

Министерство Высшего и Среднего Специального  
Образования Республики Узбекистан

Ташкентский Государственный Технический Университет

Авиационный факультет

Кафедра: "Проектирование летательных аппаратов"

"Утверждаю"

Зав. кафедрой: \_\_\_\_\_  
(дата, подпись)

## Расчетно-пояснительная записка

к выпускной работе на тему:  
" Универсальный грузовой самолет "

Руководитель: Рахимкориев К.А.

Выпускник: Ахмедов С.Б.

Консультанты по разделам:

Расчет на прочность: Якубов А.Х.

Охрана труда: Мухаммадгалиев Б.

Экономическая часть: Саидрасулова Х.Б.

Рецензент: \_\_\_\_\_

Заведующий кафедрой ПЛА : доц.Султанов А. Х.

Ташкент 2010 год.

ТАШКЕНТСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ

Факультет: Авиационный

Кафедра: Проектирование ЛА

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

" Утверждаю "

Зав. кафедрой \_\_\_\_\_

« \_\_ » \_\_\_\_\_ 2010 г.

## З А Д А Н И Е

на выпускную квалификационную работу

студенту: Ахмедов Сардор.  
(фамилия, имя, отчество)

1. Тема работы: " Универсальный грузовой самолет "

утверждена приказом института от «\_\_» \_\_\_\_\_ 2010г. № \_\_

2. Дата сдачи выполненной работы: \_\_\_\_\_

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

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

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

6. Консультанты:

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

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

### КАЛЕНДАРНЫЙ ПЛАН

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

Выпускник:

Ахмедов С.Б.

Руководитель:

Рахимкориев К.А.

<i>ОГЛАВЛЕНИЕ</i>		<i>стр.</i>
1.	<i>Техническое задание на проектирование самолета.....</i>	<i>4</i>
2.	<i>Введение (обзор статистических данных).....</i>	<i>10</i>
3.	<i>Выбор схемы, расчет взлетной массы и геометрических параметров самолета.....</i>	<i>14</i>
4.	<i>Расчет центровки самолета.....</i>	<i>41</i>
5.	<i>Аэродинамический расчет.....</i>	<i>49</i>
6.	<i>Расчет агрегата на прочность.....</i>	<i>64</i>
7.	<i>Обоснование выбора материалов и технология изготовления деталей.....</i>	<i>77</i>
8.	<i>Безопасность жизнедеятельности.....</i>	<i>81</i>
9.	<i>Организационно-экономическая часть.....</i>	<i>92</i>
10.	<i>Выводы.....</i>	<i>99</i>
11.	<i>Список использованной литературы и источников информации.....</i>	<i>101</i>

ТЕХНИЧЕСКОЕ ЗАДАНИЕ  
НА ПРОЕКТИРОВАНИЕ  
САМОЛЕТА

## **1. Назначение самолета**

*Универсальный грузовой самолет (УГС) предназначен для перевозки различных грузов промышленного и сельскохозяйственного производства по международным воздушным трассам в простых и сложных метеоусловиях.*

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

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

*Кроме того обеспечивается перевозка «длинномерных» грузов (более 9 м) и «тяжеловесных» (более 3 т.) грузов.*

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

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

*Фюзеляж УГС может быть специально оборудован для решения специальных задач министерства чрезвычайных ситуаций (МЧС) или министерства обороны (МО). Требования к этим модификациям самолета оформляются отдельными техническими заданиями.*

## **2. Общие требования**

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

*2.2 УГС является самолетом нормальной категории по классификации Авиационных правил часть 25 “Нормы летной годности гражданских самолетов транспортной категории”.*

*2.3 Самолет, его системы, силовая установка, комплектующие изделия, а также эксплуатационная документация должны соответствовать:*

*- требованиям сертификационного базиса, образуемого на основе Авиационных правил часть 25 “Нормы летной годности гражданских самолетов транспортной категории”, требованиям раздела F и Приложения А части 36 Авиационных правил (“Сертификация воздушных судов по шуму на местности”);*

*- настоящему техническому заданию;*

*- действующим на момент утверждения ТЗ государственным и отраслевым стандартам, межведомственным и отраслевым нормативно-техническим документам.*

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

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

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

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

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

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

2.9 Настоящее техническое задание может уточняться по согласованию сторон.

### **3. Ожидаемые условия эксплуатации (ОУЭ)**

#### **3.1 Параметры состояния и воздействия на самолет внешней воздушной среды**

3.1.1	Максимальное и минимальное допустимое давление (или соответствующая ему высота) на аэродроме взлета и посадки	В соответствии с ГОСТ 4401-81
3.1.2	Отклонение температуры от среднего значения для различных высот полета	В соответствии с ГОСТ 4401-81
3.1.3	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
3.1.4	Максимальная	98 % (при температуре +35 °С)

*относительная влажность воздуха*  
*3.1.5 Высота аэродрома над* *До 2000 м*  
*уровнем моря*

*3.1.6 Максимально-допустимое*  
*значение ветра в приземном слое*  
*на взлете и посадке:*

-	<i>встречная</i>	<i>До 15 м/с</i>
<i>составляющая</i>		
-	<i>попутная</i>	<i>До 5 м/с</i>
<i>составляющая</i>		
-	<i>боковая</i>	<i>До 15 м/с</i>
<i>составляющая</i>		

### **3.2. Базирование самолета**

*3.2.1 Состояние ВПП:*

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

### **3.3. Состав летного экипажа**

*3.3.1 Состав летного экипажа:*

- <i>командир корабля</i>	<i>1 чел.</i>
- <i>второй пилот</i>	<i>1 чел.</i>
- <i>оператор</i>	<i>1 чел.</i>

### **3.4. Условия выполнения полетов**

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

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

*3.4.2 Минимум для взлета и посадки:*

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

*3.4.3 Среднегодовой налет самолета - 4000 час.*

*3.4.4 Продолжительность типового полета не менее - 6 час.*

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

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

### **3.6 Ресурсы и сроки службы самолета, двигателя и комплектующих изделий**

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

### **4. Требования к техническим характеристикам**

4.1	Максимальная коммерческая нагрузка, тонн.	180
4.2	Максимальная крейсерская скорость, км / час	950
4.3	Крейсерская экономическая скорость, км / час	900
4.4	Практическая дальность на высоте 10 км со скоростью 950 км / час с АНЗ на 1 час полета с максимальной коммерческой нагрузкой 180 т, км	9000
4.5	Регулярная эксплуатация самолета с максимальным взлетным весом в расчетных условиях должно обеспечиваться на аэродромах с располагаемой длиной ВПП не менее, м	3400
4.6	Скорость захода на посадку с максимальным посадочным весом, км / час	300

### **5. Требования к конструкции фюзеляжа**

#### **5.1 Планер**

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

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

5.12 Конструкция самолета должна отвечать требованиям стратегии ТОиР по состоянию, без капитальных ремонтов.

5.13 Должна быть обеспечена объективная оценка перегруженности самолета при посадочных ударах в условиях эксплуатации.

Методика оценки должна соответствовать принятой для основного парка самолетов ГА и отраженной в документации.

5.14 Характеристики обзора из кабины экипажа должны соответствовать ОСТ 1.02721-91 с учетом угла тангажа на разбеге, взлете и на снижении по глиссаде при заходе на посадку.

## **5.2 Фюзеляж**

По назначению и по функциональным признакам фюзеляж представляет собой один из наиболее сложных агрегатов самолета. Назначения его многообразны: в большинстве случаев фюзеляж является вместителем полезной нагрузки, экипажа, оборудования, снаряжения, а иногда и силовой установки и топлива; с другой стороны, фюзеляж соединяет в единое целое важнейшие части самолета: крыло, оперение, шасси, двигатели. Такая функциональная сложность обуславливает определенные трудности как выбора параметров, размеров и формы фюзеляжа в процессе проектирования, так и определения внешних нагрузок, действующих на него. Фюзеляж воспринимает не только силы тяжести собственной конструкции и всего содержимого фюзеляжа, но и нагрузки, приходящие на фюзеляж от других агрегатов самолета. На фюзеляже должна быть предусмотрена система электроснабжения, обеспечивающая питанием приемники электроэнергии 1 и 2 категории, как при нормальной работе системы, так и при отказе одного любого источника; при этом допускается возможность контролируемого отключения некоторых приемников 2 категории, не влияющих на безопасность полета.

## **5.3 Грузовой отсек**

5.3.1 Самолет должен быть оборудован грузовым люком в носовой части фюзеляжа.

5.3.2 Грузовой отсек фюзеляжа должен иметь грузовое оборудование, обеспечивающее транспортировку полной номенклатуры грузов, предусмотренных назначением самолета.

5.3.3 Грузовое оборудование должно состоять из следующих комплексов:

- комплекс рольгангового оборудования;
- комплекс швартовочного оборудования;
- комплекс оборудования, обеспечивающего автоматизированное передвижение грузов при выполнении погрузочно-разгрузочных работ.

5.3.4 Комплекс рольгангового оборудования должна обеспечить минимальное сопротивление движению грузов внутри грузового отсека.

5.3.5 Комплекс швартовочного оборудования должна обеспечить надежную фиксацию грузов при продольных перегрузках  $n_x = \pm 6$ , при отрицательной вертикальной перегрузке  $n_y = -3$  и боковых перегрузках  $n_z = \pm 2$ .

5.3.6 Конструкция грузового отсека, швартовочные узлы и замки должны быть контролепригодны при всех расчетных вариантах загрузки.

5.3.7 Конструкция грузового пола должна исключить возможность проникновения жидкостей в подпольное пространство фюзеляжа.

5.3.8 Пульт управления грузовым оборудованием должен находиться на рабочем месте оператора.

5.3.9 Самолет должен иметь систему контроля работы грузового оборудования с монитором на пульте оператора.

# *ВВЕДЕНИЕ*

## **ВВЕДЕНИЕ**

*В настоящее время развитие современных грузовых самолетов всех классов сопровождается непрерывным ростом их грузопместимости. Для дальнейшего развития таких самолетов простое наращивание полезных мест стало недостаточным. Потребовались новые решения, позволяющие привести в соответствие растущий объем перевозок и рост плотности грузового потока в целом, так родилась идея грузового лайнера, нашедшая свое продолжение в данной выпускной работе.*

*В данной работе рассматривается упрощенный проект универсальный грузовой самолет (УГС) расчетной дальностью  $L_p=9000$  км и коммерческой нагрузкой  $m_{кн} =180000$  тонн. На начальном этапе работы было собрано статистические данные самолетов прототипов. По анализу летно-технических характеристик и геометрических параметров этих самолетов выбирали схемы и расположения основных агрегатов проектируемого самолета.*

*Для создания современного грузового самолета необходимо стремиться к повышению его экономичности. Пути решения этой задачи различны, одна из них сокращение много типности воздушного парка – выходом является создание самолета с широким диапазоном дальности. К мерам, позволяющим решить проблему повышения экономичности и снижения стоимости сообщений, относятся:*

- 1.Повышение грузопместимости.*
- 2. Рост коммерческой весовой отдачи .*
- 3.Снижение удельного расхода топлива.*
- 4.Сокращения числа членов экипажа.*
- 5.Повышение экономичности.*

*Современные самолеты должны быть удобны в эксплуатации, что важным является габаритные размеры. И по возможности длина ВПП должны быть минимальным.*

*Но если сделать возможным взлет с относительно коротких аэродромов, это приведет к увеличению энерговооруженности и площади крыла, что увеличивает экономические издержки. Следующее причина создания такого самолета – возможность создания регулярной транспортной системы независимо от метеорологических условий, на линиях средней протяженности.*

*Исходя из всего вышеперечисленного разрабатываемый в данной работе самолет должен обладать достаточно большой грузопместимостью, высокой экономичностью, повышенным комфортом, обеспечивающим (в месте с наземными средствами) максимальное сокращение предполетного и послеполетного времени и отвечающий всем современным требованиям ИКАО.*

*Разрабатываемый в данной работе самолет также не ограничивается дальностью 9000 км, при уменьшении коммерческой нагрузки дальность полета можно увеличить до 10000 км.*

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

конкурентоспособности экономики страны.

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

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

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

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

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

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

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

*И.А.Каримов*

ВЫБОР СХЕМЫ, РАСЧЕТ  
ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ И  
ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ  
ПАРАМЕТРОВ САМОЛЕТА

## **ВЫБОР ОБЩЕЙ СХЕМЫ САМОЛЕТА**

### **1. Выбор аэродинамической схемы.**

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

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

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

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

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

### **2. Выбор схемы самолета по отдельным ее признакам.**

а) Расположение крыла относительно фюзеляжа.

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

проходя в середине фюзеляжа, мешает созданию единой пассажирской или грузовой кабины.

К преимуществам схемы с высоким расположением крыла относятся:

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

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

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

Эти потери объясняются следующими причинами:

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

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

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

б) Расположение оперения.

На самолетах "нормальной" аэродинамической схемы наиболее распространенной являются схемы с "обычным" (ГО крепится к фюзеляжу) или "Т-образным" (ГО установлено на киле) хвостовым оперением. Она обеспечивает конструктивную простоту и жесткость. Значительное влияние на выбор схемы оперения оказывает расположение двигателей на самолете. С точки зрения аэродинамики, поверхности хвостового оперения не должны попадать в зону реактивной струи двигателей и спутную струю от крыла. Предполагая расширение струи от двигателей в конусе с углом 10...15°, можно определить зону "запрета" для оперения. Одной из

задач аэродинамической компоновки самолета нормальной схемы является выбор положения горизонтального оперения по высоте.

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

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

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

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

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

## РАСЧЁТ ВЗЛЁТНОЙ МАССЫ В ПЕРВОМ ПРИБЛИЖЕНИИ

Взлётная масса самолёта представляет собой сумму:

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

где соответственно массы: конструкции планера, силовой установки, оборудования и управления, топлива,

коммерческой нагрузки и служебной нагрузки.

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

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

Если принять относительные массы

$$(\overline{m}_{\text{кон}} = 0,26; \overline{m}_{\text{су}} = 0,08; \overline{m}_{\text{об.упр.}} = 0,06)$$

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

$$m_0' = \frac{m_{\text{кн.}} + m_{\text{сл.н.}}}{1 - (\overline{m}_{\text{кон}} + \overline{m}_{\text{су}} + \overline{m}_{\text{об.упр.}} + \overline{m}_{\text{т}})} = \frac{180000 + 400}{1 - (0,26 + 0,08 + 0,06 + 0,285)} = 572810 \text{ кг}$$

Масса снаряжения и служебной нагрузки:

$$m_{\text{сл.н.}} = 100 \cdot (N_{\text{ЭК}} + 1) = 100 \cdot 4 = 400 \text{ (кг)}.$$

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

Коммерческая нагрузка:  $m_{\text{кн.}} = 180000 \text{ кг}$ .

Относительная масса топлива.

$$\overline{m}_{\text{т}} = 1 - 0,96 \cdot e^{-\frac{c_e \cdot L_p}{V_{\text{кр}} \cdot k_{\text{кр}}}} = 1 - 0,96 \cdot 2,72^{-\frac{0,56 \cdot 9000}{900 \cdot 19}} = 0,285;$$

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

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

$L_p = 9000 \text{ км}$  - расчётная дальность;

$V_{\text{кр}} = (0,93 \dots 0,94) V_{\text{кр.тах}} = 900 \text{ км/ч}$  - крейсерская (расчётная)

скорость.

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ РАЗМЕРОВ ОСНОВНЫХ СБОРОЧНЫХ ЕДИНИЦ.

### 1. Выбор параметров крыла.

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

Площадь крыла можно определить по формуле:

$$S_{кр} = \frac{m_0}{\rho_0} = \frac{572810}{800} = 716,01 \text{ м}^2;$$

где:  $m_0$  - взлётная масса самолёта;

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

$\rho_0$  - удельная нагрузка на крыло,  $\text{даН/м}^2$ :

Проектируемый самолет имеет два крыла, с площадями:

### 1.1. Нижнее крыло:

$S_{кр1}$  - площадь нижнего крыла:

$$S_{кр1} = 0,6 \cdot S_{кр} = 0,6 \cdot 716,01 = 429,61 \text{ м}^2;$$

$\lambda_{кр}$  - удлинение = 8,4;

$\chi_{кр}$  - стреловидность =  $32^\circ$ ;

$\eta_{кр}$  - сужение = 4,0.

$l_{кр}$  - размах крыла, м:

$$l_{кр} = \sqrt{\lambda_{кр} \cdot S_{кр}} = \sqrt{8,4 \cdot 429,61} = 60,07;$$

$b_{кц}$  - концевая хорда крыла, м:

$$b_{кц} = \frac{2 \cdot S_{кр1}}{l_{кр} \cdot (1 + \eta_{кр})} = \frac{2 \cdot 429,61}{60,07 \cdot (1 + 4,0)} = 2,86;$$

$b_0$  - корневая хорда крыла, м:

$$b_0 = \eta_{кр} \cdot b_{кц} = 4,0 \cdot 2,86 = 11,44;$$

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

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

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

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

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

$$\bar{c}_{кц} = 0,09 \text{ (9\%)};$$

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

$$\bar{c}_{ср} = \frac{b_0 \cdot \bar{c}_0 + b_u \cdot \eta_1 + b_{кц} \cdot \eta_2}{b_0 + b_u + b_{кц}};$$

### 1.2. Верхнее крыло:

$S_{кр2}$  - площадь нижнего крыла:

$$S_{кр2} = 0,4 \cdot S_{кр} = 0,4 \cdot 716,01 = 286,41 \text{ м}^2;$$

$\lambda_{кр}$  - удлинение = 8,4;

$\chi_{кр}$  - стреловидность =  $28^\circ$ ;

$\eta_{кр}$  - сужение = 4,0.

$l_{кр}$  - размах крыла, м:

$$l_{кр} = \sqrt{\lambda_{кр} \cdot S_{кр2}} = \sqrt{8,4 \cdot 286,41} = 49,05;$$

$b_{кц}$  - концевая хорда крыла, м:

$$b_{кц} = \frac{2 \cdot S_{кр2}}{l_{кр} \cdot (1 + \eta_{кр})} = \frac{2 \cdot 286,41}{49,05 \cdot (1 + 4,0)} = 2,34;$$

$b_0$  - корневая хорда крыла, м:

$$b_0 = \eta_{кр} \cdot b_{кц} = 4,0 \cdot 2,34 = 9,34;$$

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

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

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

$$\bar{c}_и = 0,10 \quad (10\%);$$

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

$$\bar{c}_{кц} = 0,08 \quad (8\%);$$

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

$$\bar{c}_{ср} = \frac{b_0 \cdot \bar{c}_0 + b_u \cdot \eta_1 + b_{кц} \cdot \eta_2}{b_0 + b_u + b_{кц}};$$

## 2. Выбор параметров фюзеляжа.

$V_{гр.от}$  - требуемый объем грузового отсека фюзеляжа, м<sup>3</sup>:

$$V_{гр.от} = \mu_{гр} \cdot m_{кн} = 6 \cdot 180 = 1080;$$

$\mu_{гр}$  - статистический коэффициент грузоподъемности, м<sup>3</sup>/т:

$$\mu_{гр} = 6,0$$

## 3. Геометрические параметры фюзеляжа.

В результате расчётов методом последовательных приближений при заданных значениях:

- массы коммерческой нагрузки, т:  $m_{к.н.} = 180$  ;

- удельной грузовой вместимости фюзеляжа, м<sup>3</sup>/т:  $\mu_{гр} = 6,0$ ;

- удлинении фюзеляжа -  $\lambda_{\phi} = 10$ ;

- удлинение носовой части фюзеляжа -  $\lambda_{н.\phi} = 1,6$  ;

- удлинении хвостовой части фюзеляжа -  $\lambda_{х.\phi} = 3$  ;

получены следующие геометрические параметры фюзеляжа:

- объем фюзеляжа по внешнему контуру, м<sup>3</sup>:  $V_{\phi}^m = 1722,94$  ;

- длина фюзеляжа, м:  $l_{\phi} = 64,97$  ;

- ширина фюзеляжа, м:  $B_{\phi} = 5,3974$  ;

- высота фюзеляжа, м:  $H_{\phi} = 7,7795$  ;
  - площадь миделя,  $M^2$ :  $S_{м.ф} = 33,150$  ;
  - эквивалентный диаметр, м:  $d_{\phi.э} = 2 \cdot \sqrt{\frac{S_{м.ф}}{\pi}} = 6,497$
  - омываемая поверхность,  $M^2$ :  $S_{\phi.ом.} = 1154,14$  ;
- грузовой отсек:
- максимальный объем,  $M^3$ :  $V_{зр.от} = 1080$  ;
  - длина, м:  $l_{зр.от} = 52,88$  ;
  - максимальная ширина, м:  $a = 4,205$  ;
  - максимальная высота, м:  $b = 5,0472$

### Выбор сечение фюзеляжа

При проектировании фюзеляжей самолета надо стремиться выбрать форму сечения так, чтобы объем его использовался полностью. По этому мы выбираем форму сечения в следующем виде:

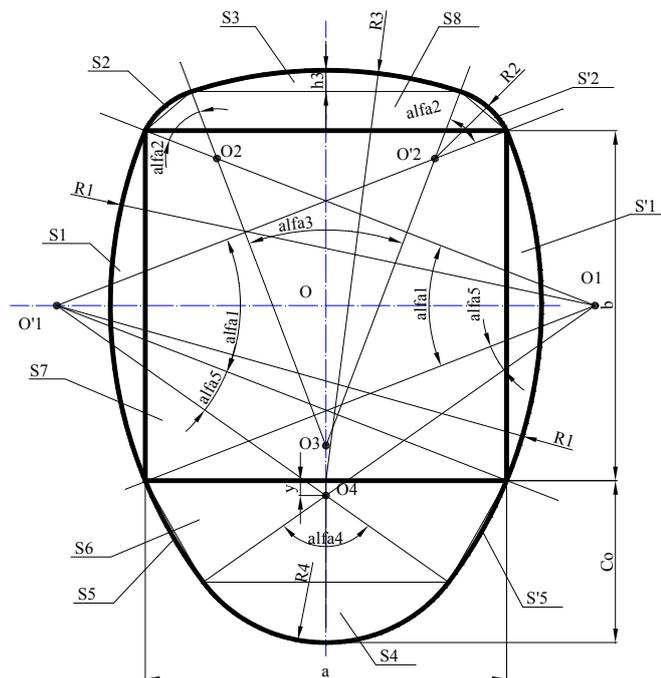


Рис.1. Предлагаемая форма поперечного сечения фюзеляжа

Толщина крыла в корневой части равна

$$c_0 = \bar{c} \cdot b_0 = 0,13 \cdot 11,44 = 2,001 \text{ м}$$

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

Выбираем ширину грузового отсека (кабины)  $a$

$$a = 4;$$

Высота грузового отсека (кабины)  $b$  равна

$$b = 1,2 \cdot a = 1,2 \cdot 4,205 = 5,0472 \text{ м};$$

Радиус бокового сегмента -  $R_1$  равен:

$$R_1 = 1,34164 \cdot a = 1,34164 \cdot 4,205 = 5,642$$

Координаты радиуса  $R_1$  равны:

$$O_1 = (0,7 \cdot a; 0), \quad O'_1 = (-0,7 \cdot a; 0)$$

где:  $a$  - ширина грузового отсека (кабины).

Радиус верхних угловых сегментов -  $R_2$  равен:

$$R_2 = 0,2236 \cdot a = 0,2236 \cdot 4,205 = 0,9405$$

Координаты радиуса  $R_2$  равны:

$$O_2 = (-0,3 \cdot a; 0,5 \cdot a), \quad O'_2 = (0,3 \cdot a; 0,5 \cdot a)$$

Радиус верхнего сегмента -  $R_3$  равен:

$$R_3 = 1,1723 \cdot a = 1,1723 \cdot 4,205 = 4,9307$$

Координаты радиуса  $R_3$  равны:

$$O_3 = (0; -0,4 \cdot a)$$

Радиус нижнего сегмента -  $R_4$  равен:

$$R_4 = c_0 - y = 1,654 - (-0,2984) = 1,9524$$

при условии  $y > 0$

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

$$\begin{aligned} y &= \frac{2,68328 \cdot a \cdot c_{0H} - 0,95 \cdot a^2 - c_{0H}^2}{2 \cdot (0,74164 \cdot a - c_{0H})} = \\ &= \frac{2,68328 \cdot 4,205 \cdot 2,001 - 0,95 \cdot 4,205^2 - 2,001^2}{2 \cdot (0,74164 \cdot 4,205 - 2,001)} = 0,8193 \end{aligned}$$

где:

$c_0$  - толщина корневого сечения крыла (м);

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

Вышеуказанные координаты и радиусы действительны при условии

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

#### 4. Параметры горизонтального оперения.

$S_{z0}$  - площадь ГО, м<sup>2</sup>:

$$S_{z0} = k_{z0} \cdot S_{кр1} = 0,22 \cdot 429,61 = 94,51$$

$$k_{z0} = 0,22$$

$l_{z0}$  - размах ГО, м:

$$l_{z0} = \sqrt{\lambda_{z0} \cdot S_{z0}} = \sqrt{4 \cdot 94,51} = 19,44$$

$\lambda_{ГО}$  - удлинение ГО:

$$\lambda_{20} = 4,0$$

$b_{кц.20}$  - концевая хорда ГО, м:

$$b_{кц.20} = \frac{2 \cdot S_{20}}{l_{20} \cdot (1 + \eta_{20})} = \frac{2 \cdot 94,51}{19,44 \cdot (1 + 2,5)} = 2,78$$

$\eta_{20}$  - сужение ГО:

$$\eta_{20} = 2,5$$

$b_{020}$  - корневая хорда ГО, м:

$$b_{020} = \eta_{20} \cdot b_{кц.20} = 2,5 \cdot 2,78 = 6,94$$

$b_{ср.20}$  - средняя геометрическая хорда ГО, м:

$$b_{ср.20} = \frac{b_{020} + b_{кц.20}}{2} = \frac{6,94 + 2,78}{2} = 4,86$$

$\chi_{20}$  - стреловидность ГО по  $\frac{1}{4}$  хорд, град:

$$\chi_{20} = 35 ;$$

#### 5. Параметры вертикального оперения.

$S_{во}$  - площадь ВО, м<sup>2</sup>:

$$S_{во} = k_{во} \cdot S_{кр1} = 0,14 \cdot 429,16 = 60,15$$

$$k_{во} = 0,14$$

$h_{во}$  - высота ВО, м:

$$h_{во} = \sqrt{\lambda_{во} \cdot S_{во}} = \sqrt{1,2 \cdot 60,15} = 8,50$$

$\lambda_{во}$  - удлинение ВО:

$$\lambda_{во} = 1,2$$

$b_{кц.во}$  - концевая хорда ВО, м:

$$b_{кц.во} = \frac{2 \cdot S_{во}}{h_{во} \cdot (1 + \eta_{во})} = \frac{2 \cdot 60,15}{8,50 \cdot (1 + 1,1)} = 6,74$$

$\eta_{во}$  - сужение ВО:

$$\eta_{во} = 1,1$$

$b_{0во}$  - корневая хорда ВО, м:

$$b_{0во} = \eta_{во} \cdot b_{кц.во} = 1,1 \cdot 6,74 = 7,42$$

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

$$b_{ср.во} = \frac{b_{0во} + b_{кц.во}}{2} = \frac{7,42 + 6,74}{2} = 7,08$$

$\chi_{во}$  - стреловидность ВО по  $\frac{1}{4}$  хорд, град:

$$\chi_{во} = 40 ;$$

## Определение взлетной массы и геометрических параметров самолета во втором приближении.

### 1. Удельная нагрузка на крыло.

$\rho_{01}$  - удельная нагрузка на крыло из условия заданной скорости захода на посадку, кг/м<sup>2</sup>:

$$\rho_{01} = \frac{C_{y \max \text{ пос.}} \cdot V_{з.п.}^2}{30,2 \cdot (1 - \bar{m}_m)} = \frac{2,714 \cdot (83,33)^2}{30,2 \cdot (1 - 0,285)} = 873,0;$$

$C_{y \max \text{ пос.}}$  - коэффициент аэродинамической подъемной силы при посадочном положении механизации крыла:

$$C_{y \max \text{ пос.}} = 3,2 \cdot \cos \chi = 3,2 \cdot \cos 32^\circ = 2,714;$$

$V_{з.п.}$  - скорость захода на посадку, км/ч:

$$V_{з.п.} = 300 \text{ км / ч} = 83,33 \text{ м / с};$$

$\rho_{02}$  - удельная нагрузка на крыло из условия обеспечения заданной крейсерской скорости полета, кг/м<sup>2</sup>:

$$\rho_{02} = \frac{C_{y \text{ ср}}}{(1 - 0,6 \cdot \bar{m}_m)} \cdot \frac{\rho_H \cdot V_{кр}^2}{2} = \frac{0,54}{(1 - 0,6 \cdot 0,285)} \cdot \frac{0,0421 \cdot 250^2}{2} = 857,0$$

$C_{y \text{ ср}}$  - среднее значение коэффициент аэродинамической подъемной силы в крейсерском режиме полета (определяется из поляры самолета):

$$C_{y \text{ крейс}} = 0,54 \text{ (первое приближение);}$$

$\rho_H$  - плотность воздуха на расчетной высоте, кг/м<sup>3</sup>:

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

В качестве расчетного, выбирается: меньшее из двух выше рассчитанных нагрузок на крыло. Из условия обеспечения заданной крейсерской скорости полета принято:

$$\rho_0 = \min\{\rho_{01}; \rho_{02}\} = 857,0.$$

$$\text{при } \rho_{0 \min} < 800 \quad \rho_{0 \min} = 800 \text{ кг/м}^2;$$

$$\text{при } \rho_{0 \min} > 900 \quad \rho_{0 \min} = 900 \text{ кг/м}^2;$$

### 2. Стартовая тяговооруженность самолета.

$\bar{P}_{01}$  - стартовая тяговооруженность самолета из условия обеспечения заданной длины разбега:

$$\begin{aligned} \bar{P}_{01} &= 1,05 \cdot \left[ \frac{1,2 \cdot \rho_0}{C_{y \max \text{ взл}} \cdot l_{\text{разб}}} + \frac{1}{2} \cdot \left( 3 \cdot f_{\text{разб}} + \frac{1}{K_{\text{разб}}} \right) \right] = \\ &= 1,05 \cdot \left[ \frac{1,2 \cdot 857}{2,2 \cdot 2550} + \frac{1}{2} \cdot \left( 3 \cdot 0,02 + \frac{1}{11} \right) \right] = 0,271 \end{aligned}$$

$l_{\text{разб}}$  - длина разбега, м:

$$l_{разд.} = 0,75 \cdot L_{впп} = 0,75 \cdot 3400 = 2550 ;$$

$C_{y \max \text{ вэл.}}$  - коэффициент аэродинамической подъемной силы при взлетном положении механизации:

$$C_{y \max \text{ вэл.}} = 2,6 \cdot \cos \chi = 2,6 \cdot \cos 32^\circ = 2,2 ;$$

$f_{разд.}$  - коэффициент трения колес шасси при разбеге:

$$f_{разд.} = 0,02 \text{ - сухое бетонное покрытие;}$$

$K_{разд.}$  - аэродинамическое качество самолета при разбеге. В первом приближении принято:

$$K_{разд.} = 11 \text{ - для дозвуковых самолетов;}$$

$\bar{P}_{02}$  - стартовая тяговооруженность самолета из условия набор высоты с одним отказавшим в момент отрыва двигателем:

$$\bar{P}_{02} = 1,5 \cdot \left( \frac{n_{дв}}{n_{дв} - 1} \right) \cdot \left( \frac{1}{K_{над}} + tg\theta \right) = 1,5 \cdot \left( \frac{4}{4 - 1} \right) \cdot \left( \frac{1}{14} + 0,03 \right) = 0,203 ;$$

$n_{дв}$  - число двигателей, шт:

$$n_{дв} = 4 ;$$

$K_{над}$  - аэродинамическое качество при наборе. В первом приближении принято:

$$K_{над} = 14 ;$$

$tg\theta$  - градиент набора высоты:

$$tg\theta = 0,03 ;$$

Производится выбор тяговооруженность самолета:

$$\bar{P}_0 = \max \{ \bar{P}_{01} ; \bar{P}_{02} \} = 0,271 .$$

### 3. Относительная масса крыла1.

$\bar{m}_{кр1}$  - относительная масса первого крыла во втором приближении:

$$\begin{aligned} \bar{m}_{кр1} &= \frac{7 \cdot k_{км} \cdot n^p \cdot \varphi \cdot \lambda_{кр} \cdot \sqrt{0,6 \cdot m_0}}{10^4 \cdot \rho_0 \cdot (C_o)^{0,75} \cdot \cos^{1,5} \chi} \cdot \frac{\eta_{кр} + 4}{\eta_{кр} + 1} \cdot \left( 1 - \frac{\mu - 1}{\eta_{кр} + 3} \right) + \frac{4,5 \cdot k_2 \cdot k_3}{\rho_0} + 0,015 = \\ &= \frac{7 \cdot 0,85 \cdot 3,2 \cdot 0,859 \cdot 8,4 \cdot \sqrt{0,6 \cdot 572810}}{10^4 \cdot 857 \cdot (0,12997)^{0,75} \cdot \cos^{1,5} (32^\circ)} \cdot \frac{4 + 4}{4 + 1} \cdot \left( 1 - \frac{1,444 - 1}{4 + 3} \right) + \frac{4,5 \cdot 1,6 \cdot 1,05}{857} + 0,015 = \\ &= 0,100 \end{aligned}$$

$n^p$  - коэффициент расчетной перегрузки:

$$n^p = 1,5 + \frac{1685}{\rho_0 \cdot \left( \frac{1}{\cos \chi} + \frac{2}{\lambda_{кр}} \right)} = 1,5 + \frac{1685}{873 \cdot \left( \frac{1}{\cos 32^\circ} + \frac{2}{8,4} \right)} = 2,862 < 3,2$$

В соответствии с нормами прочности примем:  $n^p = 3,2$  ;

$k_{км}$  - коэффициент использование композиционных материалов в конструкции крыла:

$$k_{KM} = 0,85;$$

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

$$\begin{aligned} \varphi &= 0,92 - 0,83(\bar{z}_m)^2 \cdot \bar{m}_m - 3,5 \cdot \Sigma[(\bar{z}_{\text{дв}i})^2 \cdot \bar{m}_{\text{дв}i}] = \\ &= 0,92 - 0,83 \cdot (0,5)^2 \cdot 0,285 \cdot 0,6 - 3,5 \cdot [(0,55)^2 \cdot 0,0119] = 0,859 \end{aligned}$$

$\bar{z}_T$  - относительные координаты топлива от оси самолета:

$$\bar{z}_{m1} = \frac{2 \cdot z_m}{l_{кр}} = \frac{2 \cdot (l_{кр} / 4)}{l_{кр}} = 0,5$$

$\bar{z}_{\text{дв}i}$  - относительные координаты двигателей от оси самолета:

$$\bar{z}_{\text{дв}1} = \frac{2 \cdot z_{\text{дв}}}{l_{кр}} = \frac{2 \cdot (0,55 \cdot l_{кр} / 2)}{l_{кр}} = 0,55$$

$\bar{m}_{\text{дв}i}$  - относительная масса одного двигателя:

$$\bar{m}_{\text{дв}i} = \frac{0,6 \cdot \bar{m}_{\text{сy}}}{n_{\text{дв}}} = \frac{0,6 \cdot 0,08}{4} = 0,0122$$

$\bar{m}_{\text{сy}}$  - относительная масса силовой установки во втором приближении:

$$\bar{m}_{\text{сy}} = 0,08;$$

$\mu$  - сужение крыла при виде спереди:

$$\mu = \frac{\bar{c}_{01}}{\bar{c}_{\text{кц}1}} = \frac{0,12997}{0,09} = 1,444;$$

$\bar{c}_{01}$  - дортовое относительное толщина профиля крыла:

$$\bar{c}_{01} = 0,12997 \quad (12,997\%);$$

$\bar{c}_{\text{кц}1}$  - концевое относительное толщина профиля крыла:

$$\bar{c}_{\text{кц}1} = 0,09 \quad (9\%);$$

$k_2$  - коэффициент, учитывающий тип механизации крыла:

#### 4. Относительная масса крыла<sup>2</sup>.

$\bar{m}_{кр2}$  - относительная масса первого крыла во втором приближении:

$$\begin{aligned} \bar{m}_{кр2} &= \frac{7 \cdot k_{KM} \cdot \pi^p \cdot \varphi \cdot \lambda_{кр} \cdot \sqrt{0,4 \cdot m_0}}{10^4 \cdot \rho_0 \cdot (\bar{c}_0)^{0,75} \cdot \cos^{1,5} \chi} \cdot \frac{\eta_{кр} + 4}{\eta_{кр} + 1} \cdot \left(1 - \frac{\mu - 1}{\eta_{кр} + 3}\right) + \frac{4,5 \cdot k_2 \cdot k_3}{\rho_0} + 0,015 = \\ &= \frac{7 \cdot 0,85 \cdot 3,2 \cdot 0,883 \cdot 8,4 \cdot \sqrt{0,4 \cdot 572810}}{10^4 \cdot 857 \cdot (0,12997)^{0,75} \cdot \cos^{1,5}(28)} \cdot \frac{4 + 4}{4 + 1} \cdot \left(1 - \frac{1,444 - 1}{4 + 3}\right) + \frac{4,5 \cdot 1,6 \cdot 1,05}{857} + 0,015 = \\ &= 0,090 \end{aligned}$$

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

$$\varphi = 0,92 - 0,83(\bar{z}_m)^2 \cdot \bar{m}_m - 3,5 \cdot \Sigma[(\bar{z}_{\text{дв}i})^2 \cdot \bar{m}_{\text{дв}i}] =$$

$$= 0,92 - 0,83 \cdot (0,5)^2 \cdot 0,285 \cdot 0,4 - 3,5 \cdot [(0,40)^2 \cdot 0,0119] = 0,884$$

$\bar{z}_m$  - относительные координаты топлива от оси самолета:

$$\bar{z}_{m2} = \frac{2 \cdot z_m}{l_{\text{кр}}} = \frac{2 \cdot (l_{\text{кр}} / 4)}{l_{\text{кр}}} = 0,5$$

$\bar{z}_{\text{дв}i}$  - относительные координаты двигателей от оси самолета:

$$\bar{z}_{\text{дв}2} = \frac{2 \cdot z_{\text{дв}}}{l_{\text{кр}}} = \frac{2 \cdot (0,40 \cdot l_{\text{кр}} / 2)}{l_{\text{кр}}} = 0,40$$

$\bar{m}_{\text{дв}i}$  - относительная масса одного двигателя:

$$\bar{m}_{\text{дв}i} = \frac{0,6 \cdot \bar{m}_{\text{сy}}}{n_{\text{дв}}} = \frac{0,6 \cdot 0,08}{4} = 0,0122$$

$\bar{m}_{\text{сy}}$  - относительная масса силовой установки во втором приближении:

$$\bar{m}_{\text{сy}} = 0,08;$$

$\mu$  - сужение крыла при виде спереди:

$$\mu = \frac{\bar{c}_{02}}{\bar{c}_{\text{кц}2}} = \frac{0,12997}{0,09} = 1,444;$$

$\bar{c}_{02}$  - бортовое относительное толщина профиля крыла:

$$\bar{c}_{02} = 0,12997 \quad (12,997\%);$$

$\bar{c}_{\text{кц}2}$  - концевое относительное толщина профиля крыла:

$$\bar{c}_{\text{кц}2} = 0,09 \quad (9,0\%);$$

$k_2$  - коэффициент, учитывающий тип механизации крыла:

$k_2 = 1,6$  - крыло имеет предкрылки, интерцепторы и 3<sup>х</sup> щелевые закрылки.

$k_3$  - коэффициент, учитывающий герметизацию крыла:

$$k_3 = 1,05 \quad \text{- при внутришевной герметизации.}$$

**Относительная масса крыла в целом:**

$$\bar{m}_{\text{кр}} = 0,6 \cdot \bar{m}_{\text{кр}1} + 0,4 \cdot \bar{m}_{\text{кр}2} = 0,6 \cdot 0,100 + 0,4 \cdot 0,090 = 0,096$$

### 5. Относительная масса фюзеляжа.

$\bar{m}_\phi$  - относительная масса фюзеляжа во втором приближении:

$$\begin{aligned} \bar{m}_\phi &= (1 - 0,6 \cdot 10^{-6} \cdot m_0) \left\{ \frac{0,014 \cdot [31 + (\lambda_\phi \cdot d_\phi)^{1,5}] \left( 1 + \frac{133 \cdot d_\phi^{1,5}}{\sqrt{m_0}} \right)}{\sqrt{m_0} \cdot \cos \chi} \right\} + \frac{8 \cdot d_\phi^3 + 25 \cdot d_\phi^2 \cdot \lambda_\phi}{m_0} + 0,018 = \\ &= (1 - 0,6 \cdot 10^{-6} \cdot 572810) \left\{ \frac{0,014 \cdot [31 + (10 \cdot 6,448)^{1,5}] \left( 1 + \frac{133 \cdot (6,448)^{1,5}}{\sqrt{572810}} \right)}{\sqrt{572810} \cdot \cos 32^\circ} \right\} + \frac{8 \cdot (6,448)^3 + 25 \cdot (6,448)^2 \cdot 10}{572810} + 0,018 = \\ &= 0,083 \end{aligned}$$

### 6. Относительная масса оперения.

$\bar{m}_{он}$  – относительная масса оперения во втором приближении:

$$\bar{m}_{он} = k_{\phi,c} \cdot k_n \cdot (m_{20} + m_{\phi 0}) / m_0 = 0,85 \cdot 0,87 \cdot (2897,120 + 1883,787) / 572810 = 0,007$$

$k_{\phi,c}$  – коэффициент весового совершенства:

$$k_{\phi,c} = 0,85;$$

$k_n$  – коэффициент поправки:

$$k_n = 0,87 \quad \text{при } \chi \geq 20^\circ;$$

$m_{20}$  – масса горизонтального оперения (ГО), кг:

$$m_{20} = 3,15 \cdot k_{20}^{cx} \cdot S_{20}^{1,2} \cdot \left( 0,4 + \frac{V_n}{256} \right) = 3,15 \cdot 1,2 \cdot (94,51)^{1,2} \cdot \left( 0,4 + \frac{1013}{256} \right) = 2897,120$$

$k_{20}^{cx}$  – коэффициент, учитывающий схему ГО:

$$k_{20}^{cx} = 1,2 \quad \text{– для T-образного оперения};$$

$V_n$  – расчетная скорость пикирования, км/ч:

$$V_n = V_{кр} + 113 = 900 + 113 = 1013$$

$V_{кр}$  – расчетная крейсерская скорость, км/ч:

$$V_{кр} = 900;$$

$m_{\phi 0}$  – масса вертикального оперения (ВО), кг:

$$m_{\phi 0} = 3,30 \cdot k_{\phi 0}^{cx} \cdot S_{\phi 0}^{1,2} \cdot \left( 0,4 + \frac{V_n}{305} \right) = 3,30 \cdot 1,5 \cdot (60,15)^{1,2} \cdot \left( 0,4 + \frac{1013}{305} \right) = 1883,787$$

$k_{\phi 0}^{cx}$  – коэффициент, учитывающий схему ВО:

$$k_{\phi 0}^{cx} = 1,5 \quad \text{– для T-образного оперения};$$

### 7. Относительная масса шасси.

$\bar{m}_ш$  – относительная масса шасси во втором приближении:

$$\bar{m}_w = 0,038 - 5 \cdot 10^{-5} \cdot m_0 + 10^{-6} \cdot m_0^{1,65} =$$

$$= 0,038 - 5 \cdot 10^{-5} \cdot 572,81 + 10^{-6} \cdot (572,81)^{1,65} = 0,041$$

### 8. Относительная масса силовой установки.

$\bar{m}_{cy}$  - относительная масса силовой установки во втором приближении:

$$\bar{m}_{cy} = 0,2883 \cdot \bar{P}_0 + 0,0035 = 0,2883 \cdot 0,271 + 0,0035 = 0,0817$$

### 9. Относительная масса топлива.

$\bar{m}_m$  - относительная масса топлива:

$$\bar{m}_m = \bar{m}_{m.p} + \bar{m}_{m.ан.з} = 0,252 + 0,021 = 0,273$$

$\bar{m}_{m.ан.з}$  - относительная масса топлива авиационного запаса:

$$\bar{m}_{m.ан.з} \approx 0,9 \cdot C_e / K_{max} = 0,9 \cdot 0,56 / 23,58 = 0,021$$

$K_{max}$  - максимальное значение аэродинамического качества;

$\bar{m}_{m.p}$  - относительная масса топлива, расходуемая для полета на

заданную расчетную дальность:

$$\bar{m}_{m.p} = \bar{m}_{m.н} + \bar{m}_{m.кр} + \bar{m}_{m.с.п} = 0,032 + 0,206 + 0,013 = 0,252$$

$\bar{m}_{m.н}$  - относительная масса топлива для набора расчетной высоты

полета:

$$\bar{m}_{m.н} = \frac{0,0035 \cdot H_p \cdot (1 - 0,03 \cdot \gamma_a)}{1 - 0,004 \cdot H_p} = \frac{0,0035 \cdot 10 \cdot (1 - 0,03 \cdot 4,2)}{1 - 0,004 \cdot 10} = 0,032$$

$\gamma_a$  - степень двухконтурности ДТРД;

$\bar{m}_{m.кр}$  - относительная масса топлива, расходуемая в крейсерском

участке полета:

$$\bar{m}_{m.кр} = (1 - \bar{m}_{m.н}) \cdot \left[ 1 - e^{-\frac{(L_p - L_{н.с}) \cdot C_e}{V_{кр} \cdot K_{кр}}} \right] = (1 - 0,032) \cdot \left[ 1 - e^{-\frac{(9000 - 400) \cdot 0,56}{900 \cdot 22,3}} \right] = 0,206$$

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

$$L_{н.с} \approx 40 \cdot H_p = 40 \cdot 10 = 400$$

$\bar{m}_{m.с.п}$  - относительная масса топлива, расходуемая на этапе снижения и посадки:

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

$$= 0,002 \cdot 10 \cdot (1 - 0,023 \cdot 10) \cdot (1 - 0,03 \cdot 4,2) = 0,013$$

### 10. Относительная масса оборудования и системы управления.

$\bar{m}_{од.упр}$  - относительная масса оборудования и систем управления во втором приближении:

$$\bar{m}_{од.упр} = 0,216 - 0,0276 \cdot \ln m_0 = 0,216 - 0,0276 \cdot \ln (572,81) = 0,045$$

Результаты расчета  $m_0^{II}$  представлены в таблице 1.

Таблица 1. Сводка относительных масс составляющих.

Относительные массы	При $m_0=72,810$	При $m_0=534,344$	При $m_0=511,379$	При $m_0=501,201$	При $m_0=496,011$	При $m_0=488,358$	При $m_0=482,400$
Крыло 1	0,10725	0,10448	0,10265	0,101604	0,10008	0,10008	0,100088
Крыло 2	0,09568	0,09322	0,09172	0,09081	0,08950	0,08950	0,089507
Фюзеляж	0,07002	0,07433	0,07717	0,07895	0,08164	0,08164	0,081643
Оперение	0,00612	0,00604	0,00598	0,00595	0,00590	0,00590	0,005909
Оборудование и управление	0,04072	0,04264	0,04385	0,04459	0,04568	0,04568	0,045685
Силовая установка	0,081701	0,08170	0,08170	0,081701	0,081701	0,081701	0,081701
Шасси	0,04490	0,04297	0,04190	0,04130	0,04049	0,04049	0,040491
Топливо	0,27194	0,27194	0,27194	0,271940	0,27194	0,27194	0,27194
Коммерческая нагрузка	0,31424	0,33686	0,35198	0,361587	0,37609	0,37610	0,376106
Служебная нагрузка	0,00055	0,00059	0,00062	0,00064	0,00066	0,00066	0,000669
Сумма	0,93284	0,95702	0,97345	0,98397	0,99999	0,99999	1

Графическое определение взлетной массы II го приближения.

$\Sigma m_i$

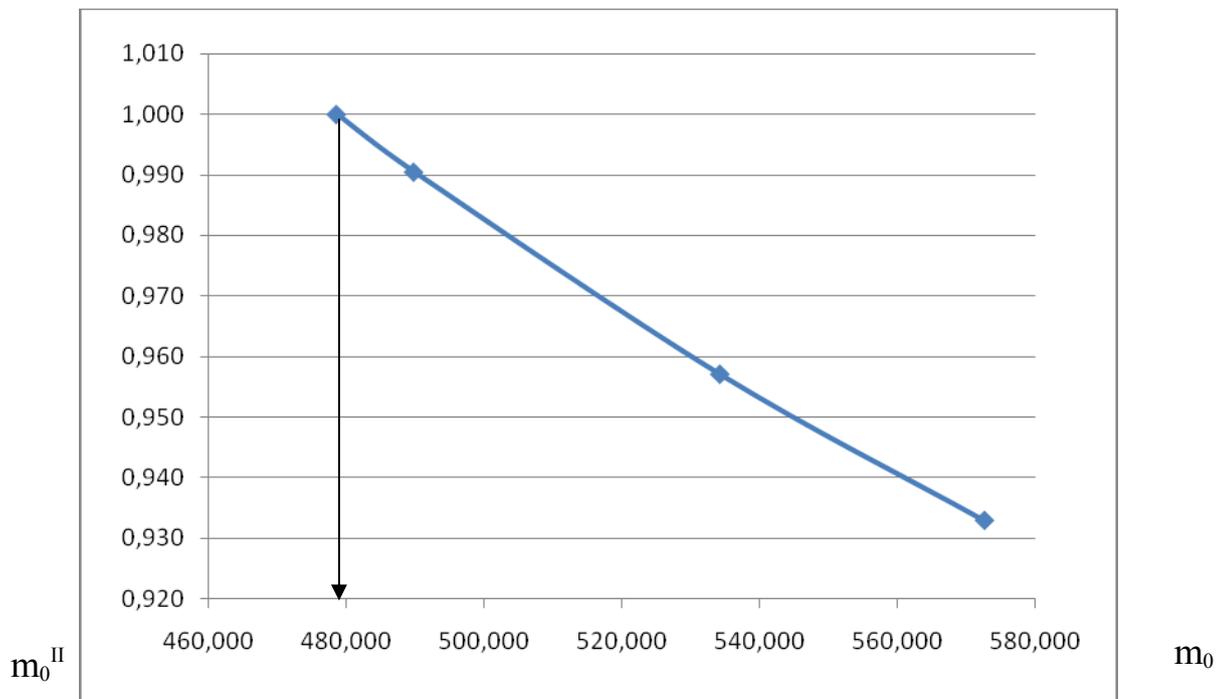


Рис.2 Определение  $m_0$  во втором приближении.

Взлетную масса самолета во 2-м приближении составляет:  $m_0^{II} = 482400$

кг.

### Пересчет геометрических параметров самолета.

#### 1. Параметры крыла.

$S_{кр}$  - площадь крыла,  $M^2$ : 
$$S_{кр} = \frac{m_0}{\rho_0} = \frac{482400}{857} = 562,98;$$

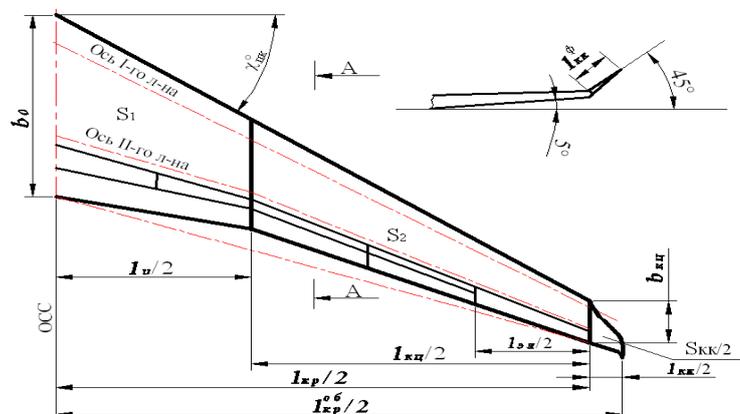


Рис.3. Вид крыла в плане

Проектируемый самолет имеет два крыла:

#### 1.1. Нижнее крыло:

$S_{кр1}$  - площадь нижнего крыла,  $M^2$ :

$$S_{кр1} = 0,6 \cdot S_{кр} = 0,6 \cdot 562,98 = 337,79;$$

$\lambda_{кр}^{o.m.}$  - удлинение основной трапеции = 8,4;

$\chi_{п.к.}^{o.m.}$  - стреловидность по передней кромке =  $32^\circ$ ;

$\eta_{кр}^{o.m.}$  - сужение основной трапеции = 4,0.

$\bar{l}_u$  - относительный размах излома:

$$\bar{l}_u = l_u / l_{кр} = 0,4;$$

$l_u$  - размах до излома, м:

$$l_u = 0,4 \cdot l_{кр} = 0,4 \cdot 58,68 = 23,25$$

$\eta_1$  - сужение корневой части:

$$\eta_1 = b_0 / b_u = (1,7...2) = 2;$$

$\eta_2$  - сужение концевой части:

$$\eta_2 = \frac{b_0 / \eta_1}{b_0 / \eta_{кр}^{o.m.}} = \frac{\eta_{кр}^{o.m.}}{\eta_1} = 4 / 2 = 2;$$

$l_{кр}$  - размах крыла по основной трапеции, м:

$$l_{кр} = \sqrt{\lambda_{кр}^{o.m.} \cdot S_{кр}^{o.m.}} = \sqrt{8,4 \cdot 337,79} = 58,68;$$

$S_{кр}^{o.m.}$  - площадь основной трапеции,  $M^2$ :

$$S_{кр}^{o.m.} = (1,08...1,2) \cdot S_{кр1} = 1,19 \cdot 337,79 = 402,14;$$

$b_{кц}$  - концевая хорда крыла, м:

$$b_{кц} = \frac{2 \cdot S_{кр}^{o.m.}}{l_{кр} \cdot (1 + \eta_{кр}^{o.m.})} = \frac{2 \cdot 402,14}{58,68 \cdot (1 + 4,0)} = 2,77;$$

$b_0$  - корневая хорда крыла, м:

$$b_0 = \eta_{кр}^{o.m.} \cdot b_{кц} = 4,0 \cdot 2,77 = 11,07;$$

$l_{кц}$  - размах концевой части, м:

$$l_{кц} = l_{кр} - l_u = 58,68 - 23,25 = 34,87;$$

$b_u$  - хорда излома, м:

$$b_u = b_0 / \eta_1 = 11,07 / 2 = 5,54;$$

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

$$b_{ср} = 0,4 \cdot b_0 + b_u + 0,6 \cdot b_{кц} = 0,4 \cdot 11,03 + 5,51 + 0,6 \cdot 2,76 = 11,58;$$

$S_1$  - площадь крыла до излома,  $M^2$ :

$$S_1 = \frac{b_0 + b_u}{2} \cdot \frac{l_u}{2} = 96,51;$$

$S_2$  - площадь концевой части,  $m^2$ :

$$S_2 = \frac{b_u + b_{кц}}{2} \cdot \frac{l_{кц}}{2} = 72,39;$$

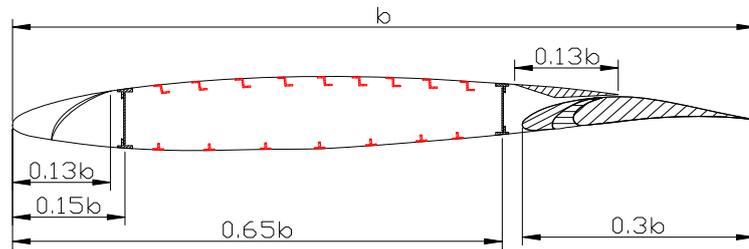


Рис.4. Расположение элементов крыла в сечении

$S_{кр}^\phi$  - фактическая площадь крыла,  $m^2$ :

$$S_{кр}^\phi = 2 \cdot (S_1 + S_2)$$

при  $S_{кр}^\phi \gg S_{кр2}$  необходимо откорректировать  $S_{кр}^{o.t.}$ ;

$\lambda_{кр}^\phi$  - фактическое удлинение крыла:

$$\lambda_{кр}^\phi = \frac{l_{кр}^2}{S_{кр}^\phi} = 10;$$

$l_{кк}$  - размах концевых крылышек, м:

$$l_{кк} = 0,06 \cdot l_{кр} = 0,06 \cdot 58,68 = 3,49;$$

$l_{кк}^\phi$  - фактический размах концевого крылышка, м:

$$l_{кк}^\phi = \frac{l_{кк}}{2 \cdot \cos \psi} = 2,47;$$

$\psi$  - угол поперечного - V концевых крылышек, град:

$$\psi = 45^\circ;$$

$S_{кк}$  - площадь концевых крылышек,  $m^2$ :

$$S_{кк} = 2 \cdot \left( \frac{b_{кц}}{2} \cdot l_{кк}^\phi \right) = b_{кц} \cdot l_{кк}^\phi = 6,82;$$

$S_{кр}^\Sigma$  - общая площадь крыла,  $m^2$ :

$$S_{кр}^\Sigma = S_{кр}^\phi + S_{кк} = 344,62;$$

$\lambda_{кр}^{oд.}$  - общее удлинение крыла с учетом концевых крылышек:

$$\lambda_{кр}^{oд.} = \frac{(l_{кр} + l_{кк})^2}{S_{кр}^\Sigma} = 11,01;$$

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

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

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

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

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

$$\bar{c}_{кц} = 0,09 \quad (9\%);$$

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

$$\bar{c}_{ср} = \frac{b_0 \cdot \bar{c}_0 + b_u \cdot \eta_1 + b_{кц} \cdot \eta_2}{b_0 + b_u + b_{кц}} = 0,931;$$

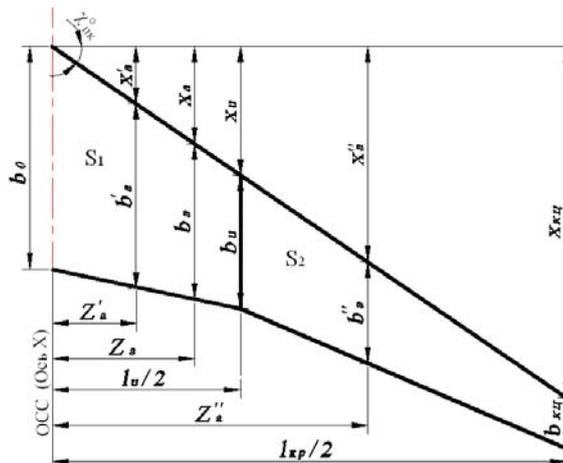


Рис. 5. К определению САХ составного крыла

$b_a$  - средняя аэродинамическая хорда составного крыла, м:

$$b_a = \frac{b'_a \cdot S_1 + b''_a \cdot S_2}{S_1 + S_2} = 4,92;$$

$b'_a$  - средняя аэродинамическая хорда крыла до излома, м:

$$b'_a = \frac{2}{3} \cdot b_0 \cdot \frac{1 + \eta_1 + \eta_1^2}{\eta_1 + \eta_1^2} = 8,61;$$

$b''_a$  - средняя аэродинамическая хорда крыла концевой части, м:

$$b''_a = \frac{2}{3} \cdot b_u \cdot \frac{1 + \eta_2 + \eta_2^2}{\eta_2 + \eta_2^2} = 4,31;$$

$x_a$  - координата начала САХ по оси X, м:

$$x_a = \frac{x'_a \cdot S_1 + (x_u + x''_a) \cdot S_2}{S_1 + S_2} = 8,42;$$

$x'_a$  - координата начала САХ по оси X, м:

$$x'_a = \frac{x_u \cdot (\eta_1 + 2)}{3 \cdot (\eta_1 + 1)} = 3,23;$$

$x''_a$  - координата начала САХ по оси X, м:

$$x''_a = \frac{x_{кц} \cdot (\eta_2 + 2)}{3 \cdot (\eta_2 + 1)} = 8,07;$$

$x_{и}$  - координата начала САХ по оси X, м:

$$x_u = \frac{l_u}{2} \cdot \operatorname{tg} \chi_{п.к.} = 7,26;$$

$x_{кц}$  - координата начала САХ по оси X, м:

$$x_{кц} = \frac{l_{кр}}{2} \cdot \operatorname{tg} \chi_{п.к.} = 18,16;$$

$Z_a$  - координата САХ составного крыла по оси Z, м:

$$Z_a = \frac{x_a}{\operatorname{tg} \chi_{п.к.}} = 13,47;$$

## 1.2 Верхнее крыло:

$S_{кр2}$  - площадь верхнего крыла:

$$S_{кр2} = 0,4 \cdot S_{кр} = 0,4 \cdot 562,98 = 225,19;$$

$\lambda_{кр}^{o.m.}$  - удлинение основной трапеции = 8,4;

$\chi_{п.к.}^{o.m.}$  - стреловидность по передней кромке =  $28^{\circ}$ ;

$\eta_{кр}^{o.m.}$  - сужение основной трапеции = 4,0.

$\bar{l}_u$  - относительный размах излома:

$$\bar{l}_u = l_u / l_{кр} = 0,4;$$

$l_u$  - размах до излома, м:

$$l_u = 0,4 \cdot l_{кр} = 0,4 \cdot 47,91 = 18,98;$$

$\eta_1$  - сужение корневой части:

$$\eta_1 = b_0 / b_u = (1,7...2) = 2;$$

$\eta_2$  - сужение концевой части:

$$\eta_2 = \frac{b_0 / \eta_1}{b_0 / \eta_{кр}^{o.m.}} = \frac{\eta_{кр}^{o.m.}}{\eta_1} = 4 / 2 = 2;$$

$l_{кр}$  - размах крыла по основной трапеции, м:

$$l_{кр} = \sqrt{\lambda_{кр}^{o.m.} \cdot S_{кр}^{o.m.}} = \sqrt{8,4 \cdot 225,19} = 47,91;$$

$S_{кр}^{o.m.}$  - площадь основной трапеции,  $m^2$ :

$$S_{кр}^{o.m.} = (1,08...1,2) \cdot S_{кр2} = 267,98$$

$b_{кц}$  - концевая хорда крыла, м:

$$b_{кц} = \frac{2 \cdot S_{кр}^{o.m.}}{l_{кр} \cdot (1 + \eta_{кр}^{o.m.})} = \frac{2 \cdot 267,98}{47,91 \cdot (1 + 4,0)} = 2,26;$$

$b_0$  - корневая хорда крыла, м:

$$b_0 = \eta_{кр}^{o.m.} \cdot b_{кц} = 4,0 \cdot 2,26 = 9,04;$$

$l_{кц}$  - размах концевой части, м:

$$l_{кц} = l_{кр} - l_u = 47,91 - 18,98 = 28,47;$$

$b_u$  - хорда излома, м:

$$b_u = b_0 / \eta_1 = 9,04 / 2 = 4,52;$$

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

$$b_{ср} = 0,4 \cdot b_0 + b_u + 0,6 \cdot b_{кц} = 0,4 \cdot 9,04 + 4,52 + 0,6 \cdot 2,26 = 9,51$$

$S_1$  - площадь крыла до излома,  $м^2$ :

$$S_1 = \frac{b_0 + b_u}{2} \cdot \frac{l_u}{2} = 64,32;$$

$S_2$  - площадь концевой части,  $м^2$ :

$$S_2 = \frac{b_u + b_{кц}}{2} \cdot \frac{l_{кц}}{2} = 48,24;$$

$S_{кр}^\phi$  - фактическая площадь крыла,  $м^2$ :

$$S_{кр}^\phi = 2 \cdot (S_1 + S_2) = 225,10$$

при  $S_{кр}^\phi \gg S_{кр2}$  необходимо откорректировать  $S_{кр}^{o.t.}$ ;

$\lambda_{кр}^\phi$  - фактическое удлинение крыла:

$$\lambda_{кр}^\phi = \frac{l_{кр}^2}{S_{кр}^\phi} = 10,0;$$

$l_{кк}$  - размах концевых крылышек, м:

$$l_{кк} = 0,06 \cdot l_{кр} = 0,06 \cdot 47,91 = 2,85;$$

$l_{кк}^\phi$  - фактический размах концевого крылышка, м:

$$l_{кк}^\phi = \frac{l_{кк}}{2 \cdot \cos \psi} = 2,01;$$

$\psi$  - угол поперечного - V концевых крылышек, град:

$$\psi = 45^\circ;$$

$S_{кк}$  - площадь концевых крылышек,  $м^2$ :

$$S_{кк} = 2 \cdot \left( \frac{b_{кц}}{2} \cdot l_{кк}^\phi \right) = b_{кц} \cdot l_{кк}^\phi = 4,55;$$

$S_{кр}^\Sigma$  - общая площадь крыла,  $м^2$ :

$$S_{кр}^\Sigma = S_{кр}^\phi + S_{кк} = 229,65;$$

$\lambda_{кр}^{oд.}$  - общее удлинение крыла с учетом концевых крылышек:

$$\lambda_{кр}^{об.} = \frac{(l_{кр} + l_{кк})^2}{S_{кр}^{\Sigma}} = 11,01;$$

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

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

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

$$\bar{c}_u = 0,10 \quad (10\%);$$

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

$$\bar{c}_{кц} = 0,08 \quad (8\%);$$

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

$$\bar{c}_{ср} = \frac{b_0 \cdot \bar{c}_0 + b_u \cdot \eta_1 + b_{кц} \cdot \eta_2}{b_0 + b_u + b_{кц}} = 0,923;$$

$b_a$  - средняя аэродинамическая хорда составного крыла, м:

$$b_a = \frac{b'_a \cdot S_1 + b''_a \cdot S_2}{S_1 + S_2} = 4,02;$$

$b'_a$  - средняя аэродинамическая хорда крыла до излома, м:

$$b'_a = \frac{2}{3} \cdot b_0 \cdot \frac{1 + \eta_1 + \eta_1^2}{\eta_1 + \eta_1^2} = 7,03;$$

$b''_a$  - средняя аэродинамическая хорда крыла концевой части, м:

$$b''_a = \frac{2}{3} \cdot b_u \cdot \frac{1 + \eta_2 + \eta_2^2}{\eta_2 + \eta_2^2} = 3,51;$$

$x_a$  - координата начала САХ по оси X, м:

$$x_a = \frac{x'_a \cdot S_1 + (x_u + x''_a) \cdot S_2}{S_1 + S_2} = 5,85;$$

$x'_a$  - координата начала САХ по оси X, м:

$$x'_a = \frac{x_u}{3} \cdot \frac{(\eta_1 + 2)}{(\eta_1 + 1)} = 2,23;$$

$x''_a$  - координата начала САХ по оси X, м:

$$x''_a = \frac{x_{кц}}{3} \cdot \frac{(\eta_2 + 2)}{(\eta_2 + 1)} = 5,61;$$

$x_u$  - координата начала САХ по оси X, м:

$$x_u = \frac{l_u}{2} \cdot \operatorname{tg} \chi_{п.к.} = 5,05;$$

$x_{кц}$  - координата начала САХ по оси X, м:

$$x_{кц} = \frac{l_{кр}}{2} \cdot \operatorname{tg} \chi_{п.к.} = 12,61;$$

$Z_a$  - координата САХ составного крыла по оси Z, м:

$$Z_a = \frac{x_a}{\operatorname{tg} \chi_{п.к.}} = 11,00;$$

## 2. Параметры фюзеляжа.

В результате расчётов методом последовательных приближений при заданных значениях:

- массы коммерческой нагрузки, т:  $m_{к.н.} = 180$  ;
- удельной грузовой вместимости фюзеляжа,  $\text{м}^3/\text{т}$ :  $\mu_{зр} = 6,0$ ;
- удлинение фюзеляжа -  $\lambda_{\phi} = 10$  ;
- удлинение носовой части фюзеляжа -  $\lambda_{н.ф} = 1,6$  ;
- удлинение хвостовой части фюзеляжа -  $\lambda_{х.ф} = 3$  ;

Получены следующие геометрические параметры фюзеляжа:

- объем фюзеляжа по внешнему контуру,  $\text{м}^3$ :  $V_{\phi}^m = 1719,745$  ;
- длина фюзеляжа, м:  $l_{\phi} = 64,93$  ;
- ширина фюзеляжа, м:  $B_{\phi} = 5,393$  ;
- высота фюзеляжа, м:  $H_{\phi} = 7,776$  ;
- площадь миделя,  $\text{м}^2$ :  $S_{м.ф} = 32,117$  ;
- эквивалентный диаметр, м:  $d_{\phi.э} = 6,493$  ;

грузовой отсек:

- максимальный объем,  $\text{м}^3$ :  $V_{зр.от} = 1080$  ;
- длина, м:  $l_{зр.от} = 53,535$  ;
- максимальная ширина, м:  $a = 4,203$  ;
- максимальная высота, м:  $b = 5,043$  ;

## 3. Параметры горизонтального оперения.

$S_{20}$  - площадь ГО,  $\text{м}^2$ :

$$S_{20} = k_{20} \cdot S_{кр1} = 0,22 \cdot 337,79 = 74,31$$

$$k_{20} = 0,22$$

$l_{20}$  - размах ГО, м:

$$l_{20} = \sqrt{\lambda_{20} \cdot S_{20}} = \sqrt{4 \cdot 74,31} = 17,24$$

$\lambda_{20}$  - удлинение ГО:

$$\lambda_{ГО} = 4,0$$

$b_{кц.20}$  - концевая хорда ГО, м:

$$b_{\text{кц. } z_0} = \frac{2 \cdot S_{z_0}}{l_{z_0} \cdot (1 + \eta_{z_0})} = \frac{2 \cdot 74,31}{17,24 \cdot (1 + 2,5)} = 2,46$$

$\eta_{z_0}$  - сужение ГО:

$$\eta_{z_0} = 2,5$$

$b_{0z_0}$  - корневая хорда ГО, м:

$$b_{0z_0} = \eta_{z_0} \cdot b_{\text{кц. } z_0} = 2,5 \cdot 2,46 = 6,16$$

$b_{\text{ср. } z_0}$  - средняя геометрическая хорда ГО, м:

$$b_{\text{ср. } z_0} = \frac{b_{0z_0} + b_{\text{кц. } z_0}}{2} = \frac{6,16 + 2,46}{2} = 4,31$$

$\chi_{z_0}$  - стреловидность ГО по  $\frac{1}{4}$  хорд, град:

$$\chi_{z_0} = 35;$$

#### 4. Параметры вертикального оперения.

$S_{\text{во}}$  - площадь ВО, м<sup>2</sup>:

$$S_{\text{во}} = k_{\text{во}} \cdot S_{\text{кр1}} = 0,14 \cdot 337,79 = 47,29$$

$$k_{\text{во}} = 0,14$$

$h_{\text{во}}$  - высота ВО, м:

$$h_{\text{во}} = \sqrt{\lambda_{\text{во}} \cdot S_{\text{во}}} = \sqrt{1,2 \cdot 47,29} = 7,53$$

$\lambda_{\text{во}}$  - удлинение ВО:

$$\lambda_{\text{во}} = 1,2$$

$b_{\text{кц. во}}$  - концевая хорда ВО, м:

$$b_{\text{кц. во}} = \frac{2 \cdot S_{\text{во}}}{h_{\text{во}} \cdot (1 + \eta_{\text{во}})} = \frac{2 \cdot 47,29}{7,53 \cdot (1 + 1,1)} = 4,19$$

$\eta_{\text{во}}$  - сужение ВО:

$$\eta_{\text{во}} = 2$$

$b_{0\text{во}}$  - корневая хорда ВО, м:

$$b_{0\text{во}} = \eta_{\text{во}} \cdot b_{\text{кц. во}} = 2 \cdot 4,19 = 8,37$$

$b_{\text{ср. во}}$  - средняя геометрическая хорда ВО, м:

$$b_{\text{ср. во}} = \frac{b_{0\text{во}} + b_{\text{кц. во}}}{2} = \frac{8,37 + 4,19}{2} = 6,28$$

$\chi_{\text{во}}$  - стреловидность ВО по  $\frac{1}{4}$  хорд, град:

$$\chi_{\text{во}} = 40;$$

#### 5. Параметры силовой установки.

$n_{\text{дв}}$  - число двигателей, шт:

$$n_{\text{дв}} = 4;$$

$d_{\text{дв}}$  - диаметр двигателя, м:

$$d_{\text{дв}} = (0,4 + 0,04 \cdot \gamma_{\text{д}}^{3/4}) \cdot \sqrt{\frac{P_{0i}}{10^3}} = (0,4 + 0,04 \cdot (4,2)^{3/4}) \cdot \sqrt{\frac{32712}{10^3}} = 2,96$$

$\gamma_{\text{д}}$  - степень двухконтурности ДТРД:

$$\gamma_{\text{д}} = 4,2;$$

$P_{0i}$  - стартовая тяга одного двигателя, даН:

$$P_{0i} = \bar{P}_0 \cdot \frac{m_0 \cdot g}{10 \cdot n_{\text{дв}}} = 0,271 \cdot \frac{482400 \cdot 9,8}{10 \cdot 4} = 32712$$

$l_{\text{дв}}$  - длина двигателя, м:

$$l_{\text{дв}} = \lambda_{\text{дв}} \cdot d_{\text{дв}} = 2,5 \cdot 2,96 = 7,40$$

$\lambda_{\text{дв}}$  - удлинение двигателя:

$$\lambda_{\text{дв}} = 2,5 \text{ можно принять.}$$

$l_n$  - длина пилона, м:

$$l_n = \lambda_n \cdot d_{\text{дв}} = 0,5 \cdot 2,96 = 1,48$$

$\lambda_n$  - удлинение пилона:

$$\lambda_n = 0,5$$

$b_{\text{кц.п.}}$  - концевая хорда пилона, м:

$$b_{\text{кц.п.}} = k_1 \cdot b_0 = 0,28 \cdot 9,04 = 2,53$$

$$k_1 = 0,28 \text{ можно принять;}$$

$b_{0\text{п.}}$  - корневая хорда пилона, м:

$$b_{0\text{п.}} = k_2 \cdot b_0 = 0,28 \cdot 9,04 = 2,53$$

$$k_2 = 0,28 \text{ можно принять;}$$

$b_{\text{п.ср.}}$  - средняя геометрическая хорда пилона, м:

$$b_{\text{п.ср.}} = (b_{0\text{п.}} + b_{\text{кц.п.}}) / 2 = (2,53 + 2,53) / 2 = 2,53$$

$S_n$  - площадь боковой проекции пилона, м<sup>2</sup>:

$$S_n = b_{\text{п.ср.}} \cdot l_n / 2 = 2,53 \cdot 1,48 / 2 = 1,87$$

**РАСЧЕТ ЦЕНТРОВКИ**  
**САМОЛЕТА**

### **РАСЧЕТ ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА**

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

$$S_{кр \Sigma} = S_{кр}^{\theta} + S_{кр}^H$$
$$S_{кр \Sigma} = 337.79 + 225.19 = 562.98 \text{ м}^2$$

Выбор параметров крыла

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

формуле:

$$S_{кр} = \frac{m_0}{\rho_0} = \frac{482400}{857} = 562.98 \text{ м}^2$$

где:  $m_0 = 482.4 \text{ т}$  – взлетная масса самолета;

$\rho_0 = 857 \text{ кг/м}^3$  – удельная нагрузки на  $1 \text{ м}^2$  крыла при взлете.

Определение геометрических параметров составного крыла, состоящего из двух трапеций

Исходные данные:

1. Потребная площадь крыла –  $S_{кр}$ ;

2. Удлинение основной трапеции –  $\lambda_{кр}^{o.m} = 8,4$ ;



$$S_2 = \frac{b_{\text{к}} + b_{\text{кк}}}{2} \cdot \frac{l_{\text{кк}}}{2} = \frac{7,56 + 3,40}{2} \cdot \frac{42,87}{2} = 117,55 \text{ м}^2$$

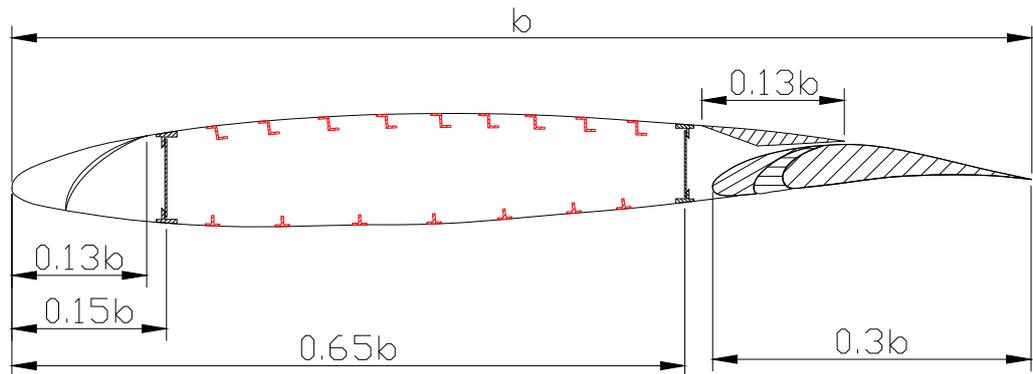


Рис.7. Расположение элементов крыла в сечении

9. Фактическая площадь крыла

$$S_{\text{кр}}^{\Phi} = 2(S_1 + S_2) = 2 \cdot (151,33 + 117,55) = 537,76 \text{ м}^2$$

10. Фактическое удлинение крыла

$$\lambda_{\text{кр}}^{\Phi} = \frac{l_{\text{кр}}^{\Phi}}{S_{\text{кр}}^{\Phi}} = \frac{71,46^2}{537,76} = 9,49$$

11. Размах концевых крылышек

$$l_{\text{кк}} = 0,06 \cdot l_{\text{кр}} = 0,06 \cdot 71,46 = 4,28 \text{ м}$$

12. Фактический размах концевого крылышка

$$l_{\text{кк}}^{\Phi} = \frac{l_{\text{кк}}}{2 \cdot \cos \psi} = \frac{4,28}{2 \cdot \cos(45^\circ)} = 3,03 \text{ м}$$

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

13. Площадь концевых крылышек

$$S_{\text{кк}} \approx 2 \left( \frac{b_{\text{кк}}}{2} \cdot l_{\text{кк}}^{\Phi} \right) = 2 \cdot \left( \frac{3,40}{2} \cdot 3,03 \right) = 10,31 \text{ м}^2$$

14. Общая площадь крыла

$$S_{\text{кр}}^{\Sigma} = S_{\text{кр}}^{\Phi} + S_{\text{кк}} = 537,76 + 10,31 = 548 \text{ м}^2$$

15. Общее удлинение крыла с учетом концевых крылошек

$$\lambda_{\text{кр}}^{\Sigma} = \frac{(l_{\text{кр}} + l_{\text{кк}})^2}{S_{\text{кр}}^{\Sigma}} = \frac{(71,46 + 4,28)^2}{548} = 10,47$$

16. Относительная толщина корневого профиля:  $\tau_{\text{кр}} = 0,13$

17. Относительная толщина профиля по излому:  $\tau_{\text{из}} = 0,11$

18. Относительная толщина концевого профиля:  $\tau_{\text{кк}} = 0,09$

Определение средней аэродинамической хорды (САХ) и его положения для составного крыла (рис. 3):

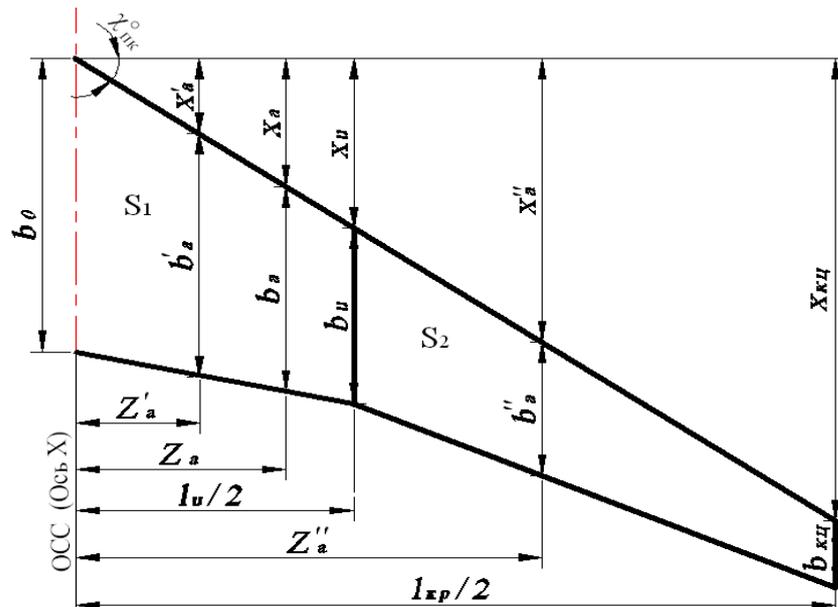


Рис. 8. К определению САХ составного крыла

САХ составного крыла:

$$b'_a = \frac{b'_a \cdot S_1 + b''_a \cdot S_2}{S_1 + S_2} = \frac{10,8 \cdot 151,33 + 5,7 \cdot 117,55}{151,33 + 117,55} = 8,63 \text{ м}$$

где:

$$b'_a = \frac{2}{3} \cdot b_0 \frac{1 + \eta_1 + \eta_1^2}{\eta_1(1 + \eta_1)} = \frac{2}{3} \cdot 9,74 \cdot \frac{1 + 1,8 + 1,8^2}{1,8 \cdot (1 + 1,8)} = 10,8 \text{ м}$$

$$\eta_2 = \frac{b_u}{b_{кц}} = \frac{7,56}{3,40} = 2,23$$

$$b''_a = \frac{2}{3} \cdot b_u \frac{1 + \eta_2 + \eta_2^2}{\eta_2(1 + \eta_2)} = \frac{2}{3} \cdot 7,56 \cdot \frac{1 + 2,23 + 2,23^2}{2,23 \cdot (1 + 2,23)} = 5,7 \text{ м}$$

Координата начала САХ по оси X:

$$x_a = \frac{x'_a \cdot S_1 + (x_u + x''_a) \cdot S_2}{S_1 + S_2} = \frac{4,03 \cdot 151,3 + (8,92 + 10,31) \cdot 117,5}{151,3 + 117,5} = 10,6 \text{ м}$$

где:

$$x'_a = \frac{x_u}{3} \cdot \frac{\eta_1 + 2}{\eta_1 + 1} = \frac{8,92}{3} \cdot \frac{1,8 + 2}{1,8 + 1} = 4,03 \text{ м}$$

$$x_u = \frac{l_u}{2} \cdot \text{tg} \chi_{ПК}^0 = \frac{28,58}{2} \cdot \text{tg} 32^\circ = 8,92 \text{ м}$$

$$x''_a = \frac{x_{кц}(\eta_2 + 2)}{3(\eta_2 + 1)} = \frac{23,61}{3} \cdot \frac{2,23 + 2}{2,23 + 1} = 10,31 \text{ м}$$

$$x_{кц} = \frac{l_{кц}}{2} \cdot \text{tg} \chi_{ПК}^0 = \frac{71,46}{2} \cdot \text{tg} 32^\circ = 23,61 \text{ м}$$

Координата САХ составного крыла по оси Z:

$$Z_a = \frac{x_a}{\text{tg} \chi_{ПК}^0} = \frac{10,6}{\text{tg} 32^\circ} = 16,16 \text{ м}$$

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

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

$$\bar{X}_{T.n.z} - \bar{X}_F = m_{z\text{дон}}^{C_y}$$

Где:  $\bar{X}_{T.n.z}$  - предельно задняя центровка;

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

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

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

$$\bar{x}_{mn.z} = \frac{x_{mn.z}}{b_a},$$

где  $\bar{x}_{mn.z}$  - предельно задняя центровка;

$x_{mn.z}$  - координата наиболее заднего положения ЦМ, измеренная от носка САХ ;

$b_a$  - средняя аэродинамическая хорда крыла.

В первом приближении можно определить следующей зависимостью:

$$\bar{X}_F = \bar{X}_{F\bar{z}_0} + \Delta \bar{X}_{Fz_0}$$

где:  $\Delta \bar{X}_{Fz_0}$  координата фокуса самолёта без ГО  $\approx 0,2...0,22$   
 $\bar{X}_{F\bar{z}_0}$  - смещение координаты фокуса самолёта наличием ГО = 0,18...0,2

тогда  $\bar{X}_F \approx 0,42$  ;

При расчете центровки определяющим условием является:

$$\bar{X}_F \geq \bar{X}_{m.n.p.z} - m_z^{C_y}$$

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

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

Тогда:  $0,42 \leq \bar{X}_{m.n.p.z} + 0,15$

$$\bar{X}_{m.n.p.z} \leq 0,27$$

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

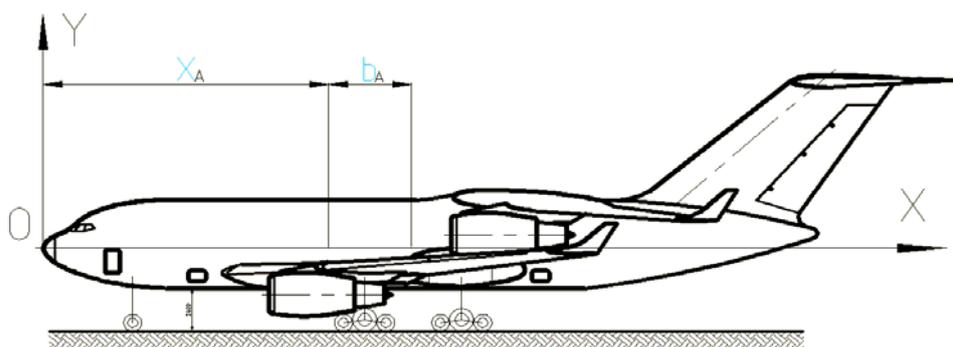


Рис.9. Расположение осей  $OX$  и  $OY$  при расчете самолета.

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

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

При этом принимают:

1. Положение центра масс крыла  $0,4 \cdot b_a$
2. Положение центра масс оперение  $(0,46...0,5) \cdot b_{оп}$
3. Положение центра масс фюзеляжа -  $0,5 \cdot L_\phi$
4. Центр масс топлива - в центре площади топливных баковых 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:

$$\overline{X}_{\text{Тпр.э}} = 0,23 \dots 0,27$$

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 2

Наименование масс групп.		$m_i$ [кг]	$X_i$ [м]	$M_i X_i$ [кг м]
Крыло	$m_{кр}$	46374,57157	27,92	1294939,715
Фюзеляж	$m_{ф}$	40230,31078	26,22	1054838,749
ГО	$m_{го}$	2142,420459	53,96	115615,2916
ВО	$m_{во}$	1393,060183	43,67	60831,59485
Передняя опора шасси	$m_{эл.ш}$	1960,877717	8,70	17059,63613
Главные опоры шасси	$m_{н.ш}$	17647,89945	25,40	448256,646
Силовая установка	$m_{су}$	39412,44106	24,30	957629,5692
Оборудование и управление	$m_{об.упр}$	21932,72478	23,09	506316,9515
Топливо	$m_m$	131669,8052	27,41	3608478,064
Коммерческая нагрузка	$m_{кн}$	180000	26,10	4698000
Снаряжение и сл.нагрузка.	$m_{сл.н}$	320	5,50	1760
Итого		482400		12763726

Центровку самолёта рассчитываем для следующих основных вариантов:

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

$$X_{\sim} = \frac{\sum (m_i \cdot x_i)}{\sum m_i} = \frac{12763726}{482400} = 26.42 \text{ м}$$

Значение центровки определяем по формуле:

$$\bar{X}_m = \frac{x_m - x_a}{b_a} = \frac{26.42 - 24.3}{8.63} = 0.25$$

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

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

$$X_T = \frac{12763726 - 4698000}{482400 - 180000} = 26.61 \text{ м}$$

$$\bar{X}_m = \frac{x_m - x_a}{b_a} = \frac{26.61 - 24.3}{8.63} = 0.27$$

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

$$X_T = \frac{12763726 - 3608478}{482400 - 131669} = 26.052 \text{ м}$$

$$\bar{X}_m = \frac{x_m - x_a}{b_a} = \frac{26.052 - 24.3}{8.63} = 0.2$$

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

$$X_T = \frac{12763726 - 4698000 - 3608478}{482400 - 180000 - 131669} = 26.051 \text{ м}$$

$$\bar{X}_m = \frac{x_m - x_a}{b_a} = \frac{26.051 - 24.3}{8.63} = 0.2$$

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

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

$$0,27 - 0,2 = 0,07 \leq 0,2;$$

При расчёте центровки определяющим условием является:

$$\bar{X}_{m.пр.э} - \bar{X}_F \leq m_Z^{Cy}$$

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

# АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ

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

### Исходные данные:

1. Максимальная крейсерская скорость самолета:  $V_{кр.мах.} = 950$  км/ч;
2. Крейсерская (расчетная) скорость:  $V_{кр.} = 900$  км/ч;
3. Расчетная высота крейсерского полета:  $H_p = 10$  км;
4. Взлетная масса самолета:  $m_0 = 482400$  кг;
5. Площадь крыла:  $\Sigma S_{кр} = 562,98$  м<sup>2</sup>;  $S_{кр}^b = 337,79$  м<sup>2</sup>;  $S_{кр}^H = 225,19$  м<sup>2</sup>;
6. Размах крыла:  $L_{кр}^b = 53,27$  м;  $L_{кр}^H = 43,49$  м;
7. Относительная толщина профиля в корневом сечении крыла:  
 $\bar{c}_0^H = 0,13$ ;  $\bar{c}_0^b = 0,12$ ;

8. Относительная толщина профиля в концевом сечении крыла:

$$\bar{c}_{кц} = 0,09;$$

9. Длина фюзеляжа:  $L_{\phi} = 64,93$  м;

10. Эквивалентный диаметр фюзеляжа:  $d_{\phi} = 6,493$  м;

11. Удлинение фюзеляжа:  $\lambda_{\phi} = 10$  м;

12. Площадь ГО:  $S_{zo} = 54,05$  м<sup>2</sup>;

13. Размах ГО:  $L_{zo} = 14,7$  м;

14. Относительная толщина профиля ГО:  $\bar{c}_{0zo} = 0,1$ ;

15. Площадь ВО:  $S_{bo} = 47,29$  м<sup>2</sup>;

16. Высота ВО:  $h_{bo} = 7,53$  м;

17. Относительная толщина профиля ВО:  $\bar{c}_{0bo} = 0,12$ ;

18. Кинематический коэффициент вязкости на  $H_p$ :  $v_H$ , м<sup>2</sup> / сек;

$$v_H = \frac{1,605 \cdot 10^{-5} \cdot (1 + 0,0008 \cdot t_H)^2 \cdot \sqrt{1 + 0,0003665 \cdot t_H}}{\rho_H} =$$
$$= \frac{1,605 \cdot 10^{-5} \cdot (1 - 0,0008 \cdot 49,84)^2 \cdot \sqrt{1 - 0,0003665 \cdot 49,84}}{0,037} = 3,48 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2 / \text{сек}$$

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

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

$$a_H = 1077,9 \text{ км} / \text{ч} = 299,4 \text{ м} / \text{с};$$

20. Число Маха -  $M$ , соответствующее крейсерской скорости полета на расчетной высоте:  $M = V_{кр} / a_H = 900 / 1077,9 = 0,835$

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

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

22. Плотность воздуха на расчетной высоте:  $\rho_H$ , кг/м<sup>3</sup>:

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

### 1. Коэффициент сопротивления верхнее крыло.

$$C_{хкр} = C_{x0} + C_{xi} = 0,005607 + 0,01404 = 0,019647$$

$C_{x0}$  - коэффициент вредного лобового сопротивления:

$$C_{x0} = C_{xp} + C_{xb} = 0,005486 + 0,00012 = 0,005607$$

$C_{xp}$  - коэффициент профильного сопротивления:

$$C_{xp} = 2 \cdot C_f \cdot (1 + 3 \cdot \bar{c}_{cp}) \cdot [1 + \bar{c}_{cp}(5M - 3)] \cdot \bar{S}_{om} + 0,001 \cdot \bar{l}_w =$$
$$= 2 \cdot 0,002995 \cdot (1 + 3 \cdot 0,114) \cdot [1 + 0,114(5 \cdot 0,835 - 3)] \cdot 0,789 + 0,001 \cdot 0,8 = 0,005486$$

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

$$\bar{c}_{cp} = \frac{\bar{c}_0 \cdot \eta + \bar{c}_{ку}}{\eta + 1} = \frac{0.12 \cdot 4 + 0.09}{4 + 1} = 0,114$$

$C_f$  – коэффициент трения крыла:

$$C_f = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg Re_{кр})^{2,58}} \cdot \left(1 - \bar{x}_n + \frac{40}{Re_{кр}^{3/8}} \cdot \bar{x}_n^{5/8}\right)^{4/5} =$$
$$= \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,835^2)^{2/3} \cdot (\lg 37,16 \cdot 10^6)^{2,58}} \cdot \left(1 - 0,2 + \frac{40}{(37,16 \cdot 10^6)^{3/8}} \cdot 0,2^{5/8}\right)^{4/5} = 0,002970$$

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

$$Re_{кр} = \frac{V_{кр} \cdot b_{cp}}{v_{\mu}} = \frac{250 \cdot 5,18}{3,48 \cdot 10^{-4}} = 37,16 \cdot 10^5$$

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

$$b_{cp} = \frac{b_0 + b_{ку}}{2} = \frac{8,28 + 2,07}{2} = 5,18 \text{ м}$$

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

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

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

$$\bar{S}_{ом} = 1 - k_{инт} \cdot \bar{S}_{пф} = 1 - 0,9 \cdot 0,23 = 0,789$$

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

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

$$\bar{S}_{пф} = S_{пф} / S_{кр} = \frac{52,71}{225,19} = 0,23$$

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

$$S_{пф} \approx b_0 \cdot d_{\phi} = 8,28 \cdot 6,493 = 52,71 \text{ м}^2$$

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

$C_{xв}$  – коэффициент волнового сопротивления: если  $M > M'_{крит}$ :

$$C_{xв} = \frac{2 \cdot \pi \cdot \lambda \cdot (\bar{c}_{cp})^2 \cdot \cos^2 \chi_c}{2 + \lambda \cdot (\bar{c}_{cp})^{1/3} \cdot \cos^{5/3} \chi_c} \cdot \left(\frac{M - M'_{кр}}{M_{с\max} - M'_{кр}}\right)^3 \cdot \left(4 - 3 \cdot \frac{M - M'_{кр}}{M_{с\max} - M'_{кр}}\right) =$$
$$= \frac{2 \cdot 3,14 \cdot 8,4 \cdot (0,114)^2 \cdot \cos^2 28^\circ}{2 + 8,4 \cdot (0,114)^{1/3} \cdot \cos^{5/3} 28^\circ} \cdot \left(\frac{0,835 - 0,814}{1,137 - 0,814}\right)^3 \cdot \left(4 - 3 \cdot \frac{0,835 - 0,814}{1,137 - 0,814}\right) = 0,00012$$

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

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

$$= \frac{1,07}{\cos 28^\circ} \cdot \left[ 1 + \frac{(1,4 + 1)^{4/3} \cdot 0,114^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} 28^\circ} - \frac{(1,4 + 1)^{2/3} \cdot 0,114^{2/3}}{\cos^{1/3} 28^\circ} \right] = 0,814$$

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

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

$k_c$  – коэффициент, учитывающий использование суперкритических профилей:

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

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

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

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

$$\frac{1}{\cos 28^\circ} \cdot \left[ 1 + 0,4 \cdot \frac{0,114^{3/2}}{\cos^{2/3} 28^\circ} \cdot \left( 2 - 8,4 \cdot 0,114^{2/3} \cdot \cos^{2/3} 28^\circ \right) \right] = 1,137$$

$C_{x_i}$  – коэффициент индуктивного сопротивления: если  $M > M'_{\text{крит}}$ :

$$C_{x_i} = \frac{C_y^2}{\pi \cdot \lambda_{\text{эф.сж}}} = \frac{0,603^2}{3,14 \cdot 8,218} = 0,01404$$

$C_y$  – коэффициент аэродинамической подъемной силы;

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

$$\lambda_{\text{эф.сж}} = \frac{\lambda_{\text{эф.несж}}}{1 + \delta_{\text{сж}}} = \frac{8,253}{1 + 0,004} = 8,218$$

$$\lambda_{\text{эф.несж}} = \frac{\lambda'_{\text{кр}}}{1 + \delta_{\text{несж}}} = \frac{10,07}{1 + 0,157} = 8,253$$

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

$$\lambda'_{\text{кр}} = \frac{(l'_{\text{кр}})^2}{S_{\text{кр}} + 2 \cdot S_{\text{кк}}} = \frac{(46,36)^2}{205,6 + 2 \cdot 3,88} = 10,07$$

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

$$l'_{\text{кр}} \approx l_{\text{кр}} + 1,6 \cdot b_{\text{кц}} = 43,2 + 1,6 \cdot 1,98 = 46,368 \text{ м}$$

$S_{\text{кк}}$  – площадь концевого крылышка, м<sup>2</sup>:

$$S_{\text{кк}} = b_{\text{кц}} \cdot 0,5 \cdot b_{\text{кц}} = 0,5 \cdot b_{\text{кц}}^2 = 0,5 \cdot 1,98^2 = 3,88 \text{ м}^2$$

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

$$\delta_{\text{несж}} = 0,02 \cdot \frac{\lambda'_{\text{кр}}}{\cos \chi} \cdot \left( 3,1 - \frac{14}{\eta_{\text{кр}}} + \frac{20}{\eta_{\text{кр}}^2} - \frac{8}{\eta_{\text{кр}}^3} \right) = 0,02 \cdot \frac{9,95}{\cos 28^\circ} \cdot \left( 3,1 - \frac{14}{4} + \frac{20}{4^2} - \frac{8}{4^3} \right) = 0,157$$

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

$$\delta_{\text{сж}} = \begin{cases} \lambda'_{\text{кр}} \cdot \bar{c}_{\text{ср}}^{1/3} \cdot (M - M_{\text{крит}})^3 = 1007 \cdot 0,114 \cdot (0,835 - 0,738)^3 = 0,004 & \text{при } 1 > M > M_{\text{крит}} \\ 0 & \text{при } M \leq M_{\text{крит}} \end{cases}$$

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

$$M''_{\text{крит}} = M'_{\text{крит}} - c_y^{3/2} \cdot \bar{c}_{\text{ср}}^{-1/2} = 0,814 - 0,603^{3/2} \cdot 0,114^{1/2} = 0,738$$

## 2. Коэффициент сопротивления нижнее крыло.

$$C_{\text{хкр}} = C_{\text{х0}} + C_{\text{xi}} = 0,009208 + 0,01418 = 0,023388$$

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

$$C_{\text{х0}} = C_{\text{xp}} + C_{\text{xb}} = 0,008879 + 0,000038 = 0,009208$$

$C_{\text{xp}}$  – коэффициент профильного сопротивления:

$$\begin{aligned} C_{\text{xp}} &= 2 \cdot C_f \cdot (1 + 3 \cdot \bar{c}_{\text{ср}}) \cdot [1 + \bar{c}_{\text{ср}}(5M - 3)] \cdot \bar{S}_{\text{ом}} + 0,001 \cdot \bar{l}_{\text{ш}} = \\ &= 2 \cdot 0,0028601(1 + 3 \cdot 0,122) \cdot [1 + 0,122(5 \cdot 0,835 - 3)] \cdot 0,904 + 0,001 \cdot 0,8 = 0,00887. \end{aligned}$$

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

$$\bar{c}_{\text{ср}} = \frac{\bar{c}_0 \cdot \eta + \bar{c}_{\text{кц}}}{\eta + 1} = \frac{0,13 \cdot 4 + 0,09}{4 + 1} = 0,122$$

$C_f$  – коэффициент трения крыла:

$$\begin{aligned} C_f &= \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg Re_{\text{кр}})^{2,58}} \cdot \left( 1 - \bar{x}_n + \frac{40}{Re_{\text{кр}}^{3/8}} \cdot \bar{x}_n^{5/8} \right)^{4/5} = \\ &= \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,835^2)^{2/3} \cdot (\lg 4551 \cdot 10^6)^{2,58}} \cdot \left( 1 - 0,2 + \frac{40}{(4551 \cdot 10^6)^{3/8}} \cdot 0,2^{5/8} \right)^{4/5} = 0,002860; \end{aligned}$$

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

$$Re_{\text{кр}} = \frac{V_{\text{кр}} \cdot b_{\text{ср}}}{\nu_{\text{н}}} = \frac{250 \cdot 6,34}{3,48 \cdot 10^{-4}} = 45,51 \cdot 10^5$$

$b_{\text{ср}}$  – средняя геометрическая хорда крыла:

$$b_{\text{ср}} = \frac{b_0 + b_{\text{кц}}}{2} = \frac{10,15 + 2,54}{2} = 6,34 \text{ м}$$

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

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

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

$$\bar{S}_{\text{ом}} = 1 - k_{\text{инт}} \cdot \bar{S}_{\text{нф}} = 1 - 0,5 \cdot 0,1415 = 0,904$$

$k_{\text{инт}}$  – коэффициент интерференции;  $k_{\text{инт}} = 0,5$  – схема низко план;

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

$$\text{крыла: } \bar{S}_{пф} = S_{пф} / S_{кр} = \frac{64,56}{337,79} = 0,19$$

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

$$S_{пф} \approx b_0 \cdot d_{\phi} = 10,15 \cdot 6,493 = 64,56 \text{ м}^2$$

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

$C_{xв}$  – коэффициент волнового сопротивления: если  $M > M'_{крит}$ :

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

$$= \frac{2 \cdot 3,14 \cdot 8,4 \cdot (0,122)^2 \cdot \cos^2 32^0}{2 + 8,4 \cdot (0,122)^{1/3} \cdot \cos^{5/3} 32^0} \cdot \left( \frac{0,835 - 0,819}{1,183 - 0,819} \right)^3 \cdot \left( 4 - 3 \cdot \frac{0,835 - 0,819}{1,183 - 0,819} \right) = 0,000038$$

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

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

$$= \frac{1,07}{\cos 32^0} \cdot \left[ 1 + \frac{(1,4 + 1)^{4/3} \cdot 0,122^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} 32^0} - \frac{(1,4 + 1)^{2/3} \cdot 0,122^{2/3}}{\cos^{1/3} 32^0} \right] = 0,819$$

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

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

$k_c$  – коэффициент, учитывающий использование суперкритических профилей:

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

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

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

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

$$\frac{1}{\cos 32^0} \cdot \left[ 1 + 0,4 \cdot \frac{0,122^{3/2}}{\cos^{2/3} 32^0} \cdot \left( 2 - 8,4 \cdot 0,122^{2/3} \cdot \cos^{2/3} 32^0 \right) \right] = 1,183$$

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

$$C_{xi} = \frac{C_y^2}{\pi \cdot \lambda_{эф} \cdot c_{ж}} = \frac{0,6034^2}{3,14 \cdot 8 \cdot 175} = 0,01418$$

$C_y$  – коэффициент аэродинамической подъемной силы;

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

$$\lambda_{\text{эф.сж}} = \frac{\lambda_{\text{эф.несж}}}{1 + \delta_{\text{сж}}} = \frac{8,207}{1 + 0,004} = 8,172$$

$$\lambda_{\text{эф.несж}} = \frac{\lambda'_{\text{кр}}}{1 + \delta_{\text{несж}}} = \frac{9,55}{1 + 0,1632} = 8,207$$

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

$$\lambda'_{\text{кр}} = \frac{(l'_{\text{кр}})^2}{S_{\text{кр}} + 2 \cdot S_{\text{кк}}} = \frac{(57,33)^2}{337,79 + 2 \cdot 3,22} = 9,55$$

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

$$l'_{\text{кр}} \approx l_{\text{кр}} + 1,6 \cdot b_{\text{кц}} = 53,27 + 1,6 \cdot 2,54 = 57,33 \text{ м}$$

$S_{\text{кк}}$  – площадь концевого крылышка, м<sup>2</sup>:

$$S_{\text{кк}} = b_{\text{кц}} \cdot 0,5 \cdot b_{\text{кц}} = 0,5 \cdot b_{\text{кц}}^2 = 0,5 \cdot 2,54^2 = 3,22 \text{ м}^2$$

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

$$\delta_{\text{несж}} = 0,02 \cdot \frac{\lambda'_{\text{кр}}}{\cos \chi} \cdot \left( 3,1 - \frac{14}{\eta_{\text{кр}}} + \frac{20}{\eta_{\text{кр}}^2} - \frac{8}{\eta_{\text{кр}}^3} \right) = 0,02 \cdot \frac{9,55}{\cos 32^\circ} \cdot \left( 3,1 - \frac{14}{4} + \frac{20}{4^2} - \frac{8}{4^3} \right) = 0,163$$

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

$$\delta_{\text{сж}} = \begin{cases} \lambda'_{\text{кр}} \cdot \bar{c}_{\text{ср}}^{1/3} \cdot (M - M''_{\text{крит}})^3 = 9,55 \cdot 0,122^{1/3} \cdot (0,835 - 0,738)^3 = 0,004 & \text{при } 1 > M > M''_{\text{крит}}, 1 > 0,8407 > 0,8107 \\ 0 & \text{при } M \leq M''_{\text{крит}} \end{cases}$$

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

$$M''_{\text{крит}} = M'_{\text{крит}} - C_y^{3/2} \cdot \bar{c}_{\text{ср}}^{1/2} = 0,819 - 0,6034^{3/2} \cdot 0,122^{1/2} = 0,738$$

### 3. Коэффициент сопротивления фюзеляжа.

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

$$= 0,002269 \cdot 1,08 \cdot 1,211 \cdot 578,31 / 16,61 + 0,001734 + 0,000626 = 0,105395$$

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

$$S_{\text{ом.}\phi} = 2,85 \cdot l_{\phi} \cdot \sqrt{S_{\text{м.}\phi}} = 2,85 \cdot 45 \cdot \sqrt{16,61} = 578,31 \text{ м}^2$$

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

$$S_{\text{м.}\phi} = \frac{\pi \cdot d_{\phi}^2}{4} = \frac{\pi \cdot 4,57^2}{4} = 16,61 \text{ м}^2$$

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

$$C_{f\phi} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg Re_{\phi})^{2,58}} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,835^2)^{2/3} \cdot (\lg 46,61 \cdot 10^6)^{2,58}} = 0,002269$$

$Re_{\phi}$  – число Рейнольдса для фюзеляжа:

$$Re_{\phi} = \frac{V_{\text{кр}} \cdot l_{\phi}}{\nu_{\text{н}}} = \frac{250 \cdot 64,93}{3,48 \cdot 10^{-4}} = 46,61 \cdot 10^6$$

$\eta_c$  – коэффициент, учитывающий удлинение:

$$\eta_c = 1,28 - 0,02 \cdot \lambda_\phi = 1,28 - 0,02 \cdot 10 = 1,08$$

$\eta_m$  – коэффициент, учитывающий крейсерскую скорость:

$$\eta_m = 1,133 + 0,98 \cdot 10^{-6} \cdot V_{кр}^2 - 0,721 \cdot 10^{-3} \cdot V_{кр} = 1,133 + 0,98 \cdot 10^{-6} \cdot 250^2 - 0,721 \cdot 10^{-3} \cdot 250 = 1,211$$

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

$$\Delta C_{x\phi i} = 4 \cdot 10^{-4} \cdot V_\phi^{2/3} = 4 \cdot 10^{-4} \cdot 1719,746^{2/3} = 0,00173416$$

$V_\phi$  – объем фюзеляжа по внешнему контуру, м<sup>3</sup>:

$$V_\phi^m = k_\phi \cdot \frac{\pi \cdot d_\phi^2}{4} \cdot l_\phi = 0,633 \cdot \frac{3,14 \cdot 6,493^2}{4} \cdot 64,93 = 1719,746 \text{ м}^3$$

$k_\phi = 0,75 \dots 0,8$  – коэффициент формы фюзеляжа;

$\Delta C_{x\phi \partial}$  – дополнительное данное сопротивление:

$$\Delta C_{x\phi \partial} = \frac{0,0104}{S_{m\phi}} = \frac{0,0104}{33,11} = 0,000314$$

#### 4. Коэффициент сопротивления ГО.

$$C_{x0z0} = C_{x0z0} + C_{xi z0} = 0,01 + 0,00001 = 0,01$$

$C_{x0z0}$  – коэффициент вредного лобового сопротивления ГО:

$$C_{x0z0} = C_{xpz0} + C_{x\phi z0} = 0,01 + 0,0000051 = 0,01$$

$C_{xpz0}$  – коэффициент профильного сопротивления ГО:

$$C_{xpz0} = 2 \cdot C_{fz0} \cdot (1 + 3 \cdot \bar{c}_{ср z0}) \cdot [1 + \bar{c}_{ср z0} (5M - 3)] \cdot \bar{S}_{ом z0} + 0,001 \cdot \bar{l}_ш = 2 \cdot 0,003171 \cdot (1 + 3 \cdot 0,09) \cdot [1 + 0,09 (5 \cdot 0,835 - 3)] \cdot 1 + 0,001 \cdot 0,8 = 0,01$$

$\bar{c}_{ср z0} = 0,09$  средняя относительная толщина ГО:

$\bar{S}_{ом z0}$  – относительная оmyаемая поверхность ГО:

$$\bar{S}_{ом z0} = 1 - k_{инт} \cdot \bar{S}_{пф z0} = 1$$

$k_{инт}$  – коэффициент интерференции:

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

$\bar{S}_{пф z0}$  – относительная под фюзеляжная площадь ГО:

$$\bar{S}_{пф z0} = S_{пф z0} / S_{z0} = 0 / S_{z0} = 0$$

$S_{пф z0}$  – площадь под фюзеляжной частью ГО, определяется по чертежу

вид сверху;

$\bar{l}_ш$  – относительный размах щелей образующих рулем высоты:

$$\bar{l}_ш \approx 0,8$$

$C_{fz0}$  – коэффициент трения ГО:

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

$$\frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,835^2)^{2/3} \cdot (\lg 26,38 \cdot 10^5)^{2,58}} \cdot \left(0,95 + \frac{6,1506}{(26,38 \cdot 10^5)^{3/8}}\right)^{4/5} = 0,003171$$

$Re_{20}$  - число Рейнольдса для ГО:

$$Re_{20} = \frac{V_{кр} \cdot b_{ср.20}}{v_H} = \frac{250 \cdot 3,68}{3,48 \cdot 10^{-4}} = 26,38 \cdot 10^5$$

$b_{ср.20}$  - средняя геометрическая хорда ГО:

$$b_{ср.20} = \frac{b_0^{20} + b_{ку}^{20}}{2} = \frac{5,25 + 2,1}{2} = 3,68 \text{ м}$$

$C_{xв20}$  - коэффициент волнового сопротивления ГО: если

$$M \geq M'_{20}, 0,835 \geq 0,821:$$

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

$$= \frac{2 \cdot 3,14 \cdot 4 \cdot (0,122)^2 \cdot \cos^2 35^0}{2 + 4 \cdot (0,122)^{1/3} \cdot \cos^{5/3} 35^0} \cdot \left(\frac{0,835 - 0,821}{1,243 - 0,821}\right)^3 \cdot \left(4 - 3 \cdot \frac{0,835 - 0,821}{1,243 - 0,821}\right) = 0,00000051$$

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

$$M'_{20} = \frac{k_c}{\cos \chi_{20}} \cdot \left[1 + \frac{(\varkappa + 1)^{4/3} \cdot \bar{c}_{ср20}^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} \chi_{20}} - \frac{(\varkappa + 1)^{2/3} \cdot \bar{c}_{ср20}^{2/3}}{\cos^{1/3} \chi_{20}}\right] =$$

$$= \frac{1}{\cos 35^0} \cdot \left[1 + \frac{(1,4 + 1)^{4/3} \cdot 0,09^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} 35^0} - \frac{(1,4 + 1)^{2/3} \cdot 0,09^{2/3}}{\cos^{1/3} 35^0}\right] = 0,821$$

$k_c$  - коэффициент учитывающий использование суперкритических профилей:

- используется обычный профиль  $k_c = 1$ .

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

$M_{с\max 20}$  - число  $M$  соответствующее максимальному значению

волнового сопротивления -  $C_{xв\max}$ :

$$M_{с\max 20} = \frac{1}{\cos \chi_{20}} \cdot \left[1 + 0,4 \cdot \frac{\bar{c}_{ср20}^{-3/2}}{\cos^{2/3} \chi_{20}} \cdot \left(2 - \lambda_{20} \cdot \bar{c}_{ср20}^{-1/3} \cdot \cos^{2/3} \chi_{20}\right)\right] =$$

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

$C_{y_{20}}$  – коэффициент аэродинамической подъемной силы;

$C_{x_{i_{20}}}$  – коэффициент индуктивного сопротивления ГО: если

$$M < M'_{20}:$$

$$C_{x_{i_{20}}} = \frac{C_{y_{20}}^2}{\lambda_{\text{эф.несж.20}}} = \frac{0,0181^2}{3,928} = 1,03 \cdot 10^{-5}$$

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

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

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

поток:

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

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

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

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

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

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

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

$$M''_{20} = M'_{20} - C_{y_{20}}^{3/2} \cdot \bar{c}_{\text{ср.20}}^{-1/2} = 0,821 - 0,0181^{3/2} \cdot 0,09^{1/2} = 0,821$$

## 5. Коэффициент сопротивления ВО.

$$C_{x_{\text{во}}} = C_{x_{0 \text{ во}}} = C_{x_{\text{р во}}} + C_{x_{\text{в во}}} = 0,009479 + 0 = 0,009406$$

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

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

$$C_{x_{\text{р во}}} = 2 \cdot C_{f_{\text{во}}} \cdot (1 + 3 \cdot \bar{c}_{\text{ср во}}) \cdot [1 + \bar{c}_{\text{ср во}} (5M - 3)] \cdot \bar{S}_{\text{ом во}} + 0,001 \cdot \bar{l}_{\text{ш}} = 2 \cdot 0,0028654 \cdot (1 + 3 \cdot 0,09) \cdot [1 + 0,09(5 \cdot 0,835 - 3)] \cdot 1 + 0,001 \cdot 0,8 = 0,009406$$

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

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

$\bar{l}_{\text{ш}}$  – относительный размах щелей образуемых рулем направления:

$$\bar{l}_{\text{ш}} \approx 0,8$$

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

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

$$\frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,835^2)^{2/3} \cdot (\lg 45,06 \cdot 10^5)^{2,58}} \cdot \left( 0,95 + \frac{6,1506}{(45,06 \cdot 10^5)^{3/8}} \right)^{4/5} = 0,0028654$$

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

$$Re_{\text{во}} = \frac{V_{\text{кр}} \cdot b_{\text{ср.во}}}{\nu_{\text{н}}} = \frac{250 \cdot 6,28}{3,48 \cdot 10^{-4}} = 45,06 \cdot 10^5$$

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

$$b_{\text{ср.во}} = \frac{b_0^{\text{во}} + b_{\text{ку}}^{\text{во}}}{2} = \frac{6,58 + 5,98}{2} = 6,28 \text{ м}$$

$C_{x\text{в во}}$  – коэффициент волнового сопротивления ВО: если  $M < M'_{\text{во}}$ :

$$C_{x\text{в во}} = 0$$

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

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

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

$k_c$  – коэффициент учитывающий использование суперкритических профилей:

– используется обычный профиль  $k_c = 1$ .

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

$M_{c \text{ max во}}$  – число  $M$  соответствующее максимальному значению волнового

сопротивления –  $C_{x\text{в max}}$ :

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

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

### 6. Коэффициент сопротивления гондол двигателей.

$$C_{x_2} = n_{\text{дв}} \cdot (C_{f_2} \cdot \eta_c \cdot \eta_m \cdot S_{\text{ом.з}} / S_{\text{м.з}} + \Delta C_{x_{2i}} + \Delta C_{x_{2\text{д}}}) =$$

$$4 \cdot (0,003158 \cdot 1,23 \cdot 1,014 \cdot 57,47 / 6,74 + 0,005596 + 0,001544) = 0,0032505$$

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

$$S_{ом.2} = 2,85 \cdot l_r \cdot \sqrt{S_{м.2}}$$
$$S_{ом.2} = 2,85 \cdot 7,77 \cdot \sqrt{6,74} = 57,47 \text{ м}^2$$

$S_{м.2}$  - площадь миделя гондолы:  $S_{м.2} = \frac{\pi \cdot 2,93^2}{4} = 6,74 \text{ м}^2$

$l_2 = 7,77 \text{ м}$  - длина гондолы;

$d_{2.3} = 2,93$  - эквивалентный диаметр гондолы;

$C_{f_2}$  - коэффициент трения для гондолы:

$$C_{f_2} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg Re_2)^{2,58}} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,835^2)^{2/3} \cdot (\lg 55,77)^{2,58}} = 0,003158$$

$Re_2$  - число Рейнольдса для гондолы двигателя:

$$Re_2 = \frac{V_{кр} \cdot l_2}{\nu_H} = \frac{250 \cdot 7,77}{3,48 \cdot 10^{-4}} = 55,77 \cdot 10^5$$

$\eta_c$  - коэффициент, учитывающий удлинение:

$$\eta_c = 1,28 - 0,02 \cdot \lambda_2 = 1,28 - 0,02 \cdot 2,65 = 1,23$$

$\lambda_r$  - удлинение гондолы:  $\lambda_2 = l_2 / d_{2.3} = \frac{7,77}{2,93} = 2,65$ ;

$\eta_M$  - коэффициент, учитывающий крейсерскую скорость:

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

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

$$\Delta C_{x2i} = 4 \cdot 10^{-4} \cdot V_2^2 / 3 = 4 \cdot 10^{-4} \cdot 52,34^2 / 3 = 0,005596$$

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

$$V_2 = k_2 \cdot \frac{\pi \cdot d_{2.3}^2}{4} \cdot l_2 = 0,77 \cdot \frac{3,14 \cdot 2,93^2}{4} \cdot 7,77 = 52,34 \text{ м}^3$$

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

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

$$\Delta C_{x2.d} = 0,0104 \cdot S_{м.2} = 0,0104 \cdot 6,74 = 0,0011544$$

### 7, Коэффициент сопротивления самолета в целом.

$$C_{xc} = \sum C_{xi} + \sum C_{x0} + \sum C_{xp}$$

$$C_{xc} = 0,0055 + 0,00085 + 0,0107 = 0,01709$$

$C_{xc}$  - коэффициент сопротивления самолета в целом.

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

$$\sum C_{xi} = C_{xi.кр} + C_{xi.го} \cdot S_{го} / S_{кр}$$

$$\sum C_{xi} = (0,01418 \cdot 337,79 + 0,01404 \cdot 225,19) / 562,98 + 0,0000103 \cdot 54,05 / 562,98 = 0,005505$$

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

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

$$\sum C_{xb} = (0,000038 \cdot 337,79 + 0,00009 \cdot 225,19) / 562,98 + (0 \cdot 54,05 + 0 \cdot 47,29) / 562,98 = 0,00085$$

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

$$\sum C_{xp} = C_{xp\text{кр}} + (C_{xp\text{зо}} \cdot S_{\text{зо}} + C_{xp\text{во}} \cdot S_{\text{во}} + C_{xp\text{ф}} \cdot S_{\text{м.ф}} + C_{xp\text{з}} \cdot S_{\text{м.з}}) / S_{\text{кр}}$$

$$\begin{aligned} \sum C_{xp} &= (0,00917 \cdot 337,79 + 0,0083 \cdot 225,19) / 562,98 + \\ &+ (0,01 \cdot 54,05 + 0,0094 \cdot 47,29 + 0,0749 \cdot 33,11 + 0,003 \cdot 6,74) / 514 = 0,010374 \end{aligned}$$

Вычисления удобно вести в таблицу 1.

Определение коэффициента сопротивления и качество самолета

таблица 3

$C_y$	0	0,1	0,2	0,3	0,376	0,4	0,5	0,52
$C_y^2$		0,01	0,04	0,09	0,1414	0,16	0,25	0,27
$\sum C_{xi}$	0,0000	0,0004	0,0015	0,0035	0,0055	0,0062	0,0098	0,0106
$C_{x.c}$	0,0112	0,0116	0,0128	0,0147	0,0170	0,0175	0,0210	0,0219
$K$	0,00	8,61	15,65	20,38	22,12	22,91	23,78	23,80

$C_y$	0,56	0,6	0,7	0,8	0,9	1
$C_y^2$	0,31	0,36	0,49	0,64	0,81	1
$\sum C_{xi}$	0,012	0,0143	0,0199	0,0269	0,0357	0,0471
$C_{x.c}$	0,024	0,0255	0,0311	0,0381	0,0470	0,0584
$K$	23,63	23,50	22,49	20,99	19,17	17,13

На рисунке 10 представлена зависимость коэффициента подъемной силы  $C_y$  от коэффициента сопротивления самолета  $C_{x.c}$ , т.е. поляра самолета для крейсерского режима полета.

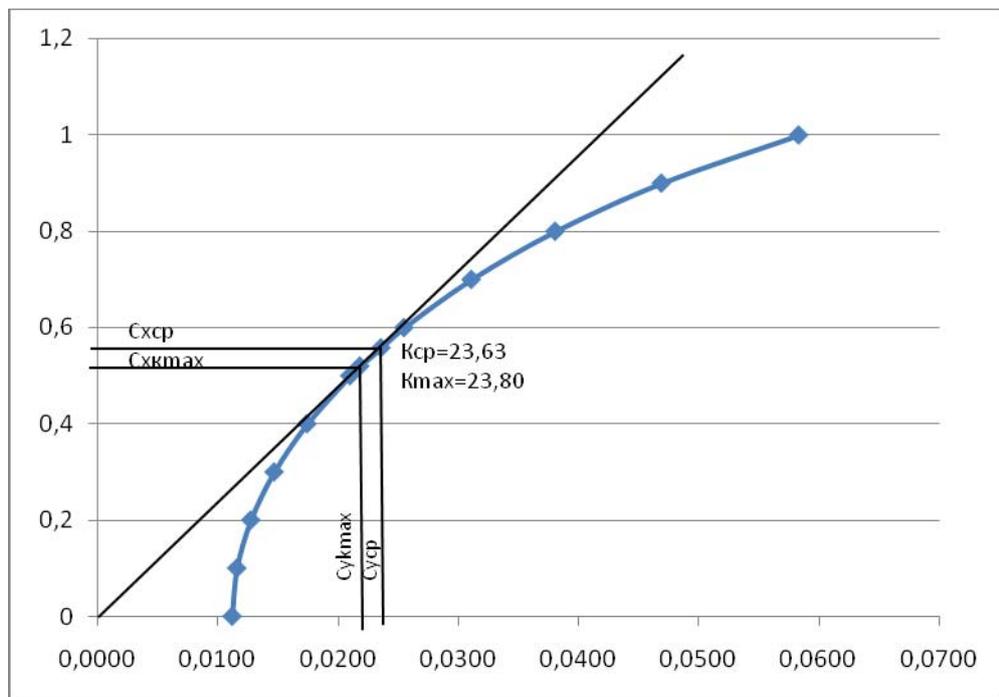


Рис.10. Поляра самолета для крейсерского режима полета.

На поляре можно определить следующие характерные параметры:

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

$$C_{y_{кр\ max}} = \frac{2 \cdot 0,95 \cdot m_0}{\rho_n \cdot V_{кр}^2 \cdot \Sigma S_{кр}} = \frac{2 \cdot 0,95 \cdot 482400}{0,0421 \cdot 250^2 \cdot 562,98} = 0,62 ;$$

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

$$C_{y_{кр\ min}} = \frac{2 \cdot 1,05 \cdot m_{пос}}{\rho_n \cdot V_{кр}^2 \cdot \Sigma S_{кр}} = \frac{2 \cdot 1,05 \cdot 359195,04}{0,0421 \cdot 250^2 \cdot 562,98} = 0,500 ;$$

где:  $m_{пос} = (m_0 - m_{т,р}) = (482400 - 0,2729 \cdot 482400) = 350543 \text{ кг}$  – посадочная

масса самолета;

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

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

$C_{y_{cp}}$  – среднее значение коэффициента подъемной силы, соответствующий крейсерскому режиму полета;

$$C_{y_{cp}} \approx 0,5 \cdot (C_{y_{кр\ max}} + C_{y_{кр\ min}}) = 0,5 \cdot (0,62 + 0,500) = 0,56$$

$C_{x_{кр\ max}}$ ,  $C_{x_{K_{max}}}$ ,  $C_{x_{cp}}$ ,  $C_{x_{кр\ min}}$  – 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.

$K_{\text{max}}$  - максимальное значение аэродинамическое качество самолета.

$$K_{\text{max}} = \left( \frac{C_y}{C_x} \right)_{\text{max}} = \frac{C_{y\text{ Kmax}}}{C_{x\text{ Kmax}}} = \frac{0,52}{0,022} = 23,80$$

$K_{\text{ср}}$  - среднее значение аэродинамического качества самолета полете на расчетную дальность

$$K_{\text{ср}} = \left( \frac{C_{y\text{ ср}}}{C_{x\text{ ср}}} \right) = \frac{0.56}{0.025} = 23.63$$

# РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ

*Определение силовой массы конструкции фюзеляжа специального грузового самолета в первом приближении*

*Построение эпюр изгибающих моментов и поперечных сил фюзеляжа самолета*

**Исходные данные:**

*Геометрические параметры фюзеляжа:*

*-длина фюзеляжа-64,93м*

- расстояние центр массы экипажа от носка фюзеляжа- $l_{ЭК}$ ;
  - расстояние переднего шасси от носка фюзеляжа- $l_{НШ}$ ;
  - расстояние передней опоры переднего крыла от носка фюзеляжа- $l_{R1}$ ;
  - расстояние задней опоры переднего крыла от носка фюзеляжа- $l_{R2}$ ;
  - расстояние передней опоры заднего крыла от носка фюзеляжа- $l_{R3}$ ;
  - расстояние задней опоры заднего крыла от носка фюзеляжа- $l_{R4}$ ;
  - расстояние задней шасси от носка фюзеляжа- $l_{ЗШ}$ ;
  - расстояние центра масс ВО от носка фюзеляжа- $l_{оп}$ ;
  - расстояние точки приложения аэродинамической уравновешивающей силы горизонтального оперения от носка фюзеляжа- $l_{зо}$  ;
  - расстояние начало грузового отсека от носка фюзеляжа- $l_{К1}$ ;
  - расстояние конца грузового отсека от носка фюзеляжа- $l_{К2}$ ;
- Значения вышесказанных параметров приведены в таблицы №1

Таблица 4.

$l_{ЭК}$	$l_{НШ}$	$l_{К1}$	$l_{R1}$	$l_{R2}$	$l_{R3}$	$l_{ЗШ}$	$l_{R4}$	$l_{К2}$	$l_{оп}$	$l_{зо}$
5,6	7,6	9,6	22,6	29	35,4	37,4	37,9	53,9	57,1	59,5

Силы действующие на фюзеляж самолета:

- распределенная нагрузка от массы самого фюзеляжа:

$$q_{\phi} = \frac{m_{\phi}}{l_{\phi}} = \frac{40230}{64,93} = 619,6 \frac{кг}{м};$$

- распределенная нагрузка от массы коммерческой нагрузки:

$$q_{КН} = \frac{m_{КН}}{l_{КН}} = \frac{180000}{53,53} = 3362,3 \frac{кг}{м};$$

- распределенная нагрузка от массы оборудования:

$$q_{об} = \frac{m_{об}}{l_{\phi}} = \frac{21932}{64,93} = 337,8 \frac{кг}{м};$$

- нагрузка от массы экипажа ( $m_{ЭК}=320кг$ );

- нагрузка от массы носовой шасси ( $m_{НШ} = 1960кг$ );

- нагрузка от массы задней шасси ( $m_{ЗШ} = 17647кг$ );

- нагрузка от массы оперения ( $m_{оп} = 3535кг$ );

- нагрузка от аэродинамической силы горизонтального оперения ( $Y_{зо} = 11124$ );

- нагрузка от маневренной аэродинамической силы  $Y_{МЭО} = 8914$ .

Эксплуатационную перегрузку выбираем равным  $n^{\phi}=2,5$

Коэффициент безопасности выбираем равным  $f=1.5$

При этом расчетная перегрузка равен  $n_p = n^{\phi} \cdot f = 2.5 \cdot 1.5 = 3.75$

Определяем расчетные нагрузки:

$$q^{\phi} = n_p \cdot q_{\phi} \cdot 9,8 = 3,75 \cdot 619,6 \cdot 9,8 = 22771 \text{ Н}$$

$$q^{\text{КН}} = n_p \cdot q_{\text{КН}} \cdot 9,8 = 3,75 \cdot 3362 \cdot 9,8 = 123565 \text{ Н}$$

$$q^{\text{об}} = n_p \cdot q_{\text{об}} \cdot 9,8 = 3,75 \cdot 337,8 \cdot 9,8 = 12414 \text{ Н}$$

$$\begin{aligned}
m_{\text{ЭК}}^p &= n_p \cdot m_{\text{ЭК}} \cdot 9,8 = 3,75 \cdot 320 \cdot 9,8 = 11760 \text{ Н} \\
m_{\text{НШ}}^p &= n_{\text{Ф}}^3 \cdot m_{\text{НШ}} \cdot 9,8 = 3,75 \cdot 1960 \cdot 9,8 = 72062 \text{ Н} \\
m_{\text{ЭШ}}^p &= n_{\text{Ф}}^3 \cdot m_{\text{ЭШ}} \cdot 9,8 = 3,75 \cdot 17647 \cdot 9,8 = 648560 \text{ Н} \\
m_{\text{ОН}}^p &= n_{\text{Ф}}^3 \cdot m_{\text{ОН}} \cdot 9,8 = 3,75 \cdot 3535 \cdot 9,8 = 129929 \text{ Н}
\end{aligned}$$

Для удобства принимаем следующее:

$$\begin{aligned}
q &= q_{\text{Ф}}^p + q_{\text{ОД}}^p = 35185 \text{ Н} \\
q &= q_{\text{Ф}}^p + q_{\text{ОД}}^p + q_{\text{КН}}^p = 468381 \text{ Н}
\end{aligned}$$

### Теоретические основы

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

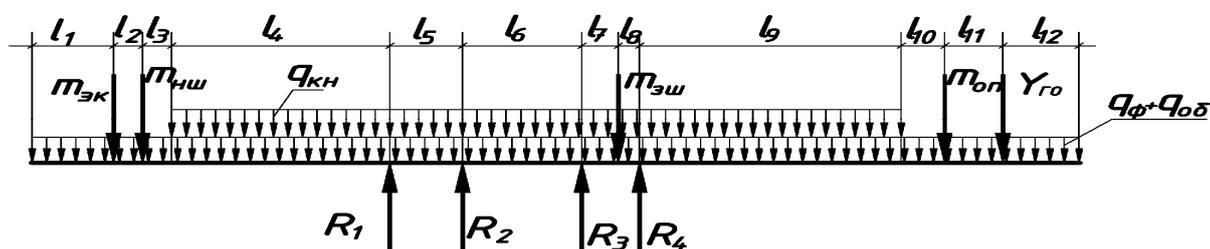


Рис.11. Расчетная схема фюзеляжа самолета.

$$\begin{aligned}
l_1 &= 5,6 \text{ м}; l_2 = 2 \text{ м}; l_3 = 2 \text{ м}; l_4 = 13 \text{ м}; l_5 = 6,4 \text{ м}; l_6 = 6,4 \text{ м}; l_7 = 2 \text{ м}; \\
l_8 &= 0,5 \text{ м}; l_9 = 16 \text{ м}; l_{10} = 3,2 \text{ м}; l_{11} = 2,4 \text{ м}; l_{12} = 5,43 \text{ м}
\end{aligned}$$

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

При расчете выбирается два соседние пролета балки (рис.2). в нем имеется две части – левая и правая.

Для такой части можно написать уравнению трех моментов:

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

где:

$M_{\text{лев}}, M_{\text{ср}}, M_{\text{прав}}$  – моменты левого, среднего и правого опоры;

$l_{\text{лев}}, l_{\text{прав}}$  – длина левого и правого пролета;

$S_{\text{лев}}, S_{\text{прав}}$  – площади левого и правого момента;

$c_{\text{лев}}, c_{\text{прав}}$  – центры момент левого и правого пролета.

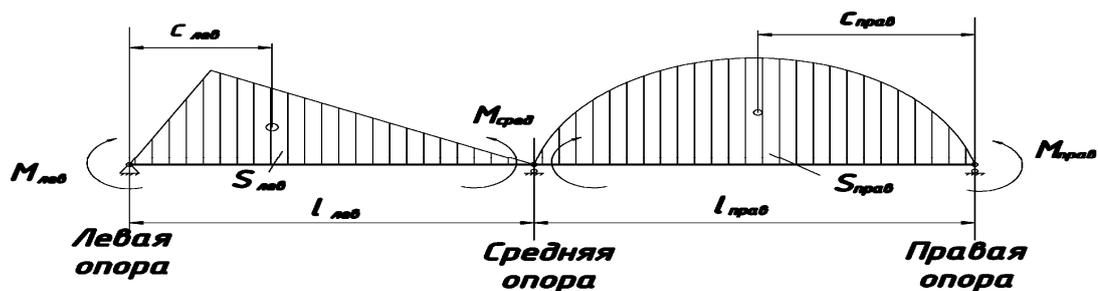


Рис.12

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

$$M = M_0 + M_{n-1} + (M_n - M_{n-1})x/l_n$$

$$Q = Q_0 + (M_n - M_{n-1})/l_n$$

где:

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

$M_{n-1} + (M_n - M_{n-1})x/l_n$  - изгибающий момент от опорных моментов  $M_n$  и  $M_{n-1}$ ;

$(M_n - M_{n-1})/l_n$  - поперечная сила от опорных моментов  $M_n$  и  $M_{n-1}$ .

### Практическая часть

Разделим балку на 5 частей:

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

Каждую часть считаем как отдельные балки и определяем эпюры моментов

Часть I:

-сечение 11:  $0 \leq x_{11} \leq l_1$

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

-сечение 12:  $0 \leq x_{12} \leq l_2$

$$M_{12} = [M_{11}]_1 - (ql_1 + m_{12})x_{12} - q \frac{x_{12}^2}{2}$$

-сечение 13:  $0 \leq x_{13} \leq l_3$

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

-сечение 14:  $0 \leq x_{14} \leq l_4$

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

Часть II:

-сечение 2:  $0 \leq x_2 \leq l_5$

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

Часть III:

-сечение 3:  $0 \leq x_3 \leq l_6$

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

Часть IV:

-сечение 41:  $0 \leq x_{41} \leq l_7$

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

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

-сечение 42:  $0 \leq x_{42} \leq l_8$

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

Часть V:

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

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

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

$$M_{53} = [M_{54}]l_{12} - (ql_{12} + Y_{20})x_{53} - q \frac{x_{53}^2}{2}$$

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

$$M_{52} = [M_{53}]l_{11} - (ql_{12} + Y_{20} + m_{он} + ql_{11})x_{52} - q \frac{x_{52}^2}{2}$$

-сечение 51:  $0 \leq x_{51} \leq l_9$

$$M_{51} = [M_{52}]l_{10} - (ql_{12} + Y_{20} + m_{он} + ql_{11} + ql_{10})x_{51} - q_1 \frac{x_{51}^2}{2}$$

Составим уравнения трех моментов:

$$M_3 * l_3 + 2 * M_2 (l_3 + l_6) - M_3 * l_6 = -\frac{6S_2 x_{2c}}{l_5} - \frac{6S_3 x_{3c}}{l_6} = a$$

$$-M_2 * l_6 + 2 * M_3 (l_6 + l_7 + l_8) + M_4 * (l_7 + l_8) = -\frac{6S_3 x_{3c}}{l_6} - \frac{6S_4 x_{4c}}{l_7 + l_8} = b$$

где:

$S_2$  - площадь момента во втором пролете

$$S_2 = \int_0^{l_2} M(x) dx = q_1 \frac{l_2^3}{12}$$

$S_6$  - площадь момента в третьем пролете

$$S_6 = \int_0^{l_6} M(x) dx = q_1 \frac{l_6^3}{12}$$

$S_4$  - площадь момента в четвертом пролете

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

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

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

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

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

$x_{2c}$  - центр площади  $S_2$

$$x_{2c} = \frac{\int_0^{l_2} xM(x) dx}{S_2} = \frac{-q_1 \frac{l_2^4}{8} + q_1 \frac{l_2^4}{6}}{S_2}$$

$x_{3c}$  - центр площади  $S_6$

$$x_{3c} = \frac{\int_0^{l_6} xM(x) dx}{S_6} = \frac{-q_1 \frac{l_6^4}{8} + q_1 \frac{l_6^4}{6}}{S_6}$$

$x_{4c}$  - центр площади  $S_4$

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

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

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

Определяем неизвестные моменты  $M_3$  и  $M_2$  :

$$M_3 = \frac{2b(l_5 + l_6) - 2M_4(l_6 + l_7)(l_5 + l_6) + l_6(a - M_1 l_5)}{2(l_6 + l_7 + l_8)(l_5 + l_6) - l_6^2}$$

$$M_2 = \frac{a + M_3 l_6 - M_1 l_5}{2(l_5 + l_6)}$$

### Построение эпюр

Разобьем фюзеляж на 20 сечений равным расстоянием, и между ними добавляем сечения точки приложения нагрузки. Таким образом получаем

значения  $x_i$ . Разделив эти значения на  $l_0$  получим  $x_{i\text{ист}}$ .  $x_{i\text{свч}}$  – это сечения каждой части соответствующей к  $x_i$ .

$M_{\text{свч}}$  – изгибающий момент без учета опорных моментов.

$M_{\text{опор}}$  – изгибающий момент от опорных моментов.

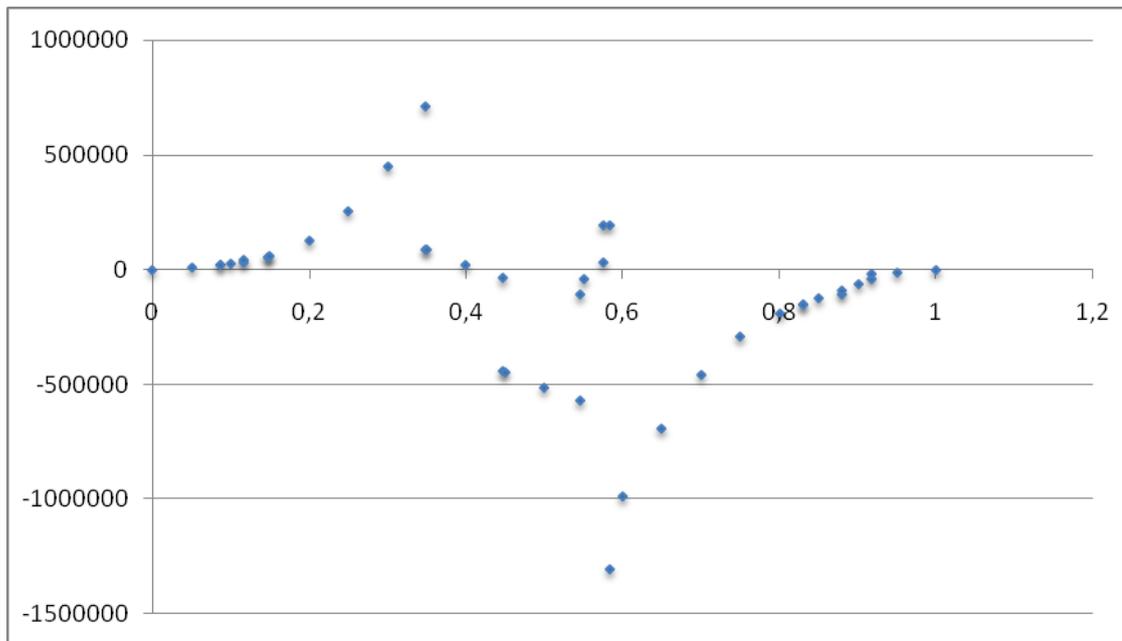
$M_{\text{ист}}$  – истинный изгибающий момент:  $M_{\text{ист}} = M_{\text{свч}} + M_{\text{опор}}$

$Q_{\text{свч}}$  – перерезывающая сила сечений без учета опорных моментов.

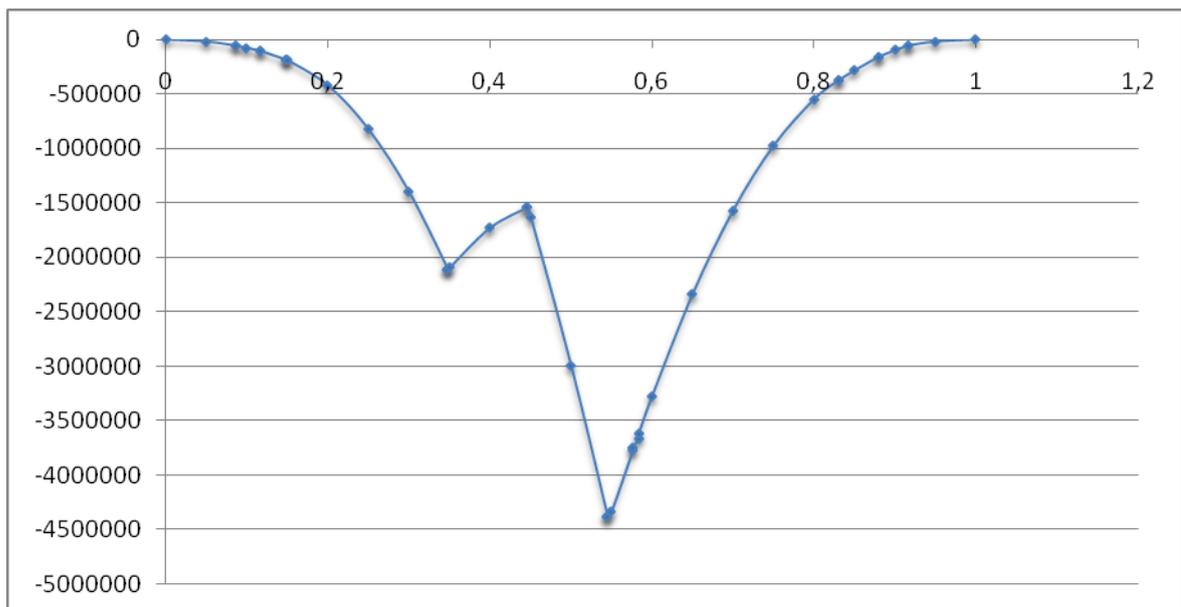
$Q_{\text{ист}}$  – перерезывающая сила с учетом опорных моментов

В результате расчетов, получим следующее:  
Таблиц 5. Результаты расчетов действующих нагрузок.

№	x <sub>i</sub>	x <sub>i.отн</sub>	x <sub>i.</sub>	q	q1	M <sub>i.сеч</sub>	M <sub>оп</sub>	M <sub>ист</sub>	Q <sub>i.сеч</sub>	Q <sub>ист</sub>
1	0	0	0,00	3590,338	0	0	0	0	0,00	0
2	3,246371	0,05	3,20	3590,338	0	-18382,531	0	-18382,5	11489,08	11489,08
3	5,6	0,08625	5,60	3590,338	0	-56296,502	0	-56296,5	20105,89	20105,89
4	5,6	0,08625	0,00	3590,338	0	-56296,502	0	-56296,5	21305,89	21305,89
5	6,492742	0,1	0,89	3590,338	0	-76747,891	0	-76747,9	25711,14	25711,14
6	7,6	0,117054	2,00	3590,338	0	-106088,97	0	-106089	34091,81	34091,81
7	7,6	0,117054	0,00	3590,338	0	-106088,97	0	-106089	41445,11	41445,11
8	9,6	0,147857	2,00	3590,338	0	-184949,36	0	-184949	55979,07	55979,07
9	9,6	0,147857	0,00	3590,338	16199	-184949,36	0	-184949	55979,07	55979,07
10	9,739113	0,15	0,14	3590,338	16199	-191090,81	0	-191091	58732,02	58732,02
11	12,98548	0,2	3,39	3590,338	16199	-423427,11	0	-423427	125728,51	125728,5
12	16,23185	0,25	6,63	3590,338	16199	-826483,46	0	-826483	256968,53	256968,5
13	19,47823	0,3	9,88	3590,338	16199	-1400259,9	0	-1400260	452452,09	452452,1
14	22,6	0,348081	13,00	3590,338	16199	-2113032	0	-2113032	709713,51	709713,5
15	22,6	0,348081	0,00	3590,338	16199	0	-2113032	-2113032	0,00	89381,57
16	22,7246	0,35	0,12	3590,338	16199	6332,93191	-2101895	-2095562	-2465,68	86915,89
17	25,97097	0,4	3,37	3590,338	16199	82702,1437	-1811730	-1729028	-66709,21	22672,36
18	29	0,446653	6,40	3590,338	16199	0	-1540990	-1540990	-126651,78	-37270,2
19	29	0,446653	0,00	3590,338	16199	0	-1540990	-1540990	0,00	-444015
20	29,21734	0,45	0,22	3590,338	16199	10883,5215	-1637491	-1626608	-4300,98	-448316
21	32,46371	0,5	3,46	3590,338	16199	82375,6316	-3078927	-2996552	-68544,51	-512559
22	35,4	0,545224	6,40	3590,338	16199	0	-4382683	-4382683	-126651,78	-570666
23	35,4	0,545224	0,00	3590,338	16199	0	-4382683	-4382683	-239063,31	-109379
24	35,71008	0,55	0,31	3590,338	16199	9604,15859	-4342471	-4332867	-172883,68	-43199,5
25	37,4	0,576028	4,94	3590,338	16199	-32070,183	-3742524	-3774595	-100567,79	29116,43
26	37,4	0,576028	0,50	3590,338	16199	-66641,533	-3677682	-3744324	63297,78	192982
27	37,9	0,583729	0,50	3590,338	16199	-46787,647	-3612840	-3659628	63297,78	192982
28	37,9	0,583729	16,00	3590,338	16199	-3612840,1	0	-3612840	-1302980,29	-1302980
29	38,95645	0,6	14,94	3590,338	16199	-3271051,3	0	-3271051	-986350,85	-986351
30	42,20282	0,65	11,70	3590,338	16199	-2333905,4	0	-2333905	-690627,87	-690628
31	45,44919	0,7	8,45	3590,338	16199	-1567479,6	0	-1567480	-459148,43	-459148
32	48,69556	0,75	5,20	3590,338	16199	-971773,87	0	-971774	-291912,52	-291913
33	51,94193	0,8	1,96	3590,338	16199	-546788,17	0	-546788	-188920,16	-188920
34	53,9	0,830158	0,00	3590,338	16199	-372994,8	0	-372995	-150171,33	-150171
35	53,9	0,830158	3,20	3590,338	0	-372994,8	0	-372995	-150171,33	-150171
36	55,18831	0,85	1,91	3590,338	0	-282059,02	0	-282059	-125424,19	-125424
37	57,1	0,879444	0,00	3590,338	0	-158102,72	0	-158103	-105302,51	-105303
38	57,1	0,879444	2,40	3590,338	0	-158102,72	0	-158103	-92044,46	-92044,5
39	58,43468	0,9	1,07	3590,338	0	-97034,33	0	-97034,3	-63388,81	-63388,8
40	59,5	0,916408	0,00	3590,338	0	-52880,051	0	-52880,1	-39525,10	-39525,1
41	59,5	0,916408	5,43	3590,338	0	-52880,051	0	-52880,1	-19486,26	-19486,3
42	61,68105	0,95	3,25	3590,338	0	-18919,15	0	-18919,2	-11655,57	-11655,6
43	64,92742	1	0,00	3590,338	0	0	0	0	0,00	0



*Рис.13. Эюра перерезывающих сил.*



*Рис.14. Эюра изгибающих моментов.*

### **Проектировочный расчёт фюзеляжа на прочность**

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

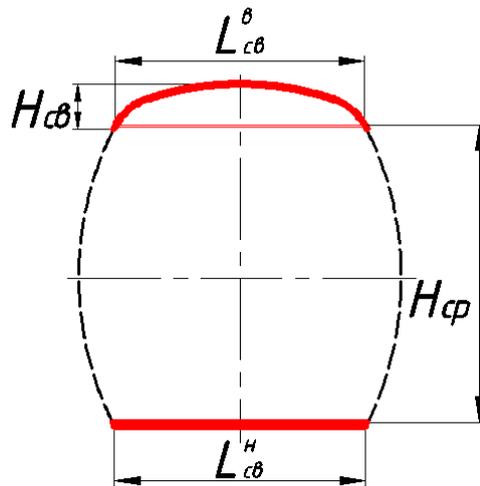


Рис.15 Расчетная схема сечения фюзеляжа.

$$H_{св}^{\delta} = 0,3 \cdot 6492 = 1947 \text{ мм} \quad H_{ср}^{\eta} = 0,7 \cdot 6492 = 4544 \text{ мм}$$

$$L_{св}^{\delta} = L_{св}^{\eta} = 1,16 \cdot 6492 = 7531 \text{ мм}$$

Где:  $H_{св}^{\delta}$ ;  $H_{св}^{\eta}$  - высота верхнего и нижнего сводов.

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

$L_{св}^{\delta}$ ;  $L_{св}^{\eta}$  - длина верхнего и нижнего сводов.

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

Усилия, воспринимаемые верхним и нижним сводами будут равны:

$$P_{св}^{\delta} = P_{св}^{\eta} = \frac{M_z^p}{H_{ср}} = \frac{4382683}{4544} = 964303 \text{ да Н}$$

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:

$$F_{пр}^{\delta} = \frac{P_{св}^{\delta}}{\sigma_{\delta}} = \frac{964303}{44} = 21916 \text{ мм}^2$$

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

$$F_{обш}^{\delta} = 0,5 \cdot F_{пр}^{\delta} = 0,5 \cdot 21916 = 10958 \text{ мм}^2$$

Толщина обшивки верхнего свода будет равна:

$$\delta_{\text{одш}}^{\text{в}} = \frac{F_{\text{одш}}^{\text{в}}}{L_{\text{св}}^{\text{в}}} = \frac{10958}{7531} = 1,45 \approx 1,5 \text{ мм}$$

Если принять шаг стрингеров в пределах  $t_{\text{стр}} = (150...200)$  мм можно определить сечение одного стрингера:

$$f_{\text{стр}}^{\text{в}} = \frac{F_{\text{стр}}^{\text{в}}}{n_{\text{стр}}} = \frac{F_{\text{стр}}^{\text{в}}}{L_{\text{св}}^{\text{в}} / t_{\text{стр}}} = \frac{10958}{7531 / 200} = 296,2 \text{ мм}^2$$

Для данного значения площади стрингера, выбирается из нормалей подходящий профиль.

Приведенная площадь сечения нижнего свода:

$$F_{\text{пр}}^{\text{н}} = \frac{P_{\text{св}}^{\text{н}}}{\sigma_{\text{кр}}} = \frac{964303,9}{33} = 29221 \text{ мм}^2 ;$$

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

$$\sigma_{\text{кр}} \approx (0,65...0,75) \cdot \sigma_{\text{в}} = 0,75 \cdot 440 = 330 \text{ н/мм}^2;$$

Толщина обшивки нижнего свода и сечение стрингера будут равны:

$$\delta_{\text{одш}}^{\text{н}} = \frac{0,5 \cdot F_{\text{пр}}^{\text{н}}}{L_{\text{св}}^{\text{н}}} = \frac{0,5 \cdot 29221}{7531} = 1,94 \approx 2 \text{ мм}$$

$$f_{\text{стр}}^{\text{н}} = \frac{0,5 \cdot F_{\text{стр}}^{\text{н}}}{n_{\text{стр}}} = \frac{14611}{37} = 394,9 \text{ мм}^2$$

Толщина обшивки боковин фюзеляжа:

Толщина обшивки боковин фюзеляжа определяется из условия среза от действия перерезывающей силы "Q<sub>i</sub>"

$$\delta_{\text{одш}}^{\text{м}} = 0,5 \cdot \frac{Q_i^{\text{р}}}{\tau_{\text{кр}} \cdot H_{\text{ср}}} = 0,5 \cdot \frac{570666}{24,288 \cdot 4544} = 2,58 \approx 3 \text{ мм} ;$$

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

$$\tau_{\text{в}} \approx 0,6 \cdot \sigma_{\text{в}} = 0,6 \cdot 440 = 264 \text{ ДаН} / \text{мм}^2$$

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

Проверка значения толщины обшивки и сечения стрингеров.

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

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

$$\delta_{\text{э}} = \delta_0 + \frac{n \cdot f}{\pi \cdot d_{\square}}$$

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

$$n_{стр \Sigma} = \frac{\pi \cdot d_{\phi}}{t_{стр}} = \frac{3,14 \cdot 64,92}{200} = 102$$

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

$$\delta_{эф}^{\sigma} = \frac{M_z^p}{\pi \cdot r_{\phi}^2 \cdot [\sigma]} = 3,34 \text{ мм}$$

$$\delta_{эф}^{\tau} = \frac{Q_i^p}{\pi \cdot r_{\square} \cdot [\tau]} = 2,31 \text{ мм};$$

Где:  $r_{\phi}$  - радиус фюзеляжа

$$[\sigma] \approx 0,9 \cdot \sigma_{\theta} = 0,9 \cdot 440 = 396$$

$$[\tau] \approx 0,55 \cdot \sigma_{\theta} = 0,55 \cdot 440 = 242$$

Средняя толщина обшивки и сечение стрингера:

$$\delta_0 = 0,5 \cdot \delta_{эф} = 1,67 \text{ мм}$$

$$f_{стр} = \frac{\pi \cdot r_{\phi} \cdot \delta_{эф}}{n_{стр}} = \frac{3,14 \cdot 3246 \cdot 3,34}{102} = 334,23 \text{ мм}^2$$

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

Толщина обшивки -  $\delta_0 = 2 \text{ мм}$

Стрингер (угольник равнобокий ПР100 №14):

$$f_{стр} = 3,457 \text{ см}^2; H=B=45 \text{ мм}; \delta=4 \text{ мм}; r=4 \text{ мм}; r_1=2 \text{ мм}.$$

##### 5. Определение крутящего момента.

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

$$M_{кр} = Y_{мво}^p \cdot y_{ц.ж.ф} = 46032 \cdot 5000 = 230159937 \text{ даНмм}$$

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

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

$$Y_{мво}^p = 0,37 \cdot f \cdot \frac{\rho_H \cdot V_{кр}^2}{2} \cdot S_{во} = 0,37 \cdot 2 \cdot \frac{0,037 \cdot 250^2}{2} \cdot 47,29 = 46032 \text{ даН}$$

где:  $S_{во} = 47,29 \text{ м}^2$  - площадь вертикального оперения.

$f = 2$  - коэффициент безопасности.

Величина толщины обшивки фюзеляжа  $\delta_0$  должна удовлетворять следующему условию:

$$\delta_0 \geq \frac{M_{кр}}{2 \cdot \omega \cdot [\tau]} \geq \frac{230159937}{2 \cdot 33092221 \cdot 24,2} \geq 1,44 \text{ мм}$$

где:  $\omega$  - площадь поперечного сечения фюзеляжа:

$$\omega = \pi \cdot r_{\phi}^2 = 3,14 \cdot 3246^2 = 33092221 \text{ мм}^2$$

6. Определение толщины обшивки фюзеляжа.

Толщину обшивки фюзеляжа необходимо определить из условия обеспечения прочности от действия избыточного внутреннего давления:

$$\delta_0 \geq \frac{p_u^p \cdot r_{\phi}}{2 \cdot [\tau]} \geq \frac{0,0216 \cdot 3246}{2 \cdot 24,2} \geq 1,44 \text{ мм}$$

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

$$p_u^p = 1,2 \cdot p_u^z \cdot f = 1,2 \cdot 0,006 \cdot 3 = 0,0216 \frac{\text{дак}}{\text{мм}^2}$$

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

$p_u^z$  - избыточное эксплуатационное давление.

$$p_u^z = 0,006 \frac{\text{дак}}{\text{мм}^2}$$

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

ОБОСНОВАНИЕ ВЫБОРА  
МАТЕРИАЛОВ И ТЕХНОЛОГИЯ  
ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ

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

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

Его стоимость;

Возможность применения в технологических процессах;

Степень освоения технологических процессов обработки данного материала;

Возможность использования данного материала в условиях эксплуатации будущей конструкции;

Удельные прочностные и жесткостные характеристики;

Усталостные характеристики материала.

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

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

$\frac{\tau_e}{\rho}$  – сдвиг;

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

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

сопротивление.

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

Материал, выбранный по критерию удельной прочности, еще полностью не характеризует массу будущей конструкции, так как необходимо учитывать ряд технологических ограничений, не позволяющих использовать полученные по расчету сечения. Это ограничения по 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 требуемые сечения могут оказаться столь малыми, что их по технологическим соображениям невозможно изготовить. Для этих элементов необходимо использовать легкие алюминиевые или магниевые сплавы.

В авиационных конструкциях находят наибольшее применение высокопрочные алюминиевые, магниевые и титановые сплавы, стали, в том числе высокопрочные легированные и коррозионно-стойкие, и композиционные материалы. В последнее время в конструкциях самолетов стали широко

использоваться композиционные материалы и алюминеливые 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.

### **Изготовление фитингов.**

Фитинги в конструкции фюзеляжа выполняют роль накладок в местах перестыковки или в особо нагруженных участках. В основном фитинги изготавливают из ковочных материалов. Для изготовления фитингов в данной работе был выбран алюминиевый сплав АК6. Как правило, фитинги изготавливают горячей штамповкой в закрытых штампах. Такая технология из-за сложности оснастки и оборудования значительно больше себестоимости литья. Но при изготовлении деталей методом горячей штамповки в серийном производстве, затраты окупаются и качество деталей остается выше, чем при других методах изготовления.

АК6 является ковочным сплавом алюминия и применяется для изготовления детали путемковки и горячей штамповки особенно в области авиастроения (качалки, фитинги, кронштейны, узлы и др.). АК6 обладает хорошей пластичностью в нагретом состоянии. Предел прочности достигает до  $42 \text{ кг/мм}^2$  (420 МПа). Прочность АК6 приравняется  $HВ=105 \text{ кг/мм}^2$  (1050 МПа).

Термическая обработка его заключается в закалке с температуры 500-515<sup>0</sup> и последующем искусственном старении при температуре 150-165<sup>0</sup> в течении 6-10 час.

В состав АК6 входят Cu(медь-2,2%), Mg(магний-0,6%), Mn(марганец-0,6%), Si(кремний-0,9%) и прочие элементы.

#### **Изготовление накладок.**

Накладка предназначена для перераспределения нагрузок от силовых шпангоутов между собой. В качестве материала накладки я выбрал легированную сталь, так как накладка должна воспринимать нагрузки действующих на силовые шпангоуты. Накладку в большинстве случаев изготавливают методом горячей штамповки. Для максимального уменьшения массы необходимо выполнить дополнительные облегчения в конструкции фитингов. накладка крепления ободов 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 (лист толщиной 2,0 мм).

#### **Изготовление кницы.**

Кницы предназначены для перераспределения нагрузок от стрингеров на шпангоут. В качестве материала книц я выбрал ковочный алюминиевый сплав АК6 как у фитинг. Кницы, как и фитинги, в большинстве случаев изготавливают методом горячей штамповки. Для максимального уменьшения массы необходимо выполнить дополнительные облегчения в конструкции фитингов.

АК6 является ковочным сплавом алюминия и применяется для изготовления детали путемковки и горячей штамповки особенно в области авиационного (качалки, фитинги, кронштейны, узлы и др.). АК6 обладает хорошей пластичностью в нагретом состоянии. Предел прочности достигает до 42 кг/мм<sup>2</sup> (420 МПа). Прочность АК6 приравнивается НВ=105 кг/мм<sup>2</sup> (1050 МПа).

Термическая обработка его заключается в закалке с температуры 500-515<sup>0</sup> и последующем искусственном старении при температуре 150-165<sup>0</sup> в течении 6-10 час.

В состав АК6 входят Cu(медь-2,2%), Mg(магний-0,6%), Mn(марганец-0,6%), Si(кремний-0,9%) и прочие элементы.

*БЕЗОПАСНОСТЬ*  
*ЖИЗНЕДЕЯТЕЛЬНОСТИ*

## *Введение*

*Для проектирования самолета сначала ознакомился с законами охраны труда.*

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

*Закон устанавливает единой порядок организации охраны труда независимо от способов производства, форм собственности и направлен на обеспечение охраны здоровья и труда граждан. Методологической основой курса охраны труда является научный анализ условий труда, технологию процессов, аппаратов и оборудования с точки зрения возможности возникновения аварийных ситуаций, появление опасных факторов, выделение производственной вредности.*

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

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

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

## *Электробезопасность*

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

*Интенсивная электрификация всех отраслей народного хозяйства сопровождается внедрением большого количества новых, более совершенных типов электрооборудования и приборов, повышением напряжения систем электроустановок и т.д. В связи с этим расширяется круг лиц, связанных с эксплуатацией разнообразного электрооборудования. Опасность, которую электрический ток представляет для человека, усугубляется тем фактором,*

что он не может безопасно обнаруживаться органами чувств человека. Поэтому вопросы защиты работающих от воздействия электротока приобретают в настоящее время исключительно важное значение.

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

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

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

### **Обеспечение пожарной безопасности**

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

### **Условия необходимые для горения**

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

*Возможность возникновения горения определяется:*

*а) наличием вещества, способного гореть (горючего);*

*б) наличием окислителя (кислорода);*

*в) наличием источника воспламенения, обеспечивающего такую температуру, при которой скорость тепловыделения от реакции окисления*

*непрерывно превалирует над скоростью теплоотвода в окружающую среду;*

*г) определенным соотношением между горючим веществом и кислородом.*

### **Пожарная профилактика**

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

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

*а) замена пожароопасных технологических операций менее пожароопасными или пожаробезопасными ;*

*б) уменьшение количества горючих веществ в производственных помещениях;*

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

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

*2. Мероприятия, организующие распространение возникшего пожара. Они заключаются в надлежащем расположении зданий на территории предприятия, обеспечении необходимого расстояния между зданиями, планировке зданий, применении огнестойких строительных конструкций, устройстве противопожарных преград, установке спринклерных или дренгерных систем. К противопожарным прегодам относятся противопожарные стены. Они должны быть несгораемыми и огнестойкими. Противопожарные стены следует опирать на фундаменты и возводить на всю высоту здания. Они должны разделять сгораемые и трудно сгораемые перекрытия, возводиться над сгораемой кровлей не менее чем на 60 см, а над несгораемой на 30 см. Устойчивость противопожарных стен нужно рассчитывать на случай обрушивания одной стороны перекрытия, в связи с чем может иметь место наиболее невыгодное перераспределение*

нагрузок. Двери в противопожарных преградах должны быть несгораемыми или трудносгораемыми.

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

Производственное помещение должно иметь план эвакуации материальных ценностей и оборудования с указанием очередности эвакуации в зависимости от ценности каждого предмета. Выходы считаются эвакуационными, если они ведут:

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

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

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

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

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

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

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

а) устройство удобных подъездов к зданиям;

б) устройство удобных наружных пожарных лестниц;

в) сооружение стационарных огнетушительных систем;

г) сооружение наружных водопитателей вокруг производственных зданий;

д) сооружение внутренних пожарных кранов;

е) сооружение пожарной сигнализации.

Различают три способа ликвидации пожара при помощи огнетушащих средств:

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

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

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

### **Механические колебания**

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

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

б) ударный, возникающий при некоторых технологических процессах;

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

Шум как акустический процесс характеризуется с физической и физиологической сторон.

С физической стороны шум определяется как явление, возникающее в результате

продольного волнообразного распространения колебаний частиц упругой среды,

и характеризуется звуковым давлением, интенсивностью звука, плотностью

звуковой энергии, уровнем звукового давления и другими величинами. Шум как

физиологическое явление, т.е. специфическое ощущение, вызываемое действием

звуковых волн на органы слуха, характеризуется высотой, уровнем громкости,

частотным интервалом, продолжительностью действия.

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

*Производственный шум, превышающий предельно допустимый уровень звукового давления, при длительном воздействии приводит к профессиональным заболеваниям органов слуха, вызывая частичную или полную глухоту, к болезням нервной, сердечно-сосудистой систем и кишечно-желудочного тракта.*

*Шум неблагоприятно воздействует на весь организм, вызывая психические и физиологические нарушения, снижающие работоспособность и создающие предпосылки для общих и профессиональных заболеваний и производственного травматизма. Особенное внимание уделяется вопросу борьбы с шумом в авиации, при производстве и испытаниях авиадвигателей. Для снижения шумов помещения конструкторских бюро изолируют от производственных цехов: стены и потолки облицовывают звукоизоляционным материалом, полы покрывают мягким пластиком, а проходы между столами коврами дорожками.*

### **Производственная санитария Перегрузки эмоциональные и умственные**

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

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

*Различают три вида утомления: умеренное, переутомление и хроническое. При умеренном утомлении, которое выражается в чувстве усталости, нарушении координации движений, нормальное состояние физиологических систем человека восстанавливаются в процессе установленного на данном предприятии режима труда и отдыха. При переутомлении остаточные явления сохраняются к началу следующей рабочей смены. Этот вид утомления выражается в расстройстве рабочих движений, изменении дыхания и пульса, вялости. Систематически*

повторяющееся переутомление приводит к хроническому утомлению, при котором отдых после работы и ночной сон не восстанавливают силы. Для устранения переутомления надо определить соотношение между значениями факторов трудового процесса и продолжительностью периодов отдыха. \*

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

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

### **Вентиляция.**

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

Естественная вентиляция обеспечивается разностью температуры и веса наружного и внутреннего воздуха производственных помещений, а также действием ветра. Она осуществляется через оконный форточки и фрамуги. В зависимости от избытка тепла и скорости ветра можно осуществлять требуемый воздухообмен в помещении. В практических условиях существуют две разновидности естественной вентиляции

рабочих помещений: производственное проветривание и аэрация. Естественная вентиляция называется аэрацией в том случае, если она осуществляется в заранее заданных объемах и регулируется в соответствии с внешними и внутренними условиями, т.е. в зависимости от температуры воздуха, направления и скорости воздушного потока. Отрицательные особенности аэрации в том, что наружный воздух поступает в

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

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

### **Расчет электрического освещения**

#### **Общие сведения**

Освещенность – это поверхностная плотность светового потока, определяется тем световым потоком, который падает на освещенную поверхность. Единицей освещенности является люкс (лк.). Освещенность в 1лк имеет поверхность, на которую падает и равномерно по ней распределяется поток в 1 люмен (лм.).

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

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

Естественное освещение может быть:

а) Боковым через световые проёмы в наружных стенах.

д) Верхним через световые фонари в крышах, а также в местах перепадов

высот смежных пролётов здания.

в) Комбинированным через проёмы бокового и верхнего освещения.

Искусственное освещение производственных участков и зданий может быть:

— общее.

— комбинированное.

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

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

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

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

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

Рабочие места рекомендуется располагать вдоль окон помещения в зависимости от ширины комнаты в двух и более рядов. Рабочее место оператора ЭВМ необходимо располагать на расстоянии 70 – 100 см от окна, причем мониторы должны располагаться тыльной стороной к окну, чтобы не возникало бликов на экране. Расстояние между соседними операторами не должно быть меньше 1,2 метра. Оператор ЭВМ должен находиться на расстоянии не менее 70 см от монитора.

Расчет освещения методом коэффициента использования

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

Световой поток лампы определяется по формуле: 
$$F_n = \frac{E \cdot S \cdot \kappa}{n \cdot \eta}$$

Где:  $E_n$  – освещённость = 400 лк

$n$  – коэффициент неравномерности освещения = 1,1... 1,2.

$\kappa$  – коэффициент запаса = 1,3... 1,5.

$S$  – площадь рабочего места = 6 м<sup>2</sup>

$n$  - потребное число ламп.  
 $\eta$  - коэффициент использования осветительной установки,  
(зависит от индекса помещения).

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

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

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

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

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

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

РАСЧЁТ:

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

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

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

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

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

ОРГАНИЗАЦИОННО-  
ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЧАСТ

## **МЕТОДИКА РАСЧЕТА ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЦЕЛЕСООБРАЗНОСТИ СОЗДАНИЯ НОВОГО САМОЛЁТА**

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

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

*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, сделанные расценки,*

применяемые доплаты, ставки начислений на заработную плату и прочие сведения.

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

$$d = \frac{C_{лч}}{e \cdot m_{кн} \cdot V_p} = \frac{14088,5}{0,62 \cdot 180 \cdot 961} = 0,1466 \text{ \$/т} \cdot \text{км} = 230 \text{ сум/т} \cdot \text{км}$$

где:  $C_{лч}$  - себестоимость летного часа ВС;  
 $m_{кн} = 180 \text{ т}$  - масса коммерческой нагрузки самолёта;  
 $V_p$  - средне рейсовая скорость при полёте на расчётную дальность;  
 $e$  - коэффициент коммерческой нагрузки учитывающий среднегодовую неполную загрузку самолёта ( $e \approx 0,62$ )

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

$L_p = 9000 \text{ км}$  - расчётная дальность беспосадочного полёта;

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

$\Delta t$  - время затрачиваемая на выбор высоты, снижения и посадку

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

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

Авиационные горюче-смазочные материалы (ГСМ);

Амортизационные отчисления по планеру и по двигателям;

Расходы по заработной плате экипажа и инженерно-технического состава;

Расходы на техническое обслуживание ВС;

Расходы на капитальный ремонт ВС и авиадвигателей;

Расходы на страхование ВС и экипажей;

Косвенные (аэропортовые) эксплуатационные расходы включающие затраты служб ЧВД, АТБ, ГСМ, затраты комплекса перевозок и затраты при эксплуатации ВВП (аэродромные покрытия)

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

Расчет себестоимости летного часа производится по следующей формуле:

$$C_{лч} = C_{ад} + C_{гсм} + C_{то} + C_{зп} + C_{кр} + C_{стр} =$$

$$= 5453,2 + 8268,6 + 207,5 + 21 + 115,16 + 23,1 = 14088,5 \text{ \$/час}$$

где:

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

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

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

$C_{зп}$  – заработная плата летного состава и бортпроводников,  
доллары США;

$C_{то}$  – расходы на периодическое техническое обслуживание,  
доллары США/час;

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

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

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

$$C_{гсм} = \frac{C_{\text{топ}} \cdot 1.085 \cdot m_{\text{тпр}}}{t_{лч}} = \frac{650 \cdot 1.085 \cdot 122,52}{10,45} = 8268,6 \text{ \$/ч}$$

где:  $C_{гсм}$  – расходы на авиаГСМ, у.е.;

$C_{\text{топ}}=650\text{\$}$  стоимость 1 тонна топлива в аэропортах заправки,

У.е.;

$$m_{\text{тпр}} = 0,254 \cdot m_{\text{п}} = 0,254 \cdot 482,4 = 122,52 \text{ т} - \text{расход}$$

авиатоплива

на полет, тонны;

$t_{лч}$  – полетное время:

$$t_{лч} = \frac{L_{\text{п}}}{V_{\text{п}}} = \frac{9000}{861} = 10,45 \text{ ч}$$

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

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

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

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

Начисление амортизации по ВС или авиадвигателям в НАК, полученным в лизинг, производится лизингополучателем и отражается в лизинговых платежах, как возврат основного долга.

В соответствии с Налоговым кодексом РФ норма амортизационных отчислений по планерам ВС, авиационным двигателям и вспомогательным силовым установкам составляет 8% за год. В то же время, эксплуатант в соответствии со спецификой своей деятельности может применять иные нормы амортизации.

По объектам основных средств, отработавшим установленные сроки использования, амортизация не начисляется.

Амортизационные отчисления на планируемый период рассчитывается по каждому типу планеров и авиационных двигателей, путем умножения среднегодовой стоимости объектов основных средств одного типа на норму амортизационных отчислений.

Формула для расчета амортизационных отчислений:

$$C_{AO} = \frac{k_{от} \cdot C_{сам}}{НЧ} = \frac{0,08 \cdot 272656000}{4000} = 5453,2\$/ч$$

где:

$C_{AO}$  - амортизационные отчисления по планеру и двигателям, доллары США;

$k_{от} = 0,08$  - норма амортизационных отчислений по планеру и двигателям;

$C_{сам} = m_{пуст} \cdot C_{г} = 170410 \cdot 1600 = 272656000$  \$ - стоимость самолета

$m_{пуст} = m_{с} - (m_{кн} + m_{тн} + m_{сткн}) = 170,41$  т - пустая масса самолета

$C_{г} = 1600$  \$ - 1 кг самолет

НЧ = 4000 ч - годовой налет часов

Расходы по заработной плате летного состава и обслуживающего персонала можно представить в виде следующей формулы:

$$C_{ЭП} = \frac{12 \cdot (C_{ЭП \text{ летный состав}} + C_{ЭП \text{ ИТС}})}{НЧ} = \frac{(3000 + 4000)}{4000/12} = 21\$/ч$$

где:

$C_{ЭП \text{ летный состав}} = 3000$  \$ - заработная плата летного состава, доллары США;

$C_{ЭЛ ИТС} = 4000 \$$  – заработная плата инженерно-технического состава, доллары США.

НЧ = 4000 ч – годовой налет часов

Распределение заработной платы ИТС по типам ВС осуществляется в Летном комплексе пропорционально сумме заработной платы (летный состав + бортпроводники).

Условиями эксплуатации новых самолетов западного производства являются:

плата по договору за техническое обслуживание (выполнение регламентов);

содержание специалистов, представителей самолетостроительной и двигателестроительных фирм, а также иностранных специалистов, выполняющих техническое сопровождение ВС;

плата по договору, по согласованию с владельцем самолета, поставщику запасных частей, (возможным вариантом обеспечения запасными частями является лизинг склада запчастей).

A – Check – периодическая проверка (от A1 до A6);

C – Check – ТО с элементами ремонта (C1, C2, C3, C4);

IL – Check = C4 – ТО с элементами капитального ремонта;

C1 – Check проводится после 6000 часов налета;

C2 – Check проводится после 12000 часов налета;

C3 – Check проводится после 18000 часов налета;

IL – Check (C4) – проводится после 24000 часов налета;

Техническое обслуживание ВС определяется по следующей формуле:

$$C_{ТО} = k_{ТО} \cdot m_{пуст} = 1,218 \cdot 170,41 = 207,5 \$/\text{ч}$$

где:

$C_{ТО}$  – стоимость технического обслуживания ВС;

$k_{ТО} = 1,218 \$/т \cdot \text{ч}$  – коэффициент технического обслуживания;

$m_{пуст} = 170,41 т$  – пустая масса самолёта

Страховая сумма для летного состава устанавливается в размере 80 минимальных заработных плат в РУ, для технического состава – 40 минимальных заработных плат. К летному составу относятся летчики, штурманы, радисты, бортинженеры, проводники, техники. К техническому составу – техники, допущенные к обслуживанию ВС. Периодичность платежей определяется в договоре со страховой компанией.

Для расчетов себестоимости используются сведения о страховых премиях из заключенных договоров (полюсов) по страхованию ВС и экипажа.

Расходы на страхования воздушных судов и профессиональной ответственности членов экипажей определяются по типам ВС.

$$C_{СТРАХ} = C_{СТРАХ,ВС} + C_{СТРАХ,ЭК} = 113,45 + 1,71 = 115,16 \$/\text{ч}$$

где:

$C_{СТРАХ,ВС}$  – расходы по страхованию ВС, доллары США;

$C_{СТРАХ,ЭК}$  - расходы по страхованию экипажей, доллары США/час.  
 Страхование ВС

$$C_{СТРАХ,ВС} = \frac{\sum C_{СТРАХ,ВС^{ГОД}}}{\sum H_{ЧАС\ ГОД}^{ВС}} ; \text{доллары США/час}$$

где:

$\sum C_{СТРАХ,ВС^{ГОД}}$  - расходы по страхованию ВС за год, доллары США;  
 $\sum H_{ЧАС\ ГОД}^{ВС}$  - планируемый на год производственный налёт часов,  
 час

Страхование экипажей

$$C_{СТРАХ,ЭК} = \frac{MPTO * 80 * KЛС + MPTO * 40 * KТС + КД}{HЧ}$$

где:

$MPTO * 80$  - страховая сумма на 1 члена летного состава, Сум;  
 $KЛС$  - численность застрахованных членов летного состава, чел;  
 $MPTO * 40$  - страховая сумма на 1 члена технического состава,  
 Сум;  
 $KТС$  - численность застрахованных членов технического состава,  
 чел;  
 $КД$  - курс доллара внебиржевого валютного рынка РУ.

$$C_{СТРАХ,ЭК} = \frac{(37680 \text{ сум} * 80 * 3 + 37680 \text{ сум} * 40 * 1) / 1540 \text{ сум}}{HЧ} = 1,71$$

Прочие расходы производственного назначения в расчете на летный час определяются по формуле:

$k_{ар}$  - коэффициент аэропортовых расходов  $k_{ар} \approx 0,135 \text{ \$/ч. т.}$

$m_{пуст}$  - пустая масса самолёта (тонна)

$$C_{ар} = k_{ар} * m_{пуст} = 0,135 * 170,41 = 23,1 \text{ \$/ч}$$

#### ПРИМЕР РАСЧЕТА СЕБЕСТОИМОСТИ ЛЕТНОГО ЧАСА ПРЕДЛАГОЕМОГО ВС

Таблица 6.

	Проект
Расходы на авиаГСМ	8268,6 \$/ч
Амортизационные отчисления	5453,2 \$/ч
Заработная плата летного и инженерно-технического состава	21 \$/ч
Техническое обслуживание ВС	207,5 \$/ч
Расходы по страхованию ВС и экипажей	115,16 \$/ч
Аэропортовых расходов	23,1 \$/ч
Итого	14088,5\$/ч

# *ВЫВОД*

### *Вывод*

*В данном выпускном проекте был представлен проект магистрального грузового самолета. Этот летательный аппарат принадлежит к новому поколению самолетов, предназначенных для замены устаревших турбовинтовых самолетов этого типа.*

*Рассчитана на прочность конструкция фюзеляжа самолета.*

*В разделе «Безопасность жизнедеятельности» освещены нормы, обеспечивающие нормальный безопасный процесс и даны рекомендации для приведения в соответствии с нормами условиями труда в конструкторском бюро.*

*Исходя из проведенных выше изысканий можно сделать вывод о своевременности проектирования самолета данного класса. При разработке данного проекта были учтены современные тенденции развития авиации. Самолет имеет большую весовую отдачу  $\bar{m}_{кн}=0,37$  чем основной прототип.*

*Высокое аэродинамическое качество ( $K_{max}=23.80$ ) в сочетании с низким расходом топлива двигателями, хорошей весовой отдачей планера и оборудования, а также оптимальными значениями летных и взлетно-посадочных характеристик делают самолет экономичным в эксплуатации.*

*В целом можно сделать вывод об удачном проекте самолета, его геометрии, конструкции, обоснованности требований, предъявляемых к нему.*

*Список использованной литературы и источников информации.*

1. *Статья И.А. Каримова «Мировой финансово-экономический кризис, пути и меры по его преодолению в условиях Узбекистана». Газета «Народное слово». Март 2009г.*
2. *«Проектирование самолетов». Егер С.М., Мишин В.Ф. и др. М.: «Машиностроение», 1983 г.*
3. *«Конструкция самолетов». Житомирский Г.И. М.: Машиностроение, 1991 г.*
4. *«Аэродинамика». Мхитарян А.М. М.: Машиностроение, 1976 г.*
5. *«Сборник задач по конструкции и прочности самолетов и вертолетов». Миртов К.Д. М.: «Транспорт», 1985г.*
6. *“Сопротивление материалов”. Дарков А.В., Шпиро Г.С. М.: «Высшая школа», 1969 г.*
7. *«Охрана труда в Гражданской Авиации». Буриченко Л.А. М.: «Транспорт» 1985г.*
8. *«Охрана труда в машиностроении». Козьяков А.Ф., Морозова Л.Л., Ленинград, «Машиностроение» ,1987г.*
9. *«Экономика авиационной промышленности». Саркисян С.А., Старик Д.Э., М.: «Высшая школа» ,1985г*