

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

**Ташкентский Государственный Технический  
Университет**

**Авиационный факультет**

**Кафедра: "Авиастроение"**

**"Утверждаю"**

*Зав. кафедрой Абдужабаров Н.А.*

« \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2014 г.

*Расчетно-пояснительная записка  
к выпускной квалификационной работе на тему:  
" Проект пассажирского самолёта местных воздушных  
линий "*

*Руководитель: Алиакбаров Дилмурод Тнишбаевич*

*Выпускник: Муродов Бехзод Гайрат угли*

*Рецензент:*

*Ташкент 2014 год*

# ТАШКЕНТСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ

Факультет: Авиация Кафедра: Авиастроение

Специальность: Бакалавр по направлению 5520800 “Авиастроение и ракетно-космическая техника”.

**“УТВЕРЖДАЮ”**

Зав. кафедрой

\_\_\_\_\_ Абдужабаров Н.А.  
« \_\_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2014 г.

## ЗАДАНИЕ

*на выпускную квалификационную работу*

*студенту:* \_\_\_\_\_ Муродову Бехзоду Гайрат угли \_\_\_\_\_  
(фамилия, имя, отчество)

1. Тема работы: “Проект пассажирского самолёта местных воздушных линий”  
утверждена приказом университета от «26» марта 2014 года, № 04/9-98
2. Дата сдачи выполненной работы: \_\_\_\_\_ 12.06.2014 г.
3. Исходные данные: Максимальная пассажировместимость  $N_{\text{п}}=54$  чел., расчётная дальность полёта  $L_{\text{р}}=1400$  километров, сборочная единица – фюзеляж.
4. Содержание расчётно-пояснительной записки: титульный лист, задание на выпускную квалификационную работу, оглавление, техническое задание, введение, обзор статистических данных, выбор схемы, расчёт взлётной массы и геометрических параметров самолета, расчёт центровки самолёта, аэродинамический расчет, расчет на прочность, обоснование выбора материалов и технологии изготовления деталей, безопасность жизнедеятельности, организационно-экономическая часть, выводы, список использованной литературы, спецификация.
5. Перечень графической части: Общий вид самолета с элементами компоновки – 2 листа, теоретический чертеж агрегата – 1 лист, сборочный чертеж – 2 листа, детализировка – 1 лист;
6. Консультанты:

Раздел	Консультант	Подпись и дата	
		Сдал	Принял
1. Конструкторский	Алиакбаров Д.Т.		
2. Расчет на прочность	Рахимкориев К.А.		
3. Безопасность жизнедеятельности	Алиакбаров Д.Т.		
4. Организационно – экономический	Алиакбаров Д.Т.		

7. \_\_\_\_\_ 8. \_\_\_\_\_ 9. \_\_\_\_\_ задание принял.  
Дата выдачи задания      Подпись руководителя      Подпись

### КАЛЕНДАРНЫЙ ПЛАН

№ П/П	Наименование разделов	Срок выполнения	Примечание
1	Выбор схемы, расчёт взлётной массы и геометрических параметров. Общий вид самолёта.	5.04.2014 г.	
2	Расчет центровки, аэродинамический расчет самолёта. Теоретический чертеж агрегата.	29.04.2014 г.	
3	Расчет на прочность. Сборочный чертеж агрегата.	20.05.2014 г.	
4	Безопасность жизнедеятельности. Чертеж деталей.	03.06.2014 г.	
5	Организационно – экономическая часть. Выводы.	10.06.2014 г.	
	Предварительная защита		
	Основная защита	По утвержденному графику	

Студент:

Муродов Б.Г.

Руководитель:

Алиакбаров Д.Т.

## ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>стр.</i>
<i>Техническое задание на проектирование самолёта.....</i>	<i>4</i>
<i>1. Введение.....</i>	<i>10</i>
<i>2. Выбор схемы, расчёт взлётной массы и геометрических параметров самолёта.....</i>	<i>15</i>
<i>3. Расчёт центровки самолёта.....</i>	<i>35</i>
<i>4. Аэродинамический расчёт.....</i>	<i>40</i>
<i>5. Расчёт фюзеляжа на прочность.....</i>	<i>51</i>
<i>6. Обоснование выбора материалов и технология изготовления деталей.....</i>	<i>64</i>
<i>7. Безопасность жизнедеятельности.....</i>	<i>69</i>
<i>8. Организационно-экономическая часть.....</i>	<i>80</i>
<i>9. Выводы.....</i>	<i>89</i>
<i>10. Список использованной литературы и источников информации .....</i>	<i>91</i>
<i>Спецификация к сборочному чертежу.....</i>	<i>93</i>

# *ТЕХНИЧЕСКОЕ ЗАДАНИЕ*

*НА ПРОЕКТИРОВАНИЕ*

*ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА МЕСТНЫХ ВОЗДУШНЫХ ЛИНИЙ  
(ПРОЕКТ)*

## **I. НАЗНАЧЕНИЕ САМОЛЕТА:**

1.1 Самолёт является самолётом транспортной категории по классификации Авиационных правил часть 25 «Нормы лётной годности гражданских самолётов транспортной категории».

1.2 Самолёт предназначен для перевозки пассажиров, багажа, почты и грузов по воздушным трассам местных воздушных линий протяженностью до 1400 км в зависимости от коммерческой нагрузки в простых и сложных метеоусловиях.

1.3 Настоящий самолёт должна предусматривать возможность его выполнения в грузовом варианте.

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

## **II. ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ:**

2.1 Самолёт должен пройти сертификацию в соответствии с Авиационными правилами часть 21 «Процедуры сертификации авиационной техники».

2.2 Самолёт, его системы, силовая установка, комплектующие изделия, а также эксплуатационная документация должны соответствовать:

- требованиям сертификационного базиса, образуемого на основе Авиационных правил часть 25 «Нормы лётной годности гражданских самолётов 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 лётной годности двигателей воздушных судов» и 35 «Нормы лётной годности воздушных винтов» соответственно.

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 самолёта, 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 самолёта д.б. не менее 0,98 с учётом норматива на задержку рейса 30 мин.

### **III. ОЖИДАЕМЫЕ УСЛОВИЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ (ОУЭ):**

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

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

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

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

3.1.4. Высота аэродрома над уровнем моря - до 2000м

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

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

## *3.2. Базирование самолёта.*

### *3.2.1. Состояние ВПП:*

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

## *3.3. Условия выполнения полетов.*

### *3.3.1. Самолет предназначен для выполнения полетов по магистральным воздушным трассам в соответствии с действующими международными требованиями:*

- днем и ночью;*
- в простых и сложных метеоусловиях;*
- в условиях обледенения;*
- над равниной, холмистой и горной местностью;*
- над водным пространством;*
- над дезориентирной местностью.*

### *3.3.2. Минимум ВПП для взлета и посадки:*

- для взлёта – 1500 м;*
- для посадки – 1200 м.*

### *3.3.3. Среднегодовой налёт самолёта – 4000 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 - 6,412  
 4.2. Количество пассажирских мест в туристическом варианте при шаге кресел не менее 810 мм, чел - 54  
 4.3. Максимальная крейсерская скорость, на крейсерской высоте полета 7 км, км/час - 550  
 4.4. Крейсерская экономическая скорость, км/час - 500  
 4.5. Практическая дальность на высоте 7 км со скоростью 500 км/час с АНЗ на 1 час полета:  
 - с максимальной коммерческой нагрузкой 6,412 т., км - 1400  
 4.6. Расход топлива при полете на практическую дальность 1400 км с максимальной коммерческой нагрузкой 6,412 т и крейсерской скоростью 500 км/час: г/пасс·км - 53,2  
 4.7. Удельный расход топлива (H=7 км) не более - 0,35  
 4.8. Регулярная эксплуатация самолета с максимальным взлетным весом в расчетных условиях, должно обеспечиваться на аэродромах с располагаемой длиной ВПП не менее, м - 1300  
 4.9. Скорость захода на посадку с максимальным посадочным весом, км/час, - 185  
 4.10. Состав лётного экипажа, чел:  
 - командир корабля - 1  
 - второй пилот - 1  
 - бортпроводники - 2  
 4.11. 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 самолёта 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 расположения 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.*

# ***1. ВВЕДЕНИЕ***

## ВВЕДЕНИЕ

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

Так, например, в мире самолёты во многих регионах становятся массовым, а на местных направлениях главным видом транспорта. Так же и пассажирские самолёты выполняют регулярные рейсы в соответствии с потребностями регионов.

Гражданская авиация ежегодно перевозит сотни тысяч тонн грузов и почты. Своевременная доставка пассажиров обеспечивает ритмичную производственную жизнь региона.

Пассажирские перевозки на воздушном транспорте имеют большое значение для решения конкретных задач.

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

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

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

Поэтому процесс развития авиации можно разбить на несколько периодов.

1 Период (до 1903 г.) характеризуется попытками многих исследователей построить аппарат тяжелее воздуха и на нем подняться в воздух. Известно, что эту идею разрабатывал в средние века Леонардо да Винчи, затем уже в 18 столетии Ломоносов.

2 Период (1903-1920 гг.) характеризуется господством эвристического подхода к созданию самолета на базе методов прямой и косвенной аналогии, что отразилось в видовом многообразии самолётов, отсутствии устойчивых значений относительных масс. Это период становления экспериментальной базы технической науки, накопления материалов о способах и методах конструирования и проектирования самолетов.

3 Период (1914-1935 гг.) определяет начало практического использования в интересах удовлетворения потребностей общества. Это период дальнейшего развития экспериментальной аэродинамики, совершенствования двигателей, конструкции, разработки методов проектирования на базе пересчета коэффициентов или метода прототипов.

4 Период (1930-1950 гг.) характеризуется борьбой за аэродинамическое совершенство самолёта, за увеличение мощностей моторов для роста скорости и высоты полета; создание самолетов с заранее заданными свойствами, приданием им свойств боевой живучести и надежности.

5 Период (1945-1965 гг.) характеризуется развитием скоростных самолётов с ТРД; борьбой за уменьшение аэродинамического сопротивления и обеспечение устойчивости и управляемости при полете на больших околозвуковых скоростях; переход к крыльям малых удлинений, треугольной и стреловидной с малым относительной толщиной, к фюзеляжам с увеличенным удлинением, к цельноповоротным стабилизаторам.

6 Период (с 1960 до настоящего времени) характеризуется попытками аналитического решения задач оптимального проектирования и конструирования с широким использованием электронно-вычислительной техники при разработке и создании самолетов.

В данной работе рассматривается проект пассажирского самолёта для местных воздушных линий с расчётной дальностью  $L_p=1400$  км и числом пассажиров  $N_{пас.}=54$  человек. На начальном этапе работы было собрано статистические данные самолётов прототипов Ил-114 и АTR 42-500. По анализу лётно-технических характеристик и геометрических параметров этих самолётов выбирали схемы и расположения основных агрегатов проектируемого самолёта.

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Состоявшийся в ноябре 2008 года в Вашингтоне Саммит 20 крупнейших государств, объединяющих около 85 процентов мирового совокупного продукта, подтвердил все возрастающие масштабы глобального финансового кризиса.

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

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

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

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

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

***2. ВЫБОР СХЕМЫ, РАСЧЁТ  
ВЗЛЁТНОЙ МАССЫ И  
ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ  
ПАРАМЕТРОВ САМОЛЁТА***

## 2.1. АНАЛИЗ СТАТИСТИКИ, ВЫБОР СХЕМЫ САМОЛЕТА И ТИПА СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

*Исходные данные:* Проект пассажирского самолёта местных воздушных линий.

*Пассажировместимость  $N_{\text{пасс}} = 54$  чел.*

*Расчётная дальность полета  $L_p = 1400$  км.*

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

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

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

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

*Также принята схема низкорасположенного крыла. Это крыло дает заметное приращение подъемной силы, вследствие близости земли. Низкорасположенное крыло, и двигатели могут выполнять роль энергоёмкой массы при вынужденной посадке самолёта. Еще одним из*

*достоинств низкорасположенного крыла является возможность размещения на нем шасси и обеспечение большей безопасности самолёта при аварийной посадке.*

*Фюзеляж один из наиболее сложных агрегатов самолёта. В большинстве случаев фюзеляж является вместительным помещением 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 самолёте 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 объёме 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, подкреплённой шпангоутами, а следовательно, обеспечивает наименьшую массу конструкции.*

*На проектируемом самолёте предусмотрена установка ТВД. Расположение винтов под крылом является наиболее приемлемой схемой с аэродинамической и конструктивной точек зрения. А также такое расположение двигателей обеспечивает удобство монтажа и демонтажа двигателей, и легкий доступ ко всем агрегатам в процессе технического осмотра и обслуживания. Поток воздуха от винтов работающих двигателей оказывает благоприятный эффект на срывные характеристики крыла и повышает подъемную силу особенно при выпущенных закрылках, создавая своеобразную встроенную защиту от сваливания самолета.*

*Оперение самолёта предназначено для обеспечения устойчивости и управляемости самолёта. В проектируемом самолёте принята нормальная схема. В ней вертикальная и горизонтальная поверхности оперения размещаются в хвостовой части самолёта. Эта схема*

позволяет обеспечить получение необходимых характеристик устойчивости и управляемости самолёта на всех возможных режимах полета, а также достаточную эффективность органов управления для вывода самолёта в нормальный режим полёта после произвольного превышения критических значений углов атаки, сваливания.

Шасси является взлетно-посадочным устройством, которое обеспечивает самолёту взлёт, разбег, посадку, послепосадочный пробег и маневрирование по аэродрому. Оно воспринимает при этом действующие на самолёт 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 самолёта. В проектируемом самолёте принята схема шасси трехопорное с передней вспомогательной опорой. Для самолётов, имеющих шасси с передней опорой, касание ВПП главными опорами не сопровождается неприятными последствиями. Под действием лобовых сил, возникающих на главных опорах, самолёт опускает нос и становится на все опоры. В процессе этого движения уменьшается угол атаки и подъёмная сила крыльев и, если амортизатор на опорах должным образом поглотил энергию самолета, самолёт уже не имеет возможности оторваться от ВПП.

Вследствие этого для самолётов, имеющих шасси с передней опорой, стало возможным резко увеличить посадочную скорость не только на военных, но и на пассажирских самолётах. Самолёты, имеющие схему шасси с передней опорой, устойчивы на разбеге и пробеге.

Помимо этого такие самолеты обладают рядом следующих дополнительных преимуществ:

- более простой техникой пилотирования на разбеге, посадке и пробеге;
- улучшенным обзором из кабины летчика на разбеге, пробеге и при маневрировании, так как фюзеляж самолёта занимает горизонтальное или близкое к нему положение;
- возможность совершать посадку с планирования без участков выравнивания и выдерживания.

Таблица 1. Статистические данные самолётов прототипов

№	Основные данные	Обозначение	Единица измерения	Наименование самолётов-прототипов, год выпуска		Проектируемый самолет, 2014 год
				Ил-114 1992 год	ATR 42-500 1985 год	
1.	Взлетная масса	$m_0$	T	23,5	18,6	22,7
2.	Мах. количество пассажиров	$N_{max}^{pac}$	чел.	60	50	54
3.	Мах. коммерческая нагрузка	$m_{max}^{KH}$	T	6,5	5,45	6,413
4.	Расчётная дальность с $m_{KH}$	$L_p$	км	860	1555	1400
5.	Крейсерская скорость	$V_{кр}$	км/ч	500	500	500
6.	Пустая масса самолёта	$m_{пуст}$	T	13,7	9,35	11,82
7.	Масса топлива на $L_p$	$m_T$	T	1,3	3,8	4,47
8.	Двигатель/кол-во	$n_{дв}$	шт	ТВД/2	ТВД/2	ТВД/2
9.	Стартовая мощность	$N_{0I}$	л.с.	2500	2400	3014
10.	Энерговооруженность	$N_{0I}$	-	0,264	0,258	0,265
11.	Удельный расход топлива	$C_e$	кгт/ кз·ч	0,34	0,35	0,35
12.	Скорость захода на посадку	$V_{зп}$	км/ч	190	190	185
13.	Длина разбега	$l_{разб}$	м	800	1163	870
14.	Площадь крыла	$S_{кр}$	м <sup>2</sup>	78,64	54,5	75,89
15.	Размах крыла	$l_{кр}$	м	30	24,57	29,28
16.	Удельная нагрузка на крыло	$p_0$	кг/м <sup>2</sup>	298,8	290	299,1
17.	Удлинение крыла	$\lambda_{кр}$	-	11,4	11,1	11,3
18.	Стреловидность крыла	$\chi_{1/4}$	град	0°	0°	0°
19.	Длина фюзеляжа	$l_\phi$	м	26,2	22,67	25,05
20.	Площадь ГО	$S_{зо}$	м <sup>2</sup>	22,4		16,7
21.	Площадь ВО	$S_{во}$	м <sup>2</sup>	14,6		12,14

## 2.2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЗЛЁТНОГО ВЕСА САМОЛЁТА В ПЕРВОМ ПРИБЛИЖЕНИИ

Взлётная масса проектируемого самолёта в первом приближении равна:

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

где:  $m_{KH}$  – масса коммерческой нагрузки;  $m_{сл.н}$  – масса служебной нагрузки;  $\bar{m}_{кон}$  – относительная масса конструкции планера;  $\bar{m}_{су}$  – относительная масса силовой установки;  $\bar{m}_{од.упр.}$  – относительная масса оборудования и управления;  $\bar{m}_T$  – относительная масса топлива.

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

$$m_{KH} = 1,25 \cdot (75 + 20) \cdot N_n = 1,25 \cdot (75 + 20) \cdot 54 = 6412,5 \text{ кг}$$

где:  $N_n = 54$  (чел.) – число пассажиров;

Масса снаряжения и служебной нагрузки равна

$$m_{сл} = 80 \cdot N_{ЭК} + 1,6 \cdot N_n = 80 \cdot 5 + 1,6 \cdot 54 = 486,4 \text{ кг}$$

где:  $N_{ЭК} = N_{лпс} + N_{дп} + 1 = 2 + 2 + 1 = 5$  (чел.) – количество членов экипажа;

$N_{лпс} = 2$  (чел.) – летно-подъемный состав;

$N_{дп} = 2$  – количество бортпроводниц;

$$N_{дп} = N_n / (35 \dots 40) = 54 / 35 \approx 2 \text{ (чел.)}$$

Для самолета МВЛ (местных воздушных линий)

можно принять следующие относительные массы по статистике:

$$(\bar{m}_{кон} = 0,3; \bar{m}_{су} = 0,11; \bar{m}_{од.упр} = 0,12) = const$$

Для самолётов с ТВД относительная масса топлива равна

$$\bar{m}_T = \frac{1,3 \cdot L_p \cdot C_e}{270 \cdot \eta_g \cdot K}$$

где:  $L_p = 1400$  км – расчётная дальность полёта,

$K = 0,94 \cdot K_{кр} = 0,94 \cdot 17 = 16$  – аэродинамическое качество в крейсерском режиме,

$\eta_g = 0,78$  – КПД винта,

$C_e = 0,35$  – удельный расход топлива турбовинтового двигателя (ТВД).

$$\bar{m}_T = \frac{1,35 \cdot 1400 \cdot 0,35}{270 \cdot 0,78 \cdot 16} = 0,197$$

Тогда взлетная масса проектируемого самолёта в первом приближении равна:

$$m_0^I = \frac{m_{кн} + m_{сл}}{1 - (m_{кон} + m_{су} + m_{од.упр} + m_T)} =$$

$$= \frac{6412,5 + 486,4}{1 - (0,3 + 0,11 + 0,12 + 0,197)} = 25271 \text{ кг}$$

### 2.3. 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:

$$S_{кр} = \frac{m_0}{\rho_0} = \frac{25271}{293,5} = 86,12 \text{ м}^2$$

где:  $\rho_0$  - удельная нагрузка на 1 м<sup>2</sup> крыла при взлете,

$$\rho_0 = 10 \sqrt[3]{m_0} = 10 \cdot \sqrt[3]{25271} = 293,5 \text{ кг} / \text{м}^2$$

На основании анализа статистических данных самолётов прототипов выбираются:

удлинение крыла  $\lambda_{кр} = 11,3$ ; стреловидность крыла  $\chi_{1/4} = 0^\circ$ ;

сужение крыла  $\eta_{кр} = 2$ .

Тогда для крыла проектируемого самолета можно определить:

$$\text{размах крыла } L_{кр} = \sqrt{\lambda_{кр} \cdot S_{кр}} = \sqrt{11,3 \cdot 86,12} = 31,2 \text{ м}$$

$$\text{концевую хорду } b_{кц} = \frac{2 \cdot S_{кр}}{L_{кр} (1 + \eta_{кр})} = \frac{2 \cdot 86,14}{31,2 \cdot (1 + 2)} = 1,84 \text{ м}$$

$$\text{корневую хорду } b_0 = \eta_{кр} \cdot b_{кц} = 2 \cdot 1,84 = 3,68 \text{ м}$$

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

$$L_{зк} = 0,65 \cdot L_{кр} = 0,65 \cdot 31,2 = 20,28 \text{ м}$$

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

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

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

$$S_{эл} = 0,06 \cdot S_{кр} = 0,06 \cdot 86,14 = 5,17 \text{ м}^2$$

Размах элеронов определяет выбранное значение размаха закрылков.

$$L_{эл} = 0,25 \cdot L_{кр} = 0,25 \cdot 31,2 = 7,8 \text{ м}$$

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

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

### **Выбор параметров фюзеляжа.**

Потребный диаметр фюзеляжа можно определить формуле:

$$V_{\phi} = V \cdot n_1 + b \cdot n_2 + h \cdot n_3 + 2 \cdot (a + c) - \text{максимальная ширина}$$

фюзеляжа, где

$V$  - ширина кресла,  $V=440$  мм;

$n_1$  - количество кресел в ряду,  $n_1=4$ ;

$b$  - ширина одного подлокотника кресла,  $b=50$  мм;

$n_2$  - количество подлокотников в ряду,  $n_2=6$ ;

$h$  - ширина прохода: при  $N_{пасс} < 300$   $h = 510$  мм;

$n_3$  - количество проходов,  $n_3=1$ ;

$a$  - толщина стенок,  $a=115$  мм;

$c$  - зазор до стенки,  $c=30$  мм.

$$V_{\phi} = D_{\phi} = 440 \cdot 4 + 50 \cdot 6 + 510 \cdot 1 + 2 \cdot (115 + 30) = 2860 \text{ мм} = 2,86 \text{ м}$$

Потребная длина пассажирской кабины определяется по формуле:

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

где:

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

$l_2 = 560$  мм - минимальное расстояние от плоскости задней перегородки кабины до переднего крепления последнего ряда сидений;

$i_{ряд} = 14$  - число рядов кресел;

$t = 810$  мм - шаг кресел.

$$l_{пасс.каб} = l_1 + (i_{ряд} - 1) \cdot t + l_2 = 1020 + (14 - 1) \cdot 810 + 560 = 12110 \text{ мм}$$

Удлинения носовой и хвостовой частей фюзеляжа:

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

Длина носовой и хвостовой частей фюзеляжа:

$$l_{н.ч.} = 2860 \cdot 1,5 = 4290 \text{ мм}; \quad l_{хв.ч.} = 2860 \cdot 2,5 = 7150 \text{ мм}.$$

Длина фюзеляжа:

$$L_{\phi} = l_{пасс.каб} + l_{н.ч.} + l_{хв.ч.} + l_{буф.} = 12110 + 4290 + 7150 + 1500 = 25050 \text{ мм}$$

Удлинения фюзеляжа:

$$\lambda_{\phi} = 25050 / 2860 = 8,76$$

### **Выбор параметров оперения.**

Основными параметрами оперения являются:

Площадь горизонтального оперения может составлять до 20...22% площади крыла,

$$S_{z0} = 0,22 \cdot S_{кр} = 0,22 \cdot 86,12 = 18,95 \text{ м}^2$$

Площадь вертикального оперения может составлять до 15...17% площади крыла,

$$S_{\text{в}0} = 0,16 \cdot S_{кр} = 0,16 \cdot 86,12 = 13,78 \text{ м}^2$$

На основании анализа статистических данных самолётов прототипов имеем:

$\lambda_{z0}$  - удлинение горизонтального оперения = 5;

$\lambda_{\text{в}0}$  - удлинение вертикального оперения = 1,6;

$\eta_{z0}$  - сужение горизонтального оперения = 2;

$\eta_{\text{в}0}$  - сужение вертикального оперения = 2,5.

Размах горизонтального оперения определяем по формуле:

$$L_{z0} = \sqrt{\lambda_{z0} \cdot S_{z0}} = \sqrt{5 \cdot 18,95} = 9,73 \text{ м}$$

Высота вертикального оперения определяем по формуле:

$$h_{\text{в}0} = \sqrt{\lambda_{\text{в}0} \cdot S_{\text{в}0}} = \sqrt{1,6 \cdot 13,78} = 4,7 \text{ м}$$

Концевая хорда горизонтального оперения составляет:

$$b_{\text{кц}}^{z0} = \frac{2 \cdot S_{z0}}{L_{z0} (1 + \eta_{z0})} = \frac{2 \cdot 18,95}{9,73 \cdot (1 + 2)} = 1,3 \text{ м}$$

Корневая хорда горизонтального оперения составляет:

$$b_0^{z0} = \eta_{z0} \cdot b_{\text{кц}}^{z0} = 2 \cdot 1,3 = 2,6 \text{ м}$$

Концевая хорда вертикального оперения составляет:

$$b_{\text{кц}}^{\text{в}0} = \frac{2 \cdot S_{\text{в}0}}{h_{\text{в}0} (1 + \eta_{\text{в}0})} = \frac{2 \cdot 13,78}{4,7 \cdot (1 + 2,5)} = 1,68 \text{ м}$$

Корневая хорда вертикального оперения составляет:

$$b_0^{\text{в}0} = \eta_{\text{в}0} \cdot b_{\text{кц}}^{\text{в}0} = 2,5 \cdot 1,68 = 4,2 \text{ м}$$

Площадь рулевых поверхностей лежит в пределах 20...30% площади оперения:

$$S_{p_{z0}} = S_{p_{\text{в}}} = 0,25 \cdot S_{z0} = 0,25 \cdot 18,95 = 4,73 \text{ м}^2$$

$$S_{p_{\text{в}0}} = S_{p_{\text{н}}} = 0,25 \cdot S_{\text{в}0} = 0,25 \cdot 13,78 = 3,44 \text{ м}^2$$

Площади триммеров с серворулями обычно составляют 6...10% площади рулевых поверхностей:

$$S_{тр} = (0,06...0,1) \cdot S_p$$

Площадь оперения находим по формуле:

$$S_{оп} = S_{zо} + S_{вo} = 18,95 + 13,78 = 32,73 \text{ м}^2$$

На основании анализа статистических данных самолетов прототипов имеем:

$\chi_{zо}$  - стреловидность горизонтального оперения =  $3^\circ$ .

$\chi_{вo}$  - стреловидность вертикального оперения =  $28^\circ$ .

## 2.4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ УДЕЛЬНОЙ НАГРУЗКИ НА КРЫЛО И ЭНЕРГОВООРУЖЕННОСТИ САМОЛЕТА

### 2.4.1. Определение удельной нагрузки на крыло при взлете.

2.4.1.1 Удельная нагрузка на  $1 \text{ м}^2$  крыла при взлете в первую очередь определяется из условия обеспечения заданной скорости захода на посадку:

$$P_0^I = \frac{c_{y \text{ max. нос}} \cdot V_{зп}^2}{30,2 \cdot (1 - \bar{m}_{т.р})};$$

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

$c_{y \text{ max. нос}} = 2,8 \cdot \cos \chi^\circ = 2,8 \cdot \cos 0^\circ = 2,8$  (для крыльев имеющих 2<sup>х</sup> щелевой закрылок или одно щелевой закрылок с предкрылком);

$V_{зп} = 185 \text{ км/ч} = 51,4 \text{ м/сек}$ ;

$\bar{m}_{т.р} = 0,92 \cdot \bar{m}_m = 0,92 \cdot 0,197 = 0,1812$  - относительная масса расходуемого в полете топлива.

Тогда,

$$P_0^I = \frac{2,8 \cdot 51,4^2}{30,2 \cdot (1 - 0,1812)} = 299,1 \text{ кг/м}^2$$

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

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

где:  $C_{y_{кр}}$  - коэффициент подъемной силы в крейсерском режиме полёта,  $C_{y_{кр}} = 0,71 \cdot C_{y_{кр\max}} = 0,71 \cdot 0,67 = 0,4757$ ,

$C_{y_{кр\max}}$  - коэффициент подъемной силы соответствующие максимальному аэродинамическому качеству,  $C_{y_{кр\max}} = 0,67$ .

$V_{кр}$  - крейсерская скорость на расчётной высоте,

$$V_{кр} = 500 \text{ км/ч} = 138,9 \text{ м/с.}$$

$\rho_n$  - плотность воздуха на расчётной высоте:

$$\rho_n = 0,125 \cdot \left(1 - \frac{H_p}{44,308}\right)^{4,2553} = 0,125 \cdot \left(1 - \frac{7}{44,308}\right)^{4,2553} = 0,0601$$

где:  $H_p$  - расчетная высота полёта = 7 км.

Тогда,

$$P_0'' = \frac{0,4757}{(1 - 0,6 \cdot 0,197)} \cdot \frac{0,0601 \cdot 138,9^2}{2} = 313 \text{ кг/м}^2$$

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

$$P_0 = \min \left\{ \begin{matrix} P_0' \\ P_0'' \end{matrix} \right\} = \min \left\{ \begin{matrix} 299,1 \\ 313 \end{matrix} \right\} = 299,1 \text{ кг/м}^2$$

## 2.4.2. Определение стартовой энерговооруженности самолетов с турбовинтовыми двигателями (ТВД).

2.4.2.1 Прежде всего, потребная мощность силовой установки самолета с ТВД определяется из условия обеспечения требуемой (заданной) крейсерской скорости на начальном этапе расчетной высоты полета по выражению:

$$N_{01} = \frac{0,9 \cdot m_0 \cdot V_{кр}}{75 \cdot K_{кр} \cdot \eta_b \cdot \sqrt{\Delta}} \text{ (л.с.)}$$

где:  $V_{кр}$  - крейсерская (рабочая) скорость полета в (м/с),

$$V_{кр} = 500 \text{ км/ч} = 138,9 \text{ м/сек};$$

$K_{кр} = 17$  - крейсерское аэродинамическое качество;

$\eta_b = 0,78$  - к.п.д. воздушного винта на режиме крейсерского полета;

$$\Delta = \frac{\rho_n}{\rho_0} = \frac{0,0601}{0,125} = 0,4811 \text{ - относительная плотность воздуха на}$$

расчётной высоте полёта;

$$\rho_n = 0,125 \cdot \left(1 - \frac{H_p}{44,308}\right)^{4,2553} = 0,125 \cdot \left(1 - \frac{7}{44,308}\right)^{4,2553} = 0,0601 -$$

плотность на расчетной высоте

$$N_{01} = \frac{0,9 \cdot 25271 \cdot 138,9}{75 \cdot 17 \cdot 0,78 \cdot \sqrt{0,4811}} = 4579,53 \text{ л.с.}$$

2.4.2.2 Потребная мощность силовой установки может быть рассчитана из условия обеспечения безопасного влета с одним отказавшим в момент отрыва двигателем:

$$N_{02} = \frac{m_0 \cdot V_{на\delta}}{150 \cdot \eta_{в.на\delta}} \cdot k_v \cdot \left(\frac{n_{\delta\delta}}{n_{\delta\delta} - 1}\right) \cdot \left(\frac{1}{K_{на\delta}} + tg\theta_3\right)$$

где:  $V_{на\delta} = 0,4 V_{кр}$  - скорость набора на этапе взлета (этап 3, шасси убрано, механизация во взлетном положении),

$$V_{на\delta} = 0,4 V_{кр} = 0,4 \cdot 138,9 = 55,56 \text{ м/сек};$$

$k_v \approx 1,5$  - коэффициент, учитывающий, что набор высоты осуществляется в расчетных условиях ( $t = +30^\circ$ ;  $P = 730 \text{ мм.рт.ст.}$ );

$\eta_{в.на\delta} = 0,5$  - КПД винта в момент набора высоты;

$K_{на\delta} = 12$  - аэродинамическое качество самолета в режиме набора высоты;

$tg\theta_n = \eta_{пн}$  - полный градиент набора высоты,

$\eta_{пн} \geq 0,024$  при  $n_{\delta\delta} = 2$ ,

$\theta_n$  - угол набора высоты (механизация во взлетном положении, шасси убрано);

$$N_{02} = \frac{25271 \cdot 55,56}{150 \cdot 0,5} \cdot 1,5 \cdot \left(\frac{2}{2-1}\right) \cdot \left(\frac{1}{12} + 0,024\right) = 6028 \text{ л.с.}$$

2.4.2.3 Потребная мощность силовой установки может быть определена из условия обеспечения заданной длины разбега, если известен (задан в ТЗ) класс аэродрома базирования, т.е. длина ВПП:

$$N_{03} = \frac{V_{отр} \cdot m_0}{150 \cdot \eta_{вотр}} \cdot \left[ \frac{V_{отр}^2}{2 \cdot g \cdot L_{раз\delta}} + \frac{1}{3} \left( \frac{1}{K_p} + 2 \cdot f_p \right) \right] \text{ (л.с.)}$$

где:  $V_{отр}$  - скорость отрыва самолета. Для расчетных условий взлета скорость отрыва может быть рассчитана зависимостью:

$$V_{отр} = 3,85 \cdot \sqrt{\frac{P_0}{c_{y \text{ отр}} \cdot K_{\delta\delta}}} = 3,85 \cdot \sqrt{\frac{299,1}{1,35 \cdot 1,21}} = 53,2 \text{ м / с}$$

$c_{y \text{ отр}}$  - коэффициент подъемной силы в момент отрыва:

$$c_{y \text{ отр}} = 0,75 \cdot c_{y \text{ max взл}} = 0,75 \cdot 1,8 = 1,35;$$

$c_{\text{max взл}} \approx 1,8$  – предкрылок + закрылок;

$K_{\text{обд}}$  – коэффициент, учитывающий увеличение  $c_y$  вследствие обдувки крыла винтом,

$$K_{\text{обд}} = 1 + \frac{1,4 \cdot N_{0i} \cdot \eta_{\text{об}} \cdot S_{\text{обд}}}{q_{\text{отр}} \cdot F_{\text{в}} \cdot S_{\text{кр}}} = 1 + \frac{1,4 \cdot 3014 \cdot 2 \cdot 34,5}{1733,1 \cdot 9,08 \cdot 86,12} = 1,21$$

$q_{\text{отр}}$  – скоростной напор в момент отрыва,

$$q_{\text{отр}} = \frac{\rho_0 \cdot V_{\text{отр}}^2}{2} = \frac{0,125 \cdot 9,8 \cdot 53,2^2}{2} = 1733,1$$

$$F_{\text{в}} = \frac{\pi \cdot d_{\text{в}}^2}{4} = \frac{3,14 \cdot 3,4^2}{4} = 9,08 \text{ м}^2 \text{ – площадь диска одного винта,}$$

$d_{\text{в}} = 3,4 \text{ м}$  – диаметр винта берется по статистике;

$S_{\text{обд}}$  – обдуваемая площадь крыла,  $S_{\text{обд}} = 0,4 \cdot S_{\text{кр}} = 0,4 \cdot 86,12 = 34,5 \text{ (м}^2\text{)}$ ;

$\eta_{\text{в.отр}} = 0,35$  – КПД винта, берется для скорости  $V = 0,7 \cdot V_{\text{отр}}$ ;

$K_p = 9$  – аэродинамическое качества в режиме разбега самолета;

$f_p$  – коэффициент трения колес при разбеге:

$f_p = 0,03$  – мокрое бетонное покрытие;

$L_{\text{разб}}$  – длина разбега,  $L_{\text{разб}} = 871 \text{ м}$ .

$$N_{03} = \frac{53,2 \cdot 25271}{150 \cdot 0,35} \cdot \left[ \frac{53,8^2}{2 \cdot 9,8 \cdot 871} + \frac{1}{3} \left( \frac{1}{9} + 2 \cdot 0,03 \right) \right] = 5704,4 \text{ л.с.}$$

Для проектируемого самолета выбирается наибольшее значение суммарной мощности, рассчитанной по выше приведенным формулам:

$$N_0 = \max \{ N_{01}; N_{02}; N_{03} \} = \max \{ 4579,53; 6028; 5704,4 \} = 6028 \text{ л.с.}$$

2.4.3. Взлётная мощность одного двигателя определяется исходя из выбранного количества двигателей

$$N_{0i} = \frac{N_0}{\eta_{\text{об}}} = \frac{6028}{2} = 3014 \text{ л.с.}$$

2.4.4. Масса силовой установки может быть определена по формуле:

$$m_{\text{cy}} = N_0 (\gamma_{\text{об}} + k_{\text{cy}}) = 6028 \cdot (0,18 + 0,22) = 2411 \text{ кг,}$$

где:  $\gamma_{\text{об}}$  – удельная масса двигателя;

$k_{\text{cy}}$  – коэффициент силовой установки;

$k_{\text{cy}} = (0,22 \dots 0,25) = 0,22$  для самолетов с турбовинтовыми двигателями;

$\gamma_{\text{дв}} = (0,18...0,22) = 0,18$  для самолетов с турбовинтовыми двигателями.

2.4.5. Стартовая энерговооруженность:

$$\bar{N}_0 = \frac{N_0}{m_0} = \frac{6028}{25271} = 0,238 \text{ л.с./кг}$$

2.4.6. Относительная масса СУ:

$$\bar{m}_{\text{су}} = \frac{m_{\text{су}}}{m_0} = \frac{2411}{25271} = 0,0954$$

## 2.5. РАСЧЁТ МАССЫ САМОЛЕТА ВО ВТОРОМ ПРИБЛИЖЕНИИ

2.5.1. Относительная масса крыла:

В среднем, относительная масса крыла составляет 0,08...0,12 от общей массы самолета.

$$\begin{aligned} \bar{m}_{\text{кр}} &= \frac{7 \cdot k_1 \cdot n_p \cdot \varphi \cdot \lambda \cdot \sqrt{m_0}}{10^4 \cdot \rho_0 \cdot (\bar{c}_0)^{0,75} \cdot \cos^{15} \chi} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} \left( 1 - \frac{\mu - 1}{\eta + 3} \right) + \frac{4,5 \cdot k_2 \cdot k_3}{\rho_0} + 0,015 = \\ &= \frac{7 \cdot 1,0 \cdot 4,119 \cdot 0,67 \cdot 11,3 \cdot \sqrt{25271}}{10^4 \cdot 299,1 \cdot (0,14)^{0,75} \cdot \cos^{15} 0^\circ} \cdot \frac{2 + 4}{2 + 1} \cdot \left( 1 - \frac{1,6 - 1}{2 + 3} \right) + \frac{4,5 \cdot 1,2 \cdot 1,05}{299,1} + 0,015 = \\ &= 0,118904 \end{aligned}$$

где:  $m_0$  - взлётная масса самолёта в кг,  $m_0 = 25271$  кг;

$k_1 = 1,0$  - для ресурса крыла 25...30 тыс. часов;

$n_p$  - расчётная перегрузка,

$$n_p = 72 / \sqrt{\rho_0} = 72 / \sqrt{299,1} = 4,119$$

$\rho_0$  - удельная нагрузка на 1 м<sup>2</sup> крыла = 299,1 кг/м<sup>2</sup>;

$\varphi$  - коэффициент разгрузки, учитывающий наличие топлива и двигателей на крыле,

$$\varphi = 0,92 - 0,5 \cdot \bar{m}_m - 0,1 \cdot k_{\text{с.у}} = 0,67$$

где:  $k_{\text{с.у}} = 1$ ; двигатели расположены в крыле;

$k_2 = 1,2$  - предкрылки и закрылки;

$k_3 = 1,05$  - баки-кессоны имеют внутришовную герметизацию.

Исходя из статистики, зададимся:

$\lambda = 11,3$  - удлинение крыла;  $\eta = 2$  - сужение крыла;

$\chi^{0\ 1/4} = 0^\circ$  - угол стреловидности крыла по 1/4 хорде крыла;

$$\mu - \text{сужение крыла при виде спереди, } \mu = \frac{\bar{c}_0}{\bar{c}_{\text{ки}}} = \frac{0,14}{0,09} = 1,6;$$

$\bar{c}_0 = 0,14$  - корневая относительная толщина профиля крыла;

$\bar{c}_{\text{ки}} = 0,09$  - концевая относительная толщина профиля крыла.

### 2.5.2. Относительная масса фюзеляжа:

В среднем, относительная масса фюзеляжа составляет 0,06...0,12 от общей массы самолета.

$$\begin{aligned}\bar{m}_\phi &= k_1 \cdot \lambda_\phi \cdot d_\phi^2 \cdot m_0^{-i} + k_2 + k_3 + k_4 = \\ &= 2,599 \cdot 8,76 \cdot 2,86^2 \cdot 25271^{-0,743} + 0 + 0 + 0,003 = 0,102746\end{aligned}$$

где:  $m_0$  – взлётная масса самолёта в кг,  $m_0 = 25271$  кг;

$k_1 = 3,63 - 0,333 \cdot d_\phi = 3,63 - 0,333 \cdot 2,86 = 2,599$  – коэффициент учитывает положение двигателей (если двигатели соединены с крылом, а  $d_\phi < 5$  м);

$k_2 = 0$  – коэффициент учитывает положение стоек главного шасси (если стойки главного шасси крепятся к крылу);

$k_3 = 0$  – коэффициент учитывает место уборки колес главного шасси (если стойки главного шасси убираются в крыло);

$k_4 = 0,003$  – коэффициент учитывает вид транспортировки багажа, (если багаж перевозится в контейнерах);

$i = 0,743$  – показатель степени [i] учитывает размеры фюзеляжа при  $d_\phi \leq 4$  м;

$\lambda_\phi = 8,76$  – удлинение фюзеляжа;

$d_\phi = 2,86$  м – диаметр миделевого сечения фюзеляжа.

### 2.5.3. Относительная масса оперения:

В среднем масса оперения составляет 0,015...0,025 от общей массы самолета.

Относительная масса горизонтального оперения может быть рассчитана по формуле:

$$\begin{aligned}\bar{m}_{zo} &= \frac{k_{cx}^{zo} \cdot k_{HM}}{m_0} \cdot \left[ \frac{10^{-3} \cdot n_p \cdot \rho_0 \cdot S_{zo}^2 \cdot \lambda_{zo}}{S_{кр} \cdot \bar{c}_{zo} \cdot \cos^{1,7} \chi_{zo}} \right]^{0,6} \\ \bar{m}_{zo} &= \frac{0,8099 \cdot 1,0}{25271} \cdot \left[ \frac{10^{-3} \cdot 4,119 \cdot 299,1 \cdot 18,95^2 \cdot 5}{86,12 \cdot 0,12 \cdot \cos^{1,7} 3^0} \right]^{0,6} = 0,011503\end{aligned}$$

где,  $m_0$  – взлётная масса самолёта в кг,  $m_0 = 25271$  кг;

$k_{cx} = 0,844 - 0,0018 \cdot S_{zo} = 0,844 - 0,0018 \cdot 18,95 = 0,8099$  (в случае низкорасположенного ГО);

$k_{HM} = 1,0$  – конструкция оперения выполнена из алюминиевых сплавов;

$\rho_0$  – удельная нагрузка на 1 м<sup>2</sup> крыла,  $\rho_0 = 299,1$  кг/м<sup>2</sup>;

$n_p$  – расчётная перегрузка,  $n_p = 4,119$ ;

$\lambda_{zo}$  – удлинение горизонтального оперения,  $\lambda_{zo} = 5$ ;

$S_{кр}$  – площадь крыла,  $S_{кр} = 86,12$  м<sup>2</sup>;

$S_{zo}$  – площадь горизонтального оперения,  $S_{zo} = 18,95$  м<sup>2</sup>;

$\chi_{zo}$  – стреловидность горизонтального оперения,  $\chi_{zo} = 3^0$ ;

$\bar{c}_0$  – относительная толщина профиля горизонтально оперения,  $\bar{c}_0 = 0,12$ .

Относительная масса горизонтального оперения может быть рассчитана по формуле:

$$\bar{m}_{\text{во}} = \frac{k_{\text{сх}}^{\text{во}}}{m_0} \cdot 2,8 \cdot S_{\text{во}}^{1,2} \left( 0,4 + \frac{V_n}{305} \right)$$

$$\bar{m}_{\text{во}} = \frac{1,1}{25271} \cdot 2,8 \cdot 13,78^{1,2} \cdot \left( 0,4 + \frac{613}{305} \right) = 0,008061$$

$k_{\text{сх}} = 1,1$  (при обычном расположении ГО);

$V_n = V_{\text{кр}} + 113 = 500 + 113 = 613$  км/ч;

$S_{\text{во}}$  - площадь вертикального оперения,  $S_{\text{во}} = 13,78$  м<sup>2</sup>.

Тогда, относительная масса оперения равна

$$\bar{m}_{\text{оп}} = \bar{m}_{\text{зо}} + \bar{m}_{\text{во}} = 0,011503 + 0,008061 = 0,019564$$

#### 2.5.4. Относительная масса оборудования и систем управления:

$$\bar{m}_{\text{об.упр}} = (250 + 20 \cdot N_{\text{пас}}) / m_0 + 0,05 = (250 + 20 \cdot 54) / 25271 + 0,05 = 0,10263$$

где,  $m_0$  - взлётная масса самолёта в кг,  $m_0 = 25271$  кг;

$N_{\text{пас}} = 54$  чел. - число пассажиров (пассажировместимость).

#### 2.5.5. Относительная масса шасси:

В среднем, относительная масса шасси составляет 0,045...0,06 от общей массы самолета.

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

$$\bar{m}_{\text{ш}} = \bar{m}_{\text{зл.ш}} + \bar{m}_{\text{н.ш}} + \bar{m}_{\text{кол}} =$$

$$= 0,02834 + 0,00293 + 0,00487 = 0,03613$$

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

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

$\bar{m}_{\text{к}}$  - относительная масса колес (выбирается по каталогу).

$$\bar{m}_{\text{зл.ш}} = \frac{1}{m_0} \left( 0,93 - 0,64 \cdot 10^{-6} m_{\text{расч.пос}} \right) \left[ k_{\text{сх}} (m_{\text{сдл}} + m_{\text{кдл}}) + m_{\text{осн}} \right] =$$

$$= \frac{1}{25271} \left( 0,93 - 0,64 \cdot 10^{-6} \cdot 20790 \right) \left[ 1,0 \cdot (223,8 + 142,5) + 24,3 \right] = 0,02834$$

$$m_{\text{расч.пос}} = m_0 - m_{\text{м.р}} = m_0 - 0,9 m_T = 25271 - 0,9 \cdot 25271 \cdot 0,197 =$$

$$= 25271 - 4481 = 20790 \text{ кг}$$

где:  $m_{\text{расч.пос}}$  - расчётная посадочная масса самолёта (в килограммах);

$k_{\text{сх}} = 1,0$  - коэффициент зависит от схемы выноса стойки;

$$m_{сдл} = H_{см} [4,6 \cdot 10^{-3} \cdot m_{расч.пос} \cdot (1 - \bar{m}_{онш}) + 52,5] =$$

$$= 1,7 [4,6 \cdot 10^{-3} \cdot 20790 \cdot (1 - 0,1) + 52,5] = 223,8 \text{ кг}$$

$H_{см} = 1,7$  - высота стоек главной опоры шасси, м;

$$\bar{m}_{онш} = 0,1;$$

$k_n = 1,0$  - коэффициент учитывающий число главных стоек ( $n_{ст.гл}$ ) шасси, если 2 стойки основного шасси;

$$m_{кдл} = k_n [6,52 \cdot 10^{-3} \cdot m_{расч.пос} \cdot (1 - \bar{m}_{онш}) + 28] =$$

$$= 1 \cdot [6,52 \cdot 10^{-3} \cdot 20790 \cdot (1 - 0,1) + 28] = 142,5 \text{ кг}$$

$$m_{осн} = [1,44 \cdot 10^{-3} \cdot m_{расч.пос} \cdot (1 - \bar{m}_{онш}) + 5] \cdot i_k \cdot b_k =$$

$$= [1,44 \cdot 10^{-3} \cdot 20790 \cdot (1 - 0,1) + 5] \cdot 4 \cdot 0,2 = 24,3 \text{ кг}$$

$i_k = 4$  - число колес главных стоек шасси;

$b_k = 0,2$  - ширина колеса, м;

$$\bar{m}_{нш} = \frac{\xi \cdot k_{сх}}{m_0} \left( m_{сдл}_{нш} + m_{кдл}_{нш} \right) = \frac{0,658 \cdot 1,0}{25271} (40,61 + 71,9) = 0,00293$$

$$\xi = 0,594 + 0,31 \cdot 10^{-5} \cdot m_{расч.пос} = 0,594 + 0,31 \cdot 10^{-5} \cdot 20790 = 0,658 -$$

коэффициент учитывающий число главных стоек шасси, если  $n_{ст.гл} = 2$  ;

$$m_{сдл}_{нш} = (1,62 \cdot P_{нш}^3 + 20) \cdot h_{см} = (1,62 \cdot 4,37 + 20) \cdot 1,5 = 40,61 \text{ кг}$$

$P_{нш}^3 = 0,21 \cdot 10^{-3} \cdot m_{расч.пос} = 0,21 \cdot 10^{-3} \cdot 20790 = 4,37 \text{ т}$  - эксплуатационная нагрузка (в тоннах) на носовую стойку шасси при торможении;

$$m_{кдл}_{нш} = 4,1 \cdot P_{нш}^3 + 54 = 4,1 \cdot 4,37 + 54 = 71,9 \text{ кг}$$

$h_{см} = 1,5 \text{ м}$  - высота носовой стойки шасси в местах (от оси колеса).

*Масса колес шасси:*

Массу колес шасси определим по каталогу

- для главных стоек  $m_{гл.кол} = 51 \text{ кг}$ ;

- для носовой стойки  $m_{нш.кол} = 21 \text{ кг}$ .

Суммарная масса колес -

$$m_{кол} = 123 \text{ кг}$$

Относительная масса колес

$$\bar{m}_{кол} = \frac{m_{кол}}{m_0} = \frac{123}{25271} \approx 0,00487$$

### 2.5.6. Относительная масса силовой установки:

$$\bar{m}_{cy} = m_{cy} / m_0 = 2411,2 / 25271 = 0,0954$$

где,  $m_0$  - взлётная масса самолёта в кг,  $m_0 = 25271$  кг;

$m_{cy} = 2411,2$  кг - масса силовой установки.

### 2.5.7. Относительная масса топлива:

$$\bar{m}_T = \frac{1,3 \cdot L_p \cdot C_e}{270 \cdot \eta_g \cdot K} = \frac{1,3 \cdot 1400 \cdot 0,35}{270 \cdot 0,35 \cdot 16} = 0,197$$

где:  $L_p = 1400$  км - расчётная дальность полёта,

$K = 0,94 \cdot K_{кр} = 0,94 \cdot 17 = 16$  - аэродинамическое качество в крейсерском

режиме,

$\eta_g = 0,78$  - КПД винта,

$C_e = 0,35$  - удельный расход топлива турбовинтового двигателя (ТВД).

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

Таблица №2

Относительная масса	при $m_0 = 25271$ кг	при $m_0 = 23891$ кг	при $m_0 = 23251$ кг	при $m_0 = 22700$ кг
Крыла	0,118904	0,116552	0,115439	0,114474
Фюзеляжа	0,102746	0,106996	0,109114	0,111009
Оперения	0,019564	0,020291	0,020653	0,020979
Оборудования и управления	0,10263	0,10567	0,1072	0,10858
Силовые установки	0,0954	0,1009	0,1037	0,1062
Топлива	0,197	0,197	0,197	0,197
Шасси	0,036134	0,037031	0,037482	0,037889
Коммерческой нагрузки	0,25375	0,26841	0,27579	0,28244
Служебной нагрузки	0,0192474	0,0203592	0,0209192	0,0214238
Сумма	0,953751	0,980534	0,996801	1

Строим график для определения взлетной массы.

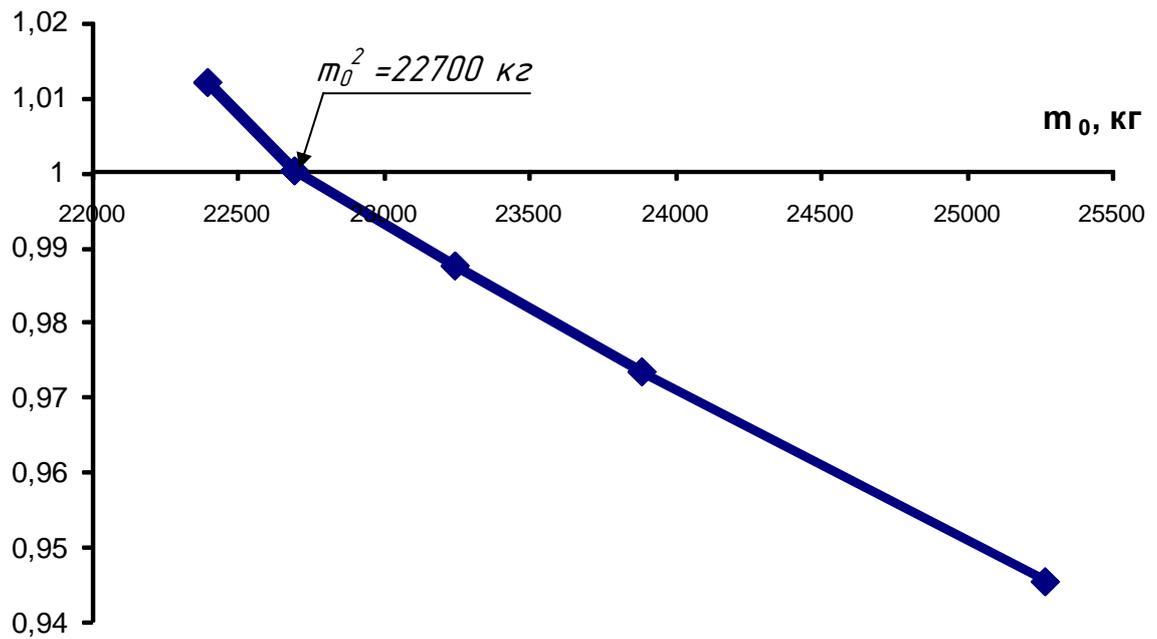


Рис 1. Схема расчета ( $m_0$ )<sub>II</sub>.

Из графика находим взлетную массу самолета во 2-м приближении:  
 $m_0'' = 22700$  кг.

Пересчет геометрических параметров самолета.

Расчет ведется исходя из взлетной массы, полученной во втором приближении.

Выбор параметров крыла.

$$S_{кр} = \frac{m_0}{\rho_0} = \frac{22700}{299,1} = 75,89 \text{ м}^2$$

$$L_{кр} = \sqrt{\lambda_{кр} \cdot S_{кр}} = \sqrt{11,3 \cdot 75,89} = 29,28 \text{ м}$$

$$b_{кц} = \frac{2 \cdot S_{кр}}{L_{кр} (1 + \eta_{кр})} = \frac{2 \cdot 75,89}{29,28 \cdot (1 + 2)} = 1,728 \text{ м}$$

$$b_0 = \eta_{кр} \cdot b_{кц} = 2 \cdot 1,728 = 3,46 \text{ м}$$

$$L_{зк} = 0,65 \cdot L_{кр} = 0,65 \cdot 29,28 = 19,03 \text{ м}$$

$$S_{зл} = 0,06 \cdot S_{кр} = 0,06 \cdot 75,89 = 4,55 \text{ м}^2$$

$$L_{зл} = 0,25 \cdot L_{кр} = 0,25 \cdot 29,28 = 7,32 \text{ м}$$

Выбор параметров оперения.

$$S_{z0} = 0,22 \cdot S_{кр} = 0,22 \cdot 75,89 = 16,7 \text{ м}^2$$

$$S_{\beta 0} = 0,16 \cdot S_{кр} = 0,16 \cdot 75,89 = 12,14 \text{ м}^2$$

$$L_{z0} = \sqrt{\lambda_{z0} \cdot S_{z0}} = \sqrt{5 \cdot 16,7} = 9,14 \text{ м}$$

$$h_{\beta 0} = \sqrt{\lambda_{\beta 0} \cdot S_{\beta 0}} = \sqrt{1,6 \cdot 12,14} = 4,41 \text{ м}$$

$$b_{кц}^{z0} = \frac{2 \cdot S_{z0}}{L_{z0} (1 + \eta_{z0})} = \frac{2 \cdot 16,7}{9,14 \cdot (1 + 2)} = 1,22 \text{ м}$$

$$b_0^{z0} = \eta_{z0} \cdot b_{кц}^{z0} = 2 \cdot 1,22 = 2,44 \text{ м}$$

$$b_{кц}^{\beta 0} = \frac{2 \cdot S_{\beta 0}}{h_{\beta 0} (1 + \eta_{\beta 0})} = \frac{2 \cdot 12,14}{4,41 \cdot (1 + 2,5)} = 1,57 \text{ м}$$

$$b_0^{\beta 0} = \eta_{\beta 0} \cdot b_{кц}^{\beta 0} = 2,5 \cdot 1,57 = 3,925 \text{ м}$$

$$S_{pz0} = 0,25 \cdot 16,7 = 4,18 \text{ м}^2$$

$$S_{p\beta 0} = 0,25 \cdot 12,14 = 3,04 \text{ м}^2$$

### ***3. РАСЧЕТ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА***

### 3. РАСЧЕТ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЁТА.

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

где:  $b_a = 2,691$  м - средняя аэродинамическая хорда крыла.

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

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

$$\Delta \bar{X}_{F,22} = k_{20} \cdot A_{20} \cdot \frac{C_{y_{Г0}}^{\alpha_{20}}}{C_y} \cdot (1 - \varepsilon) \approx 0,2;$$

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

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

$\varepsilon$  - изменение скоса потока;

$k_{20}$  - коэффициент торможения потока;

тогда  $\bar{X}_F \approx 0,42$ ;

$\bar{Z}_a = 6,507$  м - положение  $b_a$  по размаху;

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

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

Тогда, координата предельно задней центровки должно быть:

$$\bar{X}_{м.з} = \bar{X}_F + m_{z,доп}^{Cy} = 0,42 - 0,15 \leq 0,27$$

Определяется центровку самолета по горизонтальной оси - ОХ (рис 2).

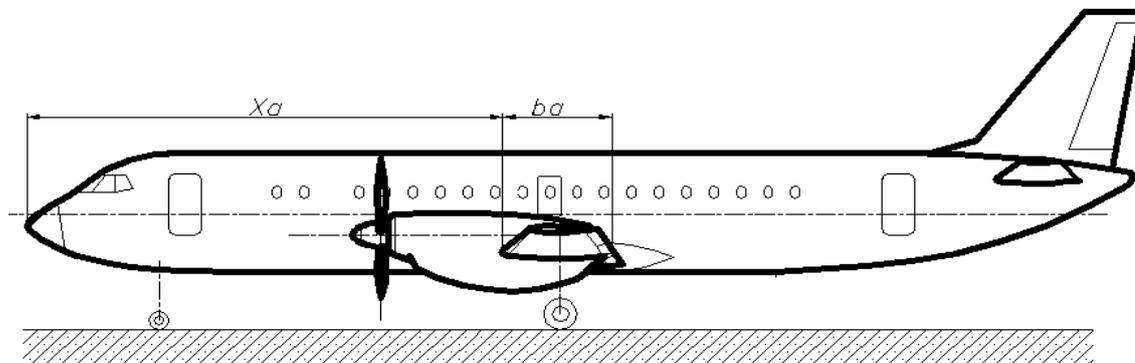


Рис 2. Центровочная схема самолета.

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

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

При этом принимают:

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

Центровку самолёта рассчитывается для следующих основных вариантов:

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

В результате расчетов необходимо иметь:

$$\bar{X}_{\text{гр.э}} \leq 0,27$$

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

### Центровочная ведомость самолёта.

Для максимальной взлётной массы с полной коммерческой нагрузкой и топливом

Таблица №3

Агрегат, груз	$m_i$ , кг	$x_i$ , м	$m_i \cdot x_i$ , кг·м
<u>1. Конструкция.</u>			
крыло	2599	12,803	33277,64
фюзеляж	2520	12,525	31562,94
оперение	476	23,798	11327,97
передняя опора шасси	86	2,8	240,82
главная опора шасси	774	13,003	10064,15
<u>2. Силовая установка</u>	2411	10,9	26279,92
<u>3. Оборудование и управление</u>	2465	12,525	30873,88
<u>4. Топливо</u>	4472	12,7	56793,13
<u>5. Коммерческая нагрузка</u>	6413	12,525	80317
<u>6. Служебная нагрузка</u>	486	2,8	1361,7
$\Sigma$	22700		282098,71

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

$$X_m = \frac{\Sigma (m_i \cdot x_i)}{\Sigma m_i} = \frac{282098,71}{22700} = 12,427 \text{ м}$$

Значение центровки определяем по формуле:

$$\bar{X}_m = \frac{x_m - x_a}{b_a} = \frac{12,427 - 11,7}{2,691} = 0,27$$

где:  $x_a$  - расстояние от начала координат до начала  $b_a$ ,  $x_a=11,7$  м.

Центровку самолёта рассчитываем для следующих основных вариантов:

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

$$X_T = \frac{282098,71}{22700} = 12,427 \text{ м} \quad \bar{X}_T = \frac{12,427 - 11,7}{2,691} = 0,27$$

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

$$X_T = \frac{201782,15}{16288} = 12,39 \text{ м}$$

$$\bar{X}_T = \frac{12,39 - 11,7}{2,691} = 0,256$$

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

$$X_T = \frac{225305,58}{18228} = 12,36 \text{ м}$$

$$\bar{X}_T = \frac{12,36 - 11,7}{2,691} = 0,245$$

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

$$X_T = \frac{144989,02}{11816} = 12,27 \text{ м}$$

$$\bar{X}_T = \frac{12,27 - 11,7}{2,691} = 0,212$$

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

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

$$0,27 - 0,212 = 0,058 \leq 0,2;$$

При расчёте центровки определяющим условием является:

$$\bar{X}_{т.пр.з} - \bar{X}_F \leq m_Z^{cy}$$

$$0,27 - 0,42 = -0,15 \leq -0,15$$

## ***4. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ***

#### 4. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ.

##### Исходные данные:

1. Схема самолета в 3-х проекциях;
2. Максимальная крейсерская скорость самолета:  $V_{кр. max} = 500 \text{ км/ч}$ ;
3. Крейсерская (расчетная) скорость:  
 $V_{кр} = 0,94 \cdot V_{кр. max} = 0,94 \cdot 500 = 470 \text{ км/ч} = 130,6 \text{ м/с}$ ;
4. Расчетная высота крейсерского полета:  $H_p = 6,5 \text{ км}$ ;
5. Взлетная масса самолета:  $m_0 = 22700 \text{ кг}$ ;
6. Площадь крыла:  $S_{кр} = 75,89 \text{ м}^2$ ;
7. Размах крыла:  $L_{кр} = 29,28 \text{ м}$ ;
8. Относительная толщина профиля в корневом сечении крыла  $\bar{c}_0 = 0,14$ ;
9. Относительная толщина профиля в концевом сечении крыла  $\bar{c}_{кц} = 0,1$ ;
10. Длина фюзеляжа:  $L_\phi = 25,05 \text{ м}$ ;
11. Эквивалентный диаметр фюзеляжа:  $d_\phi = 2,86 \text{ м}$ ;
12. Удлинение фюзеляжа:  $\lambda_\phi = 8,76$ ;
13. Площадь ГО:  $S_{го} = 16,7 \text{ м}^2$ ;
14. Размах ГО:  $L_{го} = 9,14 \text{ м}$ ;
15. Относительная толщина профиля ГО:  $\bar{c}_{го} = 0,12$ ;
16. Площадь ВО:  $S_{во} = 12,24 \text{ м}^2$ ;
17. Высота ВО:  $h_{во} = 4,41 \text{ м}$ ;
18. Относительная толщина профиля ВО:  $\bar{c}_{во} = 0,12$ ;
19. Кинематический коэффициент вязкости на  $H_p$ :  $\nu_n, \text{ м}^2/\text{сек}$ :

$$\nu_n = \frac{1,605 \cdot 10^{-5} \cdot (1 + 0,0008 \cdot t_n)^2 \cdot \sqrt{1 + 0,0003665 \cdot t_n}}{\rho_n} =$$
$$= \frac{1,605 \cdot 10^{-5} \cdot (1 + 0,0008 \cdot (-27,09))^2 \cdot \sqrt{1 + 0,0003665 \cdot (-27,09)}}{0,060134} =$$
$$= 2,5 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2/\text{сек}$$

20. Скорость звука на расчетной высоте:  $a_n$ :  
 $a_n = 1225 \cdot \sqrt{1 - 0,02257 \cdot H_p}$   
при  $H_p = 7,0 \text{ км}$ ,  $a_n = 1124,07 \text{ км/ч} = 312,24 \text{ м/с} = \text{const}$ ;
21. Число Маха -  $M$ , соответствующее крейсерской скорости полета на расчетной высоте:  
 $M = V_{кр} / a_n = 130,6 / 312,24 = 0,418$
22. Температура воздуха на расчетной высоте:  $t_n, \text{ }^\circ\text{C}$ :

$$t_n = 15,16 - 6,5 \cdot H_p = 15,16 - 6,5 \cdot 7 = 15,16 - 45,5 = -30,34$$

при  $H_p = 7,0 \text{ км}$ ,  $t_n = -30,34^\circ \text{C}$ ;

23. Плотность воздуха на расчетной высоте:  $\rho_n$ ,  $\text{кг/м}^3$ :

$$\rho_n = 1,225 \cdot \left(1 - \frac{H_p}{44,308}\right)^{4,2553} = 1,225 \cdot \left(1 - \frac{7,0}{44,308}\right)^{4,2553} = 0,060134 \text{ кг/м}^3$$

### 1. Коэффициент сопротивления крыла.

$$C_{x_{кр}} = C_{x_0} + C_{xi} = 0,00638 + 0,02957 \cdot C_y^2$$

$C_{x_0}$  - коэффициент вредного лобового сопротивления:

$$C_{x_0} = C_{xp} + C_{xв} = 0,00638 + 0 = 0,00638$$

$C_{xp}$  - коэффициент профильного сопротивления:

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

$$C_{xp} = 2 \cdot 0,00244 \cdot (1 + 3 \cdot 0,127) \cdot [1 + 0,127(5 \cdot 0,418 - 3)] \cdot 0,935 + 0,001 \cdot 0,8 = 0,00638$$

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

$$\bar{c}_{cp} = \frac{\bar{c}_0 \cdot \eta + \bar{c}_{кц}}{\eta + 1} = \frac{0,14 \cdot 2 + 0,1}{2 + 1} = 0,127$$

$C_f$  - коэффициент трения крыла:

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

$$C_f = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,418^2)^{2/3} \cdot (\lg 13402454)^{2,58}} \cdot \left(1 - 0,2 + \frac{40}{13402454^{3/8}} \cdot 0,2^{5/8}\right)^{4/5} = 0,00244$$

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

$$Re_{кр} = \frac{V_{кр} \cdot b_{cp}}{v_n} = \frac{130,6 \cdot 2,594}{0,000025} = 13402454$$

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

$$b_{cp} = \frac{b_0 + b_{кц}}{2} = \frac{3,46 + 1,728}{2} = 2,594 \text{ м}$$

$\bar{x}_n$  - относительная координата на хорде профиля точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный:

$$\bar{x}_n \approx \bar{b}_{пр} \approx 0,2;$$

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

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

$$\bar{S}_{ом} = 1 - k_{инт} \cdot \bar{S}_{пф} = 1 - 0,5 \cdot 0,13 = 0,935$$

$k_{инт}$  - коэффициент интерференции:

$$k_{инт} = 0,5 \text{ - схема низкоплан;}$$

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

$$\bar{S}_{пф} = S_{пф} / S_{кр} = 9,9 / 75,89 = 0,13$$

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

$$S_{пф} \approx b_0 \cdot d_\phi \approx 3,46 \cdot 2,86 = 9,9 \text{ м}^2;$$

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

$C_{хв}$  - коэффициент волнового сопротивления:

$$\text{при } M < M'_{крит} \text{ (} 0,418 < 0,65 \text{)}:$$

$$C_{хв} = 0$$

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

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

$$M'_{крит} = \frac{1,0}{\cos 0^0} \cdot \left[ 1 + \frac{(1,4 + 1)^{4/3} \cdot 0,127^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} 0^0} - \frac{(1,4 + 1)^{2/3} \cdot 0,127^{2/3}}{\cos^{1/3} 0^0} \right] = 0,65$$

$\chi_c$  - стреловидность по максимальной толщине профиля крыла:

$$\chi_c \cong \chi_{1/4} = 0^0.$$

$k_c$  - коэффициент, учитывающий использование суперкритических профилей:

$$\text{используются обычный профиль - } k_c = 1,0;$$

$\alpha$  - показатель адиабаты воздуха:

$$\alpha = 1,4;$$

$C_{xi}$  - коэффициент индуктивного сопротивления:

$$\text{если } M < M'_{крит} \text{ (} 0,418 < 0,65 \text{)}:$$

$$C_{xi} = \frac{C_y^2}{\pi \cdot \lambda_{эф.несж}} = \frac{C_y^2}{3,14 \cdot 10,76} = 0,02957 \cdot C_y^2$$

$C_y$  - коэффициент аэродинамической подъемной силы;

$\lambda_{эф.несж}$  - эффективное удлинение в несжимаемом потоке:

$$\lambda_{эф.несж} = \frac{\lambda_{кр}}{1 + \delta_{несж}} = \frac{11,3}{1 + 0,022} = 10,76$$

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

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

$$\delta_{\text{несж}} = 0,02 \cdot \frac{11,3}{\cos 0^\circ} \cdot \left( 3,1 - \frac{14}{2} + \frac{20}{2^2} - \frac{8}{2^3} \right) = 0,022$$

## 2. Коэффициент сопротивления фюзеляжа.

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

$$C_{x\phi} = 0,0011534 \cdot 1,105 \cdot 1,056 \cdot 181 / 6,4 + 0,00152 + 0,06681 = 0,10622$$

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

$$S_{\text{ом.}\phi} = 2,85 \cdot l_\phi \cdot \sqrt{S_{\text{м.}\phi}} = 2,85 \cdot 25,05 \cdot \sqrt{6,4} = 181 \text{ м}^2$$

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

$$S_{\text{м.}\phi} = \frac{\pi \cdot d_\phi^2}{4} = \frac{3,14 \cdot 2,86^2}{4} = 6,4 \text{ м}^2$$

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

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

$$C_{f\phi} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,418^2)^{2/3} \cdot (\lg 129426164)^{2,58}} = 0,0011534$$

$Re_\phi$  - число Рейнольдса для фюзеляжа:

$$Re_\phi = \frac{V_{\text{кр}} \cdot l_\phi}{\nu_H} = \frac{130,6 \cdot 25,05}{0,000025} = 129426164$$

$\eta_c$  - коэффициент, учитывающий удлинение:

$$\eta_c = 1,28 - 0,02 \cdot \lambda_\phi = 1,28 - 0,02 \cdot 8,76 = 1,105$$

$\eta_m$  - коэффициент, учитывающий крейсерскую скорость:

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

$$= 1,133 + 0,98 \cdot 10^{-6} \cdot 130,6^2 - 0,721 \cdot 10^{-3} \cdot 130,6 = 1,056$$

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

$$\Delta C_{x\phi i} = \frac{4 \cdot 10^{-4} \cdot V_\phi^{2/3}}{S_{\text{м.}\phi}} = \frac{4 \cdot 10^{-4} \cdot 120,7^{2/3}}{6,4} = 0,00152$$

$V_\phi$  - объем фюзеляжа по внешнему контуру,  $\text{м}^3$ :

$$V_\phi^m = k_\phi \cdot \frac{\pi \cdot d_\phi^2}{4} \cdot l_\phi = 0,75 \cdot \frac{3,14 \cdot 2,86^2}{4} \cdot 25,05 = 120,7 \text{ м}^3$$

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

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

$$\Delta C_{x\phi, \bar{d}} = 0,00104 \cdot S_{m\phi} = 0,00104 \cdot 6,4 = 0,006681$$

### 3. Коэффициент сопротивления ГО.

$$C_{x_{20}} = C_{x0_{20}} + C_{xi_{20}} = 0,00616 + 0,202 \cdot C_{y_{20}}^2 = 0,00616 + 0,000182 \cdot C_{y_{20}}^2$$

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

$$C_{x0_{20}} = C_{xp_{20}} + C_{xb_{20}} = 0,00616 + 0 = 0,00616$$

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

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

$$C_{xp_{20}} = 2 \cdot 0,00291 \cdot (1 + 3 \cdot 0,113) \cdot [1 + 0,113 \cdot (5 \cdot 0,418 - 3)] \cdot 0,8 + 0,001 \cdot 0,8 = 0,00616$$

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

$$\bar{c}_{cp_{20}} = \frac{\bar{c}_{0_{20}} \cdot \eta_{20} + \bar{c}_{кц_{20}}}{\eta_{20} + 1} = \frac{0,12 \cdot 2 + 0,1}{2 + 1} = 0,113$$

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

$$\bar{S}_{om_{20}} = 1 - k_{инт} \cdot \bar{S}_{пф_{20}} = 1 - 0,8 \cdot 0,293 = 0,8$$

$k_{инт}$  - коэффициент интерференции:

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

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

$$\bar{S}_{пф_{20}} = S_{пф_{20}} / S_{20} = 4,9 / 16,7 = 0,293$$

$S_{пф_{20}}$  - площадь подфюзеляжной части ГО, определяется по чертежу вид сверху,  $S_{пф_{20}} \approx 0,7 \cdot b_0^{20} \cdot d_\phi \approx 0,7 \cdot 2,44 \cdot 2,86 = 4,9 \text{ м}^2$ ;

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

$C_{f_{20}}$  - коэффициент трения ГО:

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

$$C_{f_{20}} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,418^2)^{2/3} \cdot (\lg 9455085)^{2,58}} \cdot \left( 0,95 + \frac{6,1506}{9455085^{3/8}} \right)^{4/5} = 0,00291$$

$Re_{20}$  - число Рейнольдса для ГО:

$$Re_{20} = \frac{V_{кр} \cdot b_{cp_{20}}}{V_H} = \frac{130,6 \cdot 1,83}{0,000025} = 9455085$$

$b_{cp_{20}}$  - средняя геометрическая хорда ГО:

$$b_{cp.20} = \frac{b_0^{20} + b_{кц}^{20}}{2} = \frac{2,44 + 1,22}{2} = 1,83 \text{ м}$$

$C_{xв 20}$  - коэффициент волнового сопротивления ГО:

если  $M < M'_{20}$  ( $0,418 < 0,669$ ):

$$C_{xв 20} = 0$$

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

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

$$M'_{20} = \frac{1,0}{\cos 3^0} \cdot \left[ 1 + \frac{(1,4 + 1)^{4/3} \cdot 0,113^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} 3^0} - \frac{(1,4 + 1)^{2/3} \cdot 0,113^{2/3}}{\cos^{1/3} 3^0} \right] = 0,669$$

$k_c$  - коэффициент, учитывающий использование суперкритических профилей:

- используется обычный профиль  $k_c = 1$ .

$\alpha$  - показатель адиабаты воздуха:

$$\alpha = 1,4$$

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

если  $M < M'_{20}$  ( $0,418 < 0,669$ ):

$$C_{xi 20} = \frac{C_{y 20}^2}{\lambda_{эф.несж.20}} = 0,202 \cdot C_{y 20}^2 = 0,202 \cdot 0,03^2 \cdot C_y^2 = 0,000182 \cdot C_y^2$$

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

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

$\lambda_{эф.несж.20}$  - эффективное удлинение для ГО в несжимаемом потоке:

$$\lambda_{эф.несж.20} = \frac{\lambda_{20}}{1 + \delta_{несж.20}} = \frac{5}{1 + 0,01} = 4,95$$

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

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

$$\delta_{несж.20} = 0,02 \cdot \frac{5}{\cos 3^0} \cdot \left( 3,1 - \frac{14}{2} + \frac{20}{2^2} - \frac{8}{2^3} \right) = 0,01$$

#### 4. Коэффициент сопротивления ВО.

$$C_{x в 0} = C_{x 0 в 0} = C_{xp в 0} + C_{xв в 0} = 0,00736 + 0 = 0,00736$$

$C_{x 0 в 0}$  - коэффициент вредного лобового сопротивления ВО;

$C_{xp\ \theta_0}$  - коэффициент профильного сопротивления ВО:

$$C_{xp\ \theta_0} = 2 \cdot C_{f\ \theta_0} \cdot (1 + 3 \cdot \bar{c}_{ср\ \theta_0}) \cdot [1 + \bar{c}_{ср\ \theta_0} (5M - 3)] \cdot \bar{S}_{ом\ \theta_0} + 0,001 \cdot \bar{l}_\omega$$

$$C_{xp\ \theta_0} = 2 \cdot 0,00273 \cdot (1 + 3 \cdot 0,114) \cdot [1 + 0,114 \cdot (5 \cdot 0,418 - 3)] \cdot 1 + 0,001 \cdot 0,8 = 0,00736$$

$\bar{c}_{ср\ \theta_0}$  - средняя относительная толщина ВО:

$$\bar{c}_{ср\ \theta_0} = \frac{\bar{c}_{0\ \theta_0} \cdot \eta_{\theta_0} + \bar{c}_{кц\ \theta_0}}{\eta_{\theta_0} + 1} = \frac{0,12 \cdot 2,5 + 0,1}{2,5 + 1} = 0,114$$

$\bar{S}_{ом\ \theta_0} = 1$  - относительная омываемая поверхность ВО;

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

$C_{f\ \theta_0}$  - коэффициент трения ВО:

$$C_{f\ \theta_0} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg Re_{\theta_0})^{2,58}} \cdot \left( 0,95 + \frac{6,1506}{Re_{\theta_0}^{3/8}} \right)^{4/5}$$

$$C_{f\ \theta_0} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,418^2)^{2/3} \cdot (\lg 14195544)^{2,58}} \cdot \left( 0,95 + \frac{6,1506}{14195544^{3/8}} \right)^{4/5} = 0,00273$$

$Re_{\theta_0}$  - число Рейнольдса для ВО:

$$Re_{\theta_0} = \frac{V_{кр} \cdot b_{ср.\ \theta_0}}{v_H} = \frac{130,6 \cdot 2,748}{0,000025} = 14195544$$

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

$$b_{ср.\ \theta_0} = \frac{b_0^{\theta_0} + b_{кц}^{\theta_0}}{2} = \frac{3,925 + 1,57}{2} = 2,748 \text{ м}$$

$C_{x\ \theta_0}$  - коэффициент волнового сопротивления ВО:

при  $M < M'_{\theta_0}$  ( $0,418 < 0,744$ ):

$$C_{x\ \theta_0} = 0$$

$M'_{\theta_0}$  - критическое число Маха для ВО при  $C_y = 0$ :

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

$$M'_{\theta_0} = \frac{1,0}{\cos 28^\circ} \cdot \left[ 1 + \frac{(1,4 + 1)^{4/3} \cdot 0,114^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} 28^\circ} - \frac{(1,4 + 1)^{2/3} \cdot 0,114^{2/3}}{\cos^{1/3} 28^\circ} \right] = 0,744$$

$k_c$  - коэффициент, учитывающий использование суперкритических профилей:

- используется обычный профиль  $k_c = 1$ .

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

**5. Коэффициент сопротивления гондол двигателей.**

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

$$C_{x2} = 2 \cdot (0,00144 \cdot 1,194 \cdot 1,056 \cdot 21,2 / 1,54 + 0,00099 + 0,00676) = 0,065$$

$S_{ом.2}$  - площадь оmyваемой поверхности гондолы:

$$S_{ом.2} = 2,85 \cdot l_2 \cdot \sqrt{S_{м.2}} = 2,85 \cdot 6 \cdot \sqrt{1,54} = 21,2 \text{ м}^2$$

$S_{м.2}$  - площадь миделя гондолы:

$$S_{м.2} = \frac{\pi \cdot d_{2.3}^2}{4} = \frac{3,14 \cdot 1,4^2}{4} = 1,54 \text{ м}^2$$

$l_2$  - длина гондолы,  $l_2 = 6$  м;

$d_{2.3}$  - эквивалентный диаметр гондолы,  $d_{2.3} = 1,4$  м;

$C_{f2}$  - коэффициент трения для гондолы:

$$C_{f2} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg Re_2)^{2,58}} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,418^2)^{2/3} \cdot (\lg 32613379)^{2,58}} = 0,00144$$

$Re_2$  - число Рейнольдса для гондолы двигателя:

$$Re_2 = \frac{V_{кр} \cdot l_2}{\nu_H} = \frac{130,6 \cdot 6}{0,000024} = 32613379$$

$\eta_c$  - коэффициент, учитывающий удлинение:

$$\eta_c = 1,28 - 0,02 \cdot \lambda_2 = 1,28 - 0,02 \cdot 4,29 = 1,194$$

$\lambda_2$  - удлинение гондолы:  $\lambda_2 = l_2 / d_{2.3} = 6 / 1,4 = 4,29$ ;

$\eta_m$  - коэффициент, учитывающий крейсерскую скорость:

$$\eta_m = 1,133 + 0,98 \cdot 10^{-6} \cdot V_{кр}^2 - 0,721 \cdot 10^{-3} \cdot V_{кр} = 1,056$$

$\Delta C_{x2i}$  - дополнительное индуктивное сопротивление:

$$\Delta C_{x2i} = 4 \cdot 10^{-4} \cdot V_2^2 / 3 / S_{м.2} = \frac{4 \cdot 10^{-4} \cdot 7,4^2 / 3}{1,54} = 0,00099$$

$V_2$  - объем гондолы,  $\text{м}^3$ :

$$V_2 = k_2 \cdot \frac{\pi \cdot d_{2.3}^2}{4} \cdot l_2 = 0,8 \cdot \frac{3,14 \cdot 1,4^2}{4} \cdot 6 = 7,4 \text{ м}^3;$$

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

$\Delta C_{x2d}$  - дополнительное донное сопротивление:

$$\Delta C_{x2d} = 0,00104 / S_{м.2} = 0,00104 / 1,54 = 0,000676$$

**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:

$$\sum C_{xi} = C_{xi\text{кр}} + C_{xi20} \cdot S_{20} / S_{кр}$$

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

$$\sum C_{x\beta} = C_{x\beta_{кр}} + (C_{x\beta_{z0}} \cdot S_{z0} + C_{x\beta_{\beta0}} \cdot S_{\beta0}) / S_{кр} = 0$$

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

$$\sum C_{xp} = C_{xp_{кр}} + (C_{xp_{z0}} \cdot S_{z0} + C_{xp_{\beta0}} \cdot S_{\beta0} + C_{xp_{\phi}} \cdot S_{м.ф} + C_{xp_{z}} \cdot S_{м.з}) / S_{кр}$$

$$\sum C_{xp} = 0,00638 + (0,00616 \cdot 16,7 + 0,00736 \cdot 12,14 + 0,10622 \cdot 6,4 +$$

$$+ 0,065 \cdot 1,54) / 75,89 = 0,01924$$

$$\sum C_{xp} = 0,01924$$

Вычисления удобно вести в таблицу

Таблица №4

$C_y$	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7
$C_y^2$	0	0,01	0,04	0,09	0,16	0,25	0,36	0,49
$\sum C_{xi}$	0	0,000298	0,001190	0,002678	0,004761	0,007439	0,010712	0,014872
$C_{x.c}$	0,01924	0,01954	0,02043	0,02192	0,02400	0,02668	0,02995	0,03411
$K$	0	5,12	9,79	13,69	16,67	18,74	20,03	20,52

$C_y$	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
$\sum C_{xi}$	0,020567	0,025789	0,031839	0,038525	0,045848	0,053807	0,057597
$C_{x.c}$	0,03981	0,04503	0,05108	0,05776	0,06509	0,07305	0,07684
$K$	20,10	19,99	19,58	19,04	18,44	17,80	17,50

На рисунке 3 представлена зависимость коэффициента подъемной силы  $C_y$  от коэффициента сопротивления самолета  $C_{xc}$ , т.е. поляра самолета для крейсерского режима полета.

На поляре можно определить следующие характерные параметры:

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

$$C_{y_{кр\ max}} = \frac{2 \cdot 0,95 \cdot m_0}{\rho_H \cdot V_{кр}^2 \cdot S_{кр}} = \frac{2 \cdot 0,95 \cdot 22700}{0,060134 \cdot 130,6^2 \cdot 75,89} = 0,584;$$

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

$$C_{y_{кр\ min}} = \frac{2 \cdot 1,05 \cdot m_{пос}}{\rho_H \cdot V_{кр}^2 \cdot S_{кр}} = \frac{2 \cdot 1,05 \cdot 18678}{0,060134 \cdot 130,6^2 \cdot 75,89} = 0,504;$$

где:  $m_{пос} = (m_0 - m_{м.р}) = 22700 - 4022 = 18678$  кг - посадочная масса самолета;

$m_{т.р}$  - масса топлива, расходуемого для полета на расчетную дальность,  $m_{т.р} = 0,9 \cdot \bar{m}_{т.р} \cdot m_0 = 0,9 \cdot 0,197 \cdot 22700 = 4022$  кг.

$C_{y \text{ Kmax}}$  - коэффициент подъемной силы, соответствующий максимальному аэродинамическому качеству самолета -  $K_{\text{max}}$  (соответствует значению в точке касательной к поляре),  $C_{y \text{ Kmax}} = 0,8$ ;

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

$$C_{y \text{ ср}} \approx 0,5 \cdot (C_{y \text{ кр max}} + C_{y \text{ кр min}}) = 0,5 \cdot (0,584 + 0,504) = 0,544$$

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

$$K_{\text{max}} = \left( \frac{C_y}{C_x} \right)_{\text{max}} = \frac{C_{y \text{ Kmax}}}{C_{x \text{ Kmax}}} = \frac{0,7}{0,03411} = 20,52 - \text{максимальное значение аэродинамического качества самолета.}$$

$$K_{\text{ср}} = \left( \frac{C_y}{C_x} \right)_{\text{ср}} = \frac{0,544}{0,02804} = 19,4 - \text{среднее значение аэродинамического качества самолета при полете на расчетную дальность.}$$

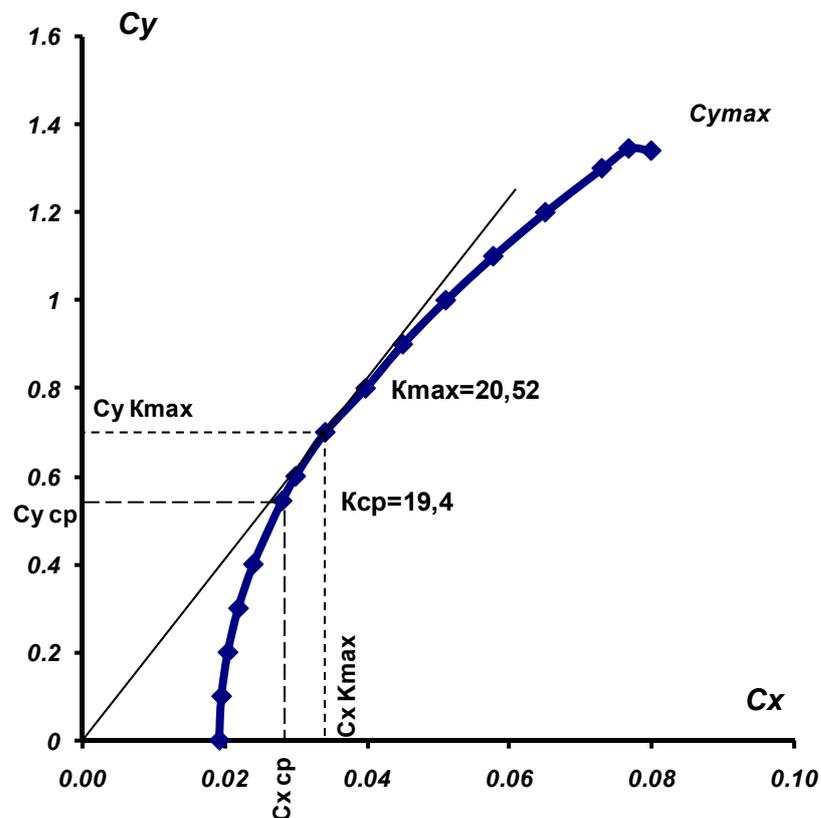


Рис.3 Поляра самолета для крейсерского режима полета

## *5. РАСЧЕТ ФЮЗЕЛЯЖА НА ПРОЧНОСТЬ*

## 5. Расчёт фюзеляжа на прочность

### 1. Построение эюр внешних нагрузок действующих на фюзеляж.

#### 1.1. Координата центра масс (ЦМ) самолёта:

$$x_{мс} = 12,525 \text{ м};$$

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

$$x_{мф} = x_{м.об} = x_{м.кн} = 0,5 \cdot l_{\phi} = 0,5 \cdot 25,05 = 12,525 \text{ м};$$

#### 1.3. Расстояния от центра масс самолёта до точки:

а) приложения ЦМ носовой стойки шасси и экипажа:

$$x_1 = 0,4 \cdot l_{\phi} = 0,4 \cdot 25,05 = 10,02 \text{ м};$$

б) приложения ЦМ главной опоры шасси

$$x_2 = 0,1 \cdot l_{\phi} = 0,1 \cdot 25,05 = 2,505 \text{ м};$$

в) приложения ЦМ оперения (ГО и ВО)

$$x_3 = 0,4 \cdot l_{\phi} = 0,4 \cdot 25,05 = 10,02 \text{ м};$$

г) приложения ЦМ аэродинамических сил ГО

$Y_{20}$  и  $Y_{м20}$

$$x_4 = 0,45 \cdot l_{\phi} = 0,45 \cdot 25,05 = 11,27 \text{ м};$$

д) расположения переднего лонжерона

$$x_{пл} = 0,15 \cdot l_{\phi} = 0,15 \cdot 25,05 = 3,758 \text{ м};$$

е) расположения заднего лонжерона

$$x_{эл} = 0,05 \cdot l_{\phi} = 0,05 \cdot 25,05 = 1,253 \text{ м};$$

#### 1.4. Расчётные значения масс агрегатов и оборудования:

а) масса фюзеляжа:  $m_{\phi} = 2520 \text{ кг};$

б) масса оборудования:  $m_{об} = 2465 \text{ кг};$

в) масса экипажа:  $m_{эк} = 486,4 \text{ кг};$

г) масса носовой опоры:  $m_{нш} = 86 \text{ кг};$

д) масса оперения (ГО+ВО):  $m_{оп} = 476 \text{ кг};$

### 2. Нагрузки, действующие на фюзеляж.

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

#### 2.1. Распределённая нагрузка от собственной массы фюзеляжа:

$$q_{\phi i}^p = \frac{m_{\phi} \cdot n_{\phi i}^3 \cdot f}{S_{\delta. \phi}} \cdot H_{\phi i} = \frac{2520 \cdot 1,8}{50,15} \cdot n_{\phi i}^3 \cdot H_{\phi i} = 90,4 \cdot n_{\phi i}^3 \cdot H_{\phi i}; \left[ \frac{\text{даН}}{\text{м}} \right]$$

где:  $m_{\phi}$  – масса фюзеляжа (кг),  $m_{\phi} = 2520$  кг;

$S_{\delta\phi}$  – площадь боковой проекции фюзеляжа (м<sup>2</sup>):

$$S_{\delta\phi} \approx 0,75 \cdot l_{\phi} \cdot d_{\phi} = 0,75 \cdot 25,05 \cdot 2,86 = 50,15 \text{ м}^2;$$

$H_{\phi i}$  – 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:

$$q^p_{одi} = \frac{m_{од} \cdot n^3_{\phi i} \cdot f}{S_{\delta\phi}} \cdot H_{\phi i} = \frac{2465 \cdot 1,8}{50,15} \cdot n^3_{\phi i} \cdot H_{\phi i} = 88,5 \cdot n^3_{\phi i} \cdot H_{\phi i} \left[ \frac{\text{даН}}{\text{м}} \right]$$

где:  $m_{од}$  – масса оборудование (кг),  $m_{од} = 2465$  кг;

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

$$q^p_{кнi} = \frac{m_{кн} \cdot n^3_{\phi i} \cdot f}{S_{г.от.}} \cdot d_{\phi} = \frac{6412,5 \cdot 1,8 \cdot 2,86}{43} \cdot n^3_{\phi i} = 768 \cdot n^3_{\phi i} \left[ \frac{\text{даН}}{\text{м}} \right]$$

где:  $m_{кн}$  – масса коммерческой нагрузки (кг),  $m_{кн} = 6000$  кг

$S_{г.от.}$  – площадь боковой проекции грузового отсека;

$$S_{г.от.} \approx 0,6 \cdot l_{\phi} \cdot d_{\phi} = 0,6 \cdot 25,05 \cdot 2,86 = 43 \text{ м}^2.$$

Суммарная распределённая нагрузка по длине фюзеляжа определяется зависимостью:

$$q^p_{кнi} = (q^p_{\phi i} + q^p_{одi} + q^p_{кнi}); \text{ даН/м.}$$

### 3. Расчётные нагрузки от сосредоточенных массовых и аэродинамических сил.

3.1. Расчётная нагрузка от массы экипажа:

$$m^p_{эк} = m_{эк} \cdot n^3_{\phi i} \cdot f = 486,4 \cdot 1,8 \cdot n^3_{\phi i} = 875,4 \cdot n^3_{\phi i} \left[ \text{даН} \right].$$

3.2. Расчётная нагрузка от массы носовой опоры шасси:

$$m^p_{нш} = m_{нш} \cdot n^3_{\phi i} \cdot f = 86 \cdot 1,8 \cdot n^3_{\phi i} = 154,8 \cdot n^3_{\phi i} \left[ \text{даН} \right].$$

3.3. Расчётная нагрузка от массы оперения:

$$m^p_{оп} = m_{оп} \cdot n^3_{\phi i} \cdot f = 476 \cdot 1,8 \cdot n^3_{\phi i} = 856,8 \cdot n^3_{\phi i} \left[ \text{даН} \right].$$

3.4. Расчётная нагрузка от массы коммерческой нагрузки:

$$m^p_{кн} = m_{кн} \cdot n^3_{\max} \cdot f = 6412,5 \cdot 2,3 \cdot 1,8 = 26547,8 \left[ \text{даН} \right].$$

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

$$n^3_{\phi i} = n^3_{\max} - \frac{Y^3_{z0}}{m_0} \pm \frac{Y^3_{mz0}}{m_0} \pm \varepsilon \cdot x_i = 2,3 - \frac{578,1}{22700} - \frac{-2987,2}{22700} \pm \varepsilon \cdot x_i = 2,143 \pm \varepsilon \cdot x_i$$

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;

$\varepsilon$  - угловое ускорение:

$$\varepsilon = \frac{Y_{M20}^3 \cdot L_{20}}{I_z} = \frac{-2987,2 \cdot 11,27}{427329,2} = -0,07878 \text{ [1/м]};$$

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

$$I_z \approx 0,03 \cdot L_{\phi}^2 \cdot m_0 = 0,03 \cdot 25,05^2 \cdot 22700 = 427329,2 \text{ [даН} \cdot \text{м}^2].$$

4.1. Уравновешивающая аэродинамическая нагрузка, действующая на ГО:

$$Y_{20}^3 = m_z \cdot \frac{\rho_H \cdot V_{кр}^2}{2} \cdot S_{кр} \cdot \frac{b_a}{L_{20}} = 0,055 \cdot \frac{0,060134 \cdot 138,89^2}{2} \cdot 75,89 \cdot \frac{2,69}{11,27} = 578,1 \text{ [даН]}$$

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

$$m_z \approx 0,055;$$

$\rho_H$  - плотность воздуха на расчётной высоте:

$$\rho_H = 0,125 \cdot \left(1 - \frac{H_p}{44,308}\right)^{4,2553} = 0,125 \cdot \left(1 - \frac{7}{44,308}\right)^{4,2553} = 0,060134$$

$H_p = 7$  (км) - расчётная высота полёта;

$V_{кр} = 500$  (км/ч) = 138,89 (м/с) - крейсерская скорость полёта;

$L_{20} = 11,27$  (м) - плечо горизонтального оперения.

4.2. Маневренная аэродинамическая нагрузка.

$$Y_{M20}^3 = -k \cdot n_{\max}^3 \cdot \frac{m_0}{S_{кр}} \cdot S_{20} = -0,26 \cdot 2,3 \cdot \frac{22700}{75,89} \cdot 16,7 = -2987,2 \text{ [даН]}$$

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:

$$\sum M_{z.эп} = 0;$$

$$R_1^p = 0,5(m_\phi^p + m_{од}^p + m_{кн}^p) + 5 \cdot m_{оп}^p + 1,5 \cdot m_{2л.ш}^p + 5 \cdot Y_{20}^p - 5 \cdot Y_{м20}^p - 3,5 \cdot (m_{эк}^p + m_{нш}^p);$$

$$R_1^p = 0,5 \cdot (10432,8 + 10205 + 26547,8) + 5 \cdot 2512,5 + 1,5 \cdot 0 + 5 \cdot 1040,5 + 5 \cdot 5376,9 - 3,5 \cdot (1184,9 + 209,6) = 63347,7 \text{ даН}$$

Здесь:

$$Y_{20}^p = f \cdot Y_{20}^3 = 578,1 \cdot 1,8 = 1040,5 \text{ даН}$$

$$Y_{м20}^p = f \cdot Y_{м20}^3 = -2987,2 \cdot 1,8 = -5376,9 \text{ даН}$$

реакция  $R_1$  направлена вниз.

5.2. Аналогично для заднего лонжерона:

$$\sum M_{z.3л} = 0;$$

$$R_2^p = 1,5(m_\phi^p + m_{од}^p + m_{кн}^p) + 6 \cdot m_{оп}^p + 2,5 \cdot m_{2л.ш}^p + 6 \cdot Y_{20}^p - 6 \cdot Y_{м20}^p - 2,5 \cdot (m_{эк}^p + m_{нш}^p);$$

$$R_2^p = 1,5 \cdot (10432,8 + 10205 + 26547,8) + 6 \cdot 2512,5 + 2,5 \cdot 0 + 6 \cdot 1040,5 + 6 \cdot 5376,9 - 2,5 \cdot (1184,9 + 209,6) = 119615,6 \text{ даН}$$

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

$$\Delta x = \frac{l_\phi}{n} = \frac{25,05}{20} = 1,2525 \text{ м } (n=20).$$

Результаты подсчётов занесём в таблицу №8

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

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

По данным таблицы №5 построим эпюры для « $Q_{yi}^p$ » и « $M_{zi}^p$ »:

Таблица №5

Определение суммарной распределенной нагрузки по длине фюзеляжа:

№	$x_i$	$\varepsilon x_i$	$P^3_{\phi i}$	$H_{\phi i}$	$P^3_{\phi i} \cdot H_{\phi i}$	$q^p_{\phi i}$	$q^p_{од i}$	$q^p_{кн i}$	$q^p_{\Sigma}$
сеч	м			м		дан/м	дан/м	дан/м	дан/м
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
0	12,525	-0,987	1,156	0	0	0	0	0	0
1	11,2725	-0,888	1,255	0,9	1,129	102,16	99,93	0,00	202,08
2	10,02	-0,789	1,354	1,8	2,437	220,38	215,57	0,00	435,95
3	8,7675	-0,691	1,452	2,4	3,486	315,26	308,38	1115,31	1738,95
4	7,515	-0,592	1,551	2,86	4,436	401,21	392,45	1191,09	1984,75
5	6,2625	-0,493	1,650	2,86	4,718	426,73	417,42	1266,86	2111,01
6	5,01	-0,395	1,748	2,86	5,000	452,26	442,38	1342,64	2237,28
7	3,7575	-0,296	1,847	2,86	5,282	477,78	467,35	1418,41	2363,55
8	2,505	-0,197	1,946	2,86	5,565	503,31	492,32	1494,20	2489,83
9	1,2525	-0,099	2,044	2,86	5,847	528,83	517,29	1569,97	2616,09
10	0	0	2,143	2,86	6,129	554,36	542,25	1645,75	2742,36
11	1,2525	0,099	2,242	2,86	6,411	579,88	567,22	1721,52	2868,62
12	2,505	0,197	2,340	2,86	6,693	605,40	592,19	1797,30	2994,89
13	3,7575	0,296	2,439	2,86	6,976	630,93	617,16	1873,08	3121,17
14	5,01	0,395	2,538	2,86	7,258	656,46	642,12	1948,86	3247,43
15	6,2625	0,493	2,636	2,8	7,382	667,67	653,10	2024,63	3345,40
16	7,515	0,592	2,735	2,6	7,111	643,19	629,14	2100,41	3372,73
17	8,7675	0,691	2,834	2,2	6,234	563,87	551,56	2176,18	3291,60
18	10,02	0,789	2,932	1,6	4,692	424,37	415,10	0,00	839,47
19	11,2725	0,888	3,031	0,9	2,728	246,74	241,35	0,00	488,09
20	12,525	0,987	3,130	0	0,000	0	0	0	0

Продолжение таблицы №5  
 Определение перерезывающих сил ( $Q_{pyi}$ ) и изгибающих моментов ( $M_{pzi}$ )  
 по длине фюзеляжа:

$N^o$	$m_i^p, R_i^p$	$q_{cp}$	$\Delta x$	$\Delta Q_i^p$	$Q_i^p$	$Q_{cpi}^p$	$\Delta M_{zi}^p$	$M_{zi}^p$
1	11	12	13	14	15	16	17	18
0	-	101,04	1,2525	126,56	-3476,94	-3540,2	-4434,12	0
1	-	319,02	1,2525	399,57	-3603,49	-4500,52	-5636,90	4434,12
2	1184,9 209,6	1087,45	1,2525	1362,03	-4003,06 -5397,55	-6078,56	-7613,40	10071,02
3	-	1861,85	1,2525	2331,97	-6759,58	-7925,56	-9926,77	17684,43
4	-	2047,88	1,2525	2564,97	-9091,54	-10374,03	-12993,47	27611,19
5	-	2174,15	1,2525	2723,12	-11656,51	-13018,07	-16305,13	40604,66
6	-	2300,41	1,2525	2881,27	-14379,63	-47494,10	-59486,37	56909,79
7	63347,7	2426,69	1,2525	3039,42	<u>-17260,9</u> -80608,6	-82128,29	-102865,69	116396,16
8	-	2552,96	1,2525	3197,58	-83648,0	-85246,79	-106771,61	219261,85
9	119615,6	2679,22	1,2525	3355,73	<u>-86845,6</u> 32769,99	31092,12	38942,89	326033,45
10	-	2805,49	1,2525	3513,88	29414,26	27657,32	34640,80	141039,20
11	-	2931,76	1,2525	3672,02	25900,39	24064,37	30140,63	106398,40
12	-	3058,03	1,2525	3830,18	22228,36	20313,27	25442,37	76257,77
13	-	3184,30	1,2525	3988,34	18398,18	16404,01	20546,03	50815,40
14	-	3296,42	1,2525	4128,76	14409,85	12345,47	15462,70	30269,37
15	-	3359,07	1,2525	4207,23	10281,09	8177,47	10242,28	14806,68
16	-	3332,17	1,2525	4173,54	6073,86	3987,08	4993,82	4564,40
17	-	2065,54	1,2525	2587,08	1900,31	606,77	759,98	-429,43
18	-	663,78	1,2525	831,38	-686,77	-1102,46	-1380,83	-1189,41
19	-5376,9 2512,5 1040,5	244,04	1,2525	305,67	-1518,15 305,67	152,83	191,42	191,42
20	-				0			0

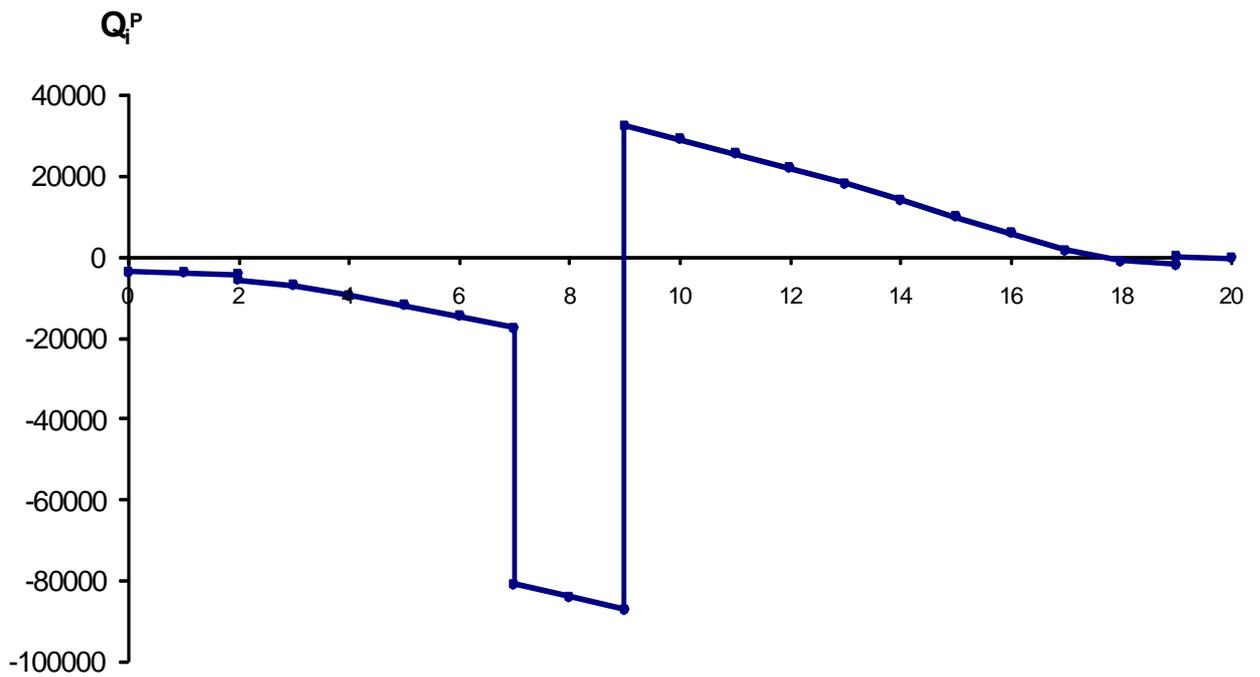


Рис. 4. Эюра перерезывающих сил  $Q_i^P$ .

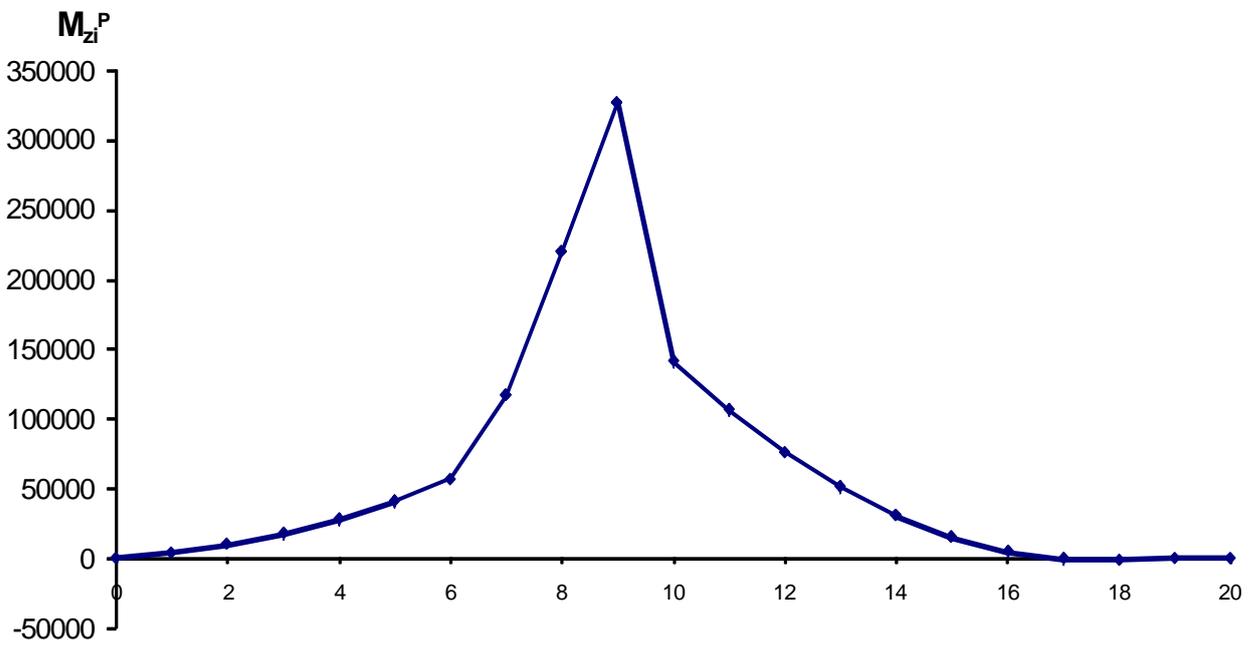


Рис. 5. Эюра изгибающих моментов  $M_{zi}^P$ .

## Проектировочный расчет фюзеляжа на прочность

(фюзеляж балочно-стрингерной конструктивной схемы)

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

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

$$Q^p_i = 86845,6 \text{ даН};$$

$$M_{zi} = 326033,45 \text{ даН}\cdot\text{м} = 326033450 \text{ даН}\cdot\text{мм}.$$

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

$H_{св}^H = H_{св}^B = 0,3 \cdot d_\phi = 0,3 \cdot 2,86 = 0,858 \text{ м} = 858 \text{ мм}$  - высота верхнего и нижнего сводов,

$H_{ср} = 0,7 \cdot d_\phi = 0,7 \cdot 2,86 = 2,002 \text{ м} = 2002 \text{ мм}$  - средняя высота между сводами,

$L_{св}^H = L_{св}^B = 1,16 \cdot d_\phi = 1,16 \cdot 2,86 = 3,317 \text{ м} = 3317 \text{ мм}$  - длина нижнего и верхнего сводов,

где:  $d_\phi = 2,86 \text{ м} = 2860 \text{ мм}$  - диаметр фюзеляжа.

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

Усилия, воспринимаемые верхним и нижним сводами, будут равны:

$$P_{св}^B = P_{св}^H = \frac{M_z^p}{H_{ср}} = \frac{326033450}{2002} = 162853,9 \text{ даН}$$

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:

$$F_{пр}^B = \frac{P_{св}^B}{\sigma_B} = \frac{162853,9}{44} = 3701,2 \text{ мм}^2$$

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

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

$$F_{\text{одш}}^{\delta} = 0,6 \cdot F_{\text{пр}}^{\delta} = 0,6 \cdot 3701,2 = 2220,7 \text{ мм}^2$$

$$F_{\text{стр}}^{\delta} = 0,4 \cdot F_{\text{пр}}^{\delta} = 0,4 \cdot 3701,2 = 1480,5 \text{ мм}^2 ;$$

1. Тогда толщина обшивки верхнего свода будет равна

$$\delta_{\text{одш}}^{\delta} = \frac{F_{\text{одш}}^{\delta}}{l_{\text{св}}^{\delta}} = \frac{F_{\text{одш}}^{\delta}}{1,16 \cdot d_{\phi}} = \frac{2220,7}{1,16 \cdot 2860} = 0,67 \approx 1,0 \text{ мм}$$

Если принять шаг стрингеров  $t_{\text{стр}} = 180$  мм, можно определить сечение одного стрингера:

$$f_{\text{стр}}^{\delta} = \frac{F_{\text{стр}}^{\delta}}{n_{\text{стр}}} = \frac{F_{\text{стр}}^{\delta}}{l_{\text{св}}^{\delta} / t_{\text{стр}}} = \frac{1480,5}{1,16 \cdot 2860 / 180} = 80,3 \text{ мм}^2 \approx 0,803 \text{ см}^2 ;$$

Для данного значения площади стрингера выбирается профиль из нормалей подходящих профилей.

Принимаем профиль для среднего стрингера:

угольник равнобокий, профиль Пр 100 № проф.10

$f = 1,164 \text{ см}^2$ ;  $\delta = 2$  мм;  $B = 30$  мм.

Приведенная площадь сечения нижнего свода

$$F_{\text{пр}}^H = \frac{P_{\text{св}}^H}{\sigma_{\text{кр}}} = \frac{162853,9}{0,75 \cdot 44} = 4935 \text{ мм}^2$$

где:  $\sigma_{\text{кр}}$  - критическое напряжение сжатия выбранного материала, приближенно  $\sigma_{\text{кр}} \approx (0,7...0,8) \cdot \sigma_{\delta} \approx 0,75 \cdot 44 = 33,0 \text{ даН/мм}^2$ .

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

$$\delta_{\text{одш}}^H = \frac{0,6 \cdot F_{\text{пр}}^H}{l_{\text{св}}^H} = \frac{F_{\text{одш}}^H}{1,16 \cdot d_{\phi}} = \frac{0,6 \cdot 4935}{1,16 \cdot 2860} = 0,893 \approx 1,0 \text{ мм}$$

$$f_{\text{стр}}^H = \frac{0,4 \cdot F_{\text{пр}}^H}{n_{\text{стр}}} = \frac{F_{\text{стр}}^H}{l_{\text{св}}^H / t_{\text{стр}}} = \frac{0,4 \cdot 4935}{1,16 \cdot 2860 / 180} = 107,1 \text{ мм}^2 = 1,071 \text{ см}^2$$

Для данного значения площади стрингера выбирается профиль из нормалей подходящих профилей.

Принимаем профиль для среднего стрингера:

угольник равнобокий, профиль Пр 100 № проф.10

$f = 1,164 \text{ см}^2$ ;  $\delta = 2$  мм;  $B = 30$  мм.

### 3. Толщина обшивки доковин фюзеляжа.

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

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

$$\delta_{\text{одш}}^{\delta} = \frac{0,5 \cdot 86845,6}{24,3 \cdot 2002} = 0,893 \text{ мм} \approx 0,1 \text{ мм};$$

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

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

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

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

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

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

$$\text{Здесь: } n_{\text{стр}\Sigma} = \frac{\pi \cdot d_{\phi}}{t_{\text{стр}}} = \frac{3,14 \cdot 2860}{180} \approx 50 \text{ шт};$$

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

$n_{\text{стр}\Sigma} = 50$  - суммарное количество стрингеров в сечении.

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

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

$$\delta_{\text{эф}}^{\sigma} = \frac{326033450}{3,14 \cdot 1430^2 \cdot 39,6} \approx 1,4 \text{ мм}; \quad \delta_{\text{эф}}^{\tau} = \frac{86845,6}{3,14 \cdot 1430 \cdot 24,2} \approx 0,6 \text{ мм};$$

где:  $r_{\phi}$  - радиус фюзеляжа,  $r_{\phi} = 0,5 \cdot d_{\phi} = 0,5 \cdot 2860 = 1430 \text{ мм};$

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

Принимается

$$\delta_{\text{эф}} = \max \{ \delta_{\text{эф}}^{\sigma} ; \delta_{\text{эф}}^{\tau} \} = \max \{ 1,4 ; 0,6 \} = 1,4 \text{ мм.}$$

Тогда средняя толщина обшивки и сечение стрингера:

$$\delta_0 = 0,5 \cdot \delta_{зф} = 0,5 \cdot 1,4 = 0,7 \text{ мм};$$

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

$$f_{стр} = \frac{3,14 \cdot 2860 \cdot 0,7}{50} = 115,1 \text{ мм}^2 = 1,151 \text{ см}^2;$$

Полученные значения  $\delta_0$  и  $f_{стр}$  следует привести в соответствие с действующими стандартами.

Принимаем профиль для среднего стрингера:

угольник равнобокий, профиль Пр 100 № проф.10

$$f = 1,164 \text{ см}^2; \delta = 2 \text{ мм}; B = 30 \text{ мм}.$$

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

$$M_{кр} = Y_{мво}^p \cdot u_{ц.ж.ф.}; \quad M_{кр} = 5210,5 \cdot 3000 = 15631481 \text{ даН}\cdot\text{мм}$$

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

$u_{ц.ж.ф.}$  - расстояние от центра давления вертикального оперения до линии центров жесткости поперечного сечения (оси фюзеляжа)  $u_{ц.ж.ф.} = 3,0 \text{ м} = 3000 \text{ мм}$ ,

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

$$Y_{мво}^p = 0,37 \cdot 2 \cdot \frac{0,060134 \cdot 138,89^2}{2} \cdot 12,14 = 5210,5 \text{ даН};$$

где:  $S_{во} = 12,14 \text{ м}^2$  - площадь вертикального оперения,

$f=2$  - коэффициент запаса прочности (коэффициент безопасности) ВО;

$\rho_H = 0,060134$  - плотность воздуха на расчётной высоте;

$V_{кр}=500 \text{ (км/ч)} = 138,89 \text{ (м/с)}$  - крейсерская скорость полёта.

Величина толщины обшивки фюзеляжа  $\delta_0$  должна удовлетворять

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

$$\delta_0 \geq \frac{15631481}{2 \cdot 6424243 \cdot 24,2} = 0,051 \text{ мм};$$

$\delta_0 \approx 1,0 \text{ мм} \geq 0,051 \text{ мм}$  - условия выполняется,

где:  $\omega = \pi \cdot r_\phi^2 = 3,14 \cdot 1430^2 = 61424243 \text{ мм}^2$  - площадь поперечного сечения

фюзеляжа;  $r_\phi$  - радиус фюзеляжа,  $r_\phi = 0,5 \cdot d_\phi = 0,5 \cdot 2860 = 1430 \text{ мм}$ ;

$$[\tau] \approx 0,55 \cdot \sigma_\phi = 0,55 \cdot 44 = 24,2 \text{ даН/мм}^2.$$

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

$$\delta_0 \geq \frac{p_u^p \cdot r_\phi}{2 [\sigma]}; \quad \delta_0 = \frac{0,0216 \cdot 1430}{2 \cdot 39,6} \approx 0,39 \text{ мм};$$

$\delta_0 \approx 1,0 \text{ мм} \geq 0,39 \text{ мм}$  - условия выполняется,

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:

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

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

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

Принимаем толщину обшивки, равную  $\delta_{обш} = 1,0 \text{ мм}$ .

В результате расчётов имеем:

- потребная площадь сечения стрингеров верхнего свода  
 $f_{стр}^b = 80,3 \text{ мм}^2 = 0,803 \text{ см}^2;$

- потребная площадь сечения стрингеров нижнего свода  
 $f_{стр}^H = 107,1 \text{ мм}^2 = 1,071 \text{ см}^2;$

- средняя площадь сечения стрингеров  $f_{стр} = 115,1 \text{ мм}^2 = 1,151 \text{ см}^2$

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

профиль стрингера для всего сечения - выбираем из нормалей стрингер «угольник равнобокий» ПР 100, профиль № 10,

размеры: В (высота)=Н (ширина)= 30 мм, δ (толщина)= 2,0 мм,  
 площадь  $F_{стр} = 1,164 \text{ см}^2 = 116,4 \text{ мм}^2$

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

## **Выбор материалов и технологии изготовления деталей.**

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

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

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

*$\frac{\sigma_{\text{в}}}{\rho}$  – растяжение и чистое сжатие;*

*$\frac{\tau_{\text{в}}}{\rho}$  – сдвиг;*

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

*$\frac{\sqrt[3]{\sigma^2}}{\rho}$  – поперечный изгиб, где  $E$  – модуль упругости,  $\sigma_{\text{в}}$  – 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, допустимые 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 алюминелиитивные 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 Д16Т.

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) *Верхний обод типового шпангоута; изготавливается из сплава Д16АТ (термообработанный дуралюмин системы Al-Cu-Mg марки 16, характеристика материала: предел прочности на растяжения  $\sigma_b = 440 \text{ МПа} \left( \frac{\text{Н}}{\text{мм}^2} \right)$ , удельный вес  $\gamma = 2,78 \frac{\text{г}}{\text{см}^3}$ , модуль упругости  $E = 72 \text{ ГПа}$ , сплав Д16Т применяется для изготовления обшивок, стрингеров, лонжеронов, нервюр, обода типового шпангоута, деталей системы управления, имеют хорошую пластичность, что и позволяет широко применять штамповку для изготовления силовых элементов планера, хорошо обрабатывается резанием) с помощью холодной листовой штамповки (лист толщиной 1,2 мм – лист 1163 АТ 1,2 ).*

2) *Стыковой фитинг крепления стрингера к стыковому шпангоуту; изготавливается из сплава ВТ22 (высокопрочный титан марки 22, характеристика материала: предел прочности на растяжения  $\sigma_b = 1220 \text{ МПа} \left( \frac{\text{Н}}{\text{мм}^2} \right)$ , удельный вес  $\gamma = 4,5 \frac{\text{г}}{\text{см}^3}$ , модуль упругости  $E = 210 \text{ ГПа}$ , сплав ВТ22 повышенной прочности, используется для объемной штамповки) с помощью горячей штамповки с последующей механической обработкой (фрезерование внешних контуров, сверление отверстий).*

3) *Стыковая накладка крепления ободков шпангоута; изготавливается из сплава Д16АТ (термообработанный дуралюмин системы Al-Cu-Mg марки 16, характеристика материала: предел прочности на растяжения  $\sigma_b = 440 \text{ МПа} \left( \frac{\text{Н}}{\text{мм}^2} \right)$ , удельный вес  $\gamma = 2,78 \frac{\text{г}}{\text{см}^3}$ , модуль упругости  $E = 72 \text{ ГПа}$ , сплав Д16Т применяется для изготовления обшивок, стрингеров, лонжеронов, нервюр, 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).*

## ***7. БЕЗОПАСНОСТЬ ЖИЗНЕДЕЯТЕЛЬНОСТИ***

## БЕЗОПАСНОСТЬ ЖИЗНЕДЕЯТЕЛЬНОСТИ

### *Организация работы по охране труда и трудового процесса.*

*В данном выпускной работе разрабатывается конструкция фюзеляжа самолёта. При изготовлении самолёта, сборка фюзеляжа включает в себя сложные технологические процессы, связанные со сложностью конструкции, её габаритами, поверхностями, имеющими двойную кривизну, применение различных инструментов, материалов, оборудования и т. д.*

*Создание здоровых и безопасных условий труда начинается с правильного выбора территории для строительства цеха и рационального размещения в нём производственных и вспомогательных помещений.*

*Площадка для цеха выбирается с учётом рельефа местности, так чтобы были обеспечены наилучшие условия для естественного освещения и проветривания. С этой целью не следует размещать её близко к другим производственным корпусам и сооружениям. Расстояние от проектируемого цеха до других зданий должны быть не менее одной высоты наиболее высокого здания. Цех должен быть расположен так, чтобы основные пути движения работающих не пересекались с железнодорожными путями и путями другой механизации. Необходимо соблюдать нормы полезной площади для размещения оборудования и необходимую ширину проходов, обеспечивающих безопасную работу и удобное обслуживание оборудования. В соответствии с санитарными нормами объём произведённого помещения на одного работающего должна составлять не менее 15м<sup>3</sup>, а площадь 4,5м<sup>2</sup>. Высота помещений от пола до низа горизонтальных несущих конструкций на опоре должна быть не менее 3,2м. Высота от пола до низа выступающих частей коммуникаций и оборудования:*

- \* в местах регулярного прохода людей не менее 2м;*
- \* в местах не регулярного прохода не менее 1,8м.*

*На участке сборки фюзеляжа работы выполняются в стапелях. Значительный объём работ сборщики производят с различного вида стремянок, трапов, лестниц, подставок. До начала работ следует проводить осмотр надёжности и прочности подмостков стапеля, отсутствие щелей и торчащих гвоздей, исправность перил, исправность крепления рубильников и прижимов. При использовании*

стремянков высотой более 1м. на них должны быть перила высотой не менее 1м.

При использовании стремянок и настилов ступеней, имеющих несколько этажей, запрещается размещать рабочих один над другим, во избежание случаев травматизма из-за падения сверху деталей или инструмента. Для рациональной организации режимов труда и отдыха в цехе предусматривается наличие буфета, столовой, душа, гардеробной.

Рекомендуется следующий промышленный интерьер производственного корпуса:

- \* основные продольные стены окрашены с учётом психофизиологического фактора в спокойный сине-зелёный цвет, стены окрашиваются до нижнего пояса ферм;

- \* железобетонным колоннам с целью максимального зрительного облегчения придан тот же цветовой тон стены, выше нижнего пояса ферм окрашенных в белый цвет;

- \* фермы покрытия окрашены в светло-жёлтый цвет, создающих эффект солнечного дня;

- \* пол основного объёма – светло-серый цвет;

- \* пол вспомогательного объёма несколько темнее.

Во вспомогательных помещениях управления, гардеробной могут быть размещены комнатные растения, а также может транслироваться лёгкая музыка.

### **Производственная санитария.**

В состав санитарно-бытового помещения входят гардероб, душевые, умывальные, уборные, курительные места для размещения полудушей, устройств питьевого водоснабжения, помещения для обогрева или охлаждения, обработки, хранения и выдачи спецодежды.

В гардеробных число отделений в шкафах или вешалок следует принимать равным списочной численности работающих.

Душевые оборудуются открытыми душевыми кабинами.

Расстояние от рабочих мест в цехе до курительных, душевых, устройств питьевого водоснабжения должно приниматься не более 75м.

Таблица 6. Площадь помещений:

гардеробный	на 1 чел	1,63м <sup>2</sup>
душевые	на 7 чел	не менее 8,88м <sup>2</sup>

Важное значение для полноценной работы на производственном участке имеют метеорологические условия. К ним относятся скорость движения воздуха, его температура, влажность, барометрическое давление. В цехе сборки фюзеляжа температура воздуха 17-23<sup>0</sup>С, относительная влажность 42%, скорость движения воздуха не более 0,3м/с. Эти параметры соответствуют нормативным данным, так как опытами установлено, что принятое самочувствие, ощущение комфорта наблюдается при эффективных температурах 17<sup>0</sup>-21<sup>0</sup>С. Эта область называется зоной комфорта.

В цехах с метеорологическим комплексом нагревающего характера широко используется принцип изоляции источников излучения. Для этого нагретые поверхности оборудования и трубопроводов покрывают теплоизолирующими материалами: магнезия, смешанная с асбестом, асбормит и др.

В холодное время года необходимо защищать рабочие места в производственных условиях от потоков холодного воздуха. Для этого устанавливают шлюзы - воздушные завесы, преграждающие доступ холодному воздуху, автоматизируют процессы открывания и закрывания транспортных проёмов и блокируют с воздушными тепловыми завесами.

Шум представляет собой беспорядочное сочетание звуков, различных по интенсивности и частоте в частотном диапазоне 16-20000 Гц. Причём органы слуха человека наиболее чувствительны к диапазону 800-5000 Гц.

Шум можно подразделить на:

а) механический, возникающий в результате движения отдельных деталей и узлов машин, например работающие металлообрабатывающие станки;

б) ударный, возникающий при некоторых технологических процессах: ковке, штамповке, клёпке;

в) аэродинамический, возникающий при больших скоростях движения газообразных сред.

Борьба с шумом стало в настоящее время социальной проблемой. Рабочие всех профессий связаны с шумом, в той или иной мере страдают тугоухостью, в особенности, если общий уровень интенсивности шума достигает 90 Дб и более.

Вибрации, как звук, выражаются как в абсолютных, так и в относительных логарифмических единицах. Уровень колебательной скорости вибрации над условным порогом, равным

$$\xi_0 = 5 \cdot 10^6 \text{ см/с}, \text{ будет } L_B = 201 \cdot q \cdot \frac{\xi}{\xi_0}, \text{ дБ}$$

где  $\xi$  – колебательная скорость вибрирующей поверхности.

Инженерные методы борьбы с шумом и вибрациями на промышленных предприятиях заключаются в следующем:

Уменьшение шума в источнике его возникновения в процессе конструирования и изготовления машин, а также путём правильной эксплуатации оборудования.

Применение звукоизолирующих конструкций и звукопоглощающих материалов, локализация шумного оборудования в специальных выгородках.

Применение глушителей струйных шумов и др.

Использование виброизолирующих устройств и вибропоглощающих материалов.

В цехе сборки крыла:

\* Фактический уровень производственного шума 81 дБ.

\* Вибрация 87–81 дБ.

Рациональное освещение производственных и вспомогательных помещений, проходов и проездов имеет большое значение для нормальной и безопасной работы промышленного предприятия. Для безопасности работы нужно не только достаточное освещение рабочих поверхностей, но и рациональное направление света, отсутствие резких теней и бликов, обычно вызывающих слепящее действие и снижающих работоспособность.

Недостаточное освещение само по себе не вызывает несчастных случаев, но может способствовать их возникновению.

В помещениях, которых работа производится на всей площади: формовочные и литейные цехи, цехи сборки крупных механизмов и т. п. применяются светильники распределённые неравномерно или снабжённые лампами различной мощности и создающих в разных зонах помещения разную освещённость.

Общее освещение главных зданий и вспомогательных помещений должно быть не менее величин, приведённых в строительных нормах, в зависимости от выполнения работ.

При работах средней точности коэффициент естественной освещённости при боковом освещении 1,5 % что соответствует строительным нормам и правилам. Нормы естественного освещения в производственных помещениях установлена с учётом получения максимально возможной освещённости.

Таблица 7.

<i>Окончательный вид работы Категория помещений</i>	<i>Типы ламп</i>	
	<i>лампы накаливания</i>	<i>лампы люминисцент</i>
<i>Сборка в агрегатно-сборочном цехе</i>	<i>76-80</i>	<i>150</i>
<i>Склады, лестничные, клетки, гардеробные.</i>	<i>30</i>	<i>75</i>
<i>Коридоры, проезды и проходы.</i>	<i>20</i>	<i>15</i>

***Освещённость.***

*Норма освещённости по ЛК 200, фактическая тоже 200 ЛК.*

***Техника безопасности.******Механические опасности.***

*К ним относятся опасности, которые могут возникнуть у любого объекта способного причинить травму в результате не спровоцированного контакта объекта или его части с человеком. Каждый работник, непосредственно связанный с эксплуатацией машин и механизмов, должен хорошо знать их устройство, уметь вовремя обнаруживать неисправности и отклонение от нормы в их эксплуатации.*

*Движущиеся части машин и механизмов должны иметь обязательно ограждение, оно должно быть прочным, простым по конструкции и удобным.*

*Не допускается нагрузка машин сверх установленной нормы при данной скорости.*

*Принимаются меры против самопроизвольного движения, обеспечивается исправность тормозов.*

***Электроопасность.***

*Эксплуатация большинства машин и аппаратов связана с применением электрической энергии. Это представляет для человека большую опасность, так как профилактических работ человек может коснуться частей, находящихся под напряжением. Цех сборки фюзеляжа относится к помещению без повышенной опасности. В цехе применяется переносное осветительное оборудование. Корпус и рукоятка переносного светильника изготавливаются из прочного огнестойкого и влагостойкого материала, выдерживающего падение и*

удары. Лампы защищаются от повреждений металлической сеткой. Перед работой проверяют целостность проводов.

Безопасность при эксплуатации электроустановок может достигаться: применением малых напряжений; устройством защитного заземления, защитного зануления и защитного отключения, применением устройств, исключающих случайное прикосновение к ведущим частям электроустановок; применением сигнализации, маркировку; применением средств индивидуальной защиты.

*Опасности при работе с сосудами находящимися под давлением.*

На современных предприятиях гражданской авиации широко используется энергия сжатого воздуха и газов. Сжатый воздух используется для механизации трудоёмких процессов. Он необходим в ряде технологических операций. Источником энергии сжатого воздуха и сжиженных газов применяют специальные баллоны, где эти газы находятся под большим давлением. Компрессорная установка, а также сосуд, работающие под высоким давлением, являются объектами повышенной опасности и в случае нарушения техники безопасности при их эксплуатации, низкого качества материала и неисправности контрольно-измерительных приборов могут взорваться и повлечь за собой тяжёлые травмы окружающих, а также отравление вредными веществами.

### **Расчёт осветительных установок.**

Для выбора осветительных установок проводится светотехнический расчёт. Установленную мощность осветительной установки определяют по данному методу в такой последовательности:

1) По таблицам норм освещенности определяют необходимую освещенность.

2) Выбирают тип светильника и высоту его под веса.

3) Намечают необходимое количество светильников.

4) Определяют по таблице у дальнюю мощность.

5) Рассчитывают установленную мощность  $P_{уст.}(вВт)$  осветительной установки по формуле:

$$P_{уст} = P_{уд} S.$$

где:  $P_{уд}$  – удельная мощность.

6) Мощность (вВт) одной лампы  $P_n = P_{уст} / n.$

где:  $n$  – количество ламп.

Выбирают ближайшую по мощности лампу необходимую к установке из таблицы.

### РАСЧЁТ.

- 1) Освещённость в сборочном цехе: 300 ЛК.
- 2) Выбираем светильник РСПОБ  $h=16$  м.
- 3) Намечаем примерное количество светильников  $n=55$  (через 4 м)
- 4)  $P_{уд}=5,4$  Вт/м<sup>2</sup> при освещенности 100 лк.
- 5)  $P_{уст}=5,4$  Вт/м<sup>2</sup>  $\times$  1250м<sup>2</sup>=20250 Вт.  
 $S=25,50$  м =1250 м<sup>2</sup>.
- 6)  $P_{св}=\frac{20250}{55} = 368$

Принимаем к установке.

55 светильников РСПОБ с лампой ДРЛ мощностью 400 Вт.

### Обеспечение пожарной безопасности.

В АСЦ широко применяются растворители, грунты, эмали, герметики и другие ЛВЖ. Поэтому несоблюдение правил пожарной безопасности может привести к воспламенению или взрыву паров ЛВЖ.

Температура вспышки ацетона 20<sup>0</sup>С, температура воспламенения 460–670<sup>0</sup>С, пределы взрывоопасных концентраций на 1м<sup>3</sup> воздуха при 20<sup>0</sup>С и давлении 760 мм рт. ст. 2–3% объёма. Но в сборочных цехах такие концентрации практически не встречаются. Поэтому АСЦ можно отнести к категории Д.

Источниками возгорания в АСЦ служат статическое электричество и возникновение разряда с искрообразованием. Поэтому необходимо для обеспечения пожаро и взрывоопасности выполнять ряд мероприятий.

Одежда и бельё работающих не должны содержать синтетические материалы, обувь должна быть токопроводящей, без гвоздей и подковок и препятствовать скольжению.

Для исключения накопления воспламеняющихся паров должна использоваться приточно-вытяжная вентиляция, скорость движения воздуха должна быть не менее 1м/с.

Металлический слесарный инструмент должен быть омедийным.

Для освещения рабочих мест должны применяться взрывозащитные светильники с напряжением 12 и 13 В. Переносные светильники должны проверяться не реже одного раза в квартал.

*На время работы с ЛВЖ участок работы должен быть обеспечен ручным или передвижным огнетушителем, асбестовым полотном. Огнетушители должны быть действительного срока годности.*

*В целях защиты от накопления статического электричества необходимо выполнить заземление агрегатов и оборудования рабочих участков.*

*Оборудование и агрегаты следует считать заземлёнными, если сопротивление, утечка тока при самых неблагоприятных условиях не превышало бы 100 Ом.*

*В агрегатно-сборочных цехах заземлению подлежат: агрегаты и узлы установленные на козелках или стендах не имеющих заземления; вентиляционные установки, электрооборудование; испытательные стенды, стремянки, козелки, металлические столы.*

*Каждый входящий в агрегат должен пройти через заземлённую зону и коснуться руками поручней. Во время работы весь персонал, находящийся в агрегате, периодически должен повторить эту операцию для снятия накопившегося статического электричества.*

*Проверка сопротивления заземляющих проводников должна проводиться 1 раз в 3 месяца.*

*В случае воспламенения паров или возгорания ГСМ необходимо прекратить работу, изолировать очаг пожара, если это возможно, известить мастера о случившемся, вызвать пожарную охрану, по возможности начать тушение пожара с помощью огнетушителя.*

*На рабочем месте запрещается пользоваться открытым огнём, курить.*

*Кроме указанных выше источников возгорания существуют и другие.*

*При обработке деталей из титановых и магниевых сплавов возможно воспламенение стружки. Поэтому для пожаробезопасности таких работ необходимо выполнить следующие мероприятия.*

*При обработке деталей из титановых сплавов нужно не допускать применение инструмента с тупой режущей кромкой.*

*Титановую или магниевую стружку необходимо убирать с рабочего места. Стружка должна сдаваться в установленное место.*

*У каждого рабочего места, на котором обрабатываются детали из магниевых и титановых сплавов, должен находиться ящик с сухим песком и совком.*

*В случае загорания титановой или магниевой стружки, тушение нужно вести только сухим песком. Тушение водой запрещается.*

## ОХРАНА ОКРУЖАЮЩЕЙ СРЕДЫ.

*В современном обществе резко возрастает роль промышленной экологии, призванной на основе оценки степени вреда, приносимого природе индустриализации, разрабатывать и совершенствовать инженерно-технические средства защиты окружающей среды, всемирно развивать основы создания замкнутых, безотходных и малоотходных технических циклов и производств. В связи с этим важное место в дни охраны окружающей среды отводится экологическому образованию и воспитанию инженерно-технических специалистов.*

*Научно-техническая революция, охватившая во второй половине IX века многие страны мира, принесла людям не только блага, она сопровождалась и теневыми явлениями, а именно загрязнениями атмосферы: морских акваторий и пресных водоёмов; нарушениями почвенного покрова и ландшафтов; истощениями водных и лесных ресурсов; уменьшением численности животных. Экологический кризис осложняется экспоненциальным ростом народонаселения планеты и его урбанизацией.*

*Атмосфера загрязняется промышленными выбросами, содержащими оксиды азота, серы, углерода, углеводорода, частицы пыли. В водоёмы и реки попадают нефть и отходы нефтепродуктов, вещества органического и минерального происхождения; в почвенный покров – шлаки, зола, промышленные отходы, кислоты, соединения тяжёлых металлов и др. Множество разработанных технических процессов привело к росту числа токсичных веществ, поступающих в окружающую среду.*

*Выбросы промышленных предприятий, энергетических систем и транспорта в атмосферу, водоёмы и недра достигли таких размеров (рис. 1), что в ряде районов земного шара уровень загрязнений значительно превышает допустимые санитарные нормы. Это приводит, особенно среди городского населения, к увеличению количества людей, болеющих хроническим бронхитом, астмой, аллергией, раком.*

*Вот почему так актуальны проблемы охраны окружающей среды в данный период развития промышленных предприятий общества и земного шара в целом. Рациональное решение этих проблем возможно лишь при оптимальном взаимодействии природы и общества, обеспечивающим с одной стороны дальнейшее развитие общества, с другой сохранение и поддержание восстановительных сил в природе,*

*что достижимо лишь при проведении широкого комплекса практических мероприятий и научных исследований по охране окружающей среды.*

*Все вышеуказанные проблемы, возникающие в процессе развития индустрии, борьба с ними, актуальны и для авиационных производств, которые наряду с другими машиностроительными предприятиями, выбрасывают в атмосферу большое количество газов, пыли, твердых отходов, загрязняют недра сточными водами.*

*Если рассматривать авиационное производство (ТАПОиЧ) как совокупность цехов и подразделений, то цех №46 представляет собой производство, опасно воздействующее как на атмосферу так и на почвенный покров, выбрасывая все выбросы. Это означает, что в производственном процессе участвуют материалы и растворы, содержащие вредные для человеческого организма вещества едкий натрий (NaOH), тринатрий фосфат, жидкое стекло, азотная кислота, хромовый ангидрид.*

#### *Газопылевые выбросы.*

*В соответствии с требованием ГОСТ 172302-78 для каждого проектируемого и действующего промышленного предприятия (цеха) устанавливается предельно-допустимый выброс (ПДВ) вредных веществ в атмосферу, при условии, что выбросы вредных веществ от данного источника не создадут приземную концентрацию, превышающую ПДК.*

***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 авиакомпаний на рынке авиаперевозок, выработки стратегии развития, определения необходимости открытия новых воздушных линий или прекращения эксплуатации существующих.

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

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

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

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

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

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

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

Исходными данными для расчета себестоимости летного часа ВС являются:

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

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

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

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

**Исходными данными для расчета экономических характеристик проектируемого самолёта являются:**

1. Взлетная масса самолёта	$m_0$	(тонна)	22,7
2. Максимальная коммерческая нагрузка	$m_{кнтах}$	(тонна)	6,4125
3. Масса пустого самолёта	$m_{пуст}$	(кг)	11,329
4. Расчетная дальность с максимальной коммерческой нагрузкой	$L_p$	(км)	1400
5. Расчетная крейсерская скорость	$V_{кр}$	(км/ч)	500
6. Взлетная (стартовая) мощность (тяга) двигателя	$N_{oi}$ ( $P_{oi}$ )	л.с./ (тонна)	3014/ 1,6167
7. Количество двигателей	$n_{дв}$	(шт)	2
8. Амортизационный срок службы планера	$T_c$	(час)	60000
9. Амортизационный срок службы двигателя	$T_{дв}$	(час)	15000
10. Годовой налет самолёта	$T_z$	(час)	4400
11. Коэффициент коммерческой нагрузки	$\varepsilon$	(~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:

$$a = \frac{C_{лч}}{\varepsilon \cdot m_{кн} \cdot V_p} = \frac{2468,99}{0,6 \cdot 6,4125 \cdot 459,8} = 1,4 \text{ \$/т} \cdot \text{км} \approx 0,1657 \text{ \$/пасс} \cdot \text{км}$$

где:  $C_{лч}$  – расходы на эксплуатацию самолёта в течении одного летного часа, т.е. себестоимость летного часа,  $C_{лч} = 2468,99 \text{ \$/ч}$ ;  
 $m_{кн}$  – коммерческая нагрузка соответствующая данной дальности полёта,  $m_{кн} = 6,4125 \text{ т}$ ;

$\varepsilon$  – 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  $V_p$ :

$$V_p = \frac{V_{кр}}{1 + 0,0521 \cdot L_p^{0,2135} \cdot \frac{V_{кр}}{L_p}} = \frac{500}{1 + 0,0521 \cdot 1400^{0,2135} \cdot \frac{500}{1400}} = 459,8 \frac{\text{км}}{\text{ч}}$$

где:  $V_{кр}$  – крейсерская скорость полёта,  $V_{кр} = 500 \text{ км/ч}$ ;

$L_p$  – расчетная дальность полёта, расстояние между аэропортами взлета и посадки,  $L_p = 1400 \text{ км}$ .

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 ( $C_{ЭП}$ ) и расходов по страхованию воздушных судов и экипажей ( $C_{СТР}$ ):

$$C_{лч} = C_{АО} + C_{ТО} + C_{ГСМ} + C_{АП} + C_{ЭП} + C_{СТР} = \\ = 420,13 + 18,28 + 1434,26 + 167,21 + 400 + 29,11 = 2468,99 \text{ \$/ч}$$

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

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

$$= 1,05 \cdot 0,08 \cdot \left( \frac{18126849 + 3 \cdot 2 \cdot 646684}{4400} \right) = 420,13 \text{ \$/ч}$$

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

$$C_c = \gamma_c \cdot m_{\text{пуст}} = 1600 \cdot 11329 = 18126849 \text{ \$}$$

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

$$m_{\text{пуст.}} = m_0 - (m_{\text{кн}} + m_T + m_{\text{сл.н.}}) = 22700 - (6412,5 + 4472 + 486) = 11329 \text{ кг}$$

Для современных магистральных самолётов

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

$\kappa_2$  - число замен двигателей в течении срока эксплуатации самолёта:

$$\kappa_2 = \left( \frac{T_c}{T_{\text{дв}}} - 1 \right) \approx \left( \frac{60000}{15000} - 1 \right) \approx 4 - 1 \approx 3$$

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

$$C_{\text{дв}} = \gamma_{\text{дв}} \cdot P_{oi} = 400 \cdot 1617 = 646684 \text{ \$}$$

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

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

$P_{oi}$  - взлетная (стартовая) тяга одного двигателя,  $P_{oi} \approx 1617 \text{ кг}$ ;

$$P_{oi} = 74,5 \cdot \frac{N_{oi}}{V_{кр}} = 74,5 \cdot \frac{3014}{138,89} = 1617 \text{ кг}$$

$N_{oi}$  - взлетная мощность одного двигателя,  $N_{oi} \approx 3014 \text{ л.с.}$ ;

$V_{кр}$  - крейсерская (рабочая) скорость полета,  $V_{кр} = 500 \text{ км/ч} = 138,9 \text{ м/с}$ ;

$T_r$  - годовой налет самолёта  $T_r = (4000 \dots 4400) \text{ часов} = 4400 \text{ ч}$ .

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

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

$$= \frac{20 \cdot 1586,1 + 12 \cdot 39652,48 + 3 \cdot 101963,52 + 283232,01}{60000} = 18,28 \text{ \$/ч}$$

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

$$C_{ACHEK} = \gamma_{AC} \cdot m_{нycm} = 0,14 \cdot 11329 = 1586,1\$;$$

$$C_{CCHEK} = \gamma_{CC} \cdot m_{нycm} = 3,5 \cdot 11329 = 39652,48\$;$$

$$C_{ILCHEK} = \gamma_{ILC} \cdot m_{нycm} = 9,0 \cdot 11329 = 101963,52\$;$$

$$C_{DCHEK} = \gamma_{DC} \cdot m_{нycm} = 25,0 \cdot 11329 = 283232,01\$;$$

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

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

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

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

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:

$T_C \approx 60000$  часов.

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

$$C_{ГCM} = \frac{1,085 \cdot C_T \cdot m_{TP}}{t_n} = \frac{1,085 \cdot 1000 \cdot 4,025}{2,2} = 1434,26 \text{ \$/ч}$$

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

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

$m_{TP}$  - масса расходуемого топлива при полёте на расчётную дальность  $L_p$  (м),

$$m_{m,p} = 0,9 \cdot \bar{m}_{m,p} \cdot m_0 = 0,9 \cdot 0,197 \cdot 22700 = 4025 \text{ кг} \approx 4,025 \text{ т.}$$

$$t_n = \frac{L_p}{V_p} = \frac{1400}{459,8} \approx 3,04 \text{ - время полета на расчетную дальность.}$$

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

$$C_{an} = \frac{C_{\Gamma}^{an} \cdot m_{кн}}{W_2 \cdot t_n} = \frac{15878,32 \cdot 6,4125}{200 \cdot 3,0} = 167,21 \text{ \$/ч}$$

где:  $C_{\Gamma}^{an} = 15878,32 \text{ \$/ч}$  - годовые текущие затраты наземного комплекса;

$W_2$  - годовой объём отправок аэропорта (тонн),  $W_2 = 200$  тысяч тонн.

$$\begin{aligned} C_2^{AP} &= (C_2^{УВД} + C_2^{АТБ} + C_2^{ГСМ}) + C_2^{ВПП} + C_2^{пер} = \\ &= 12466,96 + 653,76 + 2757,6 = 15878,32 \text{ \$/ч} \end{aligned}$$

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:

$$\begin{aligned} [C_2^{УВД} + C_2^{АТБ} + C_2^{ГСМ}] &= 31,44 \cdot (N_{np})^{0,6} [5,58(N_{np})^{0,06} + (N_{np})^{0,38} + 1,35] = \\ &= 31,44 \cdot (200)^{0,6} [5,58(200)^{0,06} + (200)^{0,38} + 1,35] = 12466,96 \text{ \$/ч} \end{aligned}$$

где:  $N_{np}$  - количество проведенных самолёто-вылетов в год (для крупных аэропортов  $N_{np} > 200$  тысяч).

Затраты службы по содержанию и обслуживанию ВПП можно определить зависимостью:

$$\begin{aligned} C_2^{ВПП} &\approx 5,72 \cdot 10^{-8} \left(\frac{P_{2л}}{n_k}\right)^{0,74} \cdot L_{ВПП}^{2,78} + 7,28 \cdot \left(\frac{P_{2л}}{n_k}\right)^{0,64} \cdot (N_{np})^{0,72} = \\ &= 5,72 \cdot 10^{-8} \left(\frac{10,215}{4}\right)^{0,74} \cdot 1300^{2,78} + 7,28 \cdot \left(\frac{10,215}{4}\right)^{0,64} \cdot (200)^{0,72} = 653,76 \text{ \$/ч} \end{aligned}$$

где:  $P_{2л} = \frac{0,9 \cdot m_0}{n_{2л}} = \frac{0,9 \cdot 22,7}{2} = 10,215 \text{ т}$  - нагрузка на главную опору

шасси;

$n_{2л}$  - количество главных опор,  $n_{2л} = 2$ ,

$n_k$  - количество колёс на главных опорах,  $n_k = 4$ ;

$L_{ВПП}$  - длина ВПП,  $L_{ВПП} = 1300 \text{ м.}$

*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:*

$$C_{зп} = n_{лс} \cdot ЗП_{лс}^ч + n_{бп} \cdot ЗП_{бп}^ч = 3 \cdot 100 + 2 \cdot 50 = 400 \text{ \$/ч}$$

*где:  $ЗП_{лс}^ч$  - средняя часовая ставка летного состава,*

*$ЗП_{лс}^ч \sim (100 \dots 150) \text{ \$/ч} \approx 100 \text{ \$/ч};$*

*$ЗП_{бп}^ч$  - средняя часовая ставка бортпроводников,*

*$ЗП_{бп}^ч \sim (50 \dots 60) \text{ \$/ч} \approx 50 \text{ \$/ч};$*

*$n_{лс}; n_{бп}$  - соответственно, количество членов летного состава и бортпроводников,  $n_{лс} = 3$  чел.,  $n_{бп} = 2$  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 - ( $C_{СТ}^{ОТВ}$ )*

$$C_{СТP} = \frac{C_{СТ}^{ВС} + C_{СТ}^{ЭК} + C_{СТ}^{ОТВ}}{T_r} = \frac{90634,24 + 8000,0 + 29440}{4400} = 29,11 \text{ \$/ч}$$

*$C_{СТ}^{ВС} = k_c \cdot C_c = 0,005 \cdot 18126849 = 90634,24 \text{ \$/год}$  - годовая сумма отчисления на страхование самолёта;*

*$k_{СТ}$  - нормативный коэффициент страхования,  $k_{СТ} \approx 0,005$  (0,5%);*

$$C_{СТ}^{ЭК} = n_{лс} \cdot C_{СТ}^{лс} + n_{бп} \cdot C_{СТ}^{бп} = 3 \cdot 2000 + 2 \cdot 1000 = 8000,0 \text{ \$/год}$$

*где:  $C_{СТ}^{лс}$  - страховая сумма 1 члена летного состава в год,*

*$C_{СТ}^{лс} \approx 2000 \text{ \$/год};$*

*$C_{СТ}^{бп}$  - страховая сумма 1 члена бортпроводника в год,*

*$C_{СТ}^{бп} \approx 1000 \text{ \$/год};$*

$$C_{CT}^{OTB} = k_{OTB} \cdot N_{ПАСС}^{CP} = 920 \cdot 32 = 29440$$

где:  $k_{OTB}$  - нормативный коэффициент отчислений по ответственности перед третьими лицами, ( $k_{OTB} \sim 920\$/пасс$ );  
 $N_{ПАСС}^{CP} = 0,6 \cdot N_{ПАСС}^{max} = 0,6 \cdot 54 \approx 32$  пасс. - среднестатистическое количество пассажиров на борту самолёта.

Кроме того, определяется,

Часовой расход топлива:

$$q_T^ч = \frac{m_{mp}}{t_l} = \frac{4,025}{3,0} = 1,322 \text{ т/ч};$$

Топливная эффективность самолёта:

$$q_T = \frac{m_{mp}}{m_{кн\ max} \cdot L_p} = \frac{4,025 \cdot 10^6}{6412,5 \cdot 1400} = 448,3 \text{ гр/т}\cdot\text{км};$$

$$q_T = \frac{m_{mp}}{N_{ПАСС} \cdot L_p} = \frac{4,025 \cdot 10^6}{54 \cdot 1400} = 53,2 \text{ гр/пасс}\cdot\text{км}.$$

## ***9. ВЫВОДЫ***

## **ВЫВОДЫ**

*В данном выпускной работе на основании статистических данных обработки самолётов-прототипов спроектирован пассажирский самолет местных воздушных линий, для эксплуатации его на линиях протяжённостью до  $L_p=1400$  км с пассажироместимостью 54 чел. и со скоростью  $V_{кр}=500$  км/ч.*

*Выбрана нормальная схема низкоплана с задним расположением оперения, 3х опорным шасси и двумя ТВД расположенные на крыле. Произведён расчёт геометрических, массовых, аэродинамических параметров самолёта. Взлетная масса самолета составила  $m_0 = 22700$  кг. При разработке данного проекта были учтены современные тенденции развития авиации, техники и на этой основе заложены композиционные материалы, которые являются перспективными. Максимальное значение аэродинамического качества самолета равно  $K=20,52$ . Топливная эффективность равен  $q_T=53,2$  гр/пасс·км. Самолет имеет большую весовую отдачу  $\bar{m}_{кн} = 0,282$ , чем основной прототип.*

*В разделе прочность определены нагрузки, действующие на фюзеляж, построены эпюры перерезывающих сил и изгибающих моментов, определены площади сечения элементов конструкции фюзеляжа самолета.*

*В разделе «Безопасность жизнедеятельности» освещены нормы, обеспечивающие нормальный безопасный производственный процесс и даны рекомендации для приведения в соответствии с нормами условия труда при производстве клёпанных работ и работ с вредными веществами в сборочных цехах.*

*В организационно-экономической части рассчитаны себестоимость перевозок ( $a$ ) и стоимость летного часа ( $C_{лч}$ ), которые составляют  $a = 1,4$  \$/т·км  $\approx 0,1657$  \$/пасс·км и  $C_{лч} = 2468,99$  \$/ч.*

## **СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ**

1. *“Проектирование самолетов”*. Езер С.М., Ротин В.Е. Москва, “Машиностроение”, 1986г.
2. *“Конструкция самолетов”*. Житомирский Г.И. Москва, “Машиностроение”, 1991.
3. *“Аэродинамика”*. Мхитарян А.М. Москва, “Машиностроение”, 1986г.
4. *“Сборник задач по конструкции и прочности самолетов и вертолетов”*. Миртов К.Д. Москва, “Транспорт”, 1985г.
5. 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, ТГТУ, 2009г.
6. 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, ТГТУ, 2009г.
7. *“Технология самолетостроения”*. Абидов А.Л. Москва, “Машиностроение”, 1982г.
8. *“Охрана труда в Гражданской Авиации”*. Буриченко Л. А. Москва, “Транспорт”, 1985г.
9. *“Охрана труда в машиностроении”*. Козьяков А. Ф. Морозова Л. Л. Ленинград, “Машиностроение”, 1987г.
10. *“Экономика авиационной промышленности”*. Саркисян С.А. Старик Д.Э. Москва, Высшая школа, 1985г.
11. *Дипломное проектирование в ВУЗах гражданской авиации: методические рекомендации для студентов вузов гражданской авиации*. – Сост. Челюканов И.П. КИИГА, 1993г. – 60 с.

12. Интернет сайты:

[www.airwar.ru](http://www.airwar.ru),

[www.char.ru/book](http://www.char.ru/book),

[www.avion.ru](http://www.avion.ru),

[www.maks.ru](http://www.maks.ru).





