

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

**Ташкентский Государственный Технический
Университет**

Авиационный факультет

Кафедра: "Авиастроение"

"Утверждаю"

Зав. кафедрой Абдужабаров Н.А.

_____ 2013 г.
«___» _____

**Расчетно-пояснительная записка
к выпускной квалификационной работе на тему:
" Проект дальнего магистрального пассажирского
самолета "**

Руководитель:

Алиакбаров Дилмурод Тнишбаевич

Выпускник:

Жонбеков Рустам Юсупович

Рецензент:

Ташкент 2013 год.

ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>стр.</i>
1. <i>Техническое задание на проектирование самолёта.....</i>	<i>4</i>
2. <i>Введение.....</i>	<i>9</i>
3. <i>Выбор схемы, расчет взлетной массы и геометрических параметров самолета.....</i>	<i>13</i>
4. <i>Расчет центровки самолета.....</i>	<i>30</i>
5. <i>Аэродинамический расчет.....</i>	<i>36</i>
6. <i>Расчет фюзеляжа на прочность.....</i>	<i>48</i>
7. <i>Обоснование выбора материалов и технология изготовления деталей.....</i>	<i>59</i>
8. <i>Безопасность жизнедеятельности.....</i>	<i>63</i>
9. <i>Организационно-экономическая часть.....</i>	<i>72</i>
10. <i>Выводы.....</i>	<i>81</i>
11. <i>Список использованной литературы.....</i>	<i>82</i>
<i>Спецификация к сборочному чертежу</i>	<i>83</i>

1. ТЕХНИЧЕСКОЕ ЗАДАНИЕ

НА ПРОЕКТИРОВАНИЕ

дальнего магистрального пассажирского самолета

(проект)

I. НАЗНАЧЕНИЕ САМОЛЕТА:

- 1.1. Самолет является самолетом транспортной категории по классификации Авиационных правил часть 25 «Нормы летной годности гражданских самолетов транспортной категории»
- 1.2. Самолет предназначен для перевозки пассажиров, багажа, почты и грузов на межконтинентальных воздушных трассах протяженностью до 8400 км в зависимости от коммерческой нагрузки.
- 1.3. Настоящий самолет должна предусматривать возможность его выполнения в грузовом варианте.
- 1.4. Разрабатываемый по данному ТЗ самолет должен обеспечивать минимальную себестоимость в серийном производстве, необходимый комфорт пассажирам, простым и экономичным в эксплуатации.

II. ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ.

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

2.6. Вероятность вылета по расписанию обеспечиваемая тех. состоянием самолета должна быть не менее 0.98 с учетом норматива на задержку рейса 30 мин.

III. ОЖИДАЕМЫЕ УСЛОВИЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ (ОУЭ)

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

- 3.1.1. Максимальное и минимальное допустимое давление (или соответствующая ему высота) на аэродроме взлета и посадки. - В соответствии с ГОСТ 4401-81
- 3.1.2. Температура атмосферного воздуха у земли на уровне моря - От -50 до +40 °C. После пребывания самолета на земле при температуре наружного воздуха -60 °C должна сохраняться работоспособность систем и оборудования в указанном диапазоне температур.
- 3.1.3. Максимальная относительная влажность воздуха - 98 % (при температуре +35°C)
- 3.1.4. Высота аэродрома над уровнем моря - до 2000м
- 3.1.5. Максимально допустимое значение ветра в приземном слое на взлете и посадке:
- встречная составляющая - до 15 м/с
 - попутная составляющая - до 5 м/с
 - боковая составляющая - до 15 м/с

3.2. Базирование самолета

- 3.2.1. Состояние ВПП:
- сухая;
 - влажная;
 - мокрая;
 - залитая водой до 18 мм;
 - покрытая слоем слякоти или мокрого снега до 18мм.

3.3. Условия выполнения полетов.

- 3.3.1. Самолет предназначен для выполнения полетов по магистральным воздушным трассам в соответствии с
- днем и ночью;
 - в простых и сложных метеоусловиях;

*действующими
международными
требованиями:*

- *в условиях обледенения;*
- *над равниной, холмистой и горной местностью;*
- *над водным пространством;*
- *над дезориентирной местностью.*

3.3.2. Минимум видимости для взлета и посадки:

- *для взлета* – *2500 м;*
- *для посадки* – *3000 м.*

3.3.3. Среднегодовой налет самолета – (4000...4500) час.

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

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

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

- 3.5.1. Назначенный, ресурс самолета:* – *эксплуатация по состоянию*
- 3.5.2. Календарный срок службы самолета* – *по состоянию*
- 3.5.3. Назначенный ресурс двигателя* – *15000 часов*
- 3.5.4. Ресурс двигателя до капитального ремонта* – *5000 часов*

IV. ТРЕБОВАНИЯ К ТЕХНИЧЕСКИМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ

- 4.1. Максимальная коммерческая нагрузка, т* – *30,875*
- 4.2. Количество пассажирских мест в туристическом варианте при шаге кресел не менее 860 мм, чел* – *260*
- 4.3. Количество пассажирских мест в смешанном варианте, чел* – *242*
- 4.4. Максимальная крейсерская скорость, на крейсерской высоте полета 11 км, км/час* – *950*
- 4.5. Крейсерская экономическая скорость, км/час* – *905*
- 4.6. Практическая дальность на высоте 11 км со скоростью 905 км/час с АНЗ на 1 час полета:*
 - *с максимальной коммерческой нагрузкой 30,875 т., км* – *8400*
 - *с коммерческой нагрузкой 28,74 т. (при количестве пассажиров 242 чел), км* – *9000*
- 4.7. Расход топлива при полете на практическую* – *19,1*

дальность 8400 км с максимальной коммерческой нагрузкой 30,875 т и крейсерской скоростью 905км/час: 2/ пасс.км

- 4.8. Удельный расход топлива (H=11км) не более - 0,56
- 4.9. Регулярная эксплуатация самолета с максимальным взлетным весом в расчетных условиях, должно обеспечиваться на аэродромах с располагаемой длиной ВПП не менее, м - 3200
- 4.10. Скорость захода на посадку с максимальным посадочным весом, км/час, - 260
- 4.11. Состав летного экипажа, чел:
- командир корабля - 1
 - второй пилот - 1
 - бортинженер. - 1
 - бортпроводники - 7
- 4.12. Должна быть обеспечена возможность продолжения взлета, посадки и ухода на 2-ой круг одним отказавшим в момент отрыва двигателем.

V. ТРЕБОВАНИЯ К КОНСТРУКЦИИ ФЮЗЕЛЯЖА

- 5.1. Конструктивная силовая схема фюзеляжа должна быть спроектирована по принципу безопасной повреждаемости.
- 5.2. Характеристики обзора из кабины экипажа должны соответствовать ОСТ 1.02721-91 с учетом угла тангажа на разбеге и взлете и на снижении по глиссаде при заходе на посадку.
- 5.3. Конструкция самолета должна отвечать требованиям стратегии технического обслуживания и ремонта (ТОиР) по состоянию, без капитальных ремонтов.
- 5.4. Интерьер пассажирского салона должна создавать комфортные условия для пассажиров во время полета.
- 5.5. Должна быть предусмотрена аварийный выход в зоне расположение крыла.
- 5.6. Должна быть предусмотрена возможность высадки пассажиров через входной дверь без использованием наземного трапа в случае аварии.

- 5.7. Должны быть определены оптимальные формы, параметры и взаимное расположение элементов фюзеляжа.
- 5.8. При выбранных параметрах необходимо определить рациональную конструктивно-силовую схему фюзеляжа, обеспечивающую его минимальную массу.
- 5.9. Все силовые элементы и узлы должны иметь достаточную прочность, т.е. выдерживать все виды нагрузок в соответствии с требованиями норм прочности.
- 5.10. Необходимо обеспечить достаточную жесткость конструкции фюзеляжа, не допускать чрезмерных и остаточных деформаций.
- 5.11. Конструкция фюзеляжа и ее узлы должны быть рассчитаны на возможность применения наиболее прогрессивных и экономичных технологических процессов.

2. ВВЕДЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ

К настоящему времени, в различных странах мира спроектировано, построено и летает огромное количество самолетов.

Однако, задачи стоящие перед авиацией, непрерывно изменяются и самолеты, находящиеся в эксплуатации, оказываются неспособными решать эти задачи или решают их неэффективно, с большими экономическими затратами.

В последние годы развитие гражданской авиации происходит под влиянием, так называемого «энергетического кризиса», конкретным проявлением которого является рост цен на нефть и на авиатопливо.

Вследствие этого доля затрат на топливо в процессе эксплуатации самолета увеличилась в 2-3 раза от общей суммы затрат на эксплуатацию самолета.

Поэтому, одним из основных критериев оценки пассажирского самолета становится критерий, оценивающий затраты топлива на выполнение транспортной операции, - «коэффициент топливной эффективности».

Существуют следующие пути эффективности самолета:

- уменьшение массы самолета;*
- увеличение аэродинамического качества;*
- уменьшение удельного расхода топлива двигателей, установленных на самолете;*
- увеличение крейсерской скорости полета.*

Снижение массы самолета приводит к снижению потребного запаса топлива на борту, что в свою очередь снижает массу самолета, потребную тягу и, соответственно, массу двигателя и т.д.

Масса самолета может быть снижена за счет:

- применения новых, более прочных материалов или материалов с большой выносливостью- сопротивляемостью усталостным повреждениям;*
- выбора оптимальных силовых схем и применения более совершенных расчетов конструкции на прочность;*
- использования на самолете более легкого и совершенного оборудования;*
- применения АСУ для уменьшения внешних нагрузок на конструкцию;*

Проблемы увеличения аэродинамического качества самолета могут быть рассмотрены в трех аспектах:

- проектно-конструкторском;
- производственно-технологическом;
- эксплуатационном.

Проектно-конструкторский аспект повышения аэродинамического качества подразумевает следующие пути:

- выбор оптимальной аэродинамической схемы, определяющей наименьшее аэродинамическое сопротивление;
- обеспечение минимальных потерь на балансировку самолета, т.е. на выполнение им устойчивого полета;
- создание такой внешней конфигурации самолета, при котором было бы максимально снижено вредное влияние одних частей самолета на другие и было бы возможно меньше участков поверхности самолета, где создаются условия нарушения плавного обтекания.
- максимальное увеличение размаха крыла самолета.

Производственно-технологический аспект связан с качеством поверхности частей самолета:

- отступление от теоретических обводов, выступание одного места обшивки над другим, не герметичность уплотнений в гермокабине, неплотное прилегание отклоняемых агрегатов.

Эксплуатационный аспект связан с необходимостью наблюдения за качеством окраски поверхностей самолета, за чистотой этих поверхностей, за правильностью показаний приборов.

Одной из наиболее важных проблем развития гражданских самолетов является выбор оптимального двигателя и оптимального места его установки на самолете.

В настоящее время на гражданских самолетах устанавливаются двухконтурные турбореактивные двигатели. Чем больше степень двухконтурности у таких двигателей, тем меньше у них удельный расход топлива.

Вследствие этого, будущее принадлежит двигателям с большой степенью двухконтурности и турбовентиляторным двигателям, у которых первая ступень компрессора внешнего контура превратилась в многопластный воздушный винт-вентилятор.

В данной работе при разработке проекта дальнего магистрального пассажирского самолета с расчетной дальностью полета $L_p=8400$ км и числом пассажиров $N_{пас.}=260$ человек, были учтены все вышеуказанные требования к проектируемым самолетам.

На начальном этапе работы были собраны статистические данные самолетов прототипов B757-200B, B767-200, A-310-300. После анализа летно-технических характеристик и геометрических параметров этих самолетов, были выбраны схемы и расположение основных агрегатов проектируемого самолета.

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Четвертое – скорейший выход из мирового финансового кризиса и смягчение его последствий во многом зависит от эффективности и согласованности принимаемых мер в рамках отдельных государств и мирового сообщества в целом.

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

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

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

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

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

Принятая в Узбекистане собственная модель реформирования и модернизации, ставя перед собой целью достижение национальных интересов в долгосрочной перспективе, изначально подразумевала отказ

от настойчиво навязываемых нам методов шоковой терапии, наивных, обманчивых представлений о саморегулировании рыночной экономики.

И.А.Каримов

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

3.1. АНАЛИЗ СТАТИСТИКИ, ВЫБОР СХЕМЫ САМОЛЕТА И ТИПА СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ.

Исходные данные:

Пассажировместимость $N_p = 260$ чел.

Расчетная дальность полета $L_p = 8400$ км.

Сборочная единица – фюзеляж.

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Оперение самолета предназначено для обеспечения устойчивости и управляемости самолета. В проектируемом самолете принята нормальная схема. В ней вертикальная и горизонтальная поверхности оперения размещаются в хвостовой части. Эта схема позволяет обеспечить получение необходимых характеристик устойчивости и

управляемости самолета на всех возможных режимах полета, а также достаточную эффективность органов управления для вывода самолета в нормальный режим полета после произвольного превышения критических значений углов атаки, сваливания.

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

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

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

- * более простая техника пилотирования на разбеге, пробеге и посадке;*

- * более интенсивным торможением на пробеге для сокращения его длины;*

- * возможностью совершать посадку с планирования без участков выравнивания и выдерживания.*

После выбора схемы самолета его компоновка делается в чертежах.

3.2. Статистические данные самолетов прототипов

Таблица 1.

№	Основные данные	Обозначение	Ед. изм.	Прототипы			Проект. самолет
				B757-200B	B767-200	A-310-300	
1	Взлетная масса	m_0	т	108,8	159,21	150	138,21
2	Число пассажиров	N_{max}^{pac}	чел	239	220	280	260
3	Максимальная комм. нагрузка	m_{max}^{KH}	т	26,35	39,145	32,95	30,875
4	Расчетная дальность полета	L_p	км	6150	5925	6900	8400
5	Крейсерская скорость	$V_{кр}$	км/ч	928	903	895	905
6	Масса топлива на L_p	m_m	т	25,38	57,06	39,95	41,7
7	Кол-во двигателя	$N_{дв}$	шт	2	2	2	4
8	Скор. захода на посад.	$V_{з.п.}$	км/ч	244	260	255	260
9	Длина разбега	$L_{разб.}$	м	1880	1970	2200	2144
10	Площадь крыла	$S_{кр}$	м ²	181	283	219	224,1
11	Уд. нагр. на крыла	ρ_0	кг/м ²	599	582	685	616,76
12	Размах крыла	l_p	м	38,05	47,6	43,9	44,01
13	Удлинение крыла	λ	-	8	8	8,8	8,64
14	Стреловидность крыла	χ	°	25	31,5	28	30
15	Диаметр фюзеляжа	$D_{фюз}$	м	3,9	5,1	5,64	5,1
16	Длина фюзеляжа	L_ϕ	м	47,32	48,5	46,66	53,64
17	Относ. площадь ГО	$\bar{S}_{ГО}$	-	0,26	0,22	0,28	0,25
18	Относ. площадь ВО	$\bar{S}_{ВО}$	-	0,2	0,147	0,2	0,16

3.3. Определение взлетного веса самолета в первом приближении.

Взлётная масса проектируемого самолёта в первом приближении равна:

$$m_0' = \frac{m_{\text{кн}} + m_{\text{сл.н}}}{1 - (\bar{m}_{\text{кон}} + \bar{m}_{\text{су}} + \bar{m}_{\text{об.упр.}} + \bar{m}_{\text{т}})} ;$$

где: $m_{\text{кн}}$ - масса коммерческой нагрузки; $m_{\text{сл.н}}$ - масса служебной нагрузки; $\bar{m}_{\text{кон}}$ - относительная масса конструкции планера; $\bar{m}_{\text{су}}$ - относительная масса силовой установки; $\bar{m}_{\text{об.упр.}}$ - относительная масса оборудования и управления; $\bar{m}_{\text{т}}$ - относительная масса топлива.

Коммерческую нагрузку пассажирского самолета в первом приближении можно определить следующей зависимостью:

$$m_{\text{кн}} = 1,25(75+20)N_n = 1,25(75+20) \cdot 260 = 30875 \text{ кг.}$$

Масса снаряжения и служебной нагрузки:

$$m_{\text{сл.н}} = 80 \cdot N_{\text{эк}} + 1,6 \cdot N_n = 80 \cdot 8 + 1,6 \cdot 260 = 1216 \text{ кг}$$

$N_{\text{эк}}$ - количество членов экипажа;

N_n - число пассажиров;

$$N_{\text{эк}} = N_{\text{лпс}} + N_{\text{дп}} + 1 = 2 + 7 + 1 = 10 \text{ чел.}$$

$N_{\text{лпс}} = (2 \dots 3) \text{ чел}$ - летно-подъемный состав;

$N_{\text{дп}}$ - количество бортпроводниц,

$$N_{\text{дп}} = N_n / 40 = 260 / 40 = 7 \text{ чел.}$$

Можно принять следующие относительные массы по статистике:

$$(\bar{m}_{\text{кон}} = 0,28; \bar{m}_{\text{су}} = 0,1; \bar{m}_{\text{об.упр.}} = 0,1) = \text{const}$$

Относительная масса топлива.

$$\bar{m}_{\text{т}} = 1 - 0,96 \cdot e^{-\frac{c_e \cdot L_p}{V_p \cdot k_{\text{кр}}}} = 1 - 0,96 \cdot 2,72^{-\frac{0,56 \cdot 8400}{905,2 \cdot 17,9}} = 0,282 ;$$

где $c_e = 0,56$ - удельный расход топлива;

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

$k_{\text{кр}} = 0,94 \cdot k_{\text{max}} = 17,9$ - аэродинамическое качество в крейсерском режиме;

$L_p = 8400 \text{ км}$ - расчётная дальность;

V_p - среднерейсовая скорость полёта, $V_p = 905,2 \text{ км/ч}$;

$V_{\text{крmax}} = 950 \text{ км/ч}$ - максимальная крейсерская скорость,

$$V_p = \frac{L_p \cdot V_{кр}}{L_p + \Delta t \cdot V_{кр}} = \frac{8400 \cdot 950}{8400 + 0,4377 \cdot 950} = 905,2 \text{ км/ч}$$

$$\Delta t = 7,7 \cdot 10^{-6} \cdot L_p + 0,373 = 7,7 \cdot 10^{-6} \cdot 8400 + 0,373 = 0,4377 \text{ при } L_p > 3500 \text{ км}$$

Тогда, взлётная масса проектируемого самолёта в первом приближении равна:

$$m_0' = \frac{30875 + 1216}{1 - (0,28 + 0,1 + 0,1 + 0,282)} = 134836 \text{ кг}$$

3.4. Определение геометрических размеров основных сборочных единиц.

Выбор параметров крыла.

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

Площадь крыла можно определить по формуле:

$$S_{кр} = \frac{m_0}{\rho_0} = \frac{134836}{600} = 224,7 \text{ м}^2;$$

где: m_0 - взлётная масса самолёта;

$\rho_0 = 600 \text{ кг / м}^2$ - удельная нагрузка на 1 м^2 крыла.

На основании анализа статистических данных самолётов прототипов выбираем:

$$\lambda_{кр} = 8,5; \quad \eta_{кр} = 3,5; \quad \chi_{1/4} = 30^\circ.$$

Тогда для крыла проектируемого самолёта можно определить; размах крыла:

$$L_{кр} = \sqrt{\lambda_{кр} \cdot S_{кр}} = \sqrt{8,5 \cdot 224,7} = 43,7 \text{ м};$$

концевую хорду:

$$b_{ки} = \frac{2 \cdot S_{кр}}{L_{кр} \cdot (1 + \eta_{кр})} = \frac{2 \cdot 224,7}{43,7 \cdot (1 + 3,5)} = 2,29 \text{ м};$$

корневую хорду:

$$b_o = \eta_{кр} \cdot b_{кц} = 3,5 \cdot 2,29 = 8,02 \text{ м.}$$

Выбор параметров фюзеляжа.

Диаметр фюзеляжа определяем через ширину фюзеляжа из условия размещения заданного количества кресел в ряду:

$B_\phi = B \cdot n_1 + b \cdot n_2 + h \cdot n_3 + 2 \cdot (a + c)$ - максимальная ширина фюзеляжа

$B = 450$ мм - ширина кресла;

$n_1 = 7$ - количество кресел в ряду;

$b = 55$ мм - ширина одного подлокотника кресла;

$n_2 = 10$ - количество подлокотников в ряду;

$h = 550$ мм - ширина прохода;

$n_3 = 2$ - количество проходов;

$a = 120$ мм - толщина стенок;

$c = 30$ мм - зазор до стенки.

$$B_\phi = 450 \cdot 7 + 55 \cdot 10 + 550 \cdot 2 + 2 \cdot (120 + 30) = 5100 \text{ мм}$$

$$d_\phi = 5,1 \text{ м}$$

Потребная длина пассажирской кабины определяется по формуле:

$$l_{\text{пас.каб}} = l_1 + (i_{\text{ряд}} - 1) \cdot t + l_2$$

где $l_1 = 1020$ мм - минимальное расстояние от плоскости передней перегородки кабины до первого ряда сидений;

$l_2 = 400$ мм - минимальное расстояние от плоскости задней перегородки кабины до переднего крепления последнего ряда сидений;

$i_{\text{ряд}} = 38$ - число рядов кресел;

$t = 860$ мм - шаг кресел.

$$l_{\text{пас.каб}} = l_1 + (i_{\text{ряд}} - 1) \cdot t + l_2 = 1020 + (38 - 1) \cdot 860 + 400 = 33240 \text{ мм}$$

Удлинения носовой и хвостовой частей фюзеляжа:

$$\lambda_{\text{н.ч.}} = 1,5 \quad \lambda_{\text{хв.ч.}} = 2,5.$$

Длина носовой и хвостовой частей фюзеляжа:

$$l_{\text{н.ч.}} = 5100 \cdot 1,5 = 7650 \text{ мм}; \quad l_{\text{хв.ч.}} = 5100 \cdot 2,4 = 12240 \text{ мм.}$$

Длина фюзеляжа:

$$L_\phi = l_{\text{пас.каб}} + l_{\text{н.ч.}} + l_{\text{хв.ч.}} = 33240 + 7650 + 12240 = 53640 \text{ мм}$$

Удлинения фюзеляжа:

$$\lambda_\phi = 53,64 / 5,1 = 10,52$$

Выбор параметров оперения.

Площади горизонтального и вертикального оперений можно определить из следующих выражений:

$$S_{z0} = 0,25 \cdot S_{кр} = 0,25 \cdot 224,7 = 56,18 \text{ м}^2;$$

$$S_{\theta 0} = 0,16 \cdot S_{кр} = 0,16 \cdot 224,7 = 35,95 \text{ м}^2.$$

Удлинения горизонтального и вертикального оперений равны:

$$\lambda_{z0} = 4,2; \quad \lambda_{\theta 0} = 1,5.$$

Размах горизонтального оперения:

$$L_{z0} = \sqrt{\lambda_{z0} \cdot S_{z0}} = \sqrt{4,2 \cdot 56,18} = 15,36 \text{ м}.$$

Высота вертикального оперения:

$$h_{\theta 0} = \sqrt{\lambda_{\theta 0} \cdot S_{\theta 0}} = \sqrt{1,5 \cdot 35,95} = 7,34 \text{ м}.$$

Сужение горизонтального и вертикального оперений:

$$\eta_{z0} = 2,5; \quad \eta_{\theta 0} = 2,6.$$

Концевая хорда горизонтального и вертикального оперений:

$$b_{кц}^{z0} = \frac{2 \cdot S_{Г0}}{L_{Г0} \cdot (1 + \eta_{Г0})} = \frac{2 \cdot 56,18}{15,36 \cdot (1 + 2,5)} = 2,09 \text{ м};$$

$$b_{кц}^{\theta 0} = \frac{2 \cdot S_{В0}}{h_{В0} \cdot (1 + \eta_{В0})} = \frac{2 \cdot 35,95}{7,34 \cdot (1 + 2,6)} = 2,72 \text{ м};$$

Корневая хорда горизонтального и вертикального оперений:

$$b_o^{z0} = \eta_{z0} \cdot b_{кц}^{z0} = 2,5 \cdot 2,09 = 5,23 \text{ м};$$

$$b_o^{\theta 0} = \eta_{\theta 0} \cdot b_{кц}^{\theta 0} = 2,6 \cdot 2,72 = 7,07 \text{ м}.$$

Площади рулевых поверхностей:

$$S_{рв} = 0,3 \cdot S_{z0} = 0,3 \cdot 56,18 = 16,85 \text{ м}^2;$$

$$S_{рн} = 0,3 \cdot S_{\theta 0} = 0,3 \cdot 35,95 = 10,78 \text{ м}^2.$$

Стреловидность горизонтального и вертикального оперений:

$$\chi_{\frac{1}{4}}^{z0} = 32^{\circ}; \quad \chi_{\frac{1}{4}}^{\theta 0} = 32^{\circ}.$$

3.5. Определение удельной нагрузки на крыло и стартовой тяговооруженности самолета.

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

$$P_0^1 = \frac{c_{y, \max, \text{пос}} \cdot V_{\text{зп}}^2}{30,2 \cdot (1 - \bar{m}_{\text{пр}})} = \frac{2,71 \cdot 72,2^2}{30,2(1 - 0,2752)} = 645,9 \text{ кг/м}^2,$$

где: $c_{y, \max, \text{пос}} = 3,13 \cdot \cos \chi^0 = 3,13 \cdot \cos 30^\circ = 2,71$ - для крыльев имеющих предкрылок и 3^х щелевой закрылок.

$\bar{m}_{\text{пр}} = 0,2752$ - относительная масса расходуемого в полёте топлива из второго приближения,

$$V_{\text{зп}} = 260 \text{ км/ч} = 72,2 \text{ м/с}.$$

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

$$P = c_y \cdot q$$

$$P_0^{\text{II}} = \frac{1}{(1 - 0,6 \cdot \bar{m}_m)} \cdot c_{y, \text{кр}} \cdot \frac{\rho_H \cdot V_{\text{кр}}^2}{2} =$$

$$= \frac{1}{(1 - 0,6 \cdot 0,3017)} \cdot 0,433 \cdot \frac{0,0371 \cdot 251,4^2}{2} = 616,76 \left[\text{кг/м}^2 \right],$$

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

$C_{y, \text{кр}, \max} = 0,45 \dots 0,62$ - коэффициент подъемной силы соответствующие максимальному аэродинамическому качеству.

Если принять $C_{y, \text{кр}, \max} = 0,62$;

$$C_{y, \text{кр}} = 0,71 \cdot 0,61 = 0,433;$$

$\bar{m}_{\text{пр}} = 0,3017$ - относительная масса топлива из второго приближения,

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

высоте - $H_p = 11 \text{ км}$; $\rho_H = 0,0371$

$V_{\text{кр}} = 905,2 \text{ км/ч} = 251,4 \text{ м/с}$ - крейсерская скорость на расчётной высоте.

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

$$p_{\cdot} = \min \left\{ \begin{array}{l} P_o' \\ P_o'' \end{array} \right\} = 616,76 \text{ [кг/м}^2\text{]}.$$

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

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

где: $\eta_{гн} = \text{tg} Q_H$ - полный градиент набора высоты;

Q_H - угол набора высоты.

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

$$\bar{P}_o' = 1,5 \cdot \left(\frac{n_{дв}}{n_{дв} - 1} \right) \cdot \left(\frac{1}{k_{над}} + \text{tg} Q_H \right) = 1,5 \cdot \left(\frac{4}{4 - 1} \right) \cdot \left(\frac{1}{12} + 0,03 \right) = 0,227$$

где: $k_{над}$ - аэродинамическое качество самолёта при наборе ($k_{над} = 12$).

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

$$\begin{aligned} \bar{P}_o'' &= 1,05 \cdot \left[\frac{1,2 \cdot p_o}{c_{y, \text{тах.вл.}} \cdot L_{разб.}} + \frac{1}{2} \left(3 \cdot f_{разб.} + \frac{1}{k_{разб.}} \right) \right] = \\ &= 1,05 \cdot \left[\frac{1,2 \cdot 616,76}{2,6 \cdot \cos 30^\circ \cdot 2144} + \frac{1}{2} \cdot \left(3 \cdot 0,03 + \frac{1}{9} \right) \right] = 0,267 \end{aligned}$$

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

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

$L_{разб.} = 0,67 \cdot 3200 = 2144$ м - длина разбега;

$k_{разб.} = 9$ - аэродинамическое качество самолёта на разбеге.

В качестве расчётного выбирается большее из двух рассчитанных тяговооружённостей:

$$\bar{P}_o = \max \left\{ \begin{array}{l} \bar{P}_o' \\ \bar{P}_o'' \end{array} \right\} = 0,267$$

Стартовую тягу одного двигателя можно определить по формуле:

$$P_{oi} = \frac{\bar{P}_0 \cdot m_0}{n_{дв}} = \frac{0,267 \cdot 134836}{4} = 8,838 \text{ [т.с.]};$$

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

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

$$d_{дв} \approx 0,536 \cdot \sqrt{P_{oi}} = 1,61 \text{ м} ; \quad l_{дв} \approx 2,6 \cdot d_{дв} = 4,14$$

3.6. Расчет массы самолета во втором приближении.

3.6.1. Относительная масса крыла:

$$\begin{aligned} \bar{m}_{кр} &= \frac{7 \cdot n^p \cdot m_0^{0,5} \cdot \varphi \cdot \lambda}{10^4 \cdot \rho_0 \cdot (\bar{c}_o)^{0,75} \cdot \cos^{1,5} \chi} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} \cdot \left(1 - \frac{\mu - 1}{\eta + 3}\right) + \frac{4,5 \cdot k_2 \cdot k_3}{\rho_0} + 0,015 = \\ &= \frac{7 \cdot 3,466 \cdot \sqrt{134836} \cdot 0,679 \cdot 8,5}{10^4 \cdot 616,76 \cdot 0,136^{0,75} \cdot \cos^{1,5} 30^\circ} \cdot \frac{3,5 + 4}{3,5 + 1} \cdot 0,93 + \frac{4,5 \cdot 1,6 \cdot 1,1}{616,76} + 0,015 = \\ &= 0,0992 \end{aligned}$$

где: m_0 - взлётная масса в кг;

$$k_2 = 1,6;$$

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

$$n^p = 1,5 + \frac{1685}{\rho_0 \cdot \left(\frac{1}{\cos \chi} + \frac{2}{\lambda}\right)} = 3,466$$

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

$$\rho_0 = 616,76 \text{ кг/м}^2;$$

$\chi = 30^\circ$ - угол стреловидности крыла по 1/4 хорде крыла;

$$\varphi = 0,92 - 0,5 \cdot \bar{m}_m - 0,1k = 0,92 - 0,5 \cdot 0,282 - 0,1 = 0,679;$$

$\lambda = 8,5$ - удлинение крыла.

3.6.2. Относительная масса фюзеляжа:

$$\bar{m}_ф = k_1 \lambda_m d_{тн}^2 m_0^{-i} + k_2 + k_3 + k_4 = 2,16 \cdot 10,52 \cdot 5,1^2 \cdot 134836^{-0,718} + 0,003 = 0,11201$$

где m_0 - взлётная масса в кг;

$$k_1=3,58-0,278 \cdot d_\phi=3,58-0,278 \cdot 5,1=2,16;$$

$$k_2=0; \quad k_3=0; \quad k_4=0,003; \quad i=0,718;$$

$\lambda=10,52$ - удлинение фюзеляжа;

$d_\phi=5,1$ (м) - диаметр миделевого сечения фюзеляжа.

3.6.3. Относительная масса оперения:

Относительную массу оперения можно определить по следующей статистической формуле:

$$\bar{m}_{оп} = 0,0306 \cdot m_0^{-0,086} = 0,0306 \cdot 134836^{-0,086} = 0,02007$$

Относительная масса горизонтального оперения может быть определена по формуле:

$$\bar{m}_{zо} = \bar{m}_{оп} \cdot \frac{S_{zо}}{(S_{zо} + S_{\thetaо})}; \quad \bar{m}_{zо} = 0,02007 \cdot \frac{56,18}{92,13} = 0,012239$$

Соответственно:

$$\bar{m}_{\thetaо} = \bar{m}_{оп} \cdot \frac{S_{\thetaо}}{(S_{zо} + S_{\thetaо})}; \quad \bar{m}_{\thetaо} = 0,02007 \cdot \frac{35,95}{92,13} = 0,007831$$

3.6.4. Относительная масса шасси:

Относительную массу шасси можно определить по следующей статистической формуле В.И. Шейнина [1]

$$\bar{m}_{ш} = \bar{m}_{zл.ш} + \bar{m}_{н.ш} + \frac{n_\Sigma \cdot m_k}{m_0}$$

$$\bar{m}_{ш} = 0,0268 + 0,002 + 0,0104 = 0,0389$$

где: $\bar{m}_{zл.ш}$ - относительная масса главных опор шасси (без колес и откателей);

$\bar{m}_{н.ш}$ - относительная масса носовой опоры шасси (без колес);

m_k - масса колеса (выбирается по каталогу);

n_Σ - суммарное количество колес на опорах шасси.

$$\bar{m}_{zл.ш} = \frac{n_{ст.зл}}{m_0} (0,93 - 0,64 \cdot 10^{-6} \cdot m_{расч.пос}) (m_{с.эл} + m_{к.эл} + m_m)$$

$$\bar{m}_{zл.ш} = \frac{2}{134836} (0,93 - 0,64 \cdot 10^{-6} \cdot 97731) (1188 + 601,7 + 294,9) = 0,0268$$

где: $m_{расч.пос}$ - расчетная посадочная масса самолета (в килограммах)

$$m_{расч.пос} = (m_0 - m_{т.р.}); \quad m_{расч.пос} = (134836 - 37105) = 97731 \text{ кг}$$

$n_{ст.зл}$ - количество основных (главных) опор

$m_{с.эл}$ - масса силовых элементов (в килограммах)

$$m_{с.эл} = H_{ст} \cdot (4,14 \cdot 10^{-3} \cdot m_{расч.пос} + 52,5);$$

$$m_{c.эл} = 2,6 \cdot (4,14 \cdot 10^{-3} \cdot 97731 + 52,5) = 1188 \text{ кг}$$

$H_{см}$ - высота стойки (м) главной опоры шасси

$m_{к.эл}$ - масса конструктивных элементов (в кг.)

$$m_{к.эл} = k_n \cdot (5,87 \cdot 10^{-3} \cdot m_{расч.нос} + 28)$$

$$m_{к.эл} = 1 \cdot (5,87 \cdot 10^{-3} \cdot 97731 + 28) = 601,7 \text{ кг}$$

где k_n - коэффициент учитывающий число главных стоек ($n_{см.эл}$)

шасси, при $n_{см.эл} = 2$ $k_n = 1$

m_m - масса тележек (осей) главной стойки (в кг.)

$$m_m = i_k \cdot b_k \cdot 10^{-3} \cdot (1,296 \cdot 10^{-3} \cdot m_{расч.нос} + 5);$$

$$m_m = 8 \cdot 0,28 \cdot 10^{-3} \cdot (1,296 \cdot 10^{-3} \cdot 97731 + 5) = 294,9 \text{ кг}$$

где: i_k - число пар колес тележки или число всех колес главной стойки.

b_k - ширина колеса (шины) (в метрах).

Относительная масса носовой опоры шасси:

$$\bar{m}_{н.ш} = \frac{\xi}{m_0} (m_{с.эл}^{нш} + m_{к.эл}^{нш}); \quad \bar{m}_{н.ш} = \frac{0,897}{134836} (117,1 + 138,1) = 0,002$$

где: ξ - коэффициент учитывающий число главных стоек шасси

$\xi = 0,594 + 0,31 \cdot 10^{-5} \cdot m_{расч.нос}$, если $n_{см.эл} = 2$;

$$\xi = 0,594 + 0,31 \cdot 10^{-5} \cdot 97731 = 0,897$$

Масса силовых элементов

$$m_{с.эл}^{нш} = (1,62 \cdot P_{нш}^3 + 20) \cdot h_{см}; \quad m_{к.эл}^{нш} = (1,62 \cdot 20,52 + 20) \cdot 2,2 = 117,1 \text{ кг}$$

где: $P_{нш}^3$ - эксплуатационная нагрузка (в тоннах) на носовую стойку шасси при торможении.

$$P_{нш}^3 \approx 0,21 \cdot 10 \cdot m_{расч.нос}; \quad P_{нш}^3 \approx 0,21 \cdot 10^{-3} \cdot 97731 = 20,52$$

$h_{см}$ - высота носовой стойки шасси в местах (от оси колеса)

Масса конструктивных элементов (в килограммах)

$$m_{к.эл}^{нш} = (4,1 \cdot P_{нш}^3 + 54); \quad m_{к.эл}^{нш} = (4,1 \cdot 20,52 + 54) = 138,1 \text{ кг}$$

3.6.5. Относительная масса силовой установки:

$$\bar{m}_{сy} = 0,2883 \cdot \bar{P}_0 + 0,0035 = 0,2883 \cdot 0,262 + 0,0035 = 0,0791$$

где: $\bar{P}_0 = 0,262$ - стартовая тяговооружённость.

3.6.6. Относительная масса оборудования и системы управления.

$$\bar{m}_{об.упр} \approx \frac{1}{m_0} (250 + 30 \cdot N_{нас}) + 0,06 = 0,1197$$

3.6.7. Относительная масса топлива.

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

$$\bar{m}_m = \bar{m}_{m.p.} + \bar{m}_{m.ан.з.} = 0,2752 + 0,0265 = 0,3017$$

Аэронавигационный запас топлива можно определить приближенной зависимостью:

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

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

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

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

$$\bar{m}_{m.p.} = (\bar{m}_{m.н.} + \bar{m}_{m.кр.} + \bar{m}_{m.с.п.}) = 0,2752$$

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

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

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

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

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

$$\bar{m}_{m.кр.} = (1 - \bar{m}_{m.н.}) \cdot \left[1 - e^{-\frac{(L_p - L_{н.с}) \cdot c_e}{V_{кр} \cdot K_{кр}}} \right] = 0,2315$$

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

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

$V_{кр}$ - крейсерская экономическая скорость полета

$$V_{кр} \approx 905,2 \text{ км/ч};$$

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

$$K_{ср} \approx 0,95 \cdot K_{max} = 0,95 \cdot 19 = 18,1$$

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

$$\bar{m}_{m.с.п.} \approx 0,002 \cdot H_p \cdot (1 - 0,023 \cdot H_p) \cdot (1 - 0,03 \cdot n_{д.к}) = 0,0107$$

3.6.8. Относительная масса коммерческой нагрузки.

$$\bar{m}_{KH} = \frac{m_{KH}}{m_0} = 0,229$$

3.6.9. Относительная масса служебной нагрузки.

$$\bar{m}_{сл.н} = \frac{m_{сл.н}}{m_0} = 0,00902$$

Таблица 2. Сводка относительных масс агрегатов и грузов

m_0	$\bar{m}_{кр}$	$\bar{m}_{ф}$	$\bar{m}_{оп}$	$\bar{m}_{ш}$	$\bar{m}_{су}$	$\bar{m}_{од.у}$	\bar{m}_{KH}	$\bar{m}_{сл.н}$	\bar{m}_m	$\sum \bar{m}_i$
134836	0,0992	0,11201	0,02007	0,0389	0,0791	0,1197	0,229	0,00902	0,3017	1,008721
136012	0,09952	0,11132	0,020056	0,0388	0,0791	0,11919	0,227	0,00894	0,3017	1,005632
136778	0,09972	0,11088	0,020046	0,0387	0,0791	0,11885	0,2257	0,00889	0,3017	1,003649
137277	0,09985	0,11059	0,02004	0,0387	0,0791	0,11864	0,2249	0,00886	0,3017	1,002369
138210	0,1001	0,11006	0,020028	0,0386	0,0791	0,11824	0,2234	0,0088	0,3017	1

Строим график для определения взлетной массы.

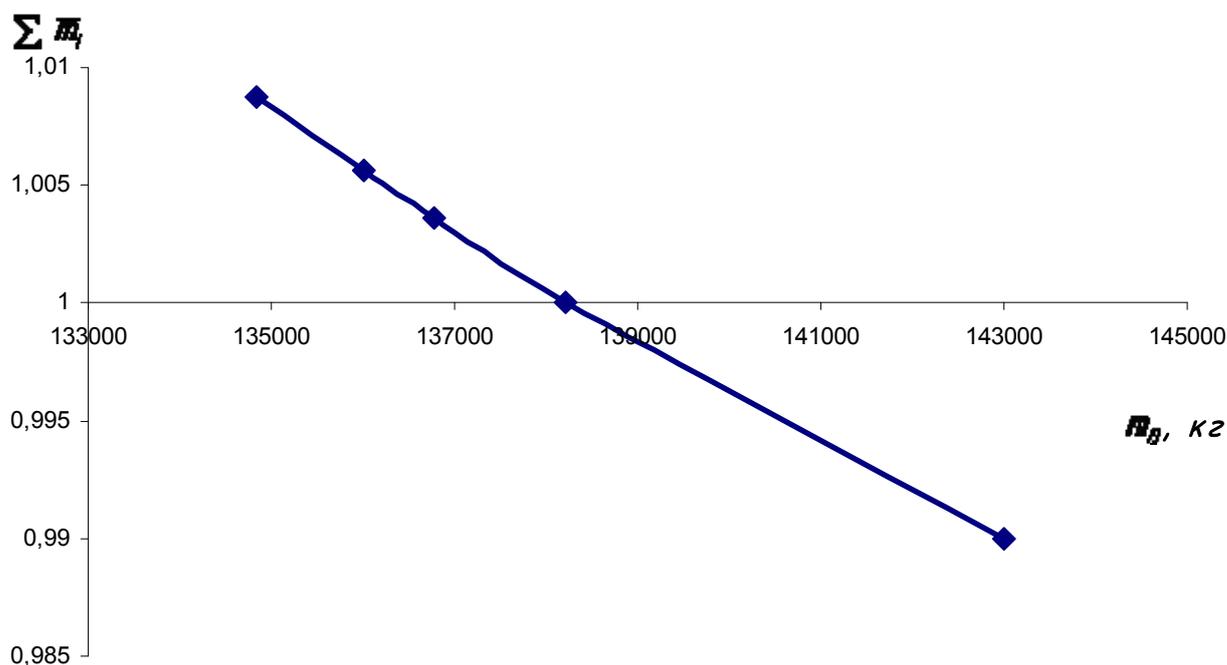


Рис.1 Определение m_0 во втором приближении

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

$$m_0^2 = 138210 \text{ кг.}$$

3.7. Пересчёт геометрических параметров самолёта.

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

Определение геометрических параметров составного крыла, состоящего из двух трапеций

1. Размах крыла по основной трапеции

$$l_{кр} = \sqrt{\lambda_{кр}^{o.m} \cdot S_{кр}^{o.m}} = \sqrt{7,3 \cdot 265,3} = 44,01 \text{ м};$$

$$\text{где } S_{кр}^{o.m} = 1,184 \cdot S_{кр} = 1,184 \cdot 224,1 = 265,33 \text{ м}^2;$$

$$S_{кр} = \frac{138210}{616,76} = 224,1 \text{ м}^2$$

2. Концевая хорда

$$b_{кц} = \frac{2 \cdot S_{кр}^{o.m}}{l_{кр} \cdot (1 + \eta_{кр}^{o.m})} = \frac{2 \cdot 265,33}{44,01 \cdot (1 + 4,4)} = 2,233 \text{ м};$$

3. Корневая хорда

$$b_0 = \eta \cdot b_{кц} = 4,4 \cdot 2,233 = 9,825 \text{ м}$$

4. Размах до излома

$$l_u = 0,4 \cdot l_{кр} = 0,4 \cdot 44,01 = 17,604 \text{ м}$$

5. Размах концевой части

$$l_{кц} = l_{кр} - l_u = 44,01 - 17,604 = 26,406 \text{ м}$$

6. Хорда излома

$$b_u = \frac{b_0}{\eta_1} = \frac{9,825}{2} = 4,9125 \text{ м}$$

7. Площадь крыла до излома

$$S_1 = \frac{b_0 + b_u}{2} \cdot \frac{l_u}{2} = \frac{9,825 + 4,9125}{2} \cdot \frac{17,604}{2} = 64,859 \text{ м}^2$$

8. Площадь концевой части

$$S_2 = \frac{b_u + b_{кц}}{2} \cdot \frac{l_{кц}}{2} = \frac{4,9125 + 2,233}{2} \cdot \frac{26,406}{2} = 47,17 \text{ м}^2$$

9. Фактическая площадь крыла

$$S_{кр}^\phi = 2(S_1 + S_2) = 2 \cdot (64,859 + 47,17) = 224,1 \text{ м}^2$$

10. Фактическое удлинение крыла

$$\lambda_{кр}^\phi = \frac{l_{кр}^2}{S_{кр}^\phi} = \frac{44,01^2}{224,1} = 8,643$$

11. Размах концевых крылошек

$$l_{кк} = 0,06 \cdot l_{кр} = 0,06 \cdot 44,01 = 2,641 \text{ м}$$

12. Фактический размах концевой крылошка

$$l_{\text{кк}}^{\phi} = \frac{l_{\text{кк}}}{2 \cdot \cos \psi} = \frac{2,641}{2 \cdot \cos 45^{\circ}} = 1,867 \text{ м}$$

где: ψ - угол поперечного - V концевых крылошек

13. Площадь концевых крылошек

$$S_{\text{кк}} \approx 2 \left(\frac{b_{\text{кц}}}{2} \cdot l_{\text{кк}}^{\phi} \right) = b_{\text{кц}} \cdot l_{\text{кк}}^{\phi} = 2,233 \cdot 1,867 = 4,169 \text{ м}^2$$

14. Общая площадь крыла

$$S_{\text{кр}}^{\Sigma} = S_{\text{кр}}^{\phi} + S_{\text{кк}} = 224,1 + 4,169 = 228,269 \text{ м}^2$$

15. Общее удлинение крыла с учетом концевых крылошек

$$\lambda_{\text{кр}}^{\text{од}} = \frac{(l_{\text{кр}} + l_{\text{кк}})^2}{S_{\text{кр}}^{\Sigma}} = \frac{(44,01 + 2,641)^2}{228,269} = 9,534$$

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

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

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

19. Размах закрылков: $l_{\text{зк}} \approx 31,7 \text{ м}$

20. Размах элеронов: $l_{\text{эл}} \approx 9,68 \text{ м}$

21. Размах предкрылков: $l_{\text{пр}} \approx 39,6 \text{ м}$

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

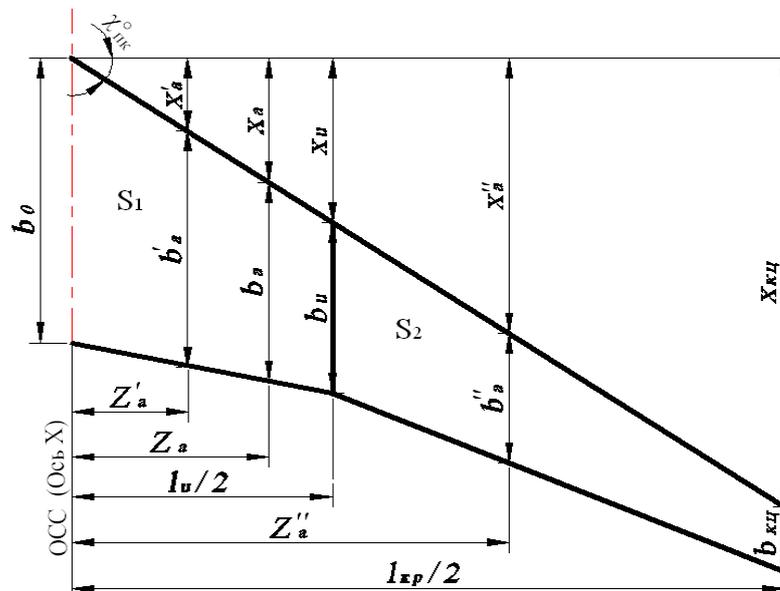


Рис. 2. К определению САХ составного крыла

САХ составного крыла:

$$b_a = \frac{b'_a \cdot S_1 + b''_a \cdot S_2}{S_1 + S_2} = \frac{7,642 \cdot 64,859 + 3,74 \cdot 47,17}{64,859 + 47,17} = 5,999 \text{ м};$$

$$\text{где: } b'_a = \frac{2}{3} b_0 \cdot \frac{1 + \eta_1 + \eta_1^2}{\eta_1(1 + \eta_1)} = \frac{2}{3} \cdot 9,825 \cdot \frac{1 + 2 + 2^2}{2 \cdot (1 + 2)} = 7,642 \text{ м};$$

$$b''_a = \frac{2}{3} b_u \cdot \frac{1 + \eta_2 + \eta_2^2}{\eta_2(1 + \eta_2)} = \frac{2}{3} \cdot 4,9124 \cdot \frac{1 + 2,2 + 2,2^2}{2,2 \cdot (1 + 2,2)} = 3,74 \text{ м};$$

Координата начала САХ по оси X:

$$x_a = \frac{x'_a \cdot S_1 + (x_u + x''_a) \cdot S_2}{S_1 + S_2} = \frac{2,64 \cdot 64,859 + (5,9371 + 6,49) \cdot 47,17}{64,859 + 47,17} = 6,76 \text{ м};$$

$$\text{где } x'_a = \frac{x_u (\eta_1 + 2)}{3 (\eta_1 + 1)} = \frac{5,9371 (2 + 2)}{3 (2 + 1)} = 2,64 \text{ м};$$

$$x''_a = \frac{x_{кц} (\eta_2 + 2)}{3 (\eta_2 + 1)} = \frac{14,843 (2,2 + 2)}{3 (2,2 + 1)} = 6,49 \text{ м};$$

$$x_u = \frac{l_u}{2} \cdot \text{tg} \chi_{нк}^0 = \frac{17,604}{2} \cdot 34^0 = 5,9371 \text{ м};$$

$$x_{кц} = \frac{l_{кр}}{2} \cdot \text{tg} \chi_{нк}^0 = \frac{44,01}{2} \cdot \text{tg} 34^0 = 14,843 \text{ м};$$

$$\eta_2 = \frac{b_u}{b_{кц}} = \frac{b_0 / \eta_1}{b_0 / \eta_{o.m}} = \frac{\eta_{o.m}}{\eta_1} = \frac{4,4}{2} = 2,2;$$

Координата САХ составного крыла по оси Z:

$$Z_a = \frac{x_a}{\text{tg} \chi_{нк}^0} = \frac{6,76}{\text{tg} 34^0} = 10,02 \text{ м}$$

Определение параметров ГО и ВО.

$$S_{z0} = 0,25 \cdot 224,1 = 56,03 \text{ м}^2$$

$$S_{b0} = 0,16 \cdot 224,1 = 35,86 \text{ м}^2$$

$$L_{z0} = \sqrt{4 \cdot 56,03} = 15,34 \text{ м}$$

$$h_{b0} = \sqrt{1,5 \cdot 35,86} = 7,33 \text{ м}$$

$$b_{кц}^{z0} = \frac{2 \cdot 56,03}{15,34 \cdot (1 + 2,5)} = 2,09 \text{ м}$$

$$b_{кц}^{b0} = \frac{2 \cdot 35,86}{7,33 \cdot (1 + 2,6)} = 2,72 \text{ м}$$

$$b_0^{z0} = 2,5 \cdot 2,09 = 5,23 \text{ м}$$

$$b_0^{b0} = 2,6 \cdot 2,72 = 7,072 \text{ м}$$

Стартовую тягу одного двигателя:

$$P_{oi} = \frac{\bar{P}_0 \cdot m_0}{n_{дв}} = \frac{0,2666 \cdot 138210}{4} = 9,21 \text{ [т.с.]};$$

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

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

$$d_{\text{дв}} \approx 0,536 \cdot \sqrt{P_{oi}} = 0,536 \cdot \sqrt{9,21} = 1,63 \text{ м};$$

$$l_{\text{дв}} \approx 2,6 \cdot d_{\text{дв}} = 2,6 \cdot 1,63 = 4,23 \text{ м}$$

4. РАСЧЕТ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА

4. Расчет центровки самолета.

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

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

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

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

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

$m_{Z_{\text{дон}}}^{C_y}$ - допустимая степень (запас) продольной статической устойчивости самолёта

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

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

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

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

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

где $b_a = 5,999$ м - средняя аэродинамическая хорда крыла.

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

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

$$\Delta \bar{X}_{F.20} = k_{20} \cdot A_{20} \cdot \frac{C_{y_{\Gamma O}}^{\alpha_{20}}}{C_y} \cdot (1 - \varepsilon) \approx 0,2;$$

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

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

ε - изменение скаса потока;

k_{20} - коэффициент торможения потока;

тогда $\bar{X}_F \approx 0,42$;

$\bar{Z}_a = 8,90185$ м - положение b_a по размаху;

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

$m_Z^{Cy} = -0,15$ - для дозвуковых пассажирских самолётов.

Тогда, координата предельно задней центровки должно быть:

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

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

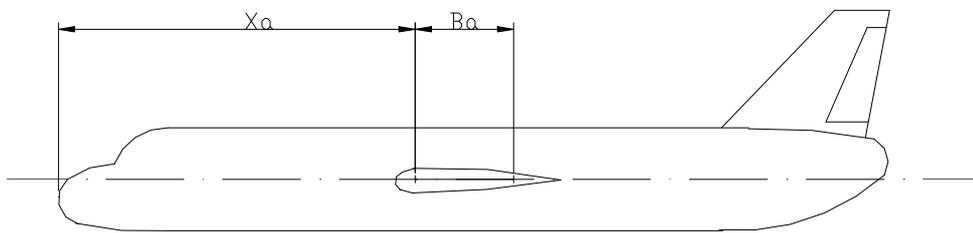


Рис. 3. Центровочная схема самолета.

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

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

При этом принимаем:

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

Центровку самолёта рассчитываем для следующих основных вариантов:

1. Максимально допустимая взлётная масса – полная коммерческая нагрузка и топливо.
2. Самолёт с полной заправкой топливом, но без коммерческой нагрузки (перегоночный вариант).
3. Самолёт с полной коммерческой нагрузкой без топлива (посадочный вариант).
4. Пустой самолёт без нагрузки и топлива (стояночный вариант).

В результате расчетов необходимо иметь:

$$\bar{X}_{\text{гр.э}} \leq 0,27$$

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

Центровочная ведомость самолёта.

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

Агрегат, груз	m_i, кг	x_i, м	$m_i \cdot x_i$, кг · м
<u>1.Конструкция.</u>			
Крыло	13834	27,72	383489,6
Фюзеляж	15212	26,82	407977,8
Оперение	2768	50,958	141051,7
передняя опора шасси	375	5,8	2172,1
главная опора шасси	4958	28,42	140895,0
<u>2.Силовая установка</u>	10931	25,02	273486,1
<u>3.Оборудование и управление</u>	16342	26,82	438303,2
<u>4.Топливо</u>	41700	27,57	1149660,7
<u>5.Коммер. нагрузка</u>	30875	26,82	828067,5
<u>6.Служебная нагрузка</u>	1216	5	6080,0
Σ	138210		3771183,7

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

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

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 , $X_a = 25,8$ м.

Центровку самолёта рассчитываем для следующих основных вариантов:

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

$$X_m = \frac{3771183,7}{138210} = 27,286 \text{ м}$$

$$\bar{X}_m = \frac{27,286 - 25,8}{5,999} = 0,242$$

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

Таблица 4. Для самолёта с полной заправкой топливом, но без коммерческой нагрузки (перегоночный вариант).

<u>Агрегат, груз</u>	m_i [кг]	x_i [м]	$m_i \cdot x_i$ [кг·м]
<u>1.Конструкция.</u>			
Крыло	13834	27,72	383489,6
Фюзеляж	15212	26,82	407977,8
Оперение	2768	50,958	141051,7
Передняя опора шасси	375	5,8	2172,1
Главная опора шасси	4958	28,42	140895,0
<u>2.Силовая установка</u>	10931	25,02	273486,1
<u>3.Оборудование и управление</u>	16342	26,82	438303,2
<u>4.Топливо</u>	41700	27,57	1149660,7
<u>5.Коммерческая нагрузка</u>	0	0	0
<u>6.Служебная нагрузка</u>	1216	5	6080,0
Σ	107335		2943116,2

Тогда,

$$X_m = \frac{2943116,2}{107335} = 27,42 \text{ м}$$

$$\bar{X}_m = \frac{27,42 - 25,8}{5,999} = 0,27$$

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

Таблица 5. Для самолёта с полной коммерческой нагрузкой без топлива (посадочный вариант).

Агрегат, груз	m_i [кг]	x_i [м]	$m_i \cdot x_i$ [кг·м]
<u>1.Конструкция.</u>			
Крыло	13834	27,72	383489,6
Фюзеляж	15212	26,82	407977,8
Оперение	2768	50,958	141051,7
Передняя опора шасси	375	5,8	2172,1
Главная опора шасси	4958	28,42	140895,0
<u>2.Силовая установка</u>	10931	25,02	273486,1
<u>3.Оборудование и управление</u>	16342	26,82	438303,2
<u>4.Топливо</u>	0	0	0
<u>5.Коммерческая нагрузка</u>	30875	26,82	828067,5
<u>6.Служебная нагрузка</u>	1216	5	6080,0
Σ	96510		2621523,0

Тогда,

$$X_m = \frac{2621523,0}{96510} = 27,163 \text{ м} \quad \bar{X}_m = \frac{27,163 - 25,8}{5,999} = 0,227$$

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

Таблица 6. Для пустого самолёта без нагрузки и топлива (стояночный вариант).

Агрегат, груз	m_i [кг]	x_i [м]	$m_i \cdot x_i$ [кг·м]
<u>1.Конструкция.</u>			
Крыло	13834	27,72	383489,6
Фюзеляж	15212	26,82	407977,8
Оперение	2768	50,958	141051,7
Передняя опора шасси	375	5,8	2172,1
Главная опора шасси	4958	28,42	140895,0
<u>2.Силовая установка</u>	10931	25,02	273486,1
<u>3.Оборудование и управление</u>	16342	26,82	438303,2
<u>4.Топливо</u>	0	0	0
<u>5.Коммерческая нагрузка</u>	0	0	0
<u>6.Служебная нагрузка</u>	1216	5	6080,0

Σ	65635		1793455,5
----------	-------	--	-----------

Тогда

$$X_m = \frac{1793455,5}{65635} = 27,325 \text{ м}$$

$$\bar{X}_m = \frac{27,325 - 25,8}{5,999} = 0,254$$

В результате этих расчётов выявляется диапазон разбега эксплуатационных центровок:

$$(\bar{X}_{m.пр.з} - \bar{X}_{m.пр.п}) = 0,27 - 0,227 = 0,043.$$

4. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ

4. Аэродинамический расчет.

Исходные данные:

1. Схема самолета в 3-х проекциях;
2. Максимальная крейсерская скорость самолета: $V_{кр.мах.} = 950 \text{ км/ч}$;
3. Крейсерская (расчетная) скорость:
 $V_{кр.} = 0,94 \cdot V_{кр.мах.} = 0,94 \cdot 950 = 893 \text{ км/ч} = 248,1 \text{ м/с}$;
4. Расчетная высота крейсерского полета: $H_p = 11 \text{ км}$;
5. Взлетная масса самолета: $m_0 = 138210 \text{ кг}$;
6. Площадь крыла: $S_{кр} = 224,1 \text{ м}^2$;
7. Размах крыла: $L_{кр} = 44,01 \text{ м}$;
8. Относительная толщина профиля в корневом сечении крыла $\bar{c}_0 = 0,136$;
9. Относительная толщина профиля в концевом сечении крыла $\bar{c}_{кц} = 0,09$;
10. Длина фюзеляжа: $L_\phi = 53,64 \text{ м}$;
11. Эквивалентный диаметр фюзеляжа: $d_\phi = 5,1 \text{ м}$;
12. Удлинение фюзеляжа: $\lambda_\phi = 10,52$;
13. Площадь ГО: $S_{го} = 56,03 \text{ м}^2$;
14. Размах ГО: $L_{го} = 15,34 \text{ м}$;
15. Относительная толщина профиля ГО: $\bar{c}_{го} = 0,11$;
16. Площадь ВО: $S_{во} = 35,86 \text{ м}^2$;
17. Высота ВО: $h_{во} = 7,33 \text{ м}$;
18. Относительная толщина профиля ВО: $\bar{c}_{во} = 0,11$;
19. Кинематический коэффициент вязкости на H_p :

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

20. Скорость звука на расчетной высоте:

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

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

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

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

22. Температура воздуха на расчетной высоте:

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

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

23. Плотность воздуха на расчетной высоте:

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

1. Коэффициент сопротивления крыла.

$$C_{хкр} = C_{x0} + C_{xi} = 0,008002 + C_{xi}$$

C_{x0} – коэффициент вредного лобового сопротивления:

$$C_{x0} = C_{xp} + C_{xв} = 0,006416 + 0,001586 = 0,008002$$

C_{xp} – коэффициент профильного сопротивления:

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

$$C_{xp} = 2 \cdot 0,001994 \cdot (1 + 3 \cdot 0,126) \cdot [1 + 0,126 \cdot (5 \cdot 0,841 - 3)] \cdot 0,89 + 0,001 \cdot 0,8 = 0,006416$$

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

$$\bar{c}_{cp} = \frac{\bar{c}_0 \cdot \eta + \bar{c}_{кц}}{\eta + 1} = \frac{0,136 \cdot 3,5 + 0,09}{3,5 + 1} = 0,126$$

C_f – коэффициент трения крыла:

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

$$C_f = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,841^2)^{2/3} \cdot (\lg 38320686)^{2,58}} \cdot \left(1 - 0,2 + \frac{40}{38320686^{3/8}} \cdot 0,2^{5/8}\right)^{4/5} = 0,001994$$

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

$$Re_{кр} = \frac{V_{кр} \cdot b_{cp}}{v_H} = \frac{248,1 \cdot 6,029}{0,000039} = 38320686$$

b_{cp} – средняя геометрическая хорда крыла:

$$b_{cp} = \frac{b_0 + b_{кц}}{2} = \frac{9,825 + 2,233}{2} = 6,029 \text{ м}$$

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

\bar{b}_{np} – относительная хорда предкрылка;

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

$$\bar{S}_{ом} = 1 - k_{инт} \cdot \bar{S}_{пф} = 1 - 0,5 \cdot 0,224 = 0,89$$

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

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

$$\bar{S}_{пф} = S_{пф} / S_{кр} = 50,1 / 224,1 = 0,224$$

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

$$S_{пф} \approx b_0 \cdot d_{\phi} \approx 9,825 \cdot 5,1 = 50,1 \text{ м}^2$$

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

$C_{xв}$ – коэффициент волнового сопротивления:

при $M > M'_{крит}$ ($0,841 > 0,783$):

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

$$C_{xв} = \frac{2 \cdot \pi \cdot 8,5 \cdot (0,126)^2 \cdot \cos^2 30^\circ}{2 + 8,5 \cdot (0,126)^{1/3} \cdot \cos^{5/3} 30^\circ} \cdot \left(\frac{0,841 - 0,783}{1,156 - 0,783} \right)^3 \cdot \left(4 - 3 \cdot \frac{0,841 - 0,783}{1,156 - 0,783} \right) = 0,001586$$

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

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

$$M'_{крит} = \frac{1,06}{\cos 30^\circ} \cdot \left[1 + \frac{(1,4 + 1)^{4/3} \cdot 0,126^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} 30^\circ} - \frac{(1,4 + 1)^{2/3} \cdot 0,126^{2/3}}{\cos^{1/3} 30^\circ} \right] = 0,783$$

χ_c – стреловидность по максимальной толщине профиля крыла:

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

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

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

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

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

$$M_{c \max} = \frac{1}{\cos 30^0} \cdot \left[1 + 0,4 \cdot \frac{0,126^{3/2}}{\cos^{2/3} 30^0} \cdot \left(2 - 8,5 \cdot 0,126^{2/3} \cdot \cos^{2/3} 30^0 \right) \right] = 1,156$$

C_{xi} – коэффициент индуктивного сопротивления:

при $M > M'_{крит}$ ($0,841 > 0,783$):

$$C_{xi} = \frac{C_y^2}{\pi \cdot \lambda_{эф.сж}}$$

C_y – коэффициент аэродинамической подъемной силы;

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

$$\lambda_{эф.сж} = \frac{\lambda_{эф.несж}}{1 + \delta_{сж}} = \frac{8,87}{1 + \delta_{сж}}$$

$$\lambda_{эф.несж} = \frac{\lambda'_{кр}}{1 + \delta_{несж}} = \frac{9,99}{1 + 0,1259} = \frac{9,99}{1,1259} = 8,87$$

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

$$\lambda'_{кр} = \frac{(l'_{кр})^2}{S_{кр}^{\Sigma}} = \frac{47,75^2}{228,27} = 9,99$$

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

$$l'_{кр} \approx l_{кр} + 2 \cdot l_{кк}^{\phi} = 44,01 + 2 \cdot 1,8672 = 47,75 \text{ м}$$

$S_{кк}$ – площадь концевого крылышка, м^2 :

$$S_{кк} = 1,8672 \text{ м}^2$$

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

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

$$= 0,02 \cdot \frac{9,99}{\cos 30^0} \cdot \left(3,1 - \frac{14}{3,5} + \frac{20}{3,5^2} - \frac{8}{3,5^3} \right) = 0,1259$$

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

$$\delta_{сж} = \begin{cases} \lambda'_{кр} \cdot \bar{c}_{ср}^{-1/3} \cdot (M - M''_{крит})^3 = 9,99 \cdot 0,126^{-1/3} \cdot (0,841 - M''_{крит})^3 & \text{при } 1 > M > M'_{крит} \\ 0 & \text{при } M \leq M'_{крит} \end{cases}$$

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

$$M''_{крит} = M'_{крит} - \zeta_y^{3/2} \cdot \bar{c}_{ср}^{1/2} = 0,783 - \zeta_y^{3/2} \cdot 0,126^{1/2} = 0,783 - 0,355 \cdot \zeta_y^{3/2}$$

2. Коэффициент сопротивления фюзеляжа.

$$\zeta_{хф} = \zeta_{ф\phi} \cdot \eta_c \cdot \eta_M \cdot S_{ом.ф} / S_{м.ф} + \Delta\zeta_{х\phi i} + \Delta\zeta_{х\phi \partial}$$

$$\zeta_{хф} = 0,001722 \cdot 1,07 \cdot 1,014 \cdot 691 / 20,4 + 0,00172 + 0,00051 = 0,065428$$

где: $S_{ом.ф}$ – площадь омываемой поверхности фюзеляжа:

$$S_{ом.ф} = 2,85 \cdot l_{\phi} \cdot \sqrt{S_{м.ф}} = 2,85 \cdot 53,64 \cdot \sqrt{20,4} = 691 \text{ м}^2$$

$S_{м.ф}$ – площадь миделя фюзеляжа:

$$S_{м.ф} = \frac{\pi \cdot d_{\phi}^2}{4} = \frac{3,14 \cdot 5,1^2}{4} = 20,4 \text{ м}^2$$

$\zeta_{ф\phi}$ – коэффициент трения для фюзеляжа:

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

$$\zeta_{ф\phi} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,841^2)^{2/3} \cdot (\lg 38320686)^{2,58}} = 0,001722$$

Re_{ϕ} – число Рейнольдса для фюзеляжа:

$$Re_{\phi} = \frac{V_{кр} \cdot l_{\phi}}{v_{н}} = \frac{248,1 \cdot 53,64}{0,000039} = 340947544$$

η_c – коэффициент, учитывающий удлинение:

$$\eta_c = 1,28 - 0,02 \cdot \lambda_{\phi} = 1,28 - 0,02 \cdot 10,52 = 1,07$$

η_M – коэффициент, учитывающий крейсерскую скорость:

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

$\Delta\zeta_{х\phi i}$ – дополнительное индуктивное сопротивление:

$$\Delta\zeta_{х\phi i} = 4 \cdot 10^{-4} \cdot V_{\phi}^{2/3} = 4 \cdot 10^{-4} \cdot 821,8^{2/3} = 0,00172$$

V_{ϕ} – объем фюзеляжа по внешнему контуру, м^3 :

$$V_{\phi}^m = k_{\phi} \cdot \frac{\pi \cdot d_{\phi}^2}{4} \cdot l_{\phi} = 0,75 \cdot \frac{3,14 \cdot 5,1^2}{4} \cdot 53,64 = 821,8 \text{ м}^3$$

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

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

$$\Delta C_{x\phi, \bar{d}} = 0,0104 / S_{m,\phi} = 0,0104 / 20,4 = 0,00051$$

3. Коэффициент сопротивления ГО.

$$C_{x_{20}} = C_{x0_{20}} + C_{xi_{20}} = 0,0062106 + C_{xi_{20}}$$

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

$$C_{x0_{20}} = C_{xp_{20}} + C_{xb_{20}} = 0,00603 + 0,0001806 = 0,0062106$$

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

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

$$C_{xp_{20}} = 2 \cdot 0,00244 \cdot (1 + 3 \cdot 0,101) \cdot [1 + 0,101 \cdot (5 \cdot 0,841 - 3)] \cdot 0,73 + 0,001 \cdot 0,8 = 0,00603$$

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

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

$\bar{S}_{om_{20}}$ – относительная оmyваемая поверхность ГО:

$$\bar{S}_{om_{20}} = 1 - k_{инт} \cdot \bar{S}_{пф,20} = 1 - 0,8 \cdot 0,333 = 0,73$$

$k_{инт}$ – коэффициент интерференции:

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

$\bar{S}_{пф,20}$ – относительная подфюзеляжная площадь ГО:

$$\bar{S}_{пф,20} = S_{пф,20} / S_{20} = 18,7 / 56,03 = 0,333$$

$S_{пф,20}$ – площадь подфюзеляжной части ГО, определяется по чертежу

вид сверху, $S_{пф,20} \approx 0,7 \cdot b_0^{20} \cdot d_{\phi} \approx 0,7 \cdot 5,23 \cdot 5,1 = 18,7 \text{ м}^2$;

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

$C_{f_{20}}$ – коэффициент трения ГО:

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

$$= \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,841^2)^{2/3} \cdot (\lg 23263758)^{2,58}} \cdot \left(0,95 + \frac{6,1506}{23263758^{3/8}} \right)^{4/5} = 0,00244$$

Re_{20} – число Рейнольдса для ГО:

$$Re_{z0} = \frac{V_{кр} \cdot b_{ср.z0}}{v_H} = \frac{248,1 \cdot 3,66}{0,000039} = 23263758$$

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

$$b_{ср.z0} = \frac{b_0^{z0} + b_{кц}^{z0}}{2} = \frac{5,23 + 2,09}{2} = 3,66 \text{ м}$$

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

при $M > M'_{z0}$ ($0,841 > 0,8013$):

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

$$C_{xв.z0} = \frac{2 \cdot \pi \cdot 4,1 \cdot (0,101)^2 \cdot \cos^2 32^0}{2 + 4,1 \cdot (0,101)^{1/3} \cdot \cos^{5/3} 32^0} \cdot \left(\frac{0,841 - 0,8013}{1,213 - 0,8013} \right)^3 \cdot \left(4 - 3 \cdot \frac{0,841 - 0,8013}{1,213 - 0,8013} \right) = 0,0001806$$

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

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

$$M'_{z0} = \frac{1}{\cos 32^0} \cdot \left[1 + \frac{(1,4 + 1)^{4/3} \cdot 0,101^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} 32^0} - \frac{(1,4 + 1)^{2/3} \cdot 0,101^{2/3}}{\cos^{1/3} 32^0} \right] = 0,8013$$

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

$\alpha = 1,4$ – показатель адиабаты воздуха:

$M_{с max z0}$ – число M соответствующее максимальному значению

волнового сопротивления – $C_{xв max}$:

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

$$M_{с max z0} = \frac{1}{\cos 32^0} \cdot \left[1 + 0,4 \cdot \frac{0,101^{3/2}}{\cos^{2/3} 32^0} \cdot \left(2 - 4 \cdot 0,101^{1/3} \cdot \cos^{2/3} 32^0 \right) \right] = 1,213$$

$C_{y z0}$ – коэффициент аэродинамической подъемной силы;

$C_{xi z0}$ – коэффициент индуктивного сопротивления ГО:

если $M > M'_{z0}$ ($0,841 > 0,8013$):

$$C_{x'_{20}} = \frac{C_{y_{20}}^2}{\lambda_{\text{эф.сж.20}}}$$

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

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

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

$$\lambda_{\text{эф.сж.20}} = \frac{\lambda_{\text{эф.несж.20}}}{1 + \delta_{\text{сж.20}}} = \frac{4,122}{1 + \delta_{\text{сж.20}}}$$

$$\lambda_{\text{эф.несж.20}} = \frac{\lambda_{20}}{1 + \delta_{\text{несж.20}}} = \frac{4,2}{1 + 0,0188} = \frac{4,2}{1,0188} = 4,122$$

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

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

$$\delta_{\text{несж.20}} = 0,02 \cdot \frac{4,2}{\cos 32^\circ} \cdot \left(3,1 - \frac{14}{2,5} + \frac{20}{2,5^2} - \frac{8}{2,5^3} \right) = 0,0188$$

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

$$\delta_{\text{сж.20}} = \begin{cases} \lambda_{20} \cdot \bar{c}_{\text{ср.20}}^{1/3} \cdot (M - M''_{20})^3 = 1,9095 \cdot (0,841 - M''_{20})^3 & \text{при } 1 > M > M'_{20} \\ 0 & \text{при } M \leq M'_{20} \end{cases}$$

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

$$M''_{20} = M'_{20} - C_{y_{20}}^{3/2} \cdot \bar{c}_{\text{ср20}}^{1/2} = 0,8013 - 0,3178 \cdot C_{y_{20}}^{3/2}$$

4. Коэффициент сопротивления ВО.

$$C_{x_{\text{во}}} = C_{x0_{\text{во}}} = C_{x_{\text{рво}}} + C_{x\theta_{\text{во}}} = 0,0076242 + 0 = 0,0076242$$

$C_{x0_{\text{во}}}$ – коэффициент вредного лобового сопротивления ГО.

$C_{x_{\text{рво}}}$ – коэффициент профильного сопротивления ВО:

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

$$C_{x_{\text{рво}}} = 2 \cdot 0,00233 \cdot (1 + 3 \cdot 0,102) \cdot [1 + 0,102 \cdot (5 \cdot 0,841 - 3)] \cdot 1 + 0,001 \cdot 0,8 = 0,0076242$$

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

$$\bar{c}_{\text{срво}} = \frac{\bar{c}_{0_{\text{во}}} \cdot \eta_{\text{во}} + \bar{c}_{\text{ки во}}}{\eta_{\text{во}} + 1} = \frac{0,11 \cdot 2,6 + 0,08}{2,6 + 1} = 0,102$$

$\bar{S}_{\text{омво}} = 1$ – относительная оmyаемая поверхность ВО;

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

$C_{f_{\text{во}}}$ – коэффициент трения ВО:

$$C_{f_{\text{во}}} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg Re_{\text{во}})^{2,58}} \cdot \left(0,95 + \frac{6,1506}{Re_{\text{во}}^{3/8}}\right)^{4/5} =$$
$$= \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,841^2)^{2/3} \cdot (\lg 31120044)^{2,58}} \cdot \left(0,95 + \frac{6,1506}{31120044^{3/8}}\right)^{4/5} = 0,00233$$

$Re_{\text{во}}$ – число Рейнольдса для ВО:

$$Re_{\text{во}} = \frac{V_{\text{кр}} \cdot b_{\text{ср.во}}}{\nu_{\text{н}}} = \frac{248,1 \cdot 4,896}{0,000039} = 31120044$$

$b_{\text{ср.во}}$ – средняя геометрическая хорда ВО:

$$b_{\text{ср.во}} = \frac{b_0^{\text{во}} + b_{\text{кц}}^{\text{во}}}{2} = \frac{7,072 + 2,72}{2} = 4,896 \text{ м}$$

$C_{\text{хв во}}$ – коэффициент волнового сопротивления ВО:

при $M < M'_{\text{во}}$ ($0,841 < 0,844$):

$$C_{\text{хв во}} = 0,$$

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

$$M'_{\text{во}} = \frac{k_c}{\cos \chi_{\text{во}}} \cdot \left[1 + \frac{(\varepsilon + 1)^{4/3} \cdot \bar{c}_{\text{ср во}}^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} \chi_{\text{во}}} - \frac{(\varepsilon + 1)^{2/3} \cdot \bar{c}_{\text{ср во}}^{2/3}}{\cos^{1/3} \chi_{\text{во}}} \right]$$
$$M'_{\text{во}} = \frac{1}{\cos 32^\circ} \cdot \left[1 + \frac{(1,4 + 1)^{4/3} \cdot 0,102^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} 32^\circ} - \frac{(1,4 + 1)^{2/3} \cdot 0,102^{2/3}}{\cos^{1/3} 32^\circ} \right] = 0,846$$

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

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

5. Коэффициент сопротивления гондол двигателей.

$$C_{\text{хз}} = \eta_{\text{об}} \cdot (C_{f_z} \cdot \eta_c \cdot \eta_m \cdot S_{\text{ом.з}} / S_{\text{м.з}} + \Delta C_{\text{хзи}} + \Delta C_{\text{хз.д}})$$

$$C_{\text{хз}} = 4 \cdot (0,00246 \cdot 1,228 \cdot 1,014 \cdot 17,38 / 2,08 + 0,00018 + 0,005) = 0,12327$$

$S_{\text{ом.з}}$ – площадь омываемой поверхности гондолы:

$$S_{\text{ом.з}} = 2,85 \cdot l_z \cdot \sqrt{S_{\text{м.з}}} = 2,85 \cdot 4,23 \cdot \sqrt{2,08} = 17,38 \text{ м}^2$$

$S_{м.2}$ – площадь миделя гондолы:

$$S_{м.2} = \frac{\pi \cdot d_{2.3}^2}{4} = \frac{3,14 \cdot 1,63^2}{4} = 2,08 \text{ м}^2$$

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

$$l_2 = 4,23 \text{ м}; \quad d_{2.3} = 1,63 \text{ м};$$

C_{f2} – коэффициент трения для гондолы:

$$C_{f2} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg Re_2)^{2,58}} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,841^2)^{2/3} \cdot (\lg 26882640)^{2,58}} = 0,00246$$

Re_2 – число Рейнольдса для гондолы двигателя:

$$Re_2 = \frac{V_{кр} \cdot l_2}{\nu_H} = \frac{248,1 \cdot 4,23}{0,000039} = 26882640$$

η_c – коэффициент, учитывающий удлинение:

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

λ_2 – удлинение гондолы: $\lambda_2 = l_2 / d_{2.3} = 4,23 / 1,63 = 2,6$;

η_M – коэффициент, учитывающий крейсерскую скорость:

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

ΔC_{x2i} – дополнительное индуктивное сопротивление:

$$\Delta C_{x2i} = 4 \cdot 10^{-4} \cdot V_2^{2/3} = 4 \cdot 10^{-4} \cdot 7^{2/3} = 0,00018$$

V_2 – объем гондолы, м^3 :

$$V_2 = k_2 \cdot \frac{\pi \cdot d_{2.3}^2}{4} \cdot l_2 = 0,8 \cdot \frac{\pi \cdot 1,63^2}{4} \cdot 4,23 = 7 \text{ м}^3;$$

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

ΔC_{x2d} – дополнительное донное сопротивление:

$$\Delta C_{x2d} = 0,00104 \cdot S_{м.2} = 0,00104 \cdot 2,08 = 0,005$$

6. Коэффициент сопротивления самолета в целом.

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

C_{xc} – коэффициент сопротивления самолета в целом.

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

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

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

$$\sum C_{xb} = C_{xb_{кр}} + (C_{xb_{зо}} \cdot S_{зо} + C_{xb_{во}} \cdot S_{во}) / S_{кр} =$$

$$= 0,001586 + (0,0001805 \cdot 56,03 + 0) / 224,1 = 0,001631$$

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

$$\sum C_{xp} = C_{xp\text{кр}} + (C_{xpz0} \cdot S_{z0} + C_{xp\text{в}0} \cdot S_{\text{в}0} + C_{xp\phi} \cdot S_{\text{м.}\phi} + C_{xpz} \cdot S_{\text{м.}z}) / S_{\text{кр}}$$

$$\sum C_{xp} = 0,006416 + (0,00603 \cdot 56,03 + 0,0076242 \cdot 35,86 +$$

$$+ 0,065428 \cdot 20,4 + 0,12327 \cdot 2,08) / 224,1 = 0,016251$$

Вычисления удобно вести в таблицу

Таблица №7

C_y	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7
C_y^2	0	0,01	0,04	0,09	0,16	0,25	0,36	0,49
$\sum C_{xi}$	0	0,000341	0,001365	0,003071	0,005461	0,008538	0,012316	0,016829
$C_{x.c}$	0,0179	0,01822	0,01925	0,02095	0,02334	0,02642	0,03020	0,03471
K	0	5,49	10,39	14,32	17,14	18,92	19,87	20,17

C_y	0,8	0,9	1	1,1	1,2	1,3	1,345
C_y^2	0,64	0,81	1	1,21	1,44	1,69	1,809025
$\sum C_{xi}$	0,022158	0,028484	0,036165	0,045888	0,058876	0,077230	0,088096
$C_{x.c}$	0,04004	0,04637	0,05405	0,06377	0,07676	0,09511	0,10598
K	19,98	19,41	18,50	17,25	15,63	13,67	12,69

На поляре можно определить следующие характерные параметры:

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

$$C_{y\text{кр max}} = \frac{2 \cdot 0,95 \cdot m_0}{\rho_H \cdot V_{\text{кр}}^2 \cdot S_{\text{кр}}} = \frac{2 \cdot 0,95 \cdot 138210}{0,0371 \cdot 248,1^2 \cdot 224,1} = 0,502;$$

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

$$C_{y\text{кр min}} = \frac{2 \cdot 1,05 \cdot m_{\text{пос}}}{\rho_H \cdot V_{\text{кр}}^2 \cdot S_{\text{кр}}} = \frac{2 \cdot 1,05 \cdot 100178}{0,0371 \cdot 248,1^2 \cdot 123,7} = 0,402;$$

где: $m_{\text{пос}} = (m_0 - m_{\text{м.р}}) = 138210 - 38032 = 100178$ кг – посадочная масса самолета;

$m_{\text{м.р}}$ – масса топлива, расходуемого для полета на расчетную дальность, $m_{\text{м.р}} = \bar{m}_{\text{м.р}} \cdot m_0 = 0,2752 \cdot 138210 \approx 38032$ кг.

$C_{y\text{кр max}}$ – коэффициент подъемной силы, соответствующий максимальному аэродинамическому качеству самолета – K_{max} (соответствует значению в точке касательной к поляре), $C_{y\text{кр max}} = 0,7$;

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

$$C_{y\text{кр ср}} \approx 0,5 \cdot (C_{y\text{кр max}} + C_{y\text{кр min}}) = 0,5 \cdot (0,502 + 0,402) = 0,452$$

$C_{x\text{ кр max}}$, $C_{x\text{ Kmax}}$, $C_{x\text{ ср}}$, $C_{x\text{ кр min}}$ – 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.

$$K_{\text{max}} = \left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{\text{max}} = \frac{C_{y\text{ Kmax}}}{C_{x\text{ Kmax}}} = \frac{0,7}{0,03471} = 20,17 \text{ – максимальное значение}$$

аэродинамического качества самолета.

$$K_{\text{ср}} = \left(\frac{C_{y\text{ ср}}}{C_{x\text{ ср}}} \right) = \frac{0,452}{0,02486} = 18,18 \text{ – среднее значение аэродинамического}$$

качества самолета при полете на расчетную дальность.

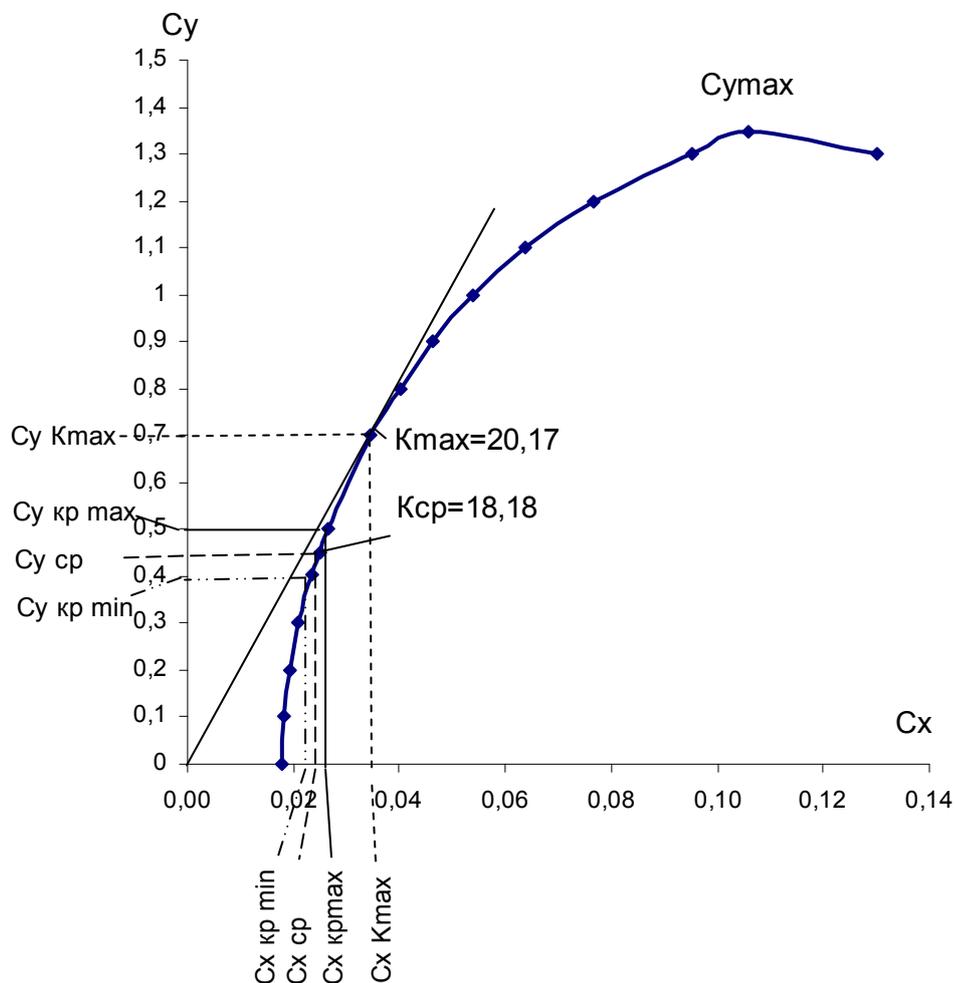


Рис. 4 Поляра самолета для крейсерского режима полета

5. РАСЧЕТ ФЮЗЕЛЯЖА НА ПРОЧНОСТЬ

Расчёт фюзеляжа на прочность

1. Построение эпюр внешних нагрузок действующих на фюзеляж.

1.1. Координата центра масс (ЦМ) самолёта:

$$x_{mc} = 27,286 \text{ м};$$

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

$$x_{m\phi} = x_{m.o\delta} = x_{m.kh} = 0,5 \cdot l_{\phi} = 26,82 \text{ м};$$

1.3. Расстояния от центра масс самолёта до точки:

а) приложения ЦМ носовой стойки шасси и экипажа:

$$x_1 = 21,456 \text{ м};$$

б) приложения ЦМ главной опоры шасси

$$x_2 = 5,364 \text{ м};$$

в) приложения ЦМ оперения (ГО и ВО)

$$x_3 = 24,138 \text{ м};$$

г) приложения ЦМ аэродинамических сил ГО Y_{20} и Y_{m20}

$$x_4 = 24,138 \text{ м};$$

д) расположения переднего лонжерона

$$x_{пл} = 8,046 \text{ м};$$

е) расположения заднего лонжерона

$$x_{зл} = 2,682 \text{ м};$$

1.4. Расчётные значения масс агрегатов и оборудования:

а) масса фюзеляжа: $m_{\phi} = 15211,7 \text{ кг};$

б) масса оборудования: $m_{o\delta} = 16342,4 \text{ кг};$

в) масса экипажа: $m_{эк} = 1216 \text{ кг};$

г) масса носовой опоры: $m_{нош} = 374,5 \text{ кг};$

д) масса оперения (ГО+ВО): $m_{оп} = 2768 \text{ кг};$

2. Нагрузки, действующие на фюзеляж.

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

2.1. Распределённая нагрузка от собственной массы фюзеляжа:

$$q_{\phi i}^p = \frac{m_{\phi} \cdot n_{\phi i}^3 \cdot f}{S_{\delta \phi}} \cdot H_{\phi i} = 142,99 \cdot n_{\phi i}^3 \cdot H_{\phi i} \left[\frac{\text{даН}}{\text{м}} \right]$$

где: m_{ϕ} – масса фюзеляжа (кг);

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

$$S_{\delta\phi} \approx 0,7 \cdot l_{\phi} \cdot d_{\phi} = 191,49 \text{ м}^2;$$

$H_{\phi i}$ - высота фюзеляжа в рассматриваемом сечении;

$f=1,8$ - коэффициент запаса прочности для фюзеляжа;

$n^3_{\phi i}$ - эксплуатационная перегрузка в рассматриваемом сечении.

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

$$q_{\phi i}^p = \frac{m_{\phi i} \cdot n^3_{\phi i} \cdot f}{S_{\delta\phi}} \cdot H_{\phi i} = 153,61 \cdot n^3_{\phi i} \cdot H_{\phi i}; \left[\frac{\text{даН}}{\text{м}} \right]$$

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

$$q_{\text{кн}i}^p = \frac{m_{\text{кн}} \cdot n^3_{\phi i} \cdot f}{S_{z.\text{от.}}} \cdot d_{\phi} = 1726,79 \cdot n^3_{\phi i} \left[\frac{\text{даН}}{\text{м}} \right]$$

где: $S_{z.\text{от.}}$ - площадь боковой проекции грузового отсека;

$$S_{z.\text{от.}} \approx 0,65 \cdot l_{\phi} \cdot d_{\phi} = 164,14 \text{ м}^2.$$

Суммарная распределённая нагрузка по длине фюзеляжа определяется зависимостью:

$$q_{\text{кн}i}^p = (q_{\phi i}^p + q_{\phi i}^p + q_{\text{кн}i}^p); \text{ даН/м.}$$

3. Расчётные нагрузки от сосредоточенных массовых и аэродинамических сил.

3.1. Расчётная нагрузка от массы экипажа:

$$m_{\text{ЭК}}^p = m_{\text{ЭК}} \cdot n^3_{\phi i} \cdot f = 2188,8 \cdot n^3_{\phi i} \text{ [даН]}.$$

3.2. Расчётная нагрузка от массы носовой опоры шасси:

$$m_{\text{НШ}}^p = m_{\text{НШ}} \cdot n^3_{\phi i} \cdot f = 674,1 \cdot n^3_{\phi i} \text{ [даН]}.$$

3.3. Расчётная нагрузка от массы оперения:

$$m_{\text{оп}}^p = m_{\text{оп}} \cdot n^3_{\phi i} \cdot f = 4982,4 \cdot n^3_{\phi i} \text{ [даН]}.$$

3.4. Расчётная нагрузка от массы коммерческой нагрузки:

$$m_{\text{кн}}^p = m_{\text{кн}} \cdot n^3_{\text{max}} \cdot f = 127822,5 \text{ [даН]}.$$

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

$$n^3_{\phi i} = n^3_{\text{max}} - \frac{Y^3_{z0}}{m_0} \pm \frac{Y^3_{mz0}}{m_0} \pm \varepsilon \cdot x_i = 2,3 - \frac{2097,53}{138210} - \frac{20664,24}{138210} \pm \varepsilon \cdot x_i = 2,135 \pm \varepsilon \cdot x_i;$$

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

x_i - расстояние от центра масс самолёта до рассматриваемого сечения;

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

ε - угловое ускорение:

$$\varepsilon = \frac{Y_{M20}^3 \cdot L_{20}}{I_z} = \frac{-20664,24 \cdot 24,138}{10339281} = -0,0482;$$

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

$$I_z \approx 0,03 \cdot L_{\phi}^2 \cdot m_0 = 10339281$$

4.1. Уравновешивающая аэродинамическая нагрузка, действующая на ГО:

$$Y_{20}^3 = m_z \cdot \frac{\rho_H \cdot V_{кр}^2}{2} \cdot S_{кр} \cdot \frac{b_a}{L_{20}} = 0,05 \cdot \frac{0,0371 \cdot 263,9^2}{2} \cdot 224,1 \cdot \frac{5,999}{24,138} = 2097,53$$

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

$$m_z \approx 0,05;$$

ρ_H - плотность воздуха на расчётной высоте:

$$\rho_H = 0,125 \left(1 - \frac{H_p}{44,308} \right)^{4,256} = 0,0371$$

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

$V_{кр} = 263,9$ (м/с) - крейсерская скорость полёта;

$L_{20} = 24,138$ (м) - плечо горизонтального оперения.

4.2. Маневренная аэродинамическая нагрузка.

$$Y_{M20}^3 = -k \cdot n_{\max}^3 \cdot \frac{m_0}{S_{кр}} \cdot S_{20} = -0,26 \cdot 2,3 \cdot \frac{138210}{224,1} \cdot 56,03 = -20664,24 \text{ [даН]}$$

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

5. Определение реакции опор.

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

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

$$\sum M_{z,3л} = 0;$$

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

$$- 5 \cdot Y_{м20}^p - 3,5 \cdot (m_{эк}^p + m_{нш}^p);$$

$$R_1^p = 0,5 \cdot (62976,438 + 67657,536 + 127822,5) + 5 \cdot 16552,9 + 1,5 \cdot 0 + 5 \cdot 3775,5 +$$

$$+ 5 \cdot 37195,6 - 3,5 \cdot (2358,95 + 726,5) = 397773,01 \text{ даН}$$

Здесь: $Y_{20}^p = f \cdot Y_{20}^a = 2097,53 \cdot 1,8 = 3775,5 \text{ даН}$

$$Y_{м20}^p = f \cdot Y_{м20}^a = -20664,24 \cdot 1,8 = -37195,6 \text{ даН}$$

реакция R_1 направлена вниз.

5.2. Аналогично для заднего лонжерона:

$$\sum M_{z,3л} = 0;$$

$$R_2^p = 1,5(m_{\phi}^p + m_{од}^p + m_{кн}^p) + 6 \cdot m_{оп}^p + 2,5 \cdot m_{2л,ш}^p + 6 \cdot Y_{20}^p -$$

$$- 6 \cdot Y_{м20}^p - 2,5 \cdot (m_{эк}^p + m_{нш}^p);$$

$$R_2^p = 1,5 \cdot (62976,438 + 67657,536 + 127822,5) + 6 \cdot 16552,9 + 2,5 \cdot 0 + 6 \cdot 3775,5 +$$

$$+ 6 \cdot 37195,6 - 2,5 \cdot (2358,95 + 726,5) = 716839 \text{ даН}$$

реакция R_2 направлена вверх.

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

Разобьём длину фюзеляжа на n участков длиной

$$\Delta x = \frac{l_{\phi}}{n} = \frac{53,64}{20} = 2,682 \text{ м } (n=20).$$

Результаты подсчётов занесём в таблицу №5.

Приращение перерезывающей силы определяется как:

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

6.1. Суммарную перерезывающую силу определяем по формуле:

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

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

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

6.2. Суммарный расчётный изгибающий момент можно определить

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

По данным таблицы №8 построим эпюры для « Q_i^p » и « M_{zi} » (рис.5 и рис.6):

Таблица №8

№ сеч	x_i	εx_i	$n^3_{\phi i}$	$H_{\phi i}$	$n^3_{\phi i} \cdot H_{\phi i}$	$Q^p_{\phi i}$	$Q^p_{од i}$	$Q^p_{кн i}$	Q^p_{Σ}
	м			м		дан/м	дан/м	дан/м	дан/м
	2	3	4	5	6	7	8	9	10
0	27,286	-1,316	0,819	0	0	0	0	0	0
1	24,604	-1,187	0,948	2,82	2,6729	382,2	410,6	0	792,8
2	21,922	-1,058	1,078	3,49	3,7607	537,7	577,7	1861,0	2976,5
3	19,24	-0,928	1,207	3,88	4,6821	669,5	719,2	2084,4	3473,1
4	16,558	-0,799	1,337	5,07	6,7803	969,5	1041,6	2307,9	4318,9
5	13,876	-0,669	1,466	5,1	7,4761	1069,0	1148,4	2531,3	4748,7
6	11,194	-0,540	1,595	5,1	8,1359	1163,3	1249,8	2754,7	5167,8
7	8,512	-0,411	1,725	5,1	8,7958	1257,7	1351,2	2978,1	5587,0
8	5,83	-0,281	1,854	5,1	9,4557	1352,0	1452,5	3201,6	6006,1
9	3,148	-0,152	1,983	5,1	10,1156	1446,4	1553,9	3425,0	6425,3
10	0,466	0,022	2,158	5,1	11,0047	1573,5	1690,5	3726,1	6990,1
11	2,216	0,107	2,242	5,1	11,4353	1635,1	1756,6	3871,8	7263,5
12	4,898	0,236	2,372	5,1	12,0952	1729,4	1858,0	4095,3	7682,7
13	7,58	0,366	2,501	5,1	12,7550	1823,8	1959,4	4318,7	8101,8
14	10,262	0,495	2,630	5,1	13,4149	1918,1	2060,7	4542,1	8521,0
15	12,944	0,624	2,760	5,03	13,8896	1986,0	2133,6	4765,5	8885,2
16	15,626	0,754	2,889	4,70	13,5714	1940,5	2084,8	4989,0	9014,2
17	18,308	0,883	3,019	4,16	12,5587	1795,7	1929,2	5212,4	8937,3
18	20,99	1,013	3,148	3,49	10,9846	1570,6	1687,4	5435,8	8693,8
19	23,672	1,142	3,277	2,55	8,3571	1195,0	1283,8	0	2478,7
20	26,354	1,271	3,407	0	0	0	0	0	0

Продолжение таблицы №8

N°	m_i^p	R_i^p	q_{cp}	Δx	ΔQ_i^p	Q_i^p	Q_{cpi}^p	ΔM_{zi}^p	M_{zi}^p
10	11	12	13	14	15	16	17	18	19
0	—	—	396,4	2,682	1063,1	-21953,3	-22484,8	-60304,3	0
1	—	—	1884,6	2,682	5054,5	-23016,4	-25543,6	-68508,0	60304,3
2	2359,0 726,5	—	3224,8	2,682	8648,9	-28070,9 -31156,4	-35480,8	-95159,6	128812,3
3	—	—	3896,0	2,682	10449,2	-39805,3	-45029,9	-120770,1	223971,9
4	—	—	4533,8	2,682	12159,7	-50254,4	-56334,3	-151088,5	344741,9
5	—	—	4958,3	2,682	13298,1	-62414,1	-69063,1	-185227,4	495830,5
6	—	—	5377,4	2,682	14422,2	-75712,2	-82923,3	-222400,3	681057,8
7	—	396764,92	5796,6	2,682	15546,4	-90134,4 -486899,3	-494672,5	-1326711,6	903458,1
8	—	—	6215,7	2,682	16670,5	-502445,7	-510780,9	-1369914,4	2230169,7
9	—	715606,89	6707,7	3,614	24241,5	-519116,2 196490,7	184370,0	666313,1	3600084,2
10	—	—	7126,8	1,75	12471,9	172249,2	166013,3	290523,3	1838532,7
11	—	—	7473,1	2,682	20042,9	159777,3	149755,9	401645,3	1548009,5
12	—	—	7892,3	2,682	21167,0	139734,4	129150,9	346382,8	1146364,2
13	—	—	8311,4	2,682	22291,2	118567,4	107421,8	288105,3	799981,4
14	—	—	8703,1	2,682	23341,7	96276,2	84605,4	226911,7	511876,1
15	—	—	8949,7	2,682	24003,1	72934,6	60933,0	163422,3	284964,5
16	—	—	8975,8	2,682	24073,0	48931,5	36895,0	98952,3	121542,1
17	—	—	8815,6	2,682	23643,3	24858,5	13036,8	34964,7	22589,8
18	—	—	5586,3	2,682	14982,4	1215,2	-6276,0	-16832,4	-12374,9
19	-37195,6 16328,9 3775,5	—	1239,4	2,682	3324,0	-13767,2 3324,0	1662,0	4457,4	4457,4
20	—	—				0			0

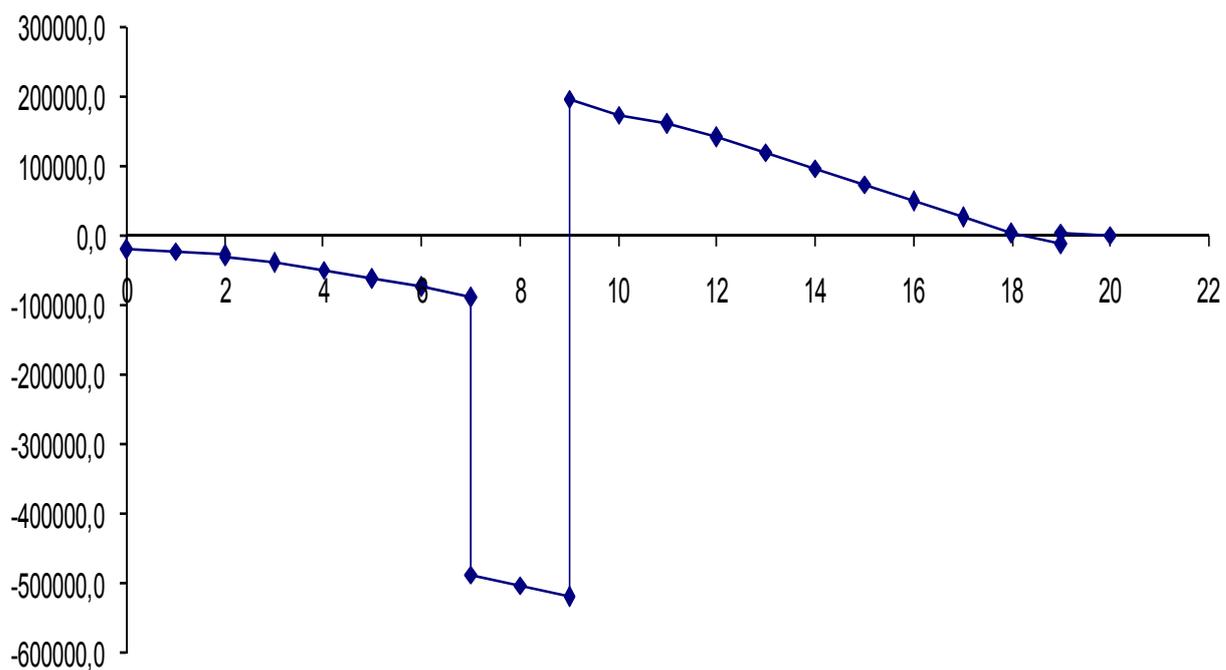


Рис. 5. Эюра перерезывающих сил Q_i^P .

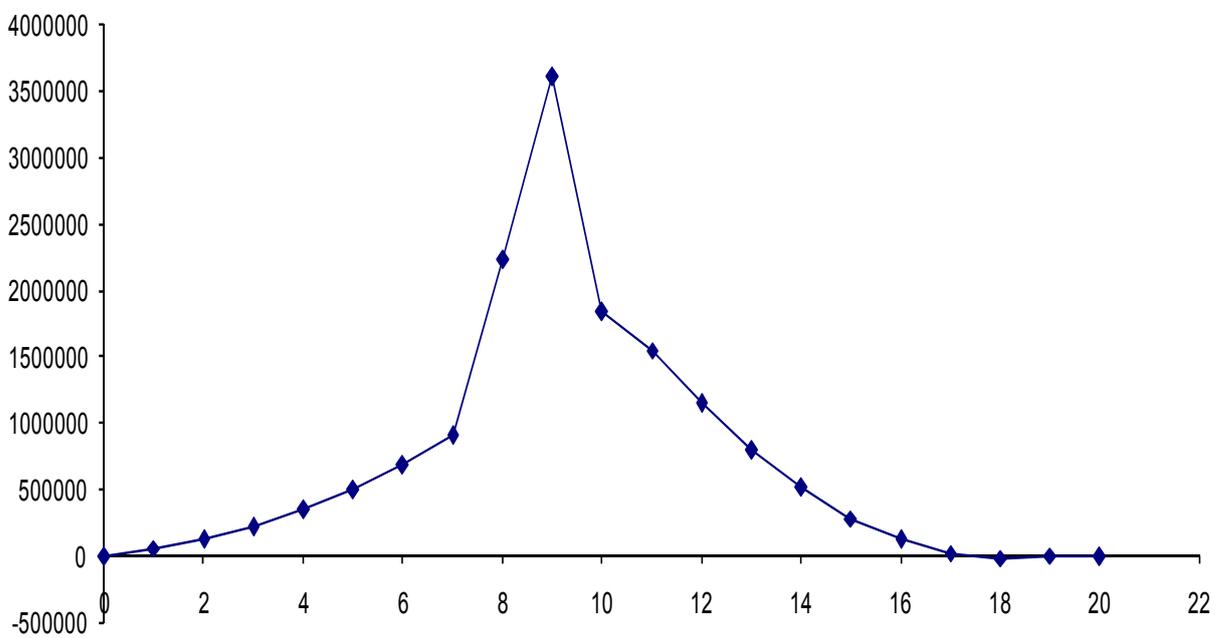


Рис. 6. Эюра изгибающих моментов M_{z1}^P .

ПРОЕКТИРОВОЧНЫЙ РАСЧЕТ ФЮЗЕЛЯЖА НА ПРОЧНОСТЬ (фюзеляж балочно-стрингерной конструктивной схемы)

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

$H_{св}^H = H_{св}^B = 0,3 \cdot d_\phi = 0,3 \cdot 5,1 = 1,53$ м - высота верхнего и нижнего сводов,

$H_{ср} = 0,7 \cdot d_\phi = 0,7 \cdot 5,1 = 3,57$ м - средняя высота между сводами,

$l_{св} = 1,16 \cdot d_\phi = 1,16 \cdot 5,1 = 5,916$ м - длина свода.

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

Усилия, воспринимаемые верхним и нижним сводами будут равны:

$$P_{св}^B = P_{св}^H = \frac{M_z^P}{H_{ср}} = \frac{3600084,2}{3,57} = 1008427 \text{ даН}$$

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:

$$F_{пр}^B = \frac{P_{св}^B}{\sigma_B} = \frac{1008427}{44} = 22918,8 \text{ мм}^2$$

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

$$F_{стр}^B = 0,5 \cdot F_{пр}^B = 0,5 \cdot 22918,8 = 11459,4 \text{ мм}^2 ;$$

1. Тогда толщина обшивки верхнего свода будет равна

$$\delta_{одш}^B = \frac{F_{одш}^B}{l_{св}^B} = \frac{F_{одш}^B}{1,16 \cdot d_\phi} = \frac{11459,4}{1,16 \cdot 5100} = 1,94 \text{ мм}$$

Если принять шаг стрингеров $t_{стр} = 187$ мм, можно определить сечение одного стрингера:

$$f_{стр}^B = \frac{F_{стр}^B}{n_{стр}} = \frac{F_{стр}^B}{l_{св}^B / t_{стр}} = \frac{11459,4}{5916 / 187} = 362,2 \text{ мм}^2 ;$$

Для данного значения площади стрингера выбирается из нормалей подходящих профилей.

Приведенная площадь сечения нижнего свода

$$F_{пр}^H = \frac{P_{св}^H}{\sigma_{\theta}} = \frac{1008427}{0,85 \cdot 44} = 28648,5 \text{ мм}^2$$

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

$$\delta_{одш}^H = \frac{0,5 \cdot F_{пр}^H}{l_{св}^H} = \frac{F_{одш}^H}{1,16 \cdot d_{\phi}} = \frac{0,5 \cdot 28648,5}{1,16 \cdot 5100} = 2,42 \text{ мм}$$

$$f_{стр}^H = \frac{0,5 \cdot F_{пр}^H}{n_{стр}} = \frac{F_{стр}^H}{l_{св}^H / t_{стр}} = \frac{0,5 \cdot 28648,5}{1,16 \cdot 5100 / 187} = 452,7 \text{ мм}^2$$

Принимаем профиль стрингера зет фасонный Пр 104, профиль №11
 $f = 4,61 \text{ см}^2$.

3. Толщина обшивки боковин фюзеляжа.

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

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

$$\delta_{одш}^{\delta} = \frac{0,5 \cdot 519116,2}{24,2 \cdot 3570} = 3 \text{ мм};$$

$\tau_{кр}$ - критическое напряжение среза.

$$\tau_{кр} \approx 0,6 \cdot \sigma_{\theta} = 26,4 \text{ даН/мм}^2 \quad \tau_{кр} \approx 0,92 \cdot \tau_{\theta} = 24,2 \text{ даН/мм}^2$$

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

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

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

где: $\delta_{эф}$ - толщина обшивки;

$n_{стр\Sigma} = 84$ - суммарное количество стрингеров в сечении.

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

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

$$\delta_{\text{эф}}^{\sigma} = \frac{3600084200}{3,14 \cdot 2550^2 \cdot 39,6} \approx 4,5 \text{ мм}; \quad \delta_{\text{эф}}^{\tau} = \frac{5191162}{3,14 \cdot 2550 \cdot 24,2} \approx 1,05 \text{ мм};$$

где: r_{ϕ} - радиус фюзеляжа

$$[\sigma] \approx 0,9 \cdot \sigma_{\delta} ; \quad [\tau] \approx 0,55 \cdot \sigma_{\delta} ;$$

Принимается $\delta_{\text{эф}} = \max \{ \delta_{\text{эф}}^{\sigma} ; \delta_{\text{эф}}^{\tau} \} = \max \{ 2,82 ; 1 \} = 2,82 \text{ мм}$.

Тогда средняя толщина обшивки и сечение стрингера:

$$\delta_0 = 0,5 \cdot \delta_{\text{эф}} = 2,25 \text{ мм}; \quad f_{\text{стр}} = \frac{\pi \cdot d_{\phi} (\delta_{\text{эф}} - \delta_0)}{n_{\text{стр}}} = \frac{\pi \cdot r_{\phi} \cdot \delta_{\text{эф}}}{n_{\text{стр}}};$$

$$f_{\text{стр}} = \frac{3,14 \cdot 2550 \cdot 2,25}{86} = 414,5 \text{ мм}^2;$$

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

Принимаем профиль стрингера зет фасонный Пр 104, профиль №11
 $f = 4,61 \text{ см}^2$.

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

$$M_{\text{кр}} = Y_{\text{мво}}^p \cdot y_{\text{ц.ж.ф.}} ; \quad M_{\text{кр}} = 151262372 \text{ даН·мм}$$

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

$y_{\text{ц.ж.ф.}}$ - расстояние от центра давления вертикального оперения до линии центров жесткости поперечного сечения (оси фюзеляжа) $y_{\text{ц.ж.ф.}} = 4,4 \text{ м}$

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

$$Y_{\text{мво}}^p = 0,37 \cdot 2 \cdot \frac{0,0371 \cdot 263,9^2}{2} \cdot 35,86 = 34377,81 \text{ даН};$$

где: $S_{\text{во}}$ - площадь вертикального оперения. $f=2$;

Величина толщины обшивки фюзеляжа δ_0 должна удовлетворять следующему условию: $\delta_0 \geq \frac{M_{\text{кр}}}{2 \cdot \omega [\tau]}$; $\delta_0 \geq \frac{151262372}{2 \cdot 81,71282 \cdot 26,4} = 1,5 \text{ мм};$

где: $\omega = \pi \cdot r_{\phi}^2 = 81,71282 \text{ мм}^2$ - площадь поперечного сечения фюзеляжа.

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

$$\delta_0 \geq \frac{p_u^p \cdot r_\phi}{2 [\tau]} ; \quad \delta_0 = \frac{0,0216 \cdot 2550}{2 \cdot 39,6} \approx 0,1 \text{ мм};$$

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

$$p_u^p \approx 1,2 \cdot p_u^3 \cdot f = 1,2 \cdot 0,006 \cdot 3 = 0,0216 \text{ даН/мм}^2 ;$$

p_u^3 - избыточное эксплуатационное давление: $p_u^3 = 0,6 \left[\frac{\text{даН}}{\text{см}^2} \right]$

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

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

Принимаем профиль стрингера зет фасонный Пр 104, профиль №11

$$f = 4,61 \text{ см}^2.$$

Принимаем толщину обшивки, равную 3 мм.

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

6. 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:

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

$\frac{\tau_v}{c}$ – сдвиг;

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

$\frac{\sqrt[3]{\sigma^2}}{\rho}$ – поперечный изгиб, где E – модуль упругости, σ_v – 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 допустимой толщине обшивки – сортамент листов, сортамент профилей, допускаемые значения литых и штампованных деталей. Существует большое число (до 30%) малонагруженных элементов, таких, как часть поперечного набора у концов крыла и оперения, различные детали оборудования и др. Если эти элементы выполнять из высокопрочных материалов, то потребные сечения могут оказаться столь малыми, что их по технологическим соображениям невозможно изготовить. Для этих элементов необходимо использовать легкие алюминиевые или магниевые сплавы.

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

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

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

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

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

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

Обшивки по технологическим признакам подразделяются на следующие группы:

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

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

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

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

В качестве деталей выбраны:

1) Стенка пола пассажирского салона; изготавливается из сплава Д16АТ (термообработанный дуралюмин системы Al-Cu-Mg марки 16, характеристика материала: предел прочности на растяжения $\sigma_b = 440 \text{ МПа} \left(\frac{\text{Н}}{\text{мм}^2} \right)$, удельный вес $\gamma = 2,78 \frac{\text{г}}{\text{см}^3}$, модуль упругости $E = 72 \text{ ГПа}$, сплав Д16Т применяется для изготовления обшивок, стрингеров, лонжеронов, нервюр, деталей системы управления, имеют хорошую пластичность, что и позволяет широко применять штамповку для изготовления силовых элементов планера, хорошо обрабатывается резанием) с помощью холодной листовой штамповки (берется лист толщиной 2,0 мм) с последующей механической обработкой (сверление отверстий).

2) Стыковая накладка крепления ободов типовых шпангоутов; изготавливается из сплава Д16АТ (термообработанный дуралюмин системы Al-Cu-Mg марки 16, характеристика материала: предел прочности на растяжения $\sigma_b = 440 \text{ МПа} \left(\frac{\text{Н}}{\text{мм}^2} \right)$, удельный вес $\gamma = 2,78 \frac{\text{г}}{\text{см}^3}$, модуль упругости $E = 72 \text{ ГПа}$, сплав Д16Т применяется для изготовления обшивок, стрингеров, лонжеронов, нервюр, деталей системы управления, имеют хорошую пластичность, что и позволяет широко применять штамповку для изготовления силовых элементов планера, хорошо обрабатывается резанием) с помощью холодной листовой штамповки (берется лист толщиной 2,0 мм) с последующей механической обработкой (сверление отверстий).

3) Стыковая накладка крепления ободов силового шпангоута; изготавливается из стали 30ХГСА (легированная сталь, характеристика материала: предел прочности на растяжения $\sigma_b = 800 \dots 1600 \text{ МПа} \left(\frac{\text{Н}}{\text{мм}^2} \right)$ (изменяется в зависимости от термообработки), удельный вес $\gamma = 7,8 \frac{\text{г}}{\text{см}^3}$, модуль упругости $E = 210 \text{ ГПа}$, из стали 30ХГСА изготавливаются ответственные сварные узлы, холодно - и горячештампованные детали, шпангоуты, лонжероны, рычаги,

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

7. БЕЗОПАСНОСТЬ ЖИЗНЕДЕЯТЕЛЬНОСТИ

7. Безопасность жизнедеятельности в трудовом процессе конструкторского бюро.

Введение

Безопасность жизнедеятельности (БЖД) – изучает основы безопасности, приложимые к любому виду деятельности.

По данным Международной организации труда (МОТ) в мире ежегодно происходит свыше 50 млн. несчастных случаев. По данным МОТ и ВОЗ в мире насчитывается около 500 млн. инвалидов. Каждый 5-й стал им в результате несчастных случаев. Люди гибнут на производстве, дорогах, пожарах, стихийных бедствиях и т.д.

Опасность возникновения угрозы жизни, ущерба здоровью возникает практически во всех сферах деятельности человека. Поэтому в центре внимания БЖД – безопасности человека в любых видах деятельности.

Проблемами, связанными с обеспечением безопасности в условиях производства занимается охрана труда (раздел «БЖД» в условиях производства).

Охрана труда (ОТ) – это система законодательных, социально-экономических, организационных, технических и лечебно-профилактических мероприятий и средств, обеспечивающих безопасность сохранение здоровья и работоспособности человека в процессе труда (ГОСТ 12.0.002-80).

Вопросам охраны труда уделяется большее внимание со стороны государств. Они освещены в конституции Республики Узбекистан, Основах законодательства о труде, кодексе законов о труде (КЗТ) Республики Узбекистан, Законе об охране труда Республики Узбекистан принятом 6 мая 1993г., а также издаваемых в соответствии с ним директивных и нормативных документах.

Главная задача - предупреждение причин травматизма и профзаболеваний, обеспечить максимальную безопасность труда.

В настоящее время в Республике ведутся работы по совершенствованию действующих технологических процессов и введению в действие новых техпроцессов, обеспечивающих в максимальной степени безопасность труда, а также ведутся работы по механизации тяжелых трудовых и вредных работ.

Вопросы охраны труда находятся в центре внимания при организации трудового процесса на любом предприятии. Все категории работников от руководителя предприятия до простого исполнителя имеют определённые обязанности по обеспечению безопасных и нормальных условий труда, которые определяются соответствующими должностными инструкциями и положениями.

Трудовой процесс конструкторского бюро.

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Общее освещение обеспечивает равномерную освещённость служебного помещения, местное позволяет получить необходимый уровень освещённости на рабочем месте. Желательно получить освещённость помещения по спектральному составу близкую к

дневному свету. Наименьшая освещенность на рабочем месте должна быть при люминесцентном освещении 400 лк, при лампах накаливания 200 лк. При этом необходимо иметь дополнительное местное освещение. Из индивидуальных светильников следует рекомендовать светильники с отражательными щитками, создающими рассеянный свет. В помещениях рекомендуется установка бесшумной вентиляции. Рекомендуется также установки для кондиционирования воздуха. Температура воздуха 18° - 20° С, относительная влажность 30-60%.

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

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

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

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

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

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

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

Вентиляция конструкторского бюро.

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

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

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

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

А) Избытки выделяемого тепла.

Б) Избытки явного и скрытого тепла и влаги

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

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

В зависимости от способа перемещения воздуха вентиляция может быть естественной или механической. Отличительной особенностью естественной вентиляции является то, что перемещение воздуха происходит под влиянием естественных причин (факторов) без применения каких-либо механизмов.

Температура воздуха 18–20⁰, относительная влажность 30–60 %.

Безопасность трудового процесса конструкторского бюро.

Электробезопасность конструкторского бюро.

Согласно правилам устройства электроустановок помещения подразделяются на следующие категории:

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

А) сырости или электропроводящей пыли.

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

В) высокотемпературные.

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

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

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

А) Особой сырости (относительная влажность 100%)

Б) Химически активная среда.

В) Одновременно или более условия повышенной опасности.

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

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

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

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

При 100 мА и длительности воздействия более 0,5 секунд ток может вызвать остановку или фибрилляцию сердца. Сопротивление тела человека резко падает в зависимости от времени воздействия тока. Наиболее опасным является ток с частотой 20-100 Гц.

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

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

Обеспечение пожарной безопасности конструкторского бюро.

Категории пожарной опасности конструкторского бюро.

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

А, Б, В, Г, Д, Е.

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

Б) Характеризуется наличием горючих газов нижний предел взрываемости которых близок к 10% к объему воздуха, жидкости с температурой вспышки 28° - 6° .

В) Характеризуется наличием горючих газов нижний предел взрываемости которых близок к 5% к объему воздуха, жидкости с температурой вспышки выше 6° , веществ способных только гореть во взаимодействии с водой, кислородом или друг с другом.

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

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

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

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

Требования пожарной безопасности к помещениям конструкторского бюро.

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

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

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

Возможность возникновения горения определяется:

а) Наличием вещества, способного гореть (горючего).

б) Наличием окислителя (кислорода).

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

г) Определённым соотношением между горючим веществом и кислородом.

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

а) Свойств горючих веществ.

б) Характера газового обмена.

в) Особенности теплопередачи.

г) Взрывов.

д) Степени огнестойкости строительных конструкций.

е) Метеорологической обстановки.

Двери в противопожарных преградах должны быть несгораемыми или трудно сгораемыми.

Мероприятия, обеспечивающие успешную эвакуацию людей и имущества из горящего здания. Эти мероприятия предусматриваются как при проектировании промышленных зданий, в процессе которого определяется количество выходов и лестниц, распределение производств по этажам с учётом их пожарной опасности, так и при определении характера технологического процесса и размещении оборудования, сырьевых материалов и готовой продукции.

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

Различают три способа ликвидации пожара при помощи огнегасительных веществ:

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

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

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

Пожарная сигнализация в помещение конструкторского бюро.

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

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

Система электрической пожарной сигнализации (ЭПС) состоит из:

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

б) Линейной связи, соединяющей приёмный аппарат с извещателями.

Определение воздухообмена в помещении конструкторского бюро.

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

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

Допустимые концентрации CO в помещениях: 5 г/кг

- | | |
|--|-------------|
| <i>1. Постоянного пребывания людей (жилые дома)</i> | <i>1,5</i> |
| <i>2. Периодического пребывания людей (учреждения)</i> | <i>1,75</i> |
| <i>3. Кратковременного пребывания людей</i> | <i>3</i> |

Расчет освещения в конструкторском бюро методом коэффициента использования.

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

Данные из СНиП11-А.9 для расчёта приведены в таблице:

Таблица 9. Данные из СНиП11-А.9

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

Световой поток лампы определяется по формуле:

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

где:

E_n = 400 лк - освещенность.

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

k = 1,3...1,5 - коэффициент запаса.

S = 4 м² - площадь рабочего места.

n - потребное число ламп.

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

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

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

Индекс помещения (i) определяется по формуле:

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

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

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

$$E_{cp} = \frac{n \cdot F \cdot \eta}{S \cdot k}$$

РАСЧЁТ:

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

$$i = \frac{4}{2,5 \cdot (2 + 2,5)} = 0,36$$

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

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

По данным расчёта видно, что нормального освещения рабочего места двух инженеров-конструкторов достаточно 3 лампы, обеспечивающих освещенность, соответствующую норме СНиП 11-А.9-71.

***8. ОРГАНИЗАЦИОННО – ЭКОНОМИЧЕСКАЯ
ЧАСТЬ***

8. Расчет себестоимости авиаперевозок проектируемого самолёта.

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

Себестоимость летного часа является базовой величиной для определения многих параметров поведения 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 зависят от изменения курса сум/USD и соответствует международным стандартам расчетов.

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

Исходными данными для расчета себестоимости летного часа ВС являются:

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

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

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

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

Исходными данными для расчета экономических характеристик проектируемого самолёта являются:

1. Взлетная масса самолёта	m_0	(тонна)	138,210
2. Максимальная коммерческая нагрузка	$m_{кнтах}$	(тонна)	30,875
3. Масса пустого самолёта	$m_{пуст}$	(кг)	64419
4. Расчетная дальность с максимальной коммерческой нагрузкой	L_p	(км)	8400
5. Крейсерская скорость	$V_{кр}$	(км/ч)	950
6. Взлетная (стартовая) тяга двигателя	(P_{oi})	(тонна)	9,21
7. Количество двигателей	$n_{дв}$	(шт)	4
8. Амортизационный срок службы планера	T_c	(час)	75000
9. Амортизационный срок службы двигателя	$T_{дв}$	(час)	25000
10. Годовой налет самолёта	T_z	(час)	4400
11. Коэффициент коммерческой нагрузки	ε	(~0,6)	0,6
12. Стоимость одной тонны топлива	C_m	(\$/т)	1000

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

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

$$a = \frac{C_{лч}}{\varepsilon \cdot m_{кн} \cdot V_p} = \frac{8204,4}{0,6 \cdot 30,875 \cdot 912,97} = 0,485 \text{ \$/т} \cdot \text{км} \approx 0,0576 \text{ \$/пасс} \cdot \text{км}$$

где: $C_{лч}$ – расходы на эксплуатацию самолёта в течении одного летного часа, т.е. себестоимость летного часа, $C_{лч} = 8204,4 \text{ \$/ч}$;

$m_{кн}$ – коммерческая нагрузка соответствующая данной дальности полёта, $m_{кн} = 30,875 \text{ т}$;

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

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

Для приближенных расчетов можно принимать V_p :

$$V_p = \frac{V_{кр}}{1 + 0,0521 \cdot L_p^{0,2135} \cdot \frac{V_{кр}}{L_p}} = \frac{950}{1 + 0,0521 \cdot 8400^{0,2135} \cdot \frac{950}{8400}} = 912,97 \frac{\text{км}}{\text{ч}}$$

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

L_p – расчетная дальность полёта, расстояние между аэропортами взлета и посадки, $L_p = 8400 \text{ км}$.

Расходы на эксплуатацию самолёта в течении одного летного часа ($C_{лч}$) состоят из расходов на амортизационные отчисления по планеру и двигателям ($C_{АО}$), расходов на техническое обслуживание самолётов и двигателей ($C_{ТО}$), часовых расходов по топливу ($C_{ГСМ}$), аэропортовые расходы, включающие затраты служб УВД, АТБ и ГСМ, службы комплекса перевозок и обслуживания ВПП ($C_{АП}$), расходы на заработную плату летного состава и бортпроводников ($C_{ЗП}$) и расходов по страхованию воздушных судов и экипажей ($C_{СТР}$):

$$C_{лч} = C_{АО} + C_{ТО} + C_{ГСМ} + C_{АП} + C_{ЗП} + C_{СТР} = \\ = 2530,38 + 85,89 + 4485,1 + 300,33 + 650 + 152,7 = 8204,4 \text{ \$/ч}$$

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

$$C_{AO} = \kappa_1 \cdot \kappa_n \cdot \left(\frac{C_c + \kappa_2 \cdot n_{\text{дв}} \cdot C_{\text{дв}}}{T_{\text{Г}}} \right) =$$

$$= 1,05 \cdot 0,08 \cdot \left(\frac{103070880 + 2 \cdot 4 \cdot 3684087,6}{4400} \right) = 2530,38 \text{ \$/ч}$$

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

$$C_c = \gamma_c \cdot m_{\text{пуст}} = 1600 \cdot 64419 = 103070880 \text{ \$}$$

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

$$m_{\text{пуст.}} = m_0 - (m_{\text{кн}} + m_{\text{Г}} + m_{\text{сл.н.}}) =$$

$$= 138210 - (30875 + 41700 + 1216) = 64419 \text{ кг}$$

Для современных магистральных самолётов

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

κ_2 – число замен двигателей в течении срока эксплуатации самолёта:

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

$C_{\text{дв}}$ – отпускная цена двигателя:

$$C_{\text{дв}} = \gamma_{\text{дв}} \cdot P_{0i} = 400 \cdot 9210,22 = 3684087,6 \text{ \$}$$

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

$$\gamma_{\text{дв}} = \frac{C_{\text{дв}}}{P_{0i}} \approx (400 \dots 500) \approx 400 \text{ \$/кг}$$

P_{0i} – взлетная (стартовая) тяга одного двигателя, $P_{0i} = 9210,22 \text{ кг}$;

$T_{\text{Г}}$ – годовой налет самолёта $T_{\text{Г}} = (4000 \dots 4400) \text{ часов} = 4400 \text{ ч}$.

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

$$C_{TO} = \frac{n_T \cdot C_{ACHEK} + n_{CCHEK} \cdot C_{CCHEK} + n_{ILCHEK} \cdot C_{ILCHEK} + C_{DCHEK}}{T_C} =$$

$$= \frac{20 \cdot 9018,70 + 12 \cdot 231909,48 + 3 \cdot 579773,70 + 1739321,10}{75000} = 85,89 \text{ \$/ч}$$

где: n_T – назначенный срок эксплуатации (лет), $n_T \approx 20$ лет;
 n_{CCHEK} , n_{ILCHEK} – соответственно, количество «C-check» - об и «IL-check» - об за время эксплуатации;

C_{ACHEK} – стоимость «A-check» (периодическая проверка);

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

C_{ILCHEK} – стоимость «IL-check» (ТО с элементами капитального ремонта);

C_{DCHEK} – стоимость «D-check» (капитальный ремонт);

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

$$C_{ACHEK} = \gamma_{AC} \cdot m_{нуст} = 0,14 \cdot 64419 = 9018,70 \text{ \$};$$

$$C_{CCHEK} = \gamma_{CC} \cdot m_{нуст} = 3,6 \cdot 64419 = 231909,48 \text{ \$};$$

$$C_{ILCHEK} = \gamma_{ILC} \cdot m_{нуст} = 9,0 \cdot 64419 = 579773,70 \text{ \$};$$

$$C_{DCHEK} = \gamma_{DC} \cdot m_{нуст} = 27,0 \cdot 64419 = 1739321,10 \text{ \$};$$

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

$$\gamma_{CC} \approx (3,5 \dots 4) \text{ \$ / кг} = 3,6 \text{ \$ / кг};$$

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

$$\gamma_{DC} \approx (25 \dots 30) \text{ \$ / кг} = 27,0 \text{ \$ / кг}$$

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

T_C – назначенный налет часов современных магистральных самолётов:

$T_C \approx 75000$ часов.

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

$$C_{ГСМ} = \frac{1,085 \cdot C_T \cdot m_{ТР}}{t_n} = \frac{1,085 \cdot 1000 \cdot 38,033}{9,201} = 4485,1 \text{ \$/ч}$$

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

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

$m_{ТР}$ – масса расходуемого топлива при полёте на расчётную дальность L_P (т), $m_{m,p} = 38,033$ т.

$$t_n = \frac{L_P}{V_P} = \frac{8400}{912,97} \approx 9,201 \text{ ч} - \text{время полета на расчетную дальность.}$$

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

$$C_{ан} = \frac{C_{Г}^{ан} \cdot m_{кн}}{W_2 \cdot t_n} = \frac{17899,82 \cdot 30,875}{200 \cdot 9,201} = 300,33 \text{ \$/ч}$$

где: $C_{Г}^{ан} = 17899,82 \text{ \$/ч}$ – годовые текущие затраты наземного комплекса;
 W_2 – годовой объем отправок аэропорта (тонн), $W_2 = 200$ тысяч тонн.

$$\begin{aligned} C_2^{АП} &= C_2^{УВД} + C_2^{АТБ} + C_2^{ГСМ} + C_2^{ВПП} + C_2^{пер} = \\ &= 12466,96 + 2675,26 + 2757,6 = 17899,82 \text{ \$/ч} \end{aligned}$$

где, соответственно, годовые затраты служб наземного комплекса: управление воздушным движением, авиационно-технической базы, обеспечения ГСМ, обслуживания ВПП и службы перевозок.

Затраты служб УВД, АТБ и ГСМ могут быть определены следующей зависимостью:

$$\begin{aligned} [C_2^{УВД} + C_2^{АТБ} + C_2^{ГСМ}] &= 31,44 \cdot (N_{пр})^{0,6} [5,58(N_{пр})^{0,06} + (N_{пр})^{0,38} + 1,35] = \\ &= 31,44 \cdot (200)^{0,6} [5,58(200)^{0,06} + (200)^{0,38} + 1,35] = 12466,96 \text{ \$/ч} \end{aligned}$$

где: $N_{пр}$ – количество проведенных самолёто-вылетов в год (для крупных аэропортов $N_{пр} > 200$ тысяч).

Затраты службы по содержанию и обслуживанию ВПП можно определить зависимостью:

$$\begin{aligned} C_2^{ВПП} &\approx 5,72 \cdot 10^{-8} \left(\frac{P_{зл}}{n_k} \right)^{0,74} \cdot L_{ВПП}^{2,78} + 7,28 \cdot \left(\frac{P_{зл}}{n_k} \right)^{0,64} \cdot (N_{пр})^{0,72} = \\ &= 5,72 \cdot 10^{-8} \left(\frac{62,1945}{8} \right)^{0,74} \cdot 3200^{2,78} + 7,28 \cdot \left(\frac{62,1945}{8} \right)^{0,64} \cdot (200)^{0,72} = 2675,26 \text{ \$/ч} \end{aligned}$$

где: $P_{зл} = \frac{0,9 \cdot m_0}{n_{зл}} = \frac{0,9 \cdot 138,21}{2} = 62,1945 \text{ т}$ – нагрузка на главную

опору шасси;

$n_{зл}$ – количество главных опор, $n_{зл} = 2$,

n_k – количество колёс на главных опорах, $n_k = 8$;

$L_{ВПП}$ – длина ВПП, $L_{ВПП} = 3200 \text{ м}$.

Затраты службы перевозок:

$$\begin{aligned} C_2^{пер} &\approx 48,27 + 0,84 \cdot W_{пасс} + 3,17(W_{ГР})^{1,12} = \\ &= 48,27 + 0,84 \cdot 1800 + 3,17(200)^{1,12} = 2757,6 \text{ \$/ч} \end{aligned}$$

где: $W_{пасс}$ – годовой объем пассажирских перевозок ($W_{пасс} > 1800$ тыс.чел.);

$W_{ГР}$ – годовой объем грузовых отправок ($W_{ГР} > 200$ тыс. тонн).

5. Расходы на заработную плату летного состава и бортпроводников ($C_{зп}$), приходящиеся на один летный час можно представить в следующем виде:

$$C_{зп} = n_{лс} \cdot ЗП_{лс}^ч + n_{бп} \cdot ЗП_{бп}^ч = 3 \cdot 100 + 7 \cdot 50 = 650 \text{ \$/ч}$$

где: $ЗП_{лс}^ч$ - средняя часовая ставка летного состава,

$$ЗП_{лс}^ч \sim (100...150)\text{\$/ч} \approx 100 \text{ \$/ч};$$

$ЗП_{бп}^ч$ - средняя часовая ставка бортпроводников,

$$ЗП_{бп}^ч \sim (50...60)\text{\$/ч} \approx 50 \text{ \$/ч};$$

$n_{лс}; n_{бп}$ - соответственно, количество членов летного состава и бортпроводников, $n_{лс} = 3$ чел., $n_{бп} = 7$ чел.

6. Расходы на страхование.

На воздушном транспорте расходы на страхование включают: страхование воздушного судна - ($C_{СТ}^{ВС}$), страхование экипажей - ($C_{СТ}^{ЭК}$) и страхование ответственности перед третьими лицами - ($C_{СТ}^{ОТВ}$)

$$C_{СТ} = \frac{C_{СТ}^{ВС} + C_{СТ}^{ЭК} + C_{СТ}^{ОТВ}}{T_r} = \frac{515354,4 + 13000,0 + 143520}{4400} = 152,7 \text{ \$/ч}$$

$C_{СТ}^{ВС} = k_c \cdot C_c = 0,005 \cdot 103070880 = 515354,4 \text{ \$/год}$ - годовая сумма отчисления на страхование самолёта;

$k_{СТ}$ - нормативный коэффициент страхования, $k_{СТ} \approx 0,005$ (0,5%);

$$C_{СТ}^{ЭК} = n_{лс} \cdot C_{СТ}^{лс} + n_{бп} \cdot C_{СТ}^{бп} = 3 \cdot 2000 + 7 \cdot 1000 = 13000 \text{ \$/год}$$

где: $C_{СТ}^{лс}$ - страховая сумма 1 члена летного состава в год,

$$C_{СТ}^{лс} \approx 2000\text{\$/год};$$

$C_{СТ}^{бп}$ - страховая сумма 1 члена бортпроводника в год,

$$C_{СТ}^{бп} \approx 1000\text{\$/год};$$

$$C_{СТ}^{ОТВ} = k_{ОТВ} \cdot N_{пасс}^{ср} = 920 \cdot 156 = 143520 \text{ \$/год}$$

где: $k_{ОТВ}$ - нормативный коэффициент отчислений по ответственности перед третьими лицами, ($k_{ОТВ} \sim 920\text{\$/пасс}$);

$N_{пасс}^{ср} = 0,6 \cdot N_{пасс}^{max} = 0,6 \cdot 260 \approx 156$ пасс. - среднестатистическое количество пассажиров на борту самолёта.

Кроме того, определяется,

Часовой расход топлива:

$$q_T^ч = \frac{m_{mp}}{t_n} = \frac{38,033}{9,201} = 4,134 \text{ т/ч};$$

Топливная эффективность самолёта:

$$q_T = \frac{m_{mp}}{m_{кн\ max} \cdot L_p} = \frac{11,33 \cdot 10^6}{30,875 \cdot 8400} = 146,65 \text{ гр/т}\cdot\text{км};$$

$$q_T = \frac{m_{mp}}{N_{пасс.} \cdot L_p} = \frac{11,33 \cdot 10^6}{260 \cdot 8400} = 17,41 \text{ гр/пасс}\cdot\text{км}.$$

9. ВЫВОДЫ

ВЫВОДЫ

В данной выпускной работе на основании статистических данных обработки самолётов-прототипов спроектирован дальний магистральный пассажирский самолет, для эксплуатации его на линиях протяжённостью до $L_p=8400$ км с пассажировместимостью 260 человек и с крейсерской скоростью полета $V_{кр}=905$ км/ч.

Выбрана нормальная схема низкоплана с задним расположением оперения, 3х опорным шасси и двумя ТРДД расположенные на крыле. Произведён расчёт геометрических, массовых, аэродинамических параметров самолёта.

Весовая отдача проектируемого самолёта равна 22,35 % (у прототип самолётов этот показатель ниже), максимальное аэродинамическое качество $K_{max}=20,17$ показатель топливной эффективности равен $q_T=17,41$ гр/пасс.·км.

Определены силы, действующие на фюзеляж. Рассчитана на прочность конструкция фюзеляжа самолёта.

В разделе «Безопасность жизнедеятельности» рассмотрен трудовой процесс конструкторского бюро: вентиляция конструкторского бюро, электробезопасность конструкторского бюро, обеспечение пожарной безопасности конструкторского бюро, определение воздухообмена в помещении конструкторского бюро, расчет освещения в конструкторском бюро методом коэффициента использования.

В организационно-экономической части рассчитаны, отпускная цена самолета, себестоимость авиаперевозок и летного часа, которые составляют: $C_c = 103070880$ \$, $a = 0,0576$ \$/пасс · км и $C_{лч} = 8204,4$ \$/ч.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ и ИСТОЧНИКОВ ИНФОРМАЦИИ

1. Статья И.А. Каримова «Мировой финансово-экономический кризис, пути и меры по его преодолению в условиях Узбекистана». Газета «Народное слово». Март 2009г.

2. “Проектирование самолетов” Езер С.М., Ротин В.Е. Москва, “Машиностроение” 1986г.

3. “Конструкция самолетов” Житомирский Г.И. Москва, “Машиностроение” 1991г.

4. “Аэродинамика” Мхитарян А.М. Москва, “Машиностроение” 1986г.

5. “Сборник задач по конструкции и прочности самолетов и вертолетов” Миртов К.Д. Москва, “Транспорт” 1985г.

6. А.Х. Султанов, Д.Т. Алиакбаров. Методические указания по выполнению «Выпускной квалификационной работы» для конструкторской специализации направления образования 5520800 «Авиастроение и ракетно-космическая техника». Ташкент, 2005г.

7. Султанов А.Х., Алиакбаров Д.Т. «Расчет аэродинамических характеристик дозвуковых самолетов». Методические указания для выполнения аэродинамического раздела выпускной квалификационной работы для студентов обучающихся по конструкторскому циклу направления образования 5520800 «Авиастроение и ракетно-космическая техника». Ташкент, 2009г.

8. “Технология самолетостроения” Абибов А.Л. Москва, “Машиностроение ” 1982г.

9. “Охрана труда в Гражданской Авиации” Буриченко Л. А. Москва, “Транспорт” 1985г.

10. “Охрана труда в машиностроении” Козьяков А. Ф. Морозова Л. Л. Ленинград, “ Машиностроение ” 1987г.

11. А.Х. Султанов. Методические указания для выполнения организационно-экономического раздела ВКР конструкторской специализации направления образования 5520800 «Авиастроение и РКТ» «Методика расчета себестоимости». Ташкент, 2011г.

12. Интернет сайты: www.maks.ru, www.afu.ru, www.avia.ru, www.avion.ru, www.airwise.com, www.aircargoworld.com, www.airways.uz, www.boeing.com/commercial/cargo и т.д.

