i X_i$ [кг м]
Крыло	$m_{кр}$	40958,316	22,2	909274,6152
Фюзеляж	$m_{ф}$	22240,806	23	511538,538
ГО	$m_{го}$	1453,3596	46,5	67581,2214
ВО	$m_{во}$	1189,1124	39,7	47207,76228
Передняя опора шасси	$m_{зл.ш}$	2576,4102	6	15458,4612
Главные опоры шасси	$m_{н.ш}$	1459,96578	20	29199,3156
Силовая установка	$m_{сц}$	34616,3832	19	657711,2808
Оборудование и управление	$m_{об.упр}$	21139,776	23	486214,848
Снаряжение и сл.нагрузка.	$m_{сл.н}$	240	3	719,9996308
	Σ	125634,1292		2724906,04

$$\text{РАСЧЁТ : } X_m = \frac{2724906,04}{125634,1292} = 21,6892182 \text{ м}$$

$$\bar{X}_m = \frac{21,6892 - 20,1}{8,248} = 0,1926$$

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

$$(\bar{X}_{m.пр.з} - \bar{X}_{m.пр.п}) \leq 0,2$$

$$(0,2841 - 0,1926) = 0,0915 \leq 0,2$$

5. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ

АЛГОРИТМ РАСЧЕТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТОВ С БОЛЬШОЙ ДОЗВУКОВОЙ СКОРОСТЬЮ ПОЛЕТА ($M=0,78...0,92$).

Исходные данные:

1. Максимальная крейсерская скорость самолета: $V_{кр.мах.} = 960$ км/ч;
2. Крейсерская (расчетная) скорость: $V_{кр.} = 900$ км/ч;
3. Расчетная высота крейсерского полета: $H_p = 10$ км;
4. Взлетная масса самолета: $m_0 = 440412$ кг;
5. Площадь крыла: $\Sigma S_{кр} = 514$ м²; $S_{кр}^b = 308,4$ м²; $S_{кр}^H = 205,6$ м²;
6. Размах крыла: $L_{кр}^b = 43,2$ м; $L_{кр}^H = 53$ м;
7. Относительная толщина профиля в корневом сечении крыла:
 $\bar{c}_0^H = 0,13$; $\bar{c}_0^b = 0,12$;
8. Относительная толщина профиля в концевом сечении крыла: $\bar{c}_{кц} = 0,09$;
9. Длина фюзеляжа: $L_\phi = 45,7$ м;
10. Эквивалентный диаметр фюзеляжа: $d_\phi = 4,57$ м;
11. Удлинение фюзеляжа: $\lambda_\phi = 10$ м;
12. Площадь ГО: $S_{z0} = 49,34$ м²;
13. Размах ГО: $L_{z0} = 14$ м;
14. Относительная толщина профиля ГО: $\bar{c}_{0ГО} = 0,1$;
15. Площадь ВО: $S_{b0} = 43,17$ м²;
16. Высота ВО: $h_{b0} = 7,2$ м;
17. Относительная толщина профиля ВО: $\bar{c}_{0ВО} = 0,12$;
18. Кинематический коэффициент вязкости на H_p : ν_H , м²/сек;

$$\nu_H = \frac{1,605 \cdot 10^{-5} \cdot (1 + 0,0008 \cdot t_H)^2 \cdot \sqrt{1 + 0,0003665 \cdot t_H}}{\rho_H} =$$

$$= \frac{1,605 \cdot 10^{-5} \cdot (1 - 0,0008 \cdot (-49,84))^2 \cdot \sqrt{1 - 0,0003665 \cdot 56,34}}{0,037} = 3,4 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2 / \text{сек}$$

19. Скорость звука на расчетной высоте: a_H , км/ч:

$$a_H = 1225 \cdot \sqrt{1 - 0,02257 \cdot H_p} = 1225 \cdot \sqrt{1 - 0,02257 \cdot 10} = 1077,9 \text{ км} / \text{ч}$$

$$a_H = 1077.9 \text{ км} / \text{ч} = 299.4 \text{ м} / \text{с};$$

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

$$M = V_{кр} / a_H = 900 / 1077.9 = 0,835$$

21. Температура воздуха на расчетной высоте: t_H , °C:

$$t_H = 15,16 - 6,5 \cdot H_p = 15,16 - 6,5 \cdot 10 = -49,84^{\circ} \text{C}$$

22. Плотность воздуха на расчетной высоте: ρ_H , кг/м³:

$$\rho_H = 0,125 \cdot \left(1 - \frac{H_p}{44,308}\right)^{4,2553} = 1,225 \cdot \left(1 - \frac{10}{44,308}\right)^{4,2553} = 0,0421$$

3.1. Коэффициент сопротивления верхнее крыло.

$$C_{x_{кр}} = C_{x_0} + C_{x_i} = 0,00616 + 0,0067 = 0,0128;$$

C_{x_0} - коэффициент вредного лобового сопротивления:

$$C_{x_0} = C_{x_p} + C_{x_b} = 0,00615 + 0,0000144 = 0,00616$$

C_{x_p} - коэффициент профильного сопротивления:

$$\begin{aligned} C_{x_p} &= 2 \cdot C_f \cdot (1 + 3 \cdot \bar{c}_{cp}) \cdot [1 + \bar{c}_{cp}(5M - 3)] \cdot \bar{S}_{om} + 0,001 \cdot \bar{l}_w = \\ &= 2 \cdot 0,002046 \cdot (1 + 3 \cdot 0,103) \cdot [1 + 0,103(0,835 - 3)] \cdot 0,89 + 0,001 \cdot 0,8 = 0,00615 \end{aligned}$$

\bar{c}_0 - относительная толщина дортового профиля крыла:

$$\bar{c}_0 = 0,1157 (11,57\%);$$

$\bar{c}_и$ - относительная толщина по излому профиля крыла:

$$\bar{c}_и = 0,10 (10,0\%);$$

$\bar{c}_{кц}$ - относительная толщина концевое профиля крыла:

$$\bar{c}_{кц} = 0,08 (8\%);$$

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

$$\begin{aligned} \bar{c}_{cp} &= \frac{0,4 \cdot b_0 \cdot \bar{c}_0 + b_u \cdot \bar{c}_u + 0,6 \cdot b_{кц} \cdot \bar{c}_{кц}}{0,4 \cdot b_0 + b_u + 0,6 \cdot b_{кц}} = \\ &= \frac{0,4 \cdot 8,64 \cdot 0,1157 + 4,84 \cdot 0,10 + 0,6 \cdot 2,16 \cdot 0,08}{0,4 \cdot 8,64 + 4,84 + 0,6 \cdot 2,16} = 0,103; \end{aligned}$$

C_f - коэффициент трения крыла:

$$C_f = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg Re_{кр})^{2,58}} \cdot \left(1 - \bar{x}_n + \frac{40}{Re_{кр}^{3/8}} \cdot \bar{x}_n^{5/8} \right)^{4/5} =$$
$$= \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,835^2)^{2/3} \cdot (\lg 32,5 \cdot 10^6)^{2,58}} \cdot \left(1 - 0,2 + \frac{40}{(32,5 \cdot 10^6)^{3/8}} \cdot 0,2^{5/8} \right)^{4/5} = 0,002046$$

$Re_{кр}$ - число Рейнольдса для крыла: $Re_{кр} = \frac{V_{кр} \cdot b_{ср}}{v_H} = \frac{250 \cdot 4,53}{3,48 \cdot 10^{-4}} = 32,5 \cdot 10^5$

$b_{ср}$ - средняя геометрическая хорда крыла: $b_{ср} = \frac{b_0 + b_{кц}}{2} = \frac{8,64 + 2,16}{2} = 4,53 \text{ м}$

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

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

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

$$\bar{S}_{ом} = 1 - k_{инт} \cdot \bar{S}_{пф} = 1 - 0,9 \cdot 0,12 = 0,89$$

$k_{инт}$ - коэффициент интерференции; $k_{инт} = 0,9$ - схема высоко план;

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

$$\bar{S}_{пф} = S_{пф} / S_{кр} = \frac{25}{2056} = 0,12$$

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

$$S_{пф} \approx b_0 \cdot a_\phi = 8,64 \cdot 2,95 = 25 \text{ м}^2$$

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

$C_{хв}$ - коэффициент волнового сопротивления: если $M > M'_{крит}$:

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

$$= \frac{2 \cdot 3,14 \cdot 8,4 \cdot (0,103)^2 \cdot \cos^2 28^0}{2 + 8,4 \cdot (0,103)^{1/3} \cdot \cos^{5/3} 28^0} \cdot \left(\frac{0,835 - 0,814}{1,137 - 0,814} \right)^3 \cdot \left(4 - 3 \cdot \frac{0,835 - 0,814}{1,137 - 0,814} \right) = 0,0000144$$

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

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

$$= \frac{1,07}{\cos 28^0} \cdot \left[1 + \frac{(1,4 + 1)^{4/3} \cdot 0,103^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} 28^0} - \frac{(1,4 + 1)^{2/3} \cdot 0,103^{2/3}}{\cos^{1/3} 28^0} \right] = 0,824$$

χ_c - стреловидность по максимальной толщине профиля крыла:

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

k_c - коэффициент, учитывающий использование суперкритических профилей:

используются суперкритический профиль - $k_c \approx 1,07$;

α - показатель адиабаты воздуха: $\alpha = 1,4$

$M_{c \max}$ - число М соответствующее максимальному значению волнового

сопротивления - $C_{xв \max}$:

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

$$\frac{1}{\cos 28^0} \cdot \left[1 + 0,4 \cdot \frac{0,103^{3/2}}{\cos^{2/3} 28^0} \cdot \left(2 - 8,4 \cdot 0,103^{2/3} \cdot \cos^{2/3} 28^0 \right) \right] = 1,137$$

C_{xi} - коэффициент индуктивного сопротивления: если $M > M'_{крит}$;

$$C_{xi} = \frac{C_y^2}{\pi \cdot \lambda_{эф.сж}} = \frac{0,603^2}{3,14 \cdot 7,781} = 0,0067$$

C_y - коэффициент аэродинамической подъемной силы;

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

$$\lambda_{\text{эф.сж}} = \frac{\lambda_{\text{эф.несж}}}{1 + \delta_{\text{сж}}} = \frac{7,8}{1 + 0,003} = 7,78 \quad \lambda_{\text{эф.несж}} = \frac{\lambda'_{\text{кр}}}{1 + \delta_{\text{несж}}} = \frac{10}{1 + 0,147} = 7,8$$

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

$$\lambda'_{\text{кр}} = \frac{(l'_{\text{кр}})^2}{S_{\text{кр}} + 2 \cdot S_{\text{кк}}} = \frac{(48,6)^2}{205,6 + 2 \cdot 3,88} = 10$$

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

$$l'_{\text{кр}} \approx l_{\text{кр}} + 1,6 \cdot b_{\text{кц}} = 45,2 + 1,6 \cdot 2,16 = 48,6 \text{ м}$$

$S_{\text{кк}}$ – площадь концевого крылышка, м²:

$$S_{\text{кк}} = b_{\text{кц}} \cdot 0,5 \cdot b_{\text{кц}} = 0,5 \cdot b_{\text{кц}}^2 = 0,5 \cdot 2,16^2 = 3,88 \text{ м}^2$$

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

$$\delta_{\text{несж}} = 0,02 \cdot \frac{\lambda'_{\text{кр}}}{\cos \chi} \cdot \left(3,1 - \frac{14}{\eta_{\text{кр}}} + \frac{20}{\eta_{\text{кр}}^2} - \frac{8}{\eta_{\text{кр}}^3} \right) = 0,02 \cdot \frac{10}{\cos 28^\circ} \cdot \left(3,1 - \frac{14}{4} + \frac{20}{4^2} - \frac{8}{4^3} \right) = 0,147$$

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

$$\delta_{\text{сж}} = \begin{cases} \lambda'_{\text{кр}} \cdot \bar{c}_{\text{ср}}^{1/3} \cdot (M - M''_{\text{крит}})^3 = 10,07 \cdot 0,103^{1/3} \cdot (0,835 - 0,74)^3 = 0,003 & \text{при } 1 > M > M''_{\text{крит}} > 0,84078 > 0,8095 \\ 0 & \text{при } M \leq M''_{\text{крит}} \end{cases}$$

$M''_{\text{крит}}$ – критическое число Маха второго рода:

$$M''_{\text{крит}} = M'_{\text{крит}} - C_y^{3/2} \cdot \bar{c}_{\text{ср}}^{1/2} = 0,814 - 0,603^{3/2} \cdot 0,103^{1/2} = 0,741$$

3.2. Коэффициент сопротивления нижнее крыло.

$$C_{\text{хкр}} = C_{\text{х0}} + C_{\text{xi}} = 0,006605 + 0,005655 = 0,01226$$

$C_{\text{х0}}$ – коэффициент вредного лобового сопротивления:

$$C_{\text{х0}} = C_{\text{xp}} + C_{\text{xb}} = 0,0066 + 0,00000537 = 0,006605$$

C_{xp} – коэффициент профильного сопротивления:

$$\begin{aligned} C_{\text{xp}} &= 2 \cdot C_f \cdot (1 + 3 \cdot \bar{c}_{\text{ср}}) \cdot [1 + \bar{c}_{\text{ср}} (5M - 3)] \cdot \bar{S}_{\text{ом}} + 0,001 \cdot \bar{l}_{\text{ш}} = \\ &= 2 \cdot 0,00198 \cdot [1 + 0,1174 (0,835 - 3)] \cdot 0,95 + 0,001 \cdot 0,8 = 0,0066 \end{aligned}$$

\bar{c}_0 – относительная толщина дортового профиля крыла:

$$\bar{c}_0 = 0,12997 \text{ (12,997\%);}$$

\bar{c}_u - относительная толщина по излому профиля крыла:

$$\bar{c}_u = 0,1157 \quad (11,57\%);$$

$\bar{c}_{кц}$ - относительная толщина концевого профиля крыла:

$$\bar{c}_{кц} = 0,09 \quad (9\%);$$

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

$$\begin{aligned} \bar{c}_{ср} &= \frac{0,4 \cdot b_0 \cdot \bar{c}_0 + b_u \cdot \bar{c}_u + 0,6 \cdot b_{кц} \cdot \bar{c}_{кц}}{0,4 \cdot b_0 + b_u + 0,6 \cdot b_{кц}} = \\ &= \frac{0,4 \cdot 10,58 \cdot 0,12997 + 5,29 \cdot 0,1157 + 0,6 \cdot 2,64 \cdot 0,09}{0,4 \cdot 10,58 + 5,29 + 0,6 \cdot 2,64} = 0,11746; \end{aligned}$$

C_f - коэффициент трения крыла:

$$\begin{aligned} C_f &= \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg Re_{кр})^{2,58}} \cdot \left(1 - \bar{x}_n + \frac{40}{Re_{кр}^{3/8}} \cdot \bar{x}_n^{5/8} \right)^{4/5} = \\ &= \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,835^2)^{2/3} \cdot (\lg 39,86 \cdot 10^6)^{2,58}} \cdot \left(1 - 0,2 + \frac{40}{(39,86 \cdot 10^6)^{3/8}} \cdot 0,2^{5/8} \right)^{4/5} = 0,00198 \end{aligned}$$

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

$$Re_{кр} = \frac{V_{кр} \cdot b_{ср}}{v_H} = \frac{250 \cdot 5,55}{3,48 \cdot 10^{-4}} = 39,86 \cdot 10^6$$

$b_{ср}$ - средняя геометрическая хорда крыла:

$$b_{ср} = \frac{b_0 + b_{кц}}{2} = \frac{10,58 + 2,64}{2} = 5,55 \text{ м}$$

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

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

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

$$\bar{S}_{ом} = 1 - k_{инт} \cdot \bar{S}_{пф} = 1 - 0,5 \cdot 0,099 = 0,95$$

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

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

$$\bar{S}_{пф} = S_{пф} / S_{кр} = \frac{3058}{3084} = 0,099$$

$S_{пф}$ - площадь подфюзеляжной части крыла: $S_{пф} \approx b_0 \cdot a = 10,58 \cdot 2,95 = 30,58 \text{ м}^2$

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

$C_{хв}$ - коэффициент волнового сопротивления: если $M > M'_{крит}$:

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

$$= \frac{2 \cdot 3,14 \cdot 8,4 \cdot (0,1174)^2 \cdot \cos^2 32^0}{2 + 8,4 \cdot (0,1174)^{1/3} \cdot \cos^{5/3} 32^0} \cdot \left(\frac{0,835 - 0,819}{1,183 - 0,819} \right)^3 \cdot \left(4 - 3 \cdot \frac{0,835 - 0,819}{1,183 - 0,819} \right) = 0,00000537$$

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

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

$$= \frac{1,07}{\cos 32^0} \cdot \left[1 + \frac{(1,4 + 1)^{4/3} \cdot 0,1174^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} 32^0} - \frac{(1,4 + 1)^{2/3} \cdot 0,1174^{2/3}}{\cos^{1/3} 32^0} \right] = 0,826$$

χ_c - стреловидность по максимальной толщине профиля крыла:

χ_c по $(0,30 \cdot b)$, $\chi_c \approx 0,9 \dots 0,94 \cdot \chi_{н/к}$ или $\chi_c \cong \chi_{1/4} = 32^0$.

k_c - коэффициент, учитывающий использование суперкритических профилей:

используются суперкритический профиль - $k_c \approx 1,07$;

λ - показатель адиабаты воздуха: $\lambda = 1,4$

$M_{с\max}$ - число М соответствующее максимальному значению волнового сопротивления - $C_{хв\max}$:

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

$$\frac{1}{\cos 32^0} \cdot \left[1 + 0,4 \cdot \frac{0,1174^{3/2}}{\cos^{2/3} 32^0} \cdot \left(2 - 8,4 \cdot 0,1174^{2/3} \cdot \cos^{2/3} 32^0 \right) \right] = 1,183$$

C_{xi} - коэффициент индуктивного сопротивления: если $M > M'_{крит}$:

$$C_{xi} = \frac{C_y^2}{\pi \cdot \lambda_{эф.сж}} = \frac{0,6034^2}{3,14 \cdot 9,223} = 0,005655$$

C_y – коэффициент аэродинамической подъемной силы;

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

$$\lambda_{эф.сж} = \frac{\lambda_{эф.несж}}{1 + \delta_{сж}} = \frac{9,268}{1 + 0,005} = 9,22; \quad \lambda_{эф.несж} = \frac{\lambda'_{кр}}{1 + \delta_{несж}} = \frac{11,01}{1 + 0,188} = 9,268$$

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

$$\lambda'_{кр} = \frac{(l'_{кр})^2}{S_{кр} + 2 \cdot S_{кк}} = \frac{(59,22)^2}{3084 + 2 \cdot 3,48} = 11,01$$

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

$$l'_{кр} \approx l_{кр} + 1,6 \cdot b_{кц} = 55 + 1,6 \cdot 2,64 = 59,22 \text{ м}$$

$S_{кк}$ – площадь концевого крылышка, м²:

$$S_{кк} = b_{кц} \cdot 0,5 \cdot b_{кц} = 0,5 \cdot b_{кц}^2 = 0,5 \cdot 2,64^2 = 3,48 \text{ м}^2$$

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

$$\delta_{несж} = 0,02 \cdot \frac{\lambda'_{кр}}{\cos \chi} \cdot \left(3,1 - \frac{14}{\eta_{кр}} + \frac{20}{\eta_{кр}^2} - \frac{8}{\eta_{кр}^3} \right) = 0,02 \cdot \frac{11,01}{\cos 32^\circ} \cdot \left(3,1 - \frac{14}{4} + \frac{20}{4^2} - \frac{8}{4^3} \right) = 0,188$$

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

$$\delta_{сж} = \begin{cases} \lambda'_{кр} \cdot \bar{c}_{ср}^{1/3} \cdot (M - M'_{крит})^3 = 10,58 \cdot 0,1174^{1/3} \cdot (0,835 - 0,738)^3 = 0,005 & \text{при } 1 > M > M'_{крит} \\ 0 & \text{при } M \leq M'_{крит} \end{cases}$$

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

$$M'_{крит} = M'_{крит} - C_y^{3/2} \cdot \bar{c}_{ср}^{1/2} = 0,819 - 0,6034^{3/2} \cdot 0,1174^{1/2} = 0,738$$

3.3. Коэффициент сопротивления фюзеляжа.

$$C_{x\phi} = C_{f\phi} \cdot \eta_c \cdot \eta_M \cdot S_{ом.ф} / S_{м.ф} + \Delta C_{x\phi i} + \Delta C_{x\phi d} = \\ = 0,001734 \cdot 1,23 \cdot 1,014 \cdot 556 / 15,98 + 0,001734 + 0,00065 = 0,08137$$

$S_{ом.φ}$ - площадь омываемой поверхности фюзеляжа:

$$S_{ом.φ} = 2,85 \cdot l_{φ} \cdot \sqrt{S_{м.φ}} = 2,85 \cdot 46 \sqrt{15,98} = 556,37 \text{ м}^2$$

$S_{м.φ}$ - площадь миделя фюзеляжа: $S_{м.φ} = \frac{\pi \cdot d_{φ}^2}{4} = \frac{\pi \cdot 46^2}{4} = 15,98 \text{ м}^2$

$C_{fφ}$ - коэффициент трения для фюзеляжа:

$$C_{fφ} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg Re_{φ})^{2,58}} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,835^2)^{2/3} \cdot (\lg 3,23 \cdot 10^{-4})^{2,58}} = 0,001734$$

$Re_{φ}$ - число Рейнольдса для фюзеляжа: $Re_{φ} = \frac{V_{кр} \cdot l_{φ}}{ν_H} = \frac{250 \cdot 46}{3,48 \cdot 10^{-4}} = 3,23 \cdot 10^6$

$η_c$ коэффициент, учитывающий удлинение:

$$η_c = 1,28 - 0,02 \cdot λ_{φ} = 1,28 - 0,02 \cdot 10 = 1,23$$

$η_M$ - коэффициент, учитывающий крейсерскую скорость:

$$η_M = 1,133 + 0,98 \cdot 10^{-6} \cdot V_{кр}^2 - 0,721 \cdot 10^{-3} \cdot V_{кр} = 1,133 + 0,98 \cdot 10^{-6} \cdot 250^2 - 0,721 \cdot 10^{-3} \cdot 250 = 1,014$$

$ΔC_{xφi}$ - дополнительное индуктивное сопротивление:

$$ΔC_{xφi} = 4 \cdot 10^{-4} \cdot V_{φ}^2 / 3 = 4 \cdot 10^{-4} \cdot 611,11^2 / 3 = 0,001734$$

$V_{φ}$ - объем фюзеляжа по внешнему контуру, м³:

$$V_{φ}^m = k_{φ} \cdot \frac{\pi \cdot d_{φ}^2}{4} \cdot l_{φ} = 0,6 \cdot \frac{3,14 \cdot 46^2}{4} \cdot 46 = 576,67 \text{ м}^3$$

$k_{φ} = 0,6$ - коэффициент формы фюзеляжа;

$ΔC_{xφδ}$ - дополнительное донное сопротивление:

$$ΔC_{xφδ} = \frac{0,0104}{S_{м.φ}} = \frac{0,0104}{15,98} = 0,00065$$

3.4. Коэффициент сопротивления ГО.

$$C_{xzo} = C_{x0zo} + C_{xi zo} = 0,00699 + 0,00001195 = 0,007$$

C_{x020} - коэффициент вредного лобового сопротивления ГО:

$$C_{x020} = C_{xp20} + C_{xv20} = 0,00699 + 0 = 0,00699$$

C_{xp20} - коэффициент профильного сопротивления ГО:

$$C_{xp20} = 2 \cdot C_{f20} \cdot (1 + 3 \cdot \bar{c}_{cp20}) \cdot [1 + \bar{c}_{cp20} (5M - 3)] \cdot \bar{S}_{om20} + 0,001 \cdot \bar{l}_w = \\ 2 \cdot 0,002131 \cdot (1 + 3 \cdot 0,09) \cdot [1 + 0,09(5 \cdot 0,835 - 3)] \cdot 1 + 0,001 \cdot 0,8 = 0,00699$$

\bar{c}_{cp20} - 0,09 средняя относительная толщина ГО:

\bar{S}_{om20} - относительная оmyаемая поверхность ГО: $\bar{S}_{om20} = 1 - k_{инт} \cdot \bar{S}_{пф20} = 1$

$k_{инт}$ - коэффициент интерференции:

$k_{инт} = 0$ - Т-образная и крестообразная схемы оперения;

$\bar{S}_{пф20}$ - относительная под фюзеляжная площадь ГО: $\bar{S}_{пф20} = S_{пф20} / S_{20} = 0 / S_{20} = 0$

$S_{пф20} = 0$ - площадь под фюзеляжной части ГО, определяется по чертежу

вид сверху;

\bar{l}_w - относительный размах щелей образуемых рулем высоты: $\bar{l}_w \approx 0,8$

C_{f20} - коэффициент трения ГО:

$$C_{f20} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg Re_{20})^{2,58}} \cdot \left(0,95 + \frac{6,1506}{Re_{20}^{3/8}}\right)^{4/5} = \\ \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,835^2)^{2/3} \cdot (\lg 25,21 \cdot 10^5)^{2,58}} \cdot \left(0,95 + \frac{6,1506}{(25,21 \cdot 10^5)^{3/8}}\right)^{4/5} = 0,002131$$

Re_{20} - число Рейнольдса для ГО: $Re_{20} = \frac{V_{кр} \cdot b_{cp20}}{V_H} = \frac{250 \cdot 3,51}{3,48 \cdot 10^{-4}} = 25,21 \cdot 10^5$

b_{cp20} - средняя геометрическая хорда ГО: $b_{cp20} = \frac{b_0^{20} + b_{ку}^{20}}{2} = \frac{5,02 + 2,01}{2} = 3,51м$

C_{xv20} - коэффициент волнового сопротивления ГО: если $M \geq M'_{20}, 0,835 \geq 0,821$:

$$C_{xv} = \frac{2 \cdot \pi \cdot \lambda \cdot (\bar{c}_{cp})^2 \cdot \cos^2 \chi_c}{2 + \lambda \cdot (\bar{c}_{cp})^{1/3} \cdot \cos^{5/3} \chi_c} \cdot \left(\frac{M - M'_{кр}}{M_{с max} - M'_{кр}}\right)^3 \cdot \left(4 - 3 \cdot \frac{M - M'_{кр}}{M_{с max} - M'_{кр}}\right) = \\ = \frac{2 \cdot 3,14 \cdot 4 \cdot (0,122)^2 \cdot \cos^2 35^0}{2 + 4 \cdot (0,122)^{1/3} \cdot \cos^{5/3} 35^0} \cdot \left(\frac{0,835 - 0,821}{1,243 - 0,821}\right)^3 \cdot \left(4 - 3 \cdot \frac{0,835 - 0,821}{1,243 - 0,821}\right) = 0$$

M'_{20} - критическое число Маха для ГО при $C_y = 0$:

$$M'_{20} = \frac{k_c}{\cos \chi_{20}} \cdot \left[1 + \frac{(\alpha + 1)^{4/3} \cdot \bar{c}_{cp20}^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} \chi_{20}} - \frac{(\alpha + 1)^{2/3} \cdot \bar{c}_{cp20}^{2/3}}{\cos^{1/3} \chi_{20}} \right] =$$

$$= \frac{1}{\cos 35^0} \cdot \left[1 + \frac{(1,4 + 1)^{4/3} \cdot \bar{c}_{cp20}^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} 35^0} - \frac{(1,4 + 1)^{2/3} \cdot 0,09^{2/3}}{\cos^{1/3} 35^0} \right] = 0,887$$

k_c - коэффициент учитывающий использование суперкритических профилей:

- используется обычный профиль $k_c = 1$.

α - показатель адиабаты воздуха: $\alpha = 1,4$

$M_{c \max 20}$ - число М соответствующее максимальному значению волнового сопротивления - $C_{x0 \max}$:

$$M_{c \max 20} = \frac{1}{\cos \chi_{20}} \cdot \left[1 + 0,4 \cdot \frac{\bar{c}_{cp20}^{3/2}}{\cos^{2/3} \chi_{20}} \cdot \left(2 - \lambda_{20} \cdot \bar{c}_{cp20}^{1/3} \cdot \cos^{2/3} \chi_{20} \right) \right] =$$

$$= \frac{1}{\cos 35^0} \cdot \left[1 + 0,4 \cdot \frac{0,09^{3/2}}{\cos^{2/3} 35^0} \cdot \left(2 - 4 \cdot 0,09^{1/3} \cdot \cos^{2/3} 35^0 \right) \right] = 1,243$$

$C_{y 20}$ - коэффициент аэродинамической подъемной силы;

$C_{xi 20}$ - коэффициент индуктивного сопротивления ГО: если $M < M'_{20}$:

$$C_{xi 20} = \frac{C_{y 20}^2}{\lambda_{эф. несж. 20}} = \frac{0,0181^2}{3,928} = 1,195 \cdot 10^{-5}$$

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

$$C_{y 20} = 0,03 \cdot C_y = 0,03 \cdot 0,603 = 0,0181$$

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

$$\lambda_{эф. сж. 20} = \frac{\lambda_{эф. несж. 20}}{1 + \delta_{сж. 20}} = \frac{3,928}{1 + 0} = 3,928$$

$$\lambda_{\text{эф.несж } 20} = \frac{\lambda_{20}}{1 + \delta_{\text{несж } 20}} = \frac{4}{1 + 0,018} = 3,928$$

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

$$\delta_{\text{несж } 20} = 0,02 \cdot \frac{\lambda_{20}}{\cos \chi_{20}} \cdot \left(3,1 - \frac{14}{\eta_{20}} + \frac{20}{\eta_{20}^2} - \frac{8}{\eta_{20}^3} \right) = 0,02 \cdot \frac{4}{\cos 35} \cdot \left(3,1 - \frac{14}{2,5} + \frac{20}{2,5^2} - \frac{8}{2,5^3} \right) = 0,018$$

$\delta_{\text{сж } 20} = 0$ - коэффициент, учитывающий сжимаемость потока:

$$\delta_{\text{сж } 20} = \begin{cases} \lambda_{20} \cdot \bar{c}_{\text{ср.}20}^{-1/3} \cdot (M - M''_{20})^3 & \text{при } 1 > M > M'_{20} \\ 0 & \text{при } M \leq M'_{20}, 0,8407 \leq 0,84127 \end{cases}$$

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

$$M''_{20} = M'_{20} - C_{y20}^{3/2} \cdot \bar{c}_{\text{ср}20}^{-1/2} = 0,887 - 0,0181^{3/2} \cdot 0,09^{1/2} = 0,887$$

3.5. Коэффициент сопротивления ВО.

$$C_{x \text{ во}} = C_{x0 \text{ во}} = C_{xp \text{ во}} + C_{xв \text{ во}} = 0,006684 + 0 = 0,006684$$

$C_{x0 \text{ во}}$ - коэффициент вредного лобового сопротивления ГО.

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

$$C_{xp \text{ во}} = 2 \cdot C_{f \text{ во}} \cdot (1 + 3 \cdot \bar{c}_{\text{ср} \text{ во}}) \cdot [1 + \bar{c}_{\text{ср} \text{ во}} (5M - 3)] \cdot \bar{S}_{\text{ом} \text{ во}} + 0,001 \cdot \bar{l}_w = \\ 2 \cdot 0,001959 \cdot (1 + 3 \cdot 0,09) \cdot [1 + 0,09(5 \cdot 0,835 - 3)] \cdot 1 + 0,001 \cdot 0,8 = 0,006684$$

$\bar{c}_{\text{ср} \text{ во}} = 0,09$ - средняя относительная толщина ВО

$\bar{S}_{\text{ом} \text{ во}}$ - относительная омываемая поверхность ВО: $\bar{S}_{\text{ом} \text{ во}} = 1$

\bar{l}_w - относительный размах щелей образуемых рулем направления: $\bar{l}_w \approx 0,8$

$C_{f \text{ во}}$ - коэффициент трения ВО:

$$C_{f \text{ во}} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg Re_{\text{во}})^{2,58}} \cdot \left(0,95 + \frac{6,1506}{Re_{\text{во}}^{3/8}} \right)^{4/5} = \\ \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,835^2)^{2/3} \cdot (\lg 43,05 \cdot 10^5)^{2,58}} \cdot \left(0,95 + \frac{6,1506}{(43,05 \cdot 10^5)^{3/8}} \right)^{4/5} = 0,001959$$

$$Re_{\theta_0} - \text{число Рейнольдса для ВО: } Re_{\theta_0} = \frac{V_{кр} \cdot b_{ср. \theta_0}}{v_H} = \frac{250 \cdot 6}{3,48 \cdot 10^{-4}} = 43,05 \cdot 10^5$$

$b_{ср. \theta_0}$ - средняя геометрическая хорда ВО:

$$b_{ср. \theta_0} = \frac{b_0^{\theta_0} + b_{кц}^{\theta_0}}{2} = \frac{7 + 5}{2} = 6 \text{ м}$$

$C_{x\theta \theta_0}$ - коэффициент волнового сопротивления ВО: если $M < M'_{\theta_0}$: $C_{x\theta \theta_0} = 0$

M'_{θ_0} - критическое число Маха для ВО при $C_y = 0$:

$$M'_{\theta_0} = \frac{k_c}{\cos \chi_{\theta_0}} \cdot \left[1 + \frac{(\kappa + 1)^{4/3} \cdot \bar{c}_{ср\theta_0}^{-4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} \chi_{\theta_0}} - \frac{(\kappa + 1)^{2/3} \cdot \bar{c}_{ср\theta_0}^{-2/3}}{\cos^{1/3} \chi_{\theta_0}} \right] =$$

$$= \frac{1}{\cos 40^\circ} \cdot \left[1 + \frac{(1,4 + 1)^{4/3} \cdot 0,09^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} 40^\circ} - \frac{(1,4 + 1)^{2/3} \cdot 0,09^{2/3}}{\cos^{1/3} 40^\circ} \right] = 0,850$$

k_c - коэффициент учитывающий использование суперкритических профилей:

- используется обычный профиль $k_c = 1$.

κ - показатель адиабаты воздуха: $\kappa = 1,4$

$M_{c \max \theta_0}$ - число М соответствующее максимальному значению волнового сопротивления - $C_{x\theta \max}$:

$$M_{c \max \theta_0} = \frac{1}{\cos \chi_{\theta_0}} \cdot \left[1 + 0,4 \cdot \frac{\bar{c}_{ср\theta_0}^{-3/2}}{\cos^{2/3} \chi_{\theta_0}} \cdot \left(2 - \lambda_{\theta_0} \cdot \bar{c}_{ср\theta_0}^{-1/3} \cdot \cos^{2/3} \chi_{\theta_0} \right) \right] =$$

$$= \frac{1}{\cos 40^\circ} \cdot \left[1 + 0,4 \cdot \frac{0,09^{3/2}}{\cos^{2/3} 40^\circ} \cdot \left(2 - 1,4 \cdot 0,09^{1/3} \cdot \cos^{2/3} 40^\circ \right) \right] = 1,346$$

3.6. Коэффициент сопротивления гондол двигателей.

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

$$4 \cdot (0,003158 \cdot 1,23 \cdot 1,014 \cdot 53,82 / 7,54 + 0,005128 + 0,00176) = 0,1205$$

$S_{ом.г}$ - площадь омываемой поверхности гондолы: $S_{ом.2} = 2,85 \cdot l_r \cdot \sqrt{S_{м.2}}$

$$S_{ом.2} = 2,85 \cdot 4,4 \cdot \sqrt{7,54} = 53,82 \text{ м}^2$$

$S_{M,2}$ - площадь миделя гондолы:

$l_T = 4,4$ - длина гондолы;

$d_{2,3} = 3,1$ - эквивалентный диаметр гондолы;

C_{f2} - коэффициент трения для гондолы:

$$C_{f2} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg Re_2)^{2,58}} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,835^2)^{2/3} \cdot (\lg 55,77)^{2,58}} = 0,0022$$

Re_2 - число Рейнольдса для гондолы

$$\text{двигателя: } Re_2 = \frac{V_{кр} \cdot l_2}{\nu_H} = \frac{250 \cdot 4,4}{3,48 \cdot 10^{-4}} = 55,77 \cdot 10^5$$

η_c - коэффициент, учитывающий удлинение:

$$\eta_c = 1,28 - 0,02 \cdot \lambda_2 = 1,28 - 0,02 \cdot 1,4193 = 1,230$$

λ_2 - удлинение гондолы: $\lambda_2 = l_2 / d_{2,3} = \frac{4,4}{3,1} = 1,4193$;

η_M - коэффициент, учитывающий крейсерскую скорость:

$$\eta_M = 1,133 + 0,98 \cdot 10^{-6} \cdot V_{кр}^2 - 0,721 \cdot 10^{-3} \cdot V_{кр} = 1,133 + 0,98 \cdot 10^{-6} \cdot 250^2 - 0,721 \cdot 10^{-3} \cdot 250 = 1,014$$

ΔC_{x2i} - дополнительное индуктивное сопротивление:

$$\Delta C_{x2i} = 4 \cdot 10^{-4} \cdot V_2^2 / 3 = 4 \cdot 10^{-4} \cdot 45,90^2 / 3 = 0,0058$$

V_2 - объем гондолы, m^3 :

$$V_2 = k_2 \cdot \frac{\pi \cdot d_{2,3}^2}{4} \cdot l_2 = 0,77 \cdot \frac{3,14 \cdot 2,74^2}{4} \cdot 4,4 = 45,90 m^3 ;$$

$k_2 = 0,75 \dots 0,8$ - коэффициент формы гондолы;

ΔC_{x2d} - дополнительное донное сопротивление:

$$\Delta C_{x2d} = 0,0104 \cdot S_{M,2} = 0,0104 \cdot 5,91 = 0,001457$$

3.7. Коэффициент сопротивления самолета в целом.

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

$$C_{xc} = 0,0062 + 0,00057 + 0,0117 = 0,0185$$

C_{xc} - коэффициент сопротивления самолета в целом.

ΣC_{xi} - суммарное индуктивное сопротивление:

$$\Sigma C_{xi} = C_{xi.kp} + C_{xi.zo} \cdot S_{zo} / S_{kp}$$

$$\Sigma C_{xi} = (0,005655 \cdot 308,4 + 0,0067 \cdot 205,6) / 514 + 0,00001195 \cdot 49,34 / 514 = 0,00621$$

$\Sigma C_{x\theta}$ - суммарное волновое сопротивление:

$$\Sigma C_{x\theta} = C_{x\theta.kp} + (C_{x\theta.zo} \cdot S_{zo} + C_{x\theta.\theta o} \cdot S_{\theta o}) / S_{kp}$$

$$\Sigma C_{x\theta} = (0,0000053 \cdot 308,4 + 0,0000144 \cdot 205,6) / 514 + (0 \cdot 49,34 + 0 \cdot 43,17) / 514 = 0,00057$$

ΣC_{xp} - суммарное профильное сопротивление:

$$\Sigma C_{xp} = C_{xp.kp} + (C_{xp.zo} \cdot S_{zo} + C_{xp.\theta o} \cdot S_{\theta o} + C_{xp.\phi} \cdot S_{m.\phi} + C_{xp.z} \cdot S_{m.z}) / S_{kp}$$

$$\Sigma C_{xp} = (0,0066 \cdot 308,4 + 0,0061 \cdot 205,6) / 514 + (0,00699 \cdot 49,34 + 0,00668 \cdot 43,17 + 0,0796 \cdot 16,61 + 0,1147 \cdot 5,91) / 514 = 0,0117$$

Таб.9

C_y	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9
$y.k\theta$	0	0,01	0,04	0,09	0,16	0,25	0,36	0,49	0,64	0,81
C_{xi}	0,000164	0,000533	0,001642	0,003493	0,006098	0,009492	0,013753	0,019028	0,02558	0,033832
C_{xc}	0,013348	0,013717	0,014826	0,016677	0,019282	0,022677	0,026937	0,032213	0,038765	0,047017
K	0	7,289975	13,48974	17,9889	20,74434	22,04906	22,27419	21,73064	20,6374	19,14217

На рисунке 6 представлена зависимость коэффициента подъемной силы C_y от коэффициента сопротивления самолета C_{xc} , т.е. поляра самолета для крейсерского режима полета.

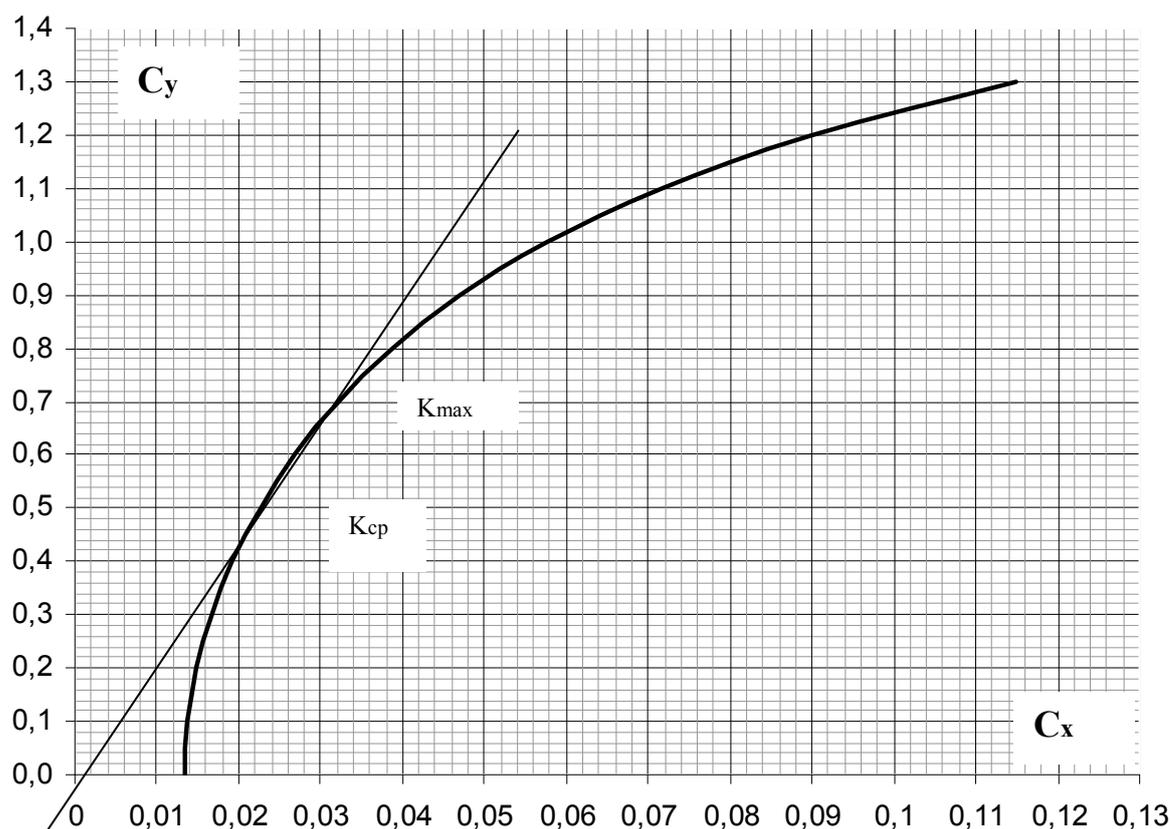


Рис.6 Поляра самолета для крейсерского режима полета.

На поляре можно определить следующие характерные параметры:

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

$$C_{y\text{кр max}} = \frac{2 \cdot 0,95 \cdot m_0}{\rho_H \cdot V_{кр}^2 \cdot \Sigma S_{кр}} = \frac{2 \cdot 0,95 \cdot 440412}{0,0421 \cdot 250^2 \cdot 514} = 0,6187 ;$$

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

$$C_{y\text{кр min}} = \frac{2 \cdot 1,05 \cdot m_{пос}}{\rho_H \cdot V_{кр}^2 \cdot \Sigma S_{кр}} = \frac{2 \cdot 1,05 \cdot 327930,77}{0,0421 \cdot 250^2 \cdot 514} = 0,509 ;$$

где:

$m_{пос} = (m_0 - m_{т.р}) = (440412 - 0,2554 \cdot 440412) = 327930,77 \text{ кг}$ – посадочная масса самолета;

$m_{т.р}$ – масса топлива, расходуемого для полета на расчетную дальность.

C_{yKmax} – коэффициент подъемной силы, соответствующий максимальному аэродинамическому качеству самолета – K_{max} (соответствует значению в точке касательной к поляре);

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

$$C_{y\text{ ср}} \approx 0,5 \cdot (C_{y\text{ кр max}} + C_{y\text{ кр min}}) = 0,5 \cdot (0,6187 + 0,509) = 0,5639$$

$C_{x\text{ кр max}}$, $C_{x\text{ Kmax}}$, $C_{x\text{ ср}}$, $C_{x\text{ кр min}}$ – 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_{max} – максимальное значение аэродинамическое качество самолета.

$$K_{max} = \left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{max} = \frac{C_{y\text{ Kmax}}}{C_{x\text{ Kmax}}} = \frac{0,6187}{0,02774} = 22,27$$

$K_{ср}$ – среднее значение аэродинамического качества самолета при полете на

расчетную дальность

$$K_{ср} = \left(\frac{C_{y\text{ ср}}}{C_{x\text{ ср}}} \right) = \frac{0,5639}{0,02705} = 20,84$$

6.РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ

Построение эпюр изгибающих моментов и поперечных сил фюзеляжа самолета

Исходные данные

Геометрические параметры фюзеляжа:

- длина фюзеляжа-46м
 - расстояние центр массы экипажа от носка фюзеляжа- $l_{ЭК}$;
 - расстояние переднего шасси от носка фюзеляжа- $l_{НШ}$;
 - расстояние передней опоры переднего крыла от носка фюзеляжа- l_{R_1} ;
 - расстояние задней опоры переднего крыла от носка фюзеляжа- l_{R_2} ;
 - расстояние передней опоры заднего крыла от носка фюзеляжа- l_{R_3} ;
 - расстояние задней опоры заднего крыла от носка фюзеляжа- l_{R_4} ;
 - расстояние задней шасси от носка фюзеляжа- $l_{ЗШ}$;
 - расстояние центра масс ВО от носка фюзеляжа- $l_{оп}$;
 - расстояние точки приложения аэродинамической уравновешивающей силы горизонтального оперения от носка фюзеляжа- $l_{го}$
 - расстояние начало грузового отсека от носка фюзеляжа- $l_{НГ}$;
 - расстояние конца грузового отсека от носка фюзеляжа- $l_{КГ}$;
- Значения вышесказанных параметров приведены в таблицы №10
Таблица 10

$l_{Э}$	$l_{НШ}$	$l_{КН}$	l_{R_1}	l_{R_2}	l_{R_3}	l_{R_4}	$l_{К}$	$l_{оп}$	$l_{го}$	
4	5	5.5	4.5	19	24	27,1	30,7	40	41.5	44

Силы действующие на фюзеляж самолета:

- распределенная нагрузка от массы самого фюзеляжа:

$$q_{\Phi} = \frac{m_{\Phi}}{l_{\Phi}} = \frac{22240,8}{46} = 483,49 \frac{\text{КГ}}{\text{М}};$$

- распределенная нагрузка от массы коммерческой нагрузки:

$$q_{КН} = \frac{m_{КН}}{l_{ГОТ}} = \frac{180000}{34} = 5294,1 \frac{\text{КГ}}{\text{М}};$$

- распределенная нагрузка от массы оборудования:

$$q_{об} = \frac{m_{об}}{l_{\Phi}} = \frac{21139,7}{46} = 459,56 \frac{\text{КГ}}{\text{М}};$$

- нагрузка от массы экипажа ($m_{ЭК} = N_{ЭК} \cdot 80 = 240 \text{кг}$);

- нагрузка от массы носовой шасси ($m_{НШ} = 2576 \text{кг}$);

- нагрузка от массы задней шасси ($m_{ЗШ} = 14599 \text{кг}$);

- нагрузка от массы оперения ($\bar{m}_{оп} = 0,0306 \cdot m_0^{-0,086} = 2554 \text{кг}$)

- нагрузка от аэродинамической силы горизонтального оперения

$$Y_{го}^3 = m_z \cdot \frac{\rho_H \cdot V_{кр}^2}{2} \cdot S_{кр} \cdot \frac{b_a}{L_{го}}; = 9404;$$

- нагрузка от маневренной аэродинамической силы

$$Y_{\text{мгo}} = \pm k \cdot n_{\text{max}}^3 \cdot \frac{m_0}{S_{\text{кр}}} \cdot S_{\text{го}} ; [\text{дан}] (Y_{\text{мгo}} = 19066)$$

Эксплуатационную перегрузку выбираем равным $n_{\text{ф}}^3 = 2$.

Коэффициент безопасности выбираем равным $f = 1.5$.

При этом расчетная перегрузка равен $n_p = n_{\text{ф}}^3 \cdot f = 2 \cdot 1.5 = 3$.

Определяем расчетные нагрузки:

$$q_{\text{ф}}^p = n_p \cdot q_{\text{ф}} = 3 \cdot 483,49 = 1563,6 \text{ Н}$$

$$q_{\text{кн}}^p = n_p \cdot q_{\text{кн}} = 3 \cdot 5294 = 17120,7 \text{ Н}$$

$$q_{\text{оф}}^p = n_p \cdot q_{\text{оф}} = 3 \cdot 459 = 1484,4 \text{ Н}$$

$$m_{\text{зк}}^p = n_p \cdot m_{\text{зк}} = 3 \cdot 240 = 720 \text{ Н}$$

$$m_{\text{нш}}^p = n_p \cdot m_{\text{нш}} = 3 \cdot 2576 = 8330,7 \text{ Н}$$

$$m_{\text{вш}}^p = n_p \cdot m_{\text{вш}} = 3 \cdot 14599 = 47213,1 \text{ Н}$$

$$m_{\text{оп}}^p = n_p \cdot m_{\text{оп}} = 3 \cdot 2554 = 8259,6 \text{ Н}$$

Для удобства принимаем следующее:

$$q = q_{\text{ф}}^p + q_{\text{оф}}^p = 3048 \text{ Н}$$

$$q_1 = q_{\text{ф}}^p + q_{\text{оф}}^p + q_{\text{кн}}^p = 20168,7 \text{ Н}$$

Теоретические основы

При построении эпюр изгибающих моментов и поперечных сил фюзеляжа самолета представляем фюзеляж как тонкостенную балку, на четырёх опорах (рис.1).

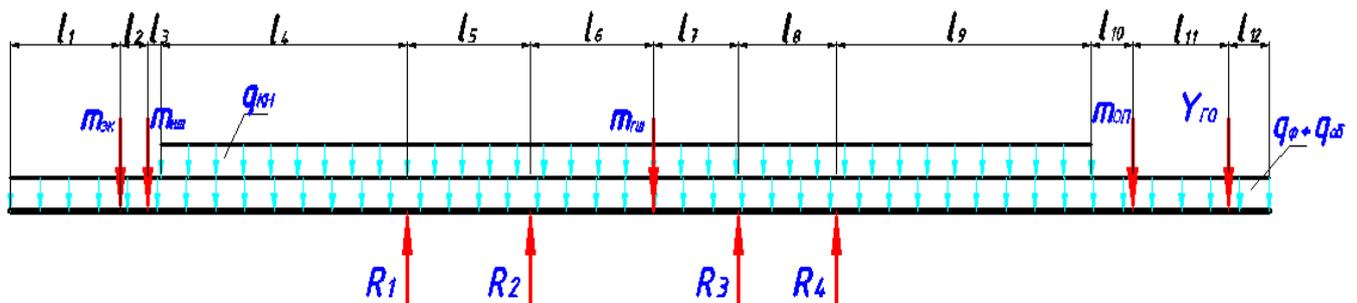


Рис.7. Расчетная схема фюзеляжа самолета.

$$l_1 = 4\text{м}; l_2 = 1\text{м}; l_3 = 0,5\text{м}; l_4 = 9\text{м}; l_5 = 4,5\text{м}; l_6 = 4,5\text{м}; l_7 = 3,1\text{м};$$

$$l_8 = 3,6\text{м}; l_9 = 9,3\text{м}; l_{10} = 1,5\text{м}; l_{11} = 3,5\text{м}; l_{12} = 1,5\text{м};$$

Данная задача является статически неопределимой: количество неизвестных величин больше чем количество уравнений статики. Эту задачу можно решать с помощью, так называемых уравнение трех моментов. Такой способ расчета позволяет избежать составления дополнительных уравнений. Кроме того, этот способ позволяет получить дополнительные уравнения с числом неизвестных в каждом из них не более трех, что при высокой степени статической неопределимости заданной балки упрощает решение системы уравнений.

При расчете выбирается две соседние пролеты балки (рис.2). в нем имеется две части-левая и правая.

Для такой части можно написать уравнению трех моментов:

$$M_{лев} l_{лев} + 2M_{ср}(l_{лев} + l_{прав}) + M_{прав} l_{прав} = -\frac{6S_{лев}c_{лев}}{l_{лев}} - \frac{6S_{прав}c_{прав}}{l_{прав}}$$

где: $M_{лев}, M_{ср}, M_{прав}$ - моменты левого, среднего и правого опора;

$l_{лев}, l_{прав}$ - длина левого и правого пролета;

$S_{лев}, S_{прав}$ - площади левого и правого момента;

$c_{лев}, c_{прав}$ - центры момент левого и правого пролета.

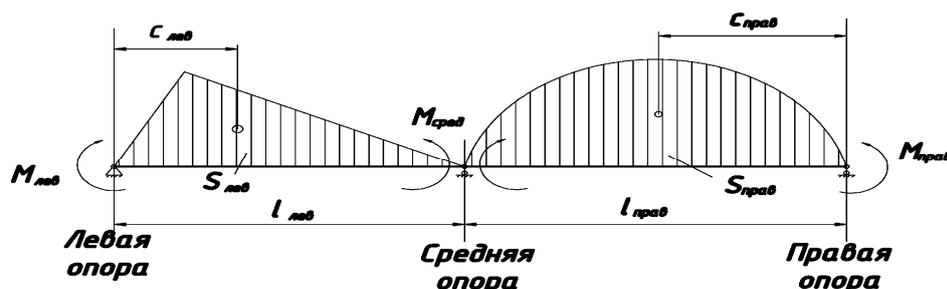


Рис.8

После определения неизвестных опорных моментов рассчитывается моменты каждого сечения. Значения изгибающих моментов и поперечных сил, возникающих в сечении с абсциссой x пролета n балки, можно определить по формулам:

$$M = M_0 + M_{n-1} + \frac{M_n - M_{n-1}}{l_n} x$$

$$Q = Q_0 + \frac{M_n - M_{n-1}}{l_n}$$

где:

M_0 и Q_0 - изгибающий момент и поперечная сила от заданной внешней нагрузки в простой балке;

$M_{n-1} + \frac{M_n - M_{n-1}}{l_n} x$ - изгибающий момент от опорных моментов M_n и M_{n-1} ;

$\frac{M_n - M_{n-1}}{l_n}$ - поперечная сила от опорных моментов M_n и M_{n-1} .

Практическая часть

Разделим балку на 5 частей:

- 1) до первой опоры (сечение I);
- 2) между первым и вторым опорами (сечение II);
- 3) между вторым и третьим опорами (сечение III);
- 4) между третьим и четвертым опорами (сечение IV);
- 5) от четвертом опором до конца (сечение V).

Каждую часть считаем как отдельные балки и определяем эпюры моментов (рис3).

Часть I:

-сечение 11: $0 \leq x_{11} \leq l_1$

$$M_{11} = -q \frac{x_{11}^2}{2}$$

-сечение 12: $0 \leq x_{12} \leq l_2$

$$M_{12} = [M_{11}]_{l_1} - (ql_1 + m_{ЭК})x_{12} - q \frac{x_{12}^2}{2}$$

-сечение 13: $0 \leq x_{13} \leq l_3$

$$M_{13} = [M_{12}]_{l_2} - (ql_1 + m_{ЭК} + ql_2 + m_{НШ})x_{13} - q \frac{x_{13}^2}{2}$$

-сечение 14: $0 \leq x_{14} \leq l_4$

$$M_{14} = [M_{13}]_{l_3} - (ql_1 + m_{ЭК} + ql_2 + m_{НШ} + ql_3)x_{14} - q_1 \frac{x_{14}^2}{2}$$

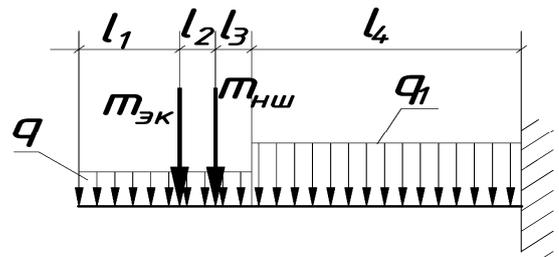


рис.9

Часть II:

-сечение 2: $0 \leq x_2 \leq l_5$

$$M_2 = \frac{q_1}{2} * l_5 * x_2 - \frac{q_1}{2} * x_2^2$$

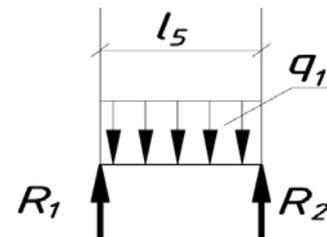


рис.10

Часть III:

-сечение 3: $0 \leq x_3 \leq l_6$

$$M_3 = \frac{q_1}{2} * l_6 * x_3 - \frac{q_1}{2} * x_3^2$$

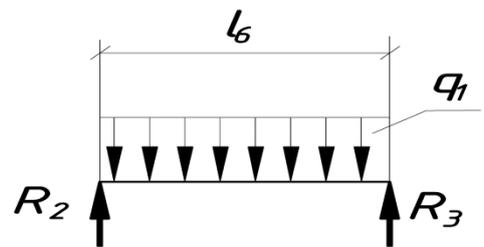


рис.11

Часть IV:

-сечение 41: $0 \leq x_{41} \leq l_7$

$$R_3 = \frac{l_8}{l_7 + l_8} * m_{НШ} + \frac{l_7 + l_8}{2} q_1$$

$$M_{41} = R_3 x_{41} - \frac{q_1}{2} * x_{41}^2$$

-сечение 42: $0 \leq x_{42} \leq l_8$

$$M_{42} = [M_{41}]_{l_7} - (ql_7 - R_3 + m_{ЭК})x_{42} - q_1 \frac{x_{42}^2}{2}$$

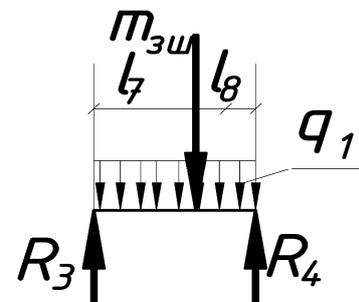


рис.12

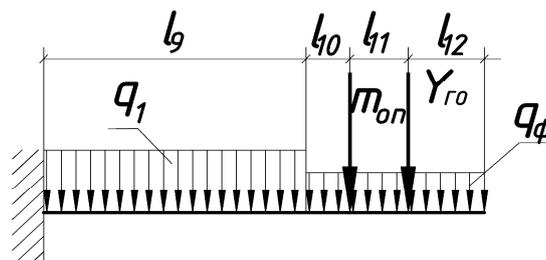
Часть V:

-сечение 54: $0 \leq x_{54} \leq l_{12}$

$$M_{54} = -q * \frac{x_{54}^2}{2}$$

-сечение 53: $0 \leq x_{53} \leq l_{11}$

$$M_{53} = [M_{54}]_{l_{12}} - (ql_{12} + Y_{ro})x_{53} - q \frac{x_{53}^2}{2}$$



-сечение 52: $0 \leq x_{52} \leq l_{10}$

$$M_{52} = [M_{53}]_{l_{11}} - (ql_{12} + Y_{ro} + m_{оп} + ql_{11})x_{52} - q \frac{x_{52}^2}{2}$$

-сечение 51: $0 \leq x_{51} \leq l_9$

$$M_{51} = [M_{52}]_{l_{10}} - (ql_{12} + Y_{ro} + m_{оп} + ql_{11} + ql_{10})x_{51} - q_1 \frac{x_{51}^2}{2}$$

Составим уравнения трех моментов:

$$M_5 * l_5 + 2 * M_2 (l_5 + l_6) - M_3 * l_6 = -\frac{6S_2 x_{2c}}{l_5} - \frac{6S_3 x_{3c}}{l_6} = a$$

$$-M_2 * l_6 + 2 * M_3 (l_6 + l_7 + l_8) + M_4 * (l_7 + l_8) = -\frac{6S_2 x_{3c}}{l_6} - \frac{6S_4 x_{4c}}{l_7 + l_8} = b$$

где: S_2 - площадь момента во втором пролете

$$S_2 = \int_0^{l_5} M(x) dx = q_1 \frac{l_5^3}{12}$$

S_3 - площадь момента в третьем пролете

$$S_3 = \int_0^{l_6} M(x) dx = q_1 \frac{l_6^3}{12}$$

S_4 - площадь момента в четвертом пролете

$$S_4 = S_{41} + S_{42}$$

$$S_{41} = \int_0^{l_7} M(x) dx = R_3 \frac{l_7^2}{2} - q_1 \frac{l_7^3}{6}$$

$$S_{42} = \int_0^{l_8} M(x) dx = R_4 \frac{l_8^2}{2} - q_1 \frac{l_8^3}{6}$$

$$R_3 = \frac{l_8}{l_7 + l_8} m_{оп} + \frac{q_1}{2} (l_7 + l_8)$$

$$R_4 = \frac{l_7}{l_7 + l_8} m_{оп} + \frac{q_1}{2} (l_7 + l_8)$$

x_{2c} - центр площадки S_2

рис.13

$$x_{2c} = \frac{\int_0^{l_5} xM(x)dx}{S_2} = \frac{-q_1 \frac{l_5^4}{8} + q_1 \frac{l_5^4}{6}}{S_2}$$

x_{2c} - центр площадки S_2

$$x_{3c} = \frac{\int_0^{l_6} xM(x)dx}{S_3} = \frac{-q_1 \frac{l_6^4}{8} + q_1 \frac{l_6^4}{6}}{S_3}$$

x_{4c} - центр площадки S_4

$$x_{4c} = \frac{S_{42}x_{42c} + S_{41}(l_7 + l_8 - x_{41c})}{S_4}$$

$$x_{41c} = \frac{\int_0^{l_7} xM(x)dx}{S_{41}} = \frac{-q_1 \frac{l_7^4}{8} + R_3 \frac{l_7^4}{3}}{S_{41}}$$

$$x_{42c} = \frac{\int_0^{l_8} xM(x)dx}{S_{42}} = \frac{-q_1 \frac{l_8^4}{8} + R_4 \frac{l_8^4}{3}}{S_{42}}$$

Определяем неизвестные моменты M_3 и M_2 :

$$M_3 = \frac{2b(l_5 + l_6) - 2M_4(l_6 + l_7)(l_5 + l_6) + l_6(a - M_1l_5)}{2(l_6 + l_7 + l_8)(l_5 + l_6) - l_6^2}$$

$$M_2 = \frac{a + M_3l_6 - M_1l_5}{2(l_5 + l_6)}$$

Построение эпюр

Разобьем фюзеляж на 20 сечений равным расстоянием, и между ними добавляем сечения точки приложения нагрузки. Таким образом получаем значения x_i . Разделив эти значения на l_{Φ} получим $x_{iотн}$. $x_{iсеч}$ - это сечения каждой части соответствующей к x_i .

$M_{сеч}$ - изгибающий момент без учета опорных моментов.

$M_{опор}$ - изгибающий момент от опорных моментов.

$M_{ист}$ - истинный изгибающий момент: $M_{ист} = M_{сеч} + M_{опор}$

$Q_{сеч}$ - перерезывающая сила сечений без учета опорных моментов.

$Q_{ист}$ - перерезывающая сила с учетом опорных моментов.

В результате расчетов, получим следующее (Таблица 2):

Таблиц 11. Результаты расчетов действующих нагрузок.

№	x _i	x _{i,отн}	x _i	q _ф	q _{од}	q _{ф,од}	q _{кн}	M _{i,сеч}	M _{учм}	Q _{i,сеч}	Q _{учм}
1	0	0	0	1563	1484	3047	0	0	0	0	0
2	1,095238	0,02381	1,095238	1563	1484	3047	0	-1827,50875	-1827,50875	3337,19	3337,19019
3	2,190476	0,047619	2,190476	1563	1484	3047	0	-7310,03501	-7310,03501	6674,38	6674,38037
4	3,285714	0,071429	0	1563	1484	3047	0	-47776,96	-47776,96	7394,38	7394,38037
5	4,380952	0,095238	1,095238	1563	1484	3047	0	-69081,3052	-69081,3052	11451,57	11451,5706
6	5,47619	0,119048	2,190476	1563	1484	3047	0	-94040,6678	-94040,6678	18845,95	18845,9509
7	6,571428	0,142857	0	1563	1484	3047	0	-89437,36	-89437,36	27175,95	27175,9509
8	7,666666	0,166667	1,095238	1563	1484	3047	0	-126539,418	-126539,418	38843,14	38843,1411
9	8,761904	0,190476	0	1563	1484	3047	17120	-159945,76	-159945,76	38843,14	38843,1411
10	9,857142	0,214286	1,095238	1563	1484	3047	17120	-213990,315	-213990,315	60930,81	60930,8059
11	10,95238	0,238095	2,190476	1563	1484	3047	17120	-292226,119	-292226,119	105106,1	105106,135
12	12,04762	0,261905	3,285714	1563	1484	3047	17120	-394653,173	-394653,173	171369,1	171369,13
13	13,14286	0,285714	4,380952	1563	1484	3047	17120	-521271,477	-521271,477	259719,8	259719,789
14	14,23809	0,309524	5,47619	1563	1484	3047	17120	-672081,03	-672081,03	370158,1	370158,112
15	15,33333	0,333333	3,285714	1563	1484	3047	17120	56796,86167	-480376,124	-15845,5	-94541,841
16	16,42857	0,357143	2,190476	1563	1484	3047	17120	62055,82421	-388925,932	6242,171	-72454,176
17	17,52381	0,380952	1,095238	1563	1484	3047	17120	43123,53698	-321666,99	28329,84	-50366,511
18	18,61905	0,404762	0	1563	1484	3047	17120	0	-278599,298	50417,5	-28278,846
19	19,71428	0,428571	3,285714	1563	1484	3047	17120	162817,6525	113107,9392	16421,71	-30154,661
20	20,80952	0,452381	2,190476	1563	1484	3047	17120	132736,3514	134038,8444	38509,37	-8066,9958
21	21,90476	0,47619	1,095238	1563	1484	3047	17120	78463,80058	130778,4999	60597,04	14020,6689
22	23	0,5	0	1563	1484	3047	17120	0	103326,9057	82684,7	36108,3337
23	24,09524	0,523809	2,190476	1563	1484	3047	17120	0	-154218,832	-160082	210868,202
24	25,19047	0,547619	1,095238	1563	1484	3047	17120	61265,62428	-499232,289	-68694	302256,531
25	26,28571	0,571429	0	1563	1484	3047	17120	80974,38797	-885802,607	606,6979	371557,196
26	27,38095	0,595238	1,095238	1563	1484	3047	17120	64469,57519	-902307,42	47819,7	418770,196
27	28,47619	0,619048	0	1563	1484	3047	17120	0	-1373056,08	69907,36	440857,861
28	29,57143	0,642857	6,571428	1563	1484	3047	17120	-1373056,08	-1373056,08	-600725	-600725,48
29	30,66666	0,666667	5,47619	1563	1484	3047	17120	-1158996,74	-1158996,74	-468199	-468199,49
30	31,7619	0,690476	4,380952	1563	1484	3047	17120	-969128,658	-969128,658	-357761	-357761,17
31	32,85714	0,714286	3,285714	1563	1484	3047	17120	-803451,823	-803451,823	-269411	-269410,51
32	33,95238	0,738095	2,190476	1563	1484	3047	17120	-661966,238	-661966,238	-203148	-203147,52
33	35,04762	0,761905	1,095238	1563	1484	3047	17120	-544671,903	-544671,903	-158972	-158972,19
34	36,14285	0,785714	0	1563	1484	3047	17120	-451568,817	-451568,817	-136885	-136884,52
35	37,23809	0,809524	2,190476	1563	1484	3047	0	-392692,112	-392692,112	-136885	-136884,52
36	38,33333	0,833333	1,095238	1563	1484	3047	0	-316213,696	-316213,696	-121951	-121951,14
37	39,42857	0,857143	0	1563	1484	3047	0	-243390,297	-243390,297	-110355	-110354,95
38	40,52381	0,880952	2,190476	1563	1484	3047	0	-146026,09	-146026,09	-102096	-102095,95
39	41,61904	0,904762	1,095238	1563	1484	3047	0	-91942,0048	-91942,0048	-66951,6	-66951,571
40	42,71428	0,928571	0	1563	1484	3047	0	-41512,9374	-41512,9374	-35144,4	-35144,38
41	43,80952	0,952381	2,190476	1563	1484	3047	0	-7310,03501	-7310,03501	-6674,38	-6674,3804
42	44,90476	0,97619	1,095238	1563	1484	3047	0	-1827,50875	-1827,50875	-3337,19	-3337,1902
43	46	1	0	1563	1484	3047	0	0	0	0	0

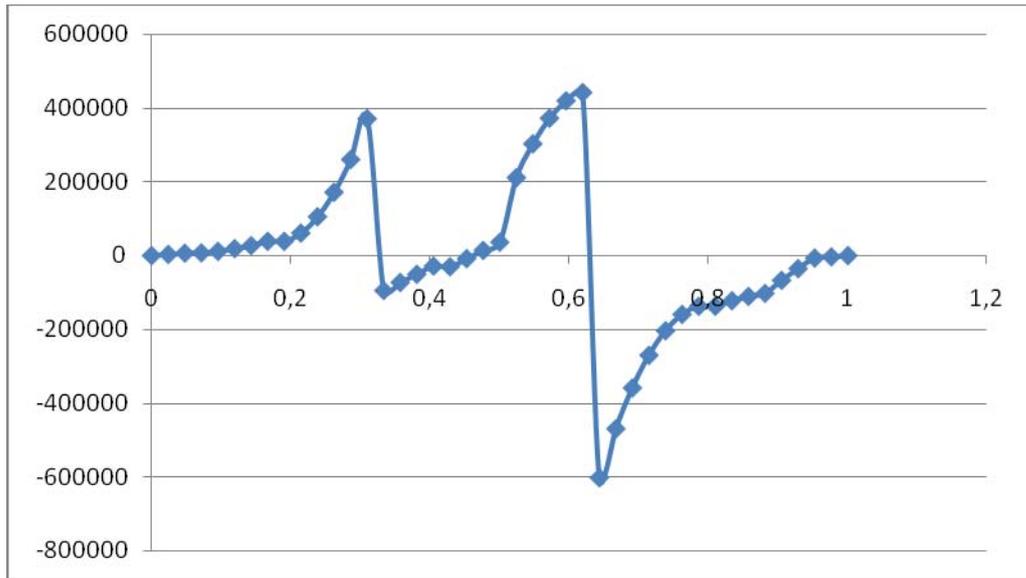


Рис 14. Эюра перерезывающих сил.

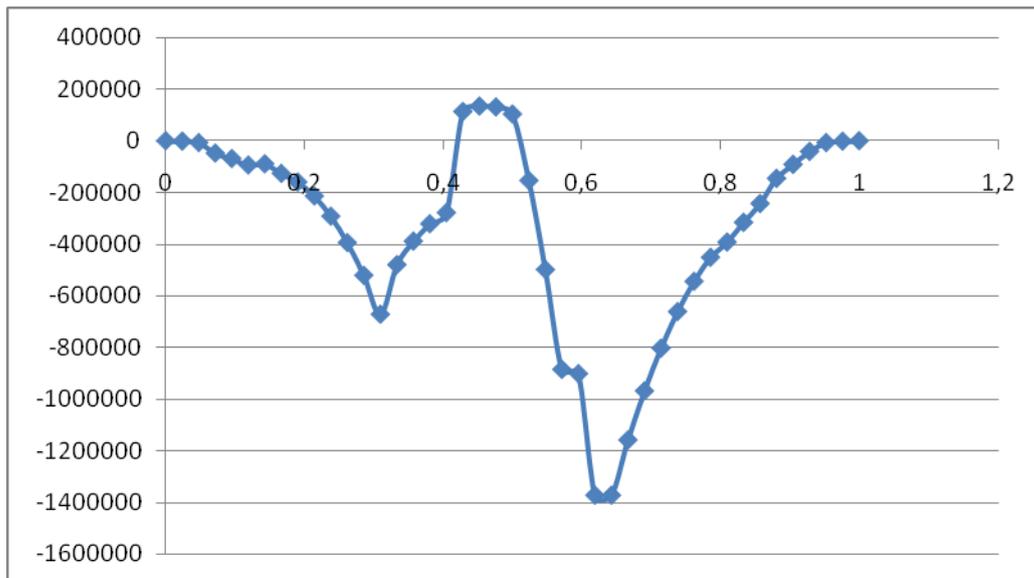


Рис 15. Эюра изгибающих моментов.

Проектировочный расчёт фюзеляжа на прочность.

В качестве расчетного рассматривается сечение, в котором перерезывающая сила Q^P_i и изгибающий момент M_{zi} имеют максимальные значения. При этом сечение фюзеляжа рассматривается как расчетная схема, состоящая из верхнего и нижнего сводов и двух боковин.

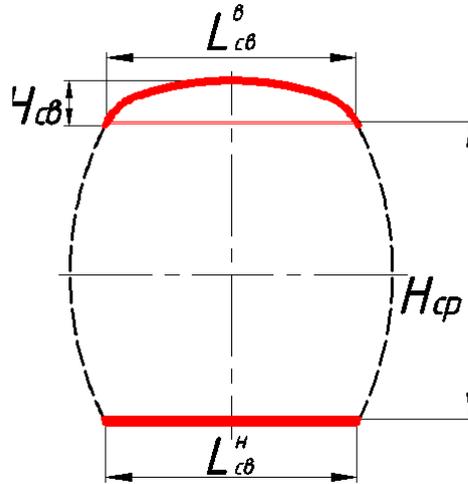


Рис.16 Расчетная схема сечения фюзеляжа.

$$H_{св}^B = 550 \text{ мм} \quad H_{ср} = 3500 \text{ мм} \quad L_{св}^B = L_{св}^H = 2950 \text{ мм}$$

Где: $H_{св}^B$; $H_{св}^H$ - высота верхнего и нижнего сводов.

$H_{ср}$ - средняя высота между сводами.

$L_{св}^B$; $L_{св}^H$ - длина верхнего и нижнего сводов.

Основное допущение проектировочного расчета 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:

$$P_{св}^B = P_{св}^H = \frac{M_z^P}{H_{ср}} = \frac{1373056}{3,5} = 392301,7 \text{ Дан}$$

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:

$$F_{пр}^B = \frac{P_{св}^B}{\sigma_B} = \frac{392301,7}{44} = 8915,949 \text{ мм}^2$$

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

$$F_{одш}^B = 0,5 \cdot F_{пр}^B = 0,5 \cdot 8915,94 = 4457,97 \text{ мм}^2$$

Толщина обшивки верхнего свода будет равна:

$$\delta_{\text{одш}}^b = \frac{F_{\text{одш}}^b}{L_{\text{св}}^b} = \frac{4457,97}{2950} = 1,52 \text{ мм}$$

Если принять шаг стрингеров $t_{\text{стр}} = 200$ мм можно определить сечение одного стрингера:

$$f_{\text{стр}}^b = \frac{F_{\text{стр}}^b}{n_{\text{стр}}} = \frac{F_{\text{стр}}^b}{L_{\text{св}}^b / t_{\text{стр}}} = 302,23 \text{ мм}^2$$

Для данного значения площади стрингера, выбирается из нормалей подходящий профиль. Приведенная площадь сечения нижнего свода:

$$F_{\text{пр}}^H = \frac{P_{\text{св}}^H}{\sigma_{\text{кр}}} = \frac{429214,2}{28,6} = 13716,84 \text{ мм}^2;$$

Где: $\sigma_{\text{кр}}$ - критическое напряжение сжатия, приближенно равно:

$$\sigma_{\text{кр}} \approx (0,65 \dots 0,75) \cdot \sigma_{\text{кр}} = 0,65 \cdot 44 = 28,6 \text{ даН/мм}^2;$$

Толщина обшивки нижнего свода и сечение стрингера будут равны:

$$\delta_{\text{одш}}^H = \frac{0,5 \cdot F_{\text{пр}}^H}{L_{\text{св}}^H} = \frac{0,5 \cdot 13716,84}{2,95} = 2,32 \text{ мм}$$

$$f_{\text{стр}}^H = \frac{0,5 \cdot F_{\text{стр}}^H}{n_{\text{стр}}} = 464,97 \text{ мм}^2$$

Толщина обшивки боковин фюзеляжа:

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

$$\delta_{\text{одш}}^\delta = 0,5 \cdot \frac{Q_i^P}{\tau_{\text{кр}} \cdot H_{\text{ср}}} = 0,5 \cdot \frac{440857,9}{24,28 \cdot 3,5} = 2,59 \text{ мм};$$

Где: $\tau_{\text{кр}}$ - критическое напряжение среза.

$$\tau_b \approx 0,6 \cdot \sigma_b = 0,6 \cdot 440 = 264 \text{ даН/мм}^2$$

$$\tau_{\text{кр}} \approx 0,92 \cdot \tau_b = 0,92 \cdot 264 = 242,88 \text{ даН/мм}^2$$

Проверка значения толщины обшивки и сечения стрингеров.

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

Вводится понятие $\delta_{\text{эф}}$ эффективной (приведенной) толщины обшивки, то есть толщины с учетом распределенных по периметру поперечного сечения стрингеров.

$$\delta_{\text{эф}} = \delta_0 + \frac{n \cdot f}{\pi \cdot d_{\text{ТМ}}};$$

Где: $n_{стр \Sigma}$ - суммарное количество стрингеров в сечении:

$$n_{стр \Sigma} = \frac{\pi \cdot d_{\phi}}{t_{стр}} = \frac{3,14 \cdot 4570}{200} = 72$$

Где: $n_{стр \Sigma}$ - суммарное количество стрингеров в сечении:

$$n_{стр \Sigma} = \frac{\pi \cdot d_{\phi}}{t_{стр}} = \frac{3,14 \cdot 4570}{200} = 72$$

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

$$\delta_{эф}^{\sigma} = \frac{M_z^p}{\pi \cdot r_{\phi}^2 \cdot [\sigma]} = 2,1149 \text{ мм} \qquad \delta_{эф}^{\tau} = \frac{Q_i^p}{\pi \cdot r_{\phi}^2 \cdot [\tau]} = 1,11 \text{ мм};$$

Где: r_{ϕ} - радиус фюзеляжа

$$[\sigma] \approx 0,9 \cdot \sigma_s = 0,9 \cdot 440 = 396$$

$$[\tau] \approx 0,55 \cdot \sigma_s = 0,55 \cdot 440 = 242$$

Принимается $\delta_{эф} = \max \{ \delta_{эф}^{\sigma}; \delta_{эф}^{\tau} \} = 2,11 \text{ мм}$.

Средняя толщина обшивки и сечение стрингера:

$$\delta_0 = 0,5 \cdot \delta_{эф} = 1,0574 \text{ мм}$$

$$f_{стр} = \frac{\pi \cdot r_{\phi} \cdot \delta_{эф}}{n_{стр}} = 217,49 \text{ мм}^2 = \text{мм}^2 = 2,17 \text{ см}^2$$

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

Принимаем профиль стрингера Пр100-56:

$$f = 2,242 \text{ см}^2; S = 5 \text{ мм};$$

$$B = 25 \text{ мм}; H = 25 \text{ мм}; r = 3 \text{ мм}; r_1 = 2,5 \text{ мм}.$$

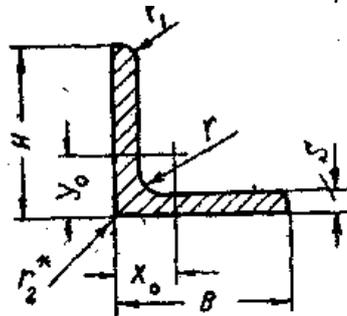


рис.17

Определение крутящего момента.

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

$$M_{кр} = Y_{мво}^P \cdot Y_{ц.жф} = 41608,41 \text{ ДаН} \cdot \text{м};$$

Где: $Y_{мво}^P$ - расчетная маневренная нагрузка, действующая на вертикальное оперение.

$Y_{ц.жф}$ - расстояние от центра давления вертикального оперения до линии центров жесткости поперечного сечения (оси фюзеляжа).

$$Y_{мво}^P = 0,37 \cdot f \cdot \frac{\rho_H \cdot V_{кр}^2}{2} \cdot S_{во} = 0,99$$

Где: $S_{во}$ - площадь вертикального оперения.

f - коэффициент безопасности = 1,8.

Величина толщины обшивки фюзеляжа δ_0 должна удовлетворять следующему

$$\text{условию: } \delta_0 \geq \frac{M_{кр}}{2 \cdot \omega \cdot [\tau]} = 0,34 \text{ мм}$$

Где: $\omega = \pi \cdot r_\phi^2 = 16394647 \text{ м}^2$ - площадь поперечного сечения фюзеляжа.

7.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:

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

$\frac{\tau_b}{\rho}$ – 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 требуемые 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 алюминитивные 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 горяче штампованных и кованных деталей.

8. БЕЗОПАСНОСТЬ ЖИЗНЕДЕЯТЕЛЬНОСТИ

Введение

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. Методологической основой курса охраны труда является научный анализ условий труда, технологию процессов, аппаратов и оборудования с точки зрения возможности возникновения аварийных ситуаций, появление опасных факторов, выделение производственной вредности.

На основе такого анализа определяются опасные участки производства, возможные аварийные ситуации и разрабатываются мероприятия по их предупреждению или ограничению последствий. Закон об охране труда в Республики Узбекистан принят 6 мая 1993 года Кабинетом министров Республики.

Статья. №4 – Государственная политика в области охраны труда основывается на принципах:

1. Приоритета жизни и здоровья.
2. Координации деятельности в области охраны труда всех предприятий, независимо от форм собственности.
3. Обеспечение экологически безопасных условий труда и систематического контроля за состоянием окружающей среды на рабочем месте.
4. Осуществление надзора и контроля.
5. Подготовка специалистов по охране труда в ВУЗ ах
6. Обязательности расследования и учета каждого несчастного случая на производстве и каждого профессионального заболевания.
7. Международное сотрудничество при решении проблем охраны труда.

Электробезопасность

Электробезопасность – это система организационных и технических мероприятий и средств, обеспечивающих защиту людей от вредного и опасного воздействия электрического тока, электромагнитных полей и статического электричества.

Интенсивная электрификация всех отраслей народного хозяйства сопровождается внедрением большого количества новых, более совершенных

типов электрооборудования и приборов, повышением напряжения систем электроустановок и т.д. В связи с этим расширяется круг лиц, связанных с эксплуатацией разнообразного электрооборудования. Опасность, которую электрический ток представляет для человека, усугубляется тем фактором, что он не может безопасно обнаруживаться органами чувств человека. Поэтому вопросы защиты работающих от воздействия электротока приобретают в настоящее время исключительно важное значение.

Под электротравмой следует понимать нарушение анатомических соотношений и функций тканей и органов от воздействия электротока, сопровождающееся местной и общей реакцией организма.

Поражающее действие электрического тока зависит от следующих факторов: значения и длительности протекания тока через тело человека, рода и частоты тока, индивидуальных свойств человека. Из всех видов поражения током наибольшую опасность представляют электрические удары. Установлено, что наибольшая величина "отпускающего" переменного тока промышленной частоты, т.е. тока, при котором человек может самостоятельно оторваться от электродов, равен в среднем 15–20 мА. Величина отпускающего постоянного тока равна в среднем 60–70 мА. Установлено, что с увеличением частоты тока более 40–60 Гц степень опасности поражения всего организма уменьшается, но увеличивается опасность внешнего поражения.

При расчетах сопротивления тела человека принимается равным 1000 Ом. Основными мерами по защите от действия электрического тока являются: изоляция, недоступность токоведущих частей, защитное заземление и зануление, защитное отключение. Помещение КБ наиболее безопасно в электробезопасном отношении, так как это сухие, беспыльные помещения с нормальной температурой воздуха и с изолирующими полами.

Обеспечение пожарной безопасности

Пожарная профилактика представляет собой важную народнохозяйственную проблему. Любой пожар, независимо от размеров, приносит материальный ущерб, а иногда приводит и к несчастным случаям. Учитывая последствия от возникновения пожаров на производстве, важную и ответственную роль инженерно-технического персонала в вопросах охраны промышленного предприятия от пожаров, каждый инженер должен знать основные характеристики процесса горения и пожароопасные свойства веществ, а также профилактические мероприятия, огнегасительные вещества и способы тушения пожаров.

Условия необходимые для горения

Горением называется любая быстро протекающая химическая реакция, сопровождающаяся выделением тепла и, в большинстве случаев, излучением света. К горению относятся: реакции разложения ацетилена, реакция соединения веществ с кислородом, бромом и т.д. Горение может возникнуть в том случае, когда вещество окисляется настолько быстро, что возникающее при этом тепло не успевает рассеяться и способствует непрерывному разогреву веществ.

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;
- з) определенным соотношением между горючим веществом и кислородом.

Пожарная профилактика

Пожарной профилактикой называется комплекс мероприятий, направленный на предупреждение пожаров и ограничение их размеров. Сюда входят:

1. Мероприятия, устраняющие непосредственные или возможные причины пожаров. К ним относятся изучение процессов производства с точки зрения пожарной безопасности, установление возможных источников возникновения пламени, появление искр, разрядов статического электричества, правильный монтаж электрооборудования. Общими мерами по обеспечению пожарной безопасности производства при выполнении различных технологических процессов являются:

а) замена пожароопасных технологических операций менее пожароопасными или пожаробезопасными ;

б) уменьшение количества горючих веществ в производственных помещениях;

в) предотвращение возможности образования взрывоопасной концентрации горючих веществ в вентиляционных системах;

з) герметизация оборудования, мест соединений коммуникаций и аппаратуры, а также мест загрузки и выгрузки технологических аппаратов; д) предотвращение появления в опасных местах источников воспламенения.

2. Мероприятия, организовывающие распространение возникшего пожара. Они заключаются в надлежащем расположении зданий на территории

предприятия, обеспечении необходимого расстояния между зданиями,

планировке зданий, применении огнестойких строительных конструкций, устройстве противопожарных преград, установке спринклерных или дренгерных систем. К противопожарным прегодам относятся противопожарные стены. Они должны быть несгораемыми и огнестойкими. Противопожарные стены следует опирать на фундаменты и возводить на всю высоту здания. Они должны

разделять сгораемые и трудно сгораемые перекрытия, возводиться над сгораемой кровлей не менее чем на 60 см, а над несгораемой на 30 см. Устойчивость противопожарных стен нужно рассчитывать на случай обрушивания одной стороны перекрытия, в связи с чем может иметь место наиболее невыгодное перераспределение нагрузок. Двери в противопожарных преградах должны быть несгораемыми или трудносгораемыми.

3. 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 учетом 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 ценности каждого предмета. Выходы считаются эвакуационными, если они ведут:

а) Из помещений первого этажа наружу непосредственно или через коридор, вестибюль и лестничную клетку.

б) Из помещений любого этажа в коридор или проход, который ведет к лестничной клетке и имеет самостоятельный выход наружу или вестибюль.

в) Из помещения в соседнее помещение на этом же этаже обеспеченные выходами, указанными в пунктах "а" и "б".

Ширину дверей коридоров или проходов на путях эвакуации на всех этажах нужно принимать из расчета не менее 0.6 м на 100 человек. Ширина лестничных маршей обычно бывает не более 2.4 м между стеной и перилами или между двумя перилами.

Используемые для эвакуации лестничные клетки должны быть закрытыми и с естественным светом через оконные проемы в наружных стенах. На лестничных клетках не должно быть складских или других помещений, выходов их грузовых лифтов, промышленных газопроводов, трубопроводов с легко воспламеняющимися и горючими веществами.

Наружные пожарные лестницы, предназначенные для эвакуации людей должны сообщаться с помещениями через площадки или балконы.

4. Мероприятия, обеспечивающие успешное разворачивание тактических действий по тушению пожара. К ним относятся:

а) устройство удобных подъездов к зданиям;

б) устройство удобных наружных пожарных лестниц;

в) сооружение стационарных огнетушительных систем;

г) сооружение наружных водопитателей вокруг производственных зданий;

д) сооружение внутренних пожарных кранов;

е) сооружение пожарной сигнализации.

Различают три способа ликвидации пожара при помощи огнетушительных средств:

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

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

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

Механические колебания

Шум представляет собой беспорядочное сочетание звуков, различных по интенсивности и частоте в частотном диапазоне 16–20000 Гц. Органы слуха человека наиболее чувствительны к диапазону 800–5000 Гц. Шум можно подразделить на:

а) механический, возникающий в результате движения отдельных деталей и узлов машины;

б) ударный, возникающий при некоторых технологических процессах;

в) аэродинамический, возникающий при больших скоростях движения газообразных сред, а также при работе компрессорных установок. Шум как

акустический процесс характеризуется с физической и физиологической сторон.

С физической стороны шум определяется как явление, возникающее в результате

продольного волнообразного распространения колебаний частиц упругой среды, и характеризуется звуковым давлением, интенсивностью звука, плотностью

звуковой энергии, уровнем звукового давления и другими величинами. Шум как физиологическое явление, т.е. специфическое ощущение, вызываемое действием звуковых волн на органы слуха, характеризуется высотой, уровнем громкости,

частотным интервалом, продолжительностью действия.

Борьба с шумом стала в настоящее время социальной проблемой. Производственный шум отрицательно действует не только на людей, работающих на шумных производственных участках, но и на весь контингент лиц, обслуживающих данное производство, и на население, проживающее вблизи территории завода.

Производственный шум, превышающий предельно допустимый уровень звукового давления, при длительном воздействии приводит к профессиональным заболеваниям органов слуха, вызывая частичную или полную глухоту, к болезням нервной, сердечно-сосудистой систем и желудочно-кишечного тракта. Шум неблагоприятно воздействует на весь организм, вызывая психические и физиологические нарушения, снижающие работоспособность и создающие предпосылки для общих и профессиональных заболеваний и производственного травматизма. Особенное внимание уделяется вопросу борьбы с шумом в авиации, при производстве и испытаниях авиадвигателей. Для снижения шумов помещения конструкторских бюро изолируют от производственных цехов: стены и потолки облицовывают звукоизоляционным материалом, полы покрывают мягким пластиком, а проходы между столами коврами дорожками.

Производственная санитария

Перегрузки эмоциональные и умственные

В настоящее время при быстром росте производственных мощностей возникла потребность в автоматизации предприятий, а это в свою очередь

потребовало высококлассных инженеров-конструкторов, основная работа которых связана с умственным и творческим трудом. В процессе умственной деятельности участвуют не только рабочие мышцы, но и весь организм и, в первую очередь, центральная нервная система, управляющая деятельностью всего организма. Чрезмерная интенсивность труда приводит к истощению жизненных сил организма, т.е. к утомлению, сокращению продолжительности жизни вследствие преждевременного износа организма, возрастанию профессиональных заболеваний и производственного травматизма.

Утомление-это сложный процесс, который выражается в изменении функционального состояния центральной нервной системы в результате реакции на физическую или умственную работу. Утомление развивается в организме под влиянием интенсивного или длительного труда.

Различают три вида утомления: умеренное, переутомление и хроническое. При умеренном утомлении, которое выражается в чувстве усталости, нарушении координации движений, нормальное состояние физиологических систем человека восстанавливаются в процессе установленного на данном предприятии режима труда и отдыха. При переутомлении остаточные явления сохраняются к началу следующей рабочей смены. Этот вид утомления выражается в расстройстве рабочих движений, изменении дыхания и пульса, вялости. Систематически повторяющееся переутомление приводит к хроническому утомлению, при котором отдых после работы и ночной сон не восстанавливают силы. Для устранения переутомления надо определить соотношение между значениями факторов трудового процесса и продолжительностью периодов отдыха. *

Трудовая деятельность характеризуется также степенью волевого напряжения, т.е. вниманием. Внимание-это направленность и сосредоточенность психической деятельности на каком-либо объекте. Объект внимания, необходимый для выполнения трудового процесса, определяется количеством информации, т.е. числом объектов, которые должны быть четко определены и восприняты. Так как для умственной деятельности требуется значительное нервно-эмоциональное напряжение, то возможны значительные изменения кровяного давления, пульса, повышения уровня сахара в крови. Нормальная интенсивность труда соответствует такой напряженности организма в процессе труда, которая при производительном использовании всего рабочего времени и средств современной техники, а также при высокой эффективности труда требуют таких затрат физической и нервной энергии, которые не причиняют ущерба здоровью и способствуют всестороннему использованию и развитию физических и интеллектуальных способностей человека.

Нормальная интенсивность труда достигается научной организацией труда, планомерным внедрением новой техники и рациональных условий труда, правильным соотношением между работой и отдыхом, выбором оптимальных нагрузок на организм человека, при которых достигается высокий эффект трудовой деятельности и обеспечиваются условия для сохранения здоровья и работоспособности, созданием рациональных санитарно-гигиенических условий труда и техники безопасности.

Вентиляция.

Воздухообмен в производственных помещениях необходим для создания оптимальных метеорологических условий и обеспечения таких условий, при которых предельно концентрация вредных паров, пыли и газов не превышает. Для осуществления воздухообмена воздух перемещается вентиляторами (механическая вентиляция) или за счет разности температур внутреннего и наружного воздуха и за счет действия ветра (естественная вентиляция) или комбинированным способом (естественная и механическая вентиляции). Выбор системы промышленной вентиляции зависит от особенностей производственного процесса, типа зданий и характера вредности производства.

Естественная вентиляция обеспечивается разностью температуры и веса наружного и внутреннего воздуха производственных помещений, а также действием ветра. Она осуществляется через оконный форточки и фрамуги. В зависимости от избытка тепла и скорости ветра можно осуществлять требуемый воздухообмен в помещении. В практических условиях существуют две разновидности естественной вентиляции рабочих помещений: производственное проветривание и аэрация. Естественная вентиляцией называется аэрацией в том случае, если она осуществляется в заранее заданных объемах и регулируется в соответствии с внешними и внутренними условиями, т.е. в зависимости от температуры воздуха, направления и скорости воздушного потока. Отрицательные особенности аэрации в том, что наружный воздух поступает в

производственные помещения без очистки, а в холодное время года без подогрева.

Механической вентиляцией называется вентиляция, при помощи которой воздух подается в производственные помещения и удаляется из них по системе вентиляционных каналов с использованием специальных механических побудителей, называется механической. При такой вентиляции вводимый в помещение воздух можно предварительно нагревать или охлаждать, очищать, увлажнять и осушать. Механическая вентиляция почти всегда применяется в комбинации с естественной. При использовании механической вентиляции чистый воздух можно брать в любом месте, где он по своему составу отвечает санитарно-гигиеническим требованиям; поступающий воздух можно лучше распределять внутри здания и подавать его непосредственно к рабочим местам. Механическая вентиляция по сравнению с естественной представляет собой сложное техническое устройство, основными частями которого являются: воздухозаборное устройство, вентиляционные каналы, побудители движения воздуха по вентиляционным каналам, улавливающие устройства, калориферы и увлажнители.

Расчет электрического освещения

Общие сведения

Освещенность - это поверхностная плотность светового потока, определяется тем световым потоком, который падает на освещенную

поверхность. Единицей освещенности является люкс (лк.). Освещенность в 1лк имеет поверхность, на которую падает и равномерно по ней распределяется поток в 1 люмен (лм.).

Яркость – это поверхностная плотность силы света в данном направлении. Единицей яркости является кандела на 1м^2 . Как пониженная, так и повышенная яркость ухудшает условия зрительного восприятия, приводит к зрительному утомлению глаз и снижению работоспособности.

Естественное освещение имеет большое гигиеническое значение, состоящее в сильном тонизирующем действии на организм человека.

Естественное освещение может быть:

- а) Боковым через световые проёмы в наружных стенах.
- б) Верхним через световые фонари в крышах, а также в местах перепадов высот смежных пролётов здания.
- в) Комбинированным через проёмы бокового и верхнего освещения.

Искусственное освещение производственных участков и зданий может быть:

- общее.
- комбинированное.

Общее освещение устанавливается для создания необходимой освещённости по всему производственному помещению.

Общее освещение применяется в помещениях, где по условиям работы требуется освещенность не более 50 лк и где применение местного освещения связано с техническими трудностями.

Комбинированное освещение применяется для создания достаточно высоких уровней освещённости на рабочих поверхностях благодаря одновременному использованию систем общего и местного освещения.

Источниками искусственного света являются лампы накаливания и люминесцентные лампы низкого и высокого давления.

При планировке служебного помещения рабочее место следует располагать так, чтобы источник освещения рабочей зоны находился слева. При одностороннем освещении, рекомендуемая ширина помещения f_{ie} должна превышать 7м, при двустороннем – 15м.

Рабочие места рекомендуется располагать вдоль окон помещения в зависимости от ширины комнаты в двух и более рядов. Рабочее место оператора ЭВМ необходимо располагать на расстоянии 70 –100 см от окна, причем мониторы должны располагаться тыльной стороной к окну, чтобы не возникало бликов на экране. Расстояние между соседними операторами не должно быть меньше 1.2 метра. Оператор ЭВМ должен находиться на расстоянии не менее 70 см от монитора.

Расчет освещения методом коэффициента использования

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

Световой поток лампы определяется по формуле:

$$F_n = \frac{E \cdot S \cdot \kappa}{n \cdot \eta}$$

Где:

E_n - освещенность = 400 лк

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

κ - коэффициент запаса = 1,3...1,5.

S - площадь рабочего места = 6 м²

n - потребное число ламп.

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

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

Где: L - расстояние между светильниками = 2 м. Индекс помещения (/) определяется по формуле:

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

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

A и B - длина и ширина рабочего места 5 м и 3 м соответственно

$$E = \frac{n \cdot F \cdot \eta}{S - \kappa}$$

РАСЧЁТ:

$$n = \frac{6}{2^2} = 1,5 \quad \text{лампы}$$

$$i = \frac{6}{2,5 \cdot (5 + 3)} = 0,6$$

$$F_n = \frac{400 \cdot 6 \cdot 1,4}{2 \cdot 0,6} = 2800 \text{ лм}$$

$$E_{cp} = \frac{2 \cdot 2800 \cdot 0,6}{6 \cdot 1,4} = 400 \text{ лк}$$

По данным расчёта видно, что нормального освещения рабочего места двух инженеров-конструкторов достаточно 2 лампы, обеспечивающих освещенность, соответствующую норме СНиП П-А.9-71.

9.ОРГАНИЗАЦИОННО- ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

МЕТОДИКА РАСЧЕТА ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЦЕЛЕСООБРАЗНОСТИ СОЗДАНИЯ НОВОГО 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 авиакомпания 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.

Выбор критерия оценки является важной составляющей частью оптимального проектирования. Себестоимость перевозок на ВТ является одним из главных обобщенных экономических критериев. Себестоимость перевозок определяют затраты приходящиеся на единицу транспортной работы выполняемой самолётом и определяется следующей зависимостью:

$$d = \frac{C_{ЛЧ}}{e \cdot m_{кн} \cdot V_p} = \frac{12313}{0,62 \cdot 180 \cdot 861} = 0,128 \text{ \$/Т} \cdot \text{км} = 200 \text{ сум/Т} \cdot \text{км}$$

где: $C_{ЛЧ}$ - себестоимость летного часа ВС;

$m_{кн} = 180$ т- масса коммерческой нагрузки самолёта;

V_p - среднерейсовая скорость при полёте на расчётную дальность;

e - коэффициент коммерческой нагрузки учитывающий среднегодовую неполную загрузку самолёта ($e \approx 0,62$)

$$V_p = \frac{L_p \cdot V_{кр}}{L_p + \Delta t \cdot V_{кр}} = \frac{9000 \cdot 900}{9000 + 0,4423 \cdot 900} = 861 \text{ км/ч}$$

$L_p = 9000$ км - расчётная дальность беспосадочного полёта;

$V_{кр} = 0,94 \cdot V_{кр.мах} = 900$ км/ч - расчётная крейсерская скорость

Δt - время затрачиваемая на выбор высоты, снижения и посадку

$$\Delta t = 7,7 \cdot 10^{-6} \cdot L_p + 0,373 = 0,4423 \text{ ч} \quad \text{при } L_p > 3000 \text{ км}$$

Расчет себестоимости летного часа воздушных судов сводится к расчетам ниже перечисленных статей затрат, приходящиеся на один лётный час:

- Авиационные горюче-смазочные материалы (ГСМ);
- Амортизационные отчисления по планеру и по двигателям;
- Расходы по заработной плате экипажа и инженерно-технического состава;
- Расходы на техническое обслуживание ВС;
- Расходы на капитальный ремонт ВС и авиадвигателей;

- Расходы на страхование ВС и экипажей;
- Косвенные (аэропортовые) эксплуатационные расходы включающие затраты служб УВД, АТБ, ГСМ, затраты комплекса перевозок и затраты при эксплуатации ВВП (аэродромные покрытия)

В данном разделе рассматривается каждая из статей затрат в отдельности, и по каждой из статей приводятся примеры расчета.

Расчет себестоимости летного часа производится по следующей формуле:

$$C_{лч} = C_{АО} + C_{ГСМ} + C_{ТО} + C_{ЭП} + C_{кр} + C_{стр} =$$

$$18,73 + 115,16 + 168,9 + 21 + 4440 + 7549 = 12313\$ / час$$

где:

$C_{лч}$ - себестоимость летного часа по типам ВС,
доллары США/час;

$C_{ГСМ}$ - расходы на авиационные горюче-смазочные материалы,
доллары США;

$C_{АО}$ - сумма амортизационных отчислений по планеру и
авиадвигателям по типам в год, доллары США/час;

$C_{ЭП}$ - заработная плата летного состава и борпроводников,
доллары США;

$C_{ТО}$ - расходы на периодическое техническое обслуживание,
доллары США/час;

$C_{стр}$ - сумма страхования ответственности перед третьими
лицами, страхования ВС и экипажей, доллары США.

$C_{кр}$ - Косвенные (аэропортовые) эксплуатационные расходы включающие затраты служб УВД, АТБ, ГСМ, затраты комплекса перевозок и затраты при эксплуатации ВВП (аэродромные покрытия)

1. Расходы на авиа ГСМ учитывают в денежном выражении расходы на заправку топлива для полета, рассчитанную летно-штурманской службой авиакомпания, с учетом расхода на земле и аэронавигационного запаса. Для каждого рейса рекомендуется определять вариант оптимальной заправки топливом в аэропортах, с учетом потребной заправки на полет и располагаемой емкости баков, с одной стороны, и различий в стоимости топлива в аэропортах заправки, с другой стороны.

$$C_{ГСМ} = \frac{Ц_{ТОП} \cdot 1,085 \cdot m_{пр}}{t_{лч}} = \frac{650 \cdot 1,085 \cdot 111,86}{10,45} = 7549 \$ / ч$$

где:

$C_{ГСМ}$ - расходы на авиаГСМ, у.е.;

$C_{\text{ТОП}} = 650\$$ - стоимость 1 тонна топлива в аэропортах заправки, У.е.;

$m_{\text{пр}} = 0.254 \cdot m_0 = 0.254 \cdot 440,412 = 111,86\text{т}$ -расход авиатоплива на полет, тонны

$$t_{\text{л.ч}} - \text{полетное время}; \quad t_{\text{л.ч}} = \frac{L_p}{V_p} = \frac{9000}{861} = 10,45\text{ч}$$

Стоимость топлива в аэропортах заправки включает цену топлива и стоимость услуг по заправке.

2. Стоимость объектов основных средств погашается посредством начисления амортизации, если иное не установлено нормативными документами. Амортизационные отчисления, рассчитанные в установленном порядке, включаются в себестоимость продукции (работ, услуг).

Балансовая стоимость СВАО определяется по результатам последней переоценки, проведенной в авиапредприятии, с учетом увеличения стоимости (дооценки) ВС и авиадвигателей в результате модернизации, установки нового оборудования, замены агрегатов, приборов и оборудования, отработавших ресурс или непригодных.

Амортизация начисляется по эксплуатируемым планерам и авиационным двигателям, запасным авиадвигателям, а также по новым (замененным) объектам, установленным на ВС. Порядок начисления амортизации по планерам и авиадвигателям, находящимся в капитальном ремонте и на консервации, определяется нормативными документами.

Начисление амортизации по ВС или авиадвигателям в НАК, полученным в лизинг, производится лизингополучателем и отражается в лизинговых платежах, как возврат основного долга.

В соответствии с Налоговым кодексом РФ норма амортизационных отчислений по планерам ВС, авиационным двигателям и вспомогательным силовым установкам составляет 8% за год. В то же время, эксплуатант в соответствии со спецификой своей деятельности может применять иные нормы амортизации.

По объектам основных средств, отработавшим установленные сроки использования, амортизация не начисляется.

Амортизационные отчисления на планируемый период рассчитывается по каждому типу планеров и авиационных двигателей, путем умножения среднегодовой стоимости объектов основных средств одного типа на норму амортизационных отчислений.

Формула для расчета амортизационных отчислений:

$$C_{\text{АО}} = \frac{K_{\text{ом}} \cdot C_{\text{сам}}}{\text{ННЧ}} = \frac{0.08 \cdot 222001600}{4000} = 4440 \text{ \$ / ч};$$

C_{AO} - амортизационные отчисления по планеру и двигателям,
доллары США;

$k_{om} = 0.08$ - норма амортизационных отчислений по планеру и
двигателям;

$C_{сам} = m_{пуст} \cdot C_{\partial} = 138751 \cdot 1600 = 222001600\$$ - стоимость самолета

$m_{пуст} = m_0 - (m_{кн} + m_m + m_{сл.н}) = 138,751m$ - пустая масса самолёта

$C_{\partial} = 1400\$$ -1 кг цена самолета

НЧ = 4000ч - годовой налет часов

3. Расходы по заработной плате летного состава и обслуживающего персонала можно представить в виде следующей формулы:

$$C_{зп} = \frac{C_{зп \text{ летный состав}} + C_{зп \text{ ИТС}}}{НЧ} = \frac{3000 + 4000}{\frac{4000}{12}} = 21 \$/ч ;$$

$C_{зп \text{ летный состав}} = 3000\$$ - заработная плата летного состава;

$C_{зп \text{ ИТС}} = 4000\$$ - заработная плата инженерно-технического состава.

НЧ = 4000ч - годовой налет часов

Распределение заработной платы ИТС по типам ВС осуществляется в Летном комплексе пропорционально сумме заработной платы (летный состав + бортпроводники).

4. Условиями эксплуатации новых самолетов западного производства являются:

-плата по договору за техническое обслуживание (выполнение регламентов);

-содержание специалистов, представителей самолетостроительной и двигателестроительных фирм, а также иностранных специалистов, выполняющих техническое сопровождение ВС;

-плата по договору, по согласованию с владельцем самолета, поставщику запасных частей, (возможным вариантом обеспечения запасными частями является лизинг склада запчастей).

A - Check - периодическая проверка (от A1 до A6);

C - Check - ТО с элементами ремонта (C1, C2, C3, C4);

IL - Check = C4 - ТО с элементами капитального ремонта;

C1 - Check проводится после 6000 часов налета;

C2 - Check проводится после 12000 часов налета;

C3 - Check проводится после 18000 часов налета;

IL - Check (C4) - проводится после 24000 часов налета;

Техническое обслуживание ВС определяется по следующей формуле:

$$C_{TO} = k_{TO} \cdot m_{пуст} = 138,751 \cdot 1,218 = 168,9 \text{ \$}/ч$$

C_{TO} - стоимость технического обслуживания ВС;

$k_{TO} = 1.218 \frac{\$}{ч \cdot м}$ - коэффициент технического обслуживания;

$m_{пуст}$ - пустая масса самолёта

5. В соответствии с Положением о составе затрат, предприятиям разрешается создавать страховые (резервные) фонды для финансирования расходов, связанных со страховыми рисками, а также для страхования имущества организаций и жизни работников.

В себестоимость продукции (работ, услуг) воздушного транспорта включаются расходы на страхование воздушных судов и экипажей.

Система страхования гражданской авиации включает виды и лимиты ответственности, признаваемые государством или иностранными государствами при международных перевозках.

Порядок обязательного страхования воздушных судов, страхования профессиональной ответственности (летного и инженерно-технического состава, включаемого в состав экипажей) устанавливается Гражданским Кодексом РФ.

Страховая сумма для летного состава устанавливается в размере 80 минимальных заработных плат в РФ, для технического состава - 40 минимальных заработных плат. К летному составу относятся летчики, штурманы, радисты, бортинженеры, проводники, техники. К техническому составу - техники, допущенные к обслуживанию ВС. Периодичность платежей определяется в договоре со страховой компанией.

Для расчетов себестоимости используются сведения о страховых премиях из заключенных договоров (полюсов) по страхованию ВС и экипажа.

Расходы на страхование воздушных судов и профессиональной ответственности членов экипажей определяются по типам ВС.

$$C_{СТРАХ} = C_{СТРАХ,ВС} + C_{СТРАХ,ЭК}; \text{ доллары США}$$

где:

$C_{СТРАХ,ВС}$ - расходы по страхованию ВС, доллары США;

$C_{СТРАХ,ЭК}$ - расходы по страхованию экипажей, доллары США/час.

Страхование ВС

$$C_{СТРАХ,ВС} = \frac{\sum C_{СТРАХ,ВС}^{год}}{\sum H_{ВС}^{часзагод}}; \text{ доллары США/час}$$

$\sum C_{СТРАХ}^{ВС год}$ - расходы по страхованию ВС за год, доллары США;

$\sum H_{часзагод}^{ВС}$ - планируемый на год производственный налёт часов, час

Страхование экипажей

$$C_{СТРАХ,ЭК} = \frac{MPOT * 80 * KЛС + MPOT * 40 * KТС \div КД}{HЧ};$$

где:

$MPOT * 80$ - страховая сумма на 1 члена летного состава, Сум;

$KЛС$ - численность застрахованных членов летного состава, чел;

$MPOT * 40$ - страховая сумма на 1 члена технического состава, Сум;

$KТС$ - численность застрахованных членов технического состава, чел;

$КД$ - курс доллара внебиржевого валютного рынка РУ.

Таблица 1

ПРИМЕР РАСЧЕТА СУММЫ СТРАХОВАНИЯ ОТВЕТСТВЕННОСТИ ПЕРЕД ТРЕТЬИМИ ЛИЦАМИ, СТРАХОВАНИЯ ВС И ЭКИПАЖЕЙ

Таб.12

Показатели	Проект
Сумма страхования ответственности перед третьими лицами, доллары США	
Сумма страхования ВС, доллары США	113,45
Страховая сумма на 1 члена летного состава, сум	(минимальная заработная плата 40000 сум) 3014400
Численность летного состава, чел.	3
Страховая сумма на 1 члена технического состава, сум	(минимальная заработная плата 37680 сум) 1507200
Численность технического персонала, чел.	1
Курс доллара США внебиржевого валютного рынка РУ	1доллар США = 1540 сум
Общая сумма страхования, доллары США	115,16

$$C_{СТРАХЭК} = \frac{(37680сум * 80 * 3 + 37680сум * 40 * 1) / 1540сум}{HЧ} = 1,71 \$/ч$$

$$C_{СТРАХ} = 113.45 + 1,71 = 115.16 \$/ч$$

6. Прочие расходы производственного назначения в расчете на летный час определяются по формуле:

$k_{ан}$ - коэффициент аэропортовых расходов ($k_{ан} \approx 0,135 \frac{\$}{ч \cdot т}$)

$m_{пуст}$ - пустая масса самолёта (тонна)

$$C_{ан} = k_{ан} \cdot m_{пуст} = 138,751 \cdot 0,135 = 18,73 \frac{\$}{ч}$$

Таблица 2

ПРИМЕР РАСЧЕТА СЕБЕСТОИМОСТИ ЛЕТНОГО ЧАСА

Предлагаемого ВС

Таб.13

	Проект
Расходы на авиаГСМ	7549 \$/ч
Амортизационные отчисления	4440 \$/ч
Заработная плата летного и инженерно-технического состава	21 \$/ч
Техническое обслуживание ВС	168,9 \$/ч
Расходы по страхованию ВС и экипажей	115,16 \$/ч
Аэропортовых расходов	18,73 \$/ч
$C_{лч}$	12313 \$/ч

10. ВЫВОДЫ

ВЫВОДЫ.

В данной выпускной работе был представлен проект магистрального грузового самолета для перевозка сыпучих грузов. Этот летательный аппарат принадлежит к новому поколению самолетов, предназначенных для замены устаревших турбовинтовых самолетов этого типа.

В целом можно сделать вывод об удачном проекте самолета, его геометрии, конструкции, обоснованности требований, предъявляемых к нему. По результатам проектирования возможности создания специализированного самолета и его летно-технических характеристик и возможных технико-экономических показателей можно сделать вывод о возможности создания специализированного грузового самолета при стоимости сыпучих материалов от 1,5 до 5 тысяч долларов за тонну. Для обеспечения безопасной работы систем управления необходимо обеспечить полную герметизацию бункерного отсека. При эксплуатации необходимо предусмотреть обеспечение твердого покрытия на панелях выпускных воронок, с возможностью их замены.

Сравнение с современными грузовыми модификациями пассажирских самолетов показывает, что:

- Весовая отдача повышается на 15...25 %;
- Топливная эффективность повышается на 9...20%
- Максимальное аэродинамическое качество при крейсерской скорости 950 км/час достигает 20...22

Что достигается благодаря оптимизации сечения фюзеляжа при высокой удельной плотности грузов. Это снижает вес фюзеляжа на 7...11%, снижает сопротивление фюзеляжа на 10...20% по сравнению с существующими самолетами.

Кроме того, проведенные исследования рациональной области применения специальных грузовых самолетов в этом схемы показывают, что самолеты такого схемы рационально создавать с грузоподъемностью до 200 тонн при дальности 8000 км и больше.

Наибольшая топливная эффективность достигается при массе коммерческой нагрузки порядка 180 тонн. Причем с увеличением дальности полета оптимальная коммерческая нагрузка уменьшается.

Исходя из проведенных выше изысканий можно сделать вывод о своевременности проектирования самолета данного класса. При разработке данного проекта были учтены современные тенденции развития авиации. Самолет имеет большую весовую отдачу $\bar{m}_{KH} = 0,40$ чем основной прототип.

Топливная эффективность специального грузового самолета повышается на 20...25% по сравнению с грузовыми модификациями пассажирских самолетов.

Список использованной литературы и источников информации

1. «Проектирование самолетов». Езер С.М., Мишин В.Ф. и др.
М.: «Машиностроение», 1983 г.
2. Е.С. Войт, А.И. Ендозур, И.М. Алявдин. «Проектирование конструкций самолетов». – М.:Машиностроение, 1987. – 416с.
3. «Конструкция самолетов». Житомирский Г.И. М.: Машиностроение, 1991 г.
4. «Аэродинамика». Мхитарян А.М. М.: Машиностроение, 1976 г.
5. «Сборник задач по конструкции и прочности самолетов и вертолетов». Миртов К.Д. М: «Транспорт», 1985г.
6. “Сопротивление материалов”. Дарков А.В., Шпиро Г.С. М: «Высшая школа», 1969 г.
7. Дженике Э.В. “ Складирование и выпуск сыпучих материалов”
“Мир”,1968
8. «Охрана труда в Гражданской Авиации». Буриченко Л.А. М: «Транспорт» 1985г.
9. «Охрана труда в машиностроении». Козьяков А.Ф., Морозова Л.Л., Ленинград, «Машиностроение» ,1987г.
10. Дипломное проектирование в ВУЗах гражданской авиации: методические рекомендации для студентов вузов гражданской авиации. – Сост. Челюканов И.П.: КИИГА, 1993г. – 60 с.
11. Интернет ресурс – www.aviamaster.sla.ru
12. Интернет ресурс – www.maks.ru
13. Интернет ресурс – www.airtractor.com
- 14 Интернет сайт «Информационная система TansOnLine»
<http://www.marketsurveys.ru>