

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

**Ташкентский Государственный Технический  
Университет**

**Авиационный факультет**

**Кафедра: "Авиастроение"**

**"Утверждаю"**

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

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

**Руководитель:** Рахимкариев Кахрамон Абдувахобович

**Выпускник:** Каримов Одилжон Рахимжонович

**Рецензент:**

Ташкент 2012 год.



# ОГЛАВЛЕНИЕ

1. Введение.....  
.....
  2. Выбор схемы, расчет взлетной массы и геометрических параметров самолета.....  
.....
  3. Расчет ..... центровки  
самолета.....
  4. Аэродинамический  
расчет.....
  5. Расчет ..... фюзеляжа ..... на  
прочность.....
  6. Обоснование выбора материалов и технология изготовления  
деталей.....  
.....
  7. Безопасность ..... жизнедеятельности  
.....
  8. Организационно–экономическая ..... часть  
.....
  9. Выводы.....  
.....
  10. Список использованной литературы и источников информации .....
- Спецификация ..... к ..... сборочному  
чертежу.....



# ***1. ВВЕДЕНИЕ***

## ВВЕДЕНИЕ

*К настоящему времени, в различных странах мира спроектировано, построено и летает огромное количество самолетов. Однако, задачи стоящие перед авиацией, непрерывно изменяются и самолеты, находящиеся в эксплуатации, оказываются неспособными решать эти задачи или решают их неэффективно, с большими экономическими затратами.*

*Новые решения неизвестные ранее проектировщикам и ставшие их достоянием в результате развития методологии проектирования, прогресса в технологии, материаловедении и других прикладных инженерных науках, позволяют решать эти задачи наиболее эффективным способом, за счет создания самолета, вобравшего в себя передовые достижения авиационной науки и техники.*

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

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

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

*Существуют следующие пути эффективности самолета:*

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

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

*Масса самолета может быть снижена за счет:*

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

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

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

*Проектно-конструкторский аспект повышения аэродинамического качества подразумевает следующие пути:*

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

*Производственно-технологический аспект связан с качеством поверхности частей самолета:*

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

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

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

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

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

*В данной работе при разработке проекта среднего магистрального пассажирского самолета с расчетной дальностью полета  $L_p=4100$  км и числом пассажиров  $N_{пас.}=200$  человек, были учтены все вышеуказанные требования к проектируемым самолётам.*

*На начальном этапе работы были собраны статистические данные самолетов прототипов Airbus A321, Airbus A320-200, McDonnell Douglas MD-83. После анализа летно-технических характеристик и геометрических параметров этих самолетов, были выбраны схемы и расположение основных агрегатов проектируемого самолета.*

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

***Третье** – масштабы, глубина и последствия финансово-экономического кризиса в каждом отдельном государстве будут во многом зависеть, прежде всего, от прочности финансово-валютной системы, капитализации и ликвидности национальных кредитных*

институтов, их зависимости от иностранных и корпоративных банковских структур, а также размеров золотовалютных резервов и способности оплачивать зарубежные кредиты, в конечном итоге – от уровня устойчивости, диверсификации и конкурентоспособности экономики страны.

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

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

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

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

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

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

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

И.А.Каримов

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

## 2.1. Анализ статистики, выбор схемы самолета и типа силовой установки.

*Исходные данные: Проект среднего магистрального пассажирского самолёта (БМПС).*

*Пассажировместимость  $N_p = 200$  чел.*

*Расчетная дальность полета  $L_p = 4100$  км.*

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

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

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

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

*Также принята схема низкорасположенного крыла относительно фюзеляжа. Это крыло дает заметное приращение подъемной силы вследствие близости земли. Низкорасположенное крыло и двигатели*

могут выполнять роль энергоемкой массы при вынужденной посадке самолета. Еще одним из достоинств низкорасположенного крыла является возможность размещения на нем шасси и обеспечение большей безопасности самолета при аварийной посадке.

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

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

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

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

- *обеспечивается удобство установки на двигатели приспособлений для реверса тяги и шумоглушения.*

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

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

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

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

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

Таблица 1. Статистические данные самолетов прототипов.

№	Основные данные	Обозначение	Единицы измерения	A321	A320-200	MD-83	Проектируемый самолёт
1.	Взлётная масса	$m_0$	тонн	82,2	73,5	72,58	70,66
2.	Экипаж	$N_{ЭКИП.}$	человек	8	8	8	8
3.	Количество пассажиров	$N_{ПАСС.}$	человек	220	179	172	200
4.	Расчётная дальность	$L_P$	км	3830	4480	5820	4100
5.	Крейсерская скорость	$V_{КР.}$	км/ч	900	900	925	893
6.	Пустая масса самолёта	$m_{ПУСТ.}$	тонн	43	41,64	33,07	32,748
7.	Масса топлива	$m_T$	тонн	17,2	13,01	21,07	13,2
8.	Количество двигателей	$n_{ДВ.}$	штук	2	2	2	2
9.	Стартовая тяга	$P_0$	тонн	13,75	11,33	11,35	11,38
10.	Тяговооруженность	$\bar{P}_0$	-	0,167	0,308	0,308	0,322
11.	Удельный расход топлива	$C_e$	г/т·км	176	135	138	116,33
12.	Размах крыла	$L_{КР.}$	м	34,1	33,91	32,9	31,71
13.	Скорость захода на посадку	$V_{ЗП.}$	км/ч	259	247,9	258	260
14.	Длина разбега	$L_{РАЗБ.}$	м	2160	2190	2550	1876
15.	Площадь крыла	$S_{КР.}$	м <sup>2</sup>	122	122,4	112,3	123,7
16.	Удельная нагрузка на крыло	$P_0$	кг/м <sup>2</sup>	674	600	646	571
17.	Удлинение крыла	$\lambda_{КР.}$	-	9,5	9,4	9,6	8,5
18.	Стреловидность крыла	$\chi_{КР.}$	град.	25	25	25	30
19.	Диаметр фюзеляжа	$d_\phi$	м	3,96	3,95	3,8	4
20.	Длина фюзеляжа	$L_\phi$	м	44,5	37,57	45	43,1
21.	Площадь ГО	$S_{ГО.}$	м <sup>2</sup>	25,8	28,4	23,6	30,83

22	Площадь ВО	$S_{ВО}$	$M^2$	20,3	20,5	16,5	19,73
----	------------	----------	-------	------	------	------	-------

## 2.2. Определение взлетного веса самолета в первом приближении.

Взлётной массы проектируемого самолёта в первом приближении равна:

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

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

Можно принять следующие относительные массы по статистике:

$$(\bar{m}_{кон} = 0,27; \bar{m}_{cy} = 0,1; \bar{m}_{од.упр.} = 0,1) = const$$

Масса служебной нагрузки равна:

$$m_{сл.н} = 80 \cdot N_{эк} + 1,6 \cdot N_n = 80 \cdot 8 + 1,6 \cdot 200 = 960 \text{ кг}$$

$N_{эк}$  - количество членов экипажа;

$N_n$  - число пассажиров;

$$N_{эк} = N_{лпс} + N_{дп} + 1 = 2 + 5 + 1 = 8 \text{ чел.}$$

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

$N_{дп}$  - количество бортпроводниц,

$$N_{дп} = N_n / 40 = 200 / 40 = 5 \text{ чел.}$$

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

$$m_{KH} = 1,25 \cdot (75 + 20) \cdot N_n = 1,25 \cdot (75 + 20) \cdot 200 = 23750 \text{ кг}$$

Относительная масса топлива равна:

$$\bar{m}_m = 1 - 0,96 \cdot e^{-\frac{C_e \cdot L_p}{V_p \cdot k_{кр}}} = 1 - 0,96 \cdot 2,72^{\frac{0,56 \cdot 4100}{868,6 \cdot 17,86}} = 0,172;$$

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

$k_{кр}$  - аэродинамическое качество в крейсерском режиме полёта,

$$k_{кр} \approx 0,94 \cdot k_{max} = 0,94 \cdot 19 = 17,86$$

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

$L_p = 4100 \text{ км}$  - расчётная дальность полёта;

$V_p = 868,6 \text{ км/ч}$  - среднерейсовая скорость,

$$V_p = \frac{L_p \cdot V_{кр}}{L_p + \Delta t \cdot V_{кр}} = \frac{4100 \cdot 950}{4100 + 0,40457 \cdot 950} = 868,6 \text{ км/ч}$$

$$\Delta t = 7,7 \cdot 10^{-6} \cdot L_p + 0,373 = 7,7 \cdot 10^{-6} \cdot 4100 + 0,373 = 0,4046 \text{ при } L_p > 3500 \text{ км}$$

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

Тогда, взлётной массы проектируемого самолёта в первом приближении равна:

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

$$= \frac{23750 + 960}{1 - (0,27 + 0,10 + 0,10 + 0,172)} = 69022 \text{ кг}$$

### 2.3. Определение геометрических размеров основных сборочных единиц.

#### **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:

$$S_{\text{кр}} = \frac{m_0}{\rho_0} = \frac{69022}{560} = 123,3 \text{ м}^2;$$

где:  $m_0$  - взлётная масса самолёта,  $m_0 = 69022 \text{ кг}$ ;

$\rho_0 = 560 \text{ кг / м}^2$  - удельная нагрузка на  $1 \text{ м}^2$  крыла.

На основании анализа статистических данных самолётов прототипов выбираем:

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

Тогда для крыла проектируемого самолёта можно определить; размах крыла:

$$L_{\text{кр}} = \sqrt{\lambda_{\text{кр}} \cdot S_{\text{кр}}} = \sqrt{8,5 \cdot 123,3} = 32,37 \text{ м};$$

концевую хорду:

$$b_{\text{кц}} = \frac{2 \cdot S_{\text{кр}}}{L_{\text{кр}} \cdot (1 + \eta_{\text{кр}})} = \frac{2 \cdot 123,3}{32,37 \cdot (1 + 3,5)} = 1,69 \text{ м};$$

корневую хорду:

$$b_0 = \eta_{\text{кр}} \cdot b_{\text{кц}} = 3,5 \cdot 1,69 = 5,92 \text{ м}.$$

#### **Выбор параметров фюзеляжа.**

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

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

$B_{\phi}$  - ширина кресла,  $B_{\phi}=450$  мм;

$n_1$  - количество кресел в ряду,  $n_1=6$ ;

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

$n_2$  - количество подлокотников в ряду,  $n_2=8$ ;

$h$  - ширина прохода,  $h=550$  мм;

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

$a$  - толщина стенок,  $a=125$  мм;

$c$  - зазор до стенки,  $c=30$  мм.

$$B_{\phi} = 450 \cdot 6 + 55 \cdot 8 + 550 \cdot 1 + 2 \cdot (125 + 30) = 4000 \text{ мм}$$

$$B_{\phi}=d_{\phi}=4,0 \text{ м}$$

Потребная длина пассажирской кабины определяется по формуле:

$$l_{\text{пас.каб}} = l_1 + (j_{\text{ряд}} - 1) \cdot t + l_2 = 1020 + (33 - 1) \cdot 810 + 560 = 27500 \text{ мм}$$

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

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

$j_{\text{ряд}} = 33$  - число рядов кресел;

$t = 810$  мм - шаг кресел.

Удлинения носовой и хвостовой частей фюзеляжа:

$$\lambda_{\text{н.ч.}} = 1,5 \quad \lambda_{\text{хв.ч.}} = 2,4.$$

Длина носовой и хвостовой частей фюзеляжа:

$$l_{\text{н.ч.}} = 4000 \cdot 1,5 = 6000 \text{ мм}; \quad l_{\text{хв.ч.}} = 4000 \cdot 2,4 = 9600 \text{ мм}.$$

Длина фюзеляжа:

$$L_{\phi} = l_{\text{пас.каб}} + l_{\text{н.ч.}} + l_{\text{хв.ч.}} + l_{\text{дуф.}} = 27500 + 6000 + 9600 + 0 = 43100 \text{ мм} = 43,1 \text{ м}$$

Удлинения фюзеляжа:

$$\lambda_{\phi} = 43,1 / 4,0 = 10,775 \approx 10,8$$

### Выбор параметров оперения.

Площади горизонтального и вертикального оперений можно определить из следующих выражений:

$$S_{z0} = 0,25 \cdot S_{кр} = 0,25 \cdot 123,3 = 30,83 \text{ м}^2 ;$$

$$S_{\text{во}} = 0,16 \cdot S_{\text{кр}} = 0,16 \cdot 123,3 = 19,73 \text{ м}^2.$$

Удлинения горизонтального и вертикального оперений равны:

$$\lambda_{z0} = 4,1; \quad \lambda_{\text{во}} = 1,6.$$

Размах горизонтального оперения:

$$L_{z0} = \sqrt{\lambda_{z0} \cdot S_{z0}} = \sqrt{4,1 \cdot 30,83} = 11,24 \text{ м}.$$

Высота вертикального оперения:

$$h_{\text{во}} = \sqrt{\lambda_{\text{во}} \cdot S_{\text{во}}} = \sqrt{1,6 \cdot 19,73} = 5,62 \text{ м}.$$

Сужение горизонтального и вертикального оперений:

$$\eta_{z0} = 2,5; \quad \eta_{\text{во}} = 3,0.$$

Концевая хорда горизонтального и вертикального оперений:

$$b_{\text{кц}}^{z0} = \frac{2 \cdot S_{z0}}{L_{z0} \cdot (1 + \eta_{z0})} = \frac{2 \cdot 30,83}{11,24 \cdot (1 + 2,5)} = 1,57 \text{ м};$$

$$b_{\text{кц}}^{\text{во}} = \frac{2 \cdot S_{\text{во}}}{h_{\text{во}} \cdot (1 + \eta_{\text{во}})} = \frac{2 \cdot 19,73}{5,62 \cdot (1 + 3,0)} = 1,76 \text{ м};$$

Корневая хорда горизонтального и вертикального оперений:

$$b_o^{z0} = \eta_{z0} \cdot b_{\text{кц}}^{z0} = 2,5 \cdot 1,57 = 3,93 \text{ м};$$

$$b_o^{\text{во}} = \eta_{\text{во}} \cdot b_{\text{кц}}^{\text{во}} = 3,0 \cdot 1,76 = 5,28 \text{ м}.$$

Площади рулевых поверхностей:

$$S_{\text{рв}} = 0,3 \cdot S_{z0} = 0,3 \cdot 30,83 = 9,249 \text{ м}^2;$$

$$S_{\text{рн}} = 0,3 \cdot S_{\text{во}} = 0,3 \cdot 19,73 = 5,919 \text{ м}^2;$$

Стреловидность горизонтального и вертикального оперений:

$$\chi_{\frac{1}{4}}^{z0} = 33^0; \quad \chi_{\frac{1}{4}}^{\text{во}} = 38^0.$$

Площади триммеров с сервоулями:

$$S_{\text{тр}} = 0,08 \cdot S_{\text{рв}} = 0,08 \cdot 9,249 = 0,7399 \text{ м}^2;$$

$$S_{\text{тр}} = 0,08 \cdot S_{\text{рн}} = 0,08 \cdot 5,919 = 0,4735 \text{ м}^2.$$

## **2.4. Определение удельной нагрузки на крыло и стартовой тяговооруженности самолета.**

### **2.4.1. Определение удельной нагрузки на крыло.**

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

$$P_0^1 = \frac{c_{y, \max, \text{пос}} \cdot V_{\text{зп}}^2}{30,2 \cdot (1 - \bar{m}_{\text{пр}})} = \frac{2,77 \cdot 72,22^2}{30,2 \cdot (1 - 0,1603)} = 571 \text{ кг/м}^2,$$

где:  $c_{y, \max, \text{пос}} = 3,2 \cdot \cos \chi = 3,2 \cdot \cos 30^\circ = 2,77$  - для крыльев имеющих предкрылок и 3<sup>х</sup> щелевой закрылок;

$\bar{m}_{\text{пр}} = 0,1603$  - относительная масса расходуемого в полёте топлива,

$V_{\text{зп}}$  - скорость захода на посадку, в м/с,

$V_{\text{зп}} = 260 \text{ км/ч} = 72,22 \text{ м/с}$ .

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

$$P = c_y \cdot q$$

$$P_0^{\text{II}} = \frac{1}{(1 - 0,6 \cdot \bar{m}_m)} \cdot c_{y, \text{кр}} \cdot \frac{\rho_H \cdot v_{\text{кр}}^2}{2} = \frac{1}{(1 - 0,6 \cdot 0,172)} \cdot 0,46 \cdot \frac{0,0371 \cdot 248,06^2}{2} = 584,358 \text{ кг/м}^2.$$

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

$c_{y, \text{кр}, \max} = 0,45 \dots 0,65$  - коэффициент подъемной силы соответствующие максимальному аэродинамическому качеству,

Если принять  $c_{y, \text{кр}, \max} = 0,64$ , тогда  $c_{y, \text{кр}} = 0,71 \cdot 0,64 = 0,4544$ ;

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

плотность воздуха на расчетной высоте -  $H_p = 11 \text{ км}$ ;

$V_{\text{кр}} = 0,94 \cdot V_{\text{кр}, \max} = 0,94 \cdot 950 = 893,0 \text{ км/ч} = 248,06 \text{ м/с}$  - крейсерская скорость на расчётной высоте.

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

$$P_0 = \min \left\{ \begin{matrix} P_0^I \\ P_0^{\text{II}} \end{matrix} \right\} = \min \left\{ \begin{matrix} 571 \\ 584,358 \end{matrix} \right\} = 571 \text{ [кг/м}^2\text{]}.$$

#### 2.4.2. Определение тяговооруженности самолёта.

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

$$\bar{P}_0^I = 1,5 \cdot \left( \frac{n_{\text{дв}}}{n_{\text{дв}} - 1} \right) \cdot \left( \frac{1}{k_{\text{над}}} + \text{tg} Q_H \right) = 1,5 \cdot \left( \frac{2}{2 - 1} \right) \cdot \left( \frac{1}{12} + 0,024 \right) = 0,322$$

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

Стартовая тяговооружённость, при известном значении  $\rho_0$  определяется из условия обеспечения заданной длины разбега, т.е. класса аэродрома базирования:

$$\begin{aligned} \bar{P}_0'' &= 1,05 \cdot \left[ \frac{1,2 \cdot \rho_0}{c_{y, \max, \text{взл.}} \cdot L_{\text{разб.}}} + \frac{1}{2} \left( 3 \cdot f_{\text{разб.}} + \frac{1}{k_{\text{разб.}}} \right) \right] = \\ &= 1,05 \cdot \left[ \frac{1,2 \cdot 571}{2,6 \cdot \cos 30^\circ \cdot 1876} + \frac{1}{2} \cdot \left( 3 \cdot 0,03 + \frac{1}{9} \right) \right] = 0,2759 \end{aligned}$$

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

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

$L_{\text{разб.}} = 0,67 \cdot L_{\text{ВПП}} = 0,67 \cdot 2800 = 1876$  м - длина разбега;

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

В качестве расчётного выбирается большее из двух рассчитанных тяговооружённостей:

$$\bar{P}_0 = \max \left\{ \begin{array}{l} \bar{P}_0' \\ \bar{P}_0'' \end{array} \right\} = \max \left\{ \begin{array}{l} 0,322 \\ 0,2759 \end{array} \right\} = 0,322$$

Стартовую тягу одного двигателя можно определить по формуле:

$$P_{0i} = \frac{\bar{P}_0 \cdot m_0}{n_{\text{дв}}} = \frac{0,322 \cdot 69022}{2} = 11112,5 \text{ кг} = 11,11 \text{ [т.с.]};$$

где:  $n_{\text{дв}}$  - количество двигателей, выбранное для проектируемого самолета,  $n_{\text{дв}}=2$ .

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

$$d_{\text{дв}} \approx 0,536 \cdot \sqrt{P_{0i}} = 0,536 \cdot \sqrt{11,11} = 1,79 \text{ м} ; \quad l_{\text{дв}} \approx 2,6 \cdot d_{\text{дв}} = 2,6 \cdot 1,79 = 4,65 \text{ м}$$

## 2.5. Расчет массы самолета во втором приближении.

### 2.5.1. Относительная масса крыла:

$$m_{\text{к.р}} = \frac{7 \cdot k_1 \cdot n^p \cdot m_0^{0.5} \cdot \varphi \cdot \lambda}{10^4 \cdot \rho_0 \cdot (c_o)^{0.75} \cdot \cos^{1.5} \chi} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} \cdot \left( 1 - \frac{\mu - 1}{\eta + 3} \right) + \frac{4,5 \cdot k_2 \cdot k_3}{\rho_0} + 0,015$$

где:  $m_0$  - взлётная масса в кг,  $m_0 = 69022$  кг;

$k_2=1,6$  - крыло имеет предкрылки, интерцепторы и 2-х щелевые закрылки;

$k_3=1,05$  - при внутришёрвной герметизации;

$$n^p = 1,5 + \frac{1685}{\rho_0 \cdot \left( \frac{1}{\cos \chi} + \frac{2}{\lambda} \right)} = 1,5 + \frac{1685}{454,2 \cdot \left( \frac{1}{\cos 30^\circ} + \frac{2}{8,5} \right)} = 3,621$$

- коэффициент расчетной перегрузки;

$\bar{c}_0 = 0,136$  - корневая относительная толщина профиля крыла;

$\rho_0 = 571 \text{ кг/м}^2$  - удельная нагрузка на  $1 \text{ м}^2$  крыла;

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

$\varphi = 0,92 - 0,5 \cdot \bar{m}_T - 0,1k = 0,92 - 0,5 \cdot 0,172 - 0,1 = 0,734$  - коэффициент

разгрузки, учитывающий наличие топлива и двигателей на крыле;

$\lambda = 8,5$  - удлинение крыла;

$\eta = 3,5$  - сужение крыла;

$\mu$  - сужение крыла при виде спереди  $\mu = \frac{\bar{c}_0}{\bar{c}_{ку}} = \frac{0,136}{0,09} = 1,511$ ,

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

Тогда

$$\begin{aligned} m_{kr} = & \frac{7 \cdot 3,621 \cdot \sqrt{69022} \cdot 0,734 \cdot 8,5}{10^4 \cdot 571 \cdot 0,136^{0,75} \cdot \cos^{1,5} 30^\circ} \cdot \frac{3,5 + 4}{3,5 + 1} \cdot \left( 1 - \frac{1,511 - 1}{3,5 + 3} \right) + \\ & + \frac{4,5 \cdot 1,6 \cdot 1,05}{571} + 0,015 = 0,09103 \end{aligned}$$

### 2.5.2. Относительная масса фюзеляжа:

$$\bar{m}_\phi = k_1 \cdot \lambda_\phi \cdot d_\phi^2 \cdot m_0^{-i} + k_2 + k_3 + k_4$$

где:  $m_0$  - взлётная масса в кг,  $m_0 = 69022 \text{ кг}$ ;

$k_1 = 3,63 - 0,333 \cdot d_\phi = 3,63 - 0,333 \cdot 4,0 = 2,298$  - коэффициент

учитывает положение двигателей, если двигатели соединены с крылом, а  $d_\phi < 5 \text{ м}$ ;

$k_2 = 0$  - коэффициент учитывает положение стоек главного шасси, если стойки главного шасси крепятся к крылу;

$k_3 = 0$  - коэффициент учитывает место уборки колес главного шасси, если стойки главного шасси убираются в крыло;

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

$i = 0,743$  - показатель степени  $[i]$  учитывает размеры фюзеляжа, когда  $d_\phi \leq 4 \text{ м}$ ;

$\lambda_\phi = 10,775$  - удлинение фюзеляжа;

$d_\phi = 4,0$  м - диаметр миделевого сечения фюзеляжа.

Тогда

$$\bar{m}_\phi = k_1 \cdot \lambda_\phi \cdot d_\phi^2 \cdot m_0^{-i} + k_2 + k_3 + k_4 = 2,298 \cdot 10,775 \cdot 4,0 \cdot 69022^{-0,743} + 0,003 = 0,10358$$

### 2.5.3. Относительная масса оперения:

Относительную массу оперения можно определить по следующей статистической формуле:

$$\bar{m}_{оп} = 0,0306 \cdot m_0^{-0,086} = 0,0306 \cdot 69,022^{-0,086} = 0,02126$$

где,  $m_0$  - взлётная масса самолёта в тоннах,  $m_0 = 69,022$  т;

Относительная масса горизонтального оперения может быть определена по формуле:

$$\bar{m}_{z0} = \bar{m}_{оп} \cdot \frac{S_{z0}}{(S_{z0} + S_{\theta0})}; \quad \bar{m}_{z0} = 0,02126 \cdot \frac{30,83}{50,56} = 0,012964$$

Соответственно:

$$\bar{m}_{\theta0} = \bar{m}_{оп} \cdot \frac{S_{\theta0}}{(S_{z0} + S_{\theta0})}; \quad \bar{m}_{\theta0} = 0,02126 \cdot \frac{19,73}{50,56} = 0,008296$$

где, общая площадь оперения  $S_{z0} + S_{\theta0} = 30,83 + 19,73 = 50,56 \text{ м}^2$ .

### 2.5.4. Относительная масса шасси:

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

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

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

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

$m_k$  - масса колеса (выбирается по каталогу);

$n_\Sigma$  - суммарное количество колес на опорах шасси.

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

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

$$m_{расч.пос} = (m_0 - m_{м.р.}); \quad m_{расч.пос} = (69022 - 11065) = 57957 \text{ кг},$$

$$m_{м.р.} = \bar{m}_{м.р.} \cdot m_0 = 0,1603 \cdot 69022 = 11065 \text{ кг}$$

$n_{см.эл}$  - количество основных (главных) опор,  $n_{см.эл} = 2$ ;

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

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

$$m_{с.эл} = 2,2 \cdot (4,14 \cdot 10^{-3} \cdot 57957 + 52,5) = 643,4 \text{ кг}$$

$H_{см}$  - высота стойки (м) главной опоры шасси,  $H_{см} = 2,2$  м,

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

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

$$m_{к.эл} = 1 \cdot (5,87 \cdot 10^{-3} \cdot 57957 + 28) = 368,2 \text{ кг}$$

где:  $k_n$  - коэффициент учитывающий число главных стоек ( $n_{ст.гл}$ )

шасси, при  $n_{см.эл} = 2$   $k_n = 1$

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

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

$$m_m = 4 \cdot 0,28 \cdot 10^{-3} \cdot (1,296 \cdot 10^{-3} \cdot 57957 + 5) = 89,73 \text{ кг}$$

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

$i_k = 4$ ,  $b_k$  - ширина колеса (шины) (в метрах),  $b_k = 0,28$  м.

Тогда, относительная масса главных опор шасси равна

$$\bar{m}_{эл.ш} = \frac{2}{69022} \cdot (0,93 - 0,64 \cdot 10^{-6} \cdot 57957) \cdot (643,4 + 368,2 + 89,73) = 0,0285$$

Относительная масса носовой опоры шасси:

$$\bar{m}_{н.ш} = \frac{\xi}{m_0} (m_{с.эл}^{нш} + m_{к.эл}^{нш});$$

где:  $\xi$  - коэффициент учитывающий число главных стоек шасси,

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

$$\xi = 0,594 + 0,31 \cdot 10^{-5} \cdot 57957 = 0,774$$

Масса силовых элементов

$$m_{с.эл}^{нш} = (1,62 \cdot P_{нш}^3 + 20) \cdot h_{см}; \quad m_{с.эл}^{нш} = (1,62 \cdot 12,17 + 20) \cdot 1,8 = 71,5 \text{ кг}$$

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

$$P_{нш}^3 \approx 0,21 \cdot 10^{-3} \cdot m_{расч.нос}; \quad P_{нш}^3 \approx 0,21 \cdot 10^{-3} \cdot 57957 = 12,17 \text{ т}$$

$h_{см}$  - высота носовой стойки шасси в местах (от оси колеса),  $h_{см} = 1,8$  м.

Масса конструктивных элементов (в килограммах)

$$m_{к.эл}^{нш} = (4,1 \cdot P_{нш}^3 + 54); \quad m_{к.эл}^{нш} = (4,1 \cdot 12,17 + 54) = 103,9 \text{ кг}$$

Тогда, относительная масса носовой опоры шасси равна

$$\bar{m}_{н.ш} = \frac{0,774}{69022} \cdot (71,5 + 103,9) = 0,002$$

Относительная масса колес:

$$\frac{n_{\Sigma} \cdot m_{к}}{m_0} = \frac{i_{к} \cdot m_{гл.к.} + i_{к.н.ш} \cdot m_{н.ш.к.}}{m_0} = \frac{4 \cdot 112 + 2 \cdot 51}{69022} = 0,008,$$

где:  $i_{к}$  - число всех колес главной стойки,  $i_{к}=4$ ,  $i_{к.н.ш}$  - число колес носовой стойки,  $i_{к.н.ш}=2$ ,  $m_{гл.к.}=112$  кг - масса одного колеса главной стойки,  $m_{н.ш.к.}=51$  кг - масса одного колеса носовой стойки.

Тогда, относительная масса шасси равна

$$\bar{m}_{ш} = 0,0285 + 0,002 + 0,008 = 0,0385$$

**2.5.5. Относительная масса силовой установки:**

$$\bar{m}_{сy} = 0,2883 \cdot \bar{P}_0 + 0,0035 = 0,2883 \cdot 0,322 + 0,0035 = 0,0963$$

где:  $\bar{P}_0=0,322$ -стартовая тяговооружённость.

**2.5.6. Относительная масса оборудования и системы управления:**

$$\bar{m}_{об.упр} \approx \frac{1}{m_0} \cdot (250 + 20 \cdot N_{пас}) + 0,054 = \frac{1}{69022} \cdot (250 + 20 \cdot 200) + 0,054 = 0,11557$$

**2.5.7. Относительная масса топлива:**

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

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

Аэронавигационный запас топлива можно определить приближенной зависимостью:

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

где:  $c_e$  - удельный расход топлива ДТРД в крейсерском режиме полета,

$$c_e = 0,56;$$

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

В свою очередь, масса расходуемого топлива складывается из топлива, расходуемого на участке набора до расчетной высоты полета

( $\bar{m}_{м.н.}$ ), топлива расходуемого на крейсерском участке полета ( $\bar{m}_{м.кр.}$ ) и топлива, расходуемого на участке снижения и посадки ( $\bar{m}_{м.с.п.}$ ):

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

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

$$\bar{m}_{м.н.} = \frac{0,0035 \cdot H_p \cdot (1 - 0,03 \cdot n_{д.к})}{(1 - 0,004 \cdot H_p)} = \frac{0,0035 \cdot 11 \cdot (1 - 0,03 \cdot 6)}{(1 - 0,004 \cdot 11)} = 0,033;$$

где:  $H_p = 11$  км - расчетная высота крейсерского полета,

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

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

$$\bar{m}_{м.кр.} = (1 - \bar{m}_{м.н.}) \cdot \left[ 1 - e^{-\frac{(L_p - L_{н.с}) \cdot C_e}{V_{кр} \cdot K_{ср}}} \right] = (1 - \bar{m}_{м.н.}) \cdot \left[ 1 - e^{-\frac{(4100 - 440) \cdot 0,56}{893 \cdot 17,86}} \right] = 0,1166$$

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

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

$V_{кр}$  - крейсерская экономическая скорость полета

$$V_{кр} \approx 0,94 \cdot V_{кр.мах} = 0,94 \cdot 950 = 893 \text{ км/ч};$$

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

$$K_{ср} \approx 0,94 \cdot K_{мах} = 0,94 \cdot 19 = 17,86$$

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

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

Относительная масса расходуемого топлива для полета на заданную дальность

$$\bar{m}_{м.р.} = (\bar{m}_{м.н.} + \bar{m}_{м.кр.} + \bar{m}_{м.с.п.}) = (0,033 + 0,1166 + 0,0107) = 0,1603$$

Тогда, относительный запас топлива на самолете

$$\bar{m}_m = \bar{m}_{м.р.} + \bar{m}_{м.ан.з} = 0,1603 + 0,0265 = 0,1868$$

## 2.5.8. Относительная масса коммерческой нагрузки.

$$\bar{m}_{KH} = \frac{m_{KH}}{m_0} = \frac{23750}{69022} = 0,3441$$

**2.5.9. Относительная масса служебной нагрузки.**

$$\bar{m}_{сл.н} = \frac{m_{сл.н}}{m_0} = \frac{960}{69022} = 0,01391$$

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

Таблица 2. Сводка относительных масс агрегатов и грузов

$\bar{m}_{кр}$	$\bar{m}_{\phi}$	$\bar{m}_{оп}$	$\bar{m}_{ш}$	$\bar{m}_{су}$	$\bar{m}_{од.у}$	$\bar{m}_{кн}$	$\bar{m}_{сл.н}$	$\bar{m}_m$	$\sum \bar{m}_i$	$m_0$
0,09103	0,10358	0,02126	0,0385	0,0963	0,11557	0,3441	0,01391	0,1868	1,011048	69785
0,09138	0,10276	0,02124	0,0383	0,0963	0,1149	0,3403	0,01376	0,1868	1,005823	70191
0,09156	0,10233	0,02123	0,0382	0,0963	0,11455	0,3384	0,01368	0,1868	1,003086	70407
0,09166	0,10211	0,021224	0,0382	0,0963	0,11436	0,3373	0,01363	0,1868	1,00164	70522,97
0,09177	0,10185	0,021217	0,0381	0,0963	0,11415	0,3361	0,01359	0,1868	1	70660

Строим график для определения взлетной массы.

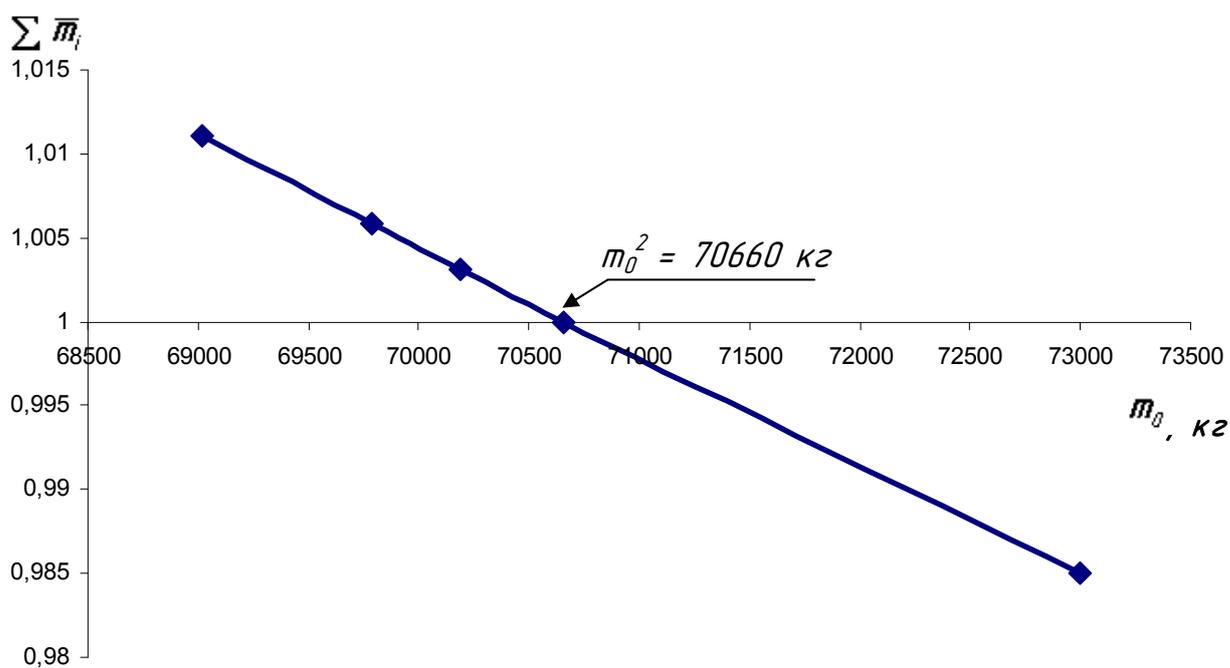


Рис.1 Определение  $m_0$  во втором приближении

Из графика находим взлетную массу самолета во 2-м приближении:  $m_0^2 = 70660$  кг.

## 2.6. Пересчёт геометрических параметров самолёта.

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

### 2.6.1. Определение геометрических параметров составного крыла, состоящего из двух трапеций.

1. Размах крыла по основной трапеции

$$l_{кр} = \sqrt{\lambda_{кр}^{o.m} \cdot S_{кр}^{o.m}} = \sqrt{7,47 \cdot 134,6} = 31,71 \text{ м}^2 ;$$

где  $S_{кр}^{o.m} = (1,08...1,2) \cdot S_{кр} = 1,088 \cdot 123,7 = 134,6 \text{ м}^2 ;$

$$S_{кр} = \frac{70660}{571} = 123,7 \text{ м}^2$$

2. Концевая хорда

$$b_{кц} = \frac{2 \cdot S_{кр}^{o.m}}{l_{кр} \cdot (1 + \eta_{кр}^{o.m})} = \frac{2 \cdot 134,6}{31,71 \cdot (1 + 4,1)} = 1,665 \text{ м} ;$$

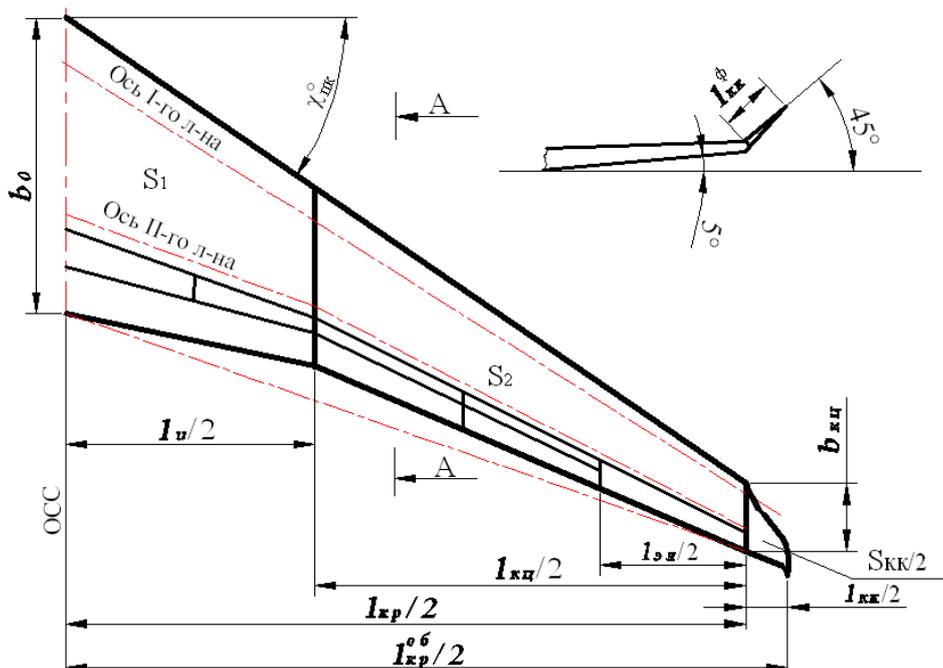


Рис. 2. Вид крыла в плане

3. Корневая хорда

$$b_0 = \eta \cdot b_{кц} = 4,1 \cdot 1,665 = 6,825 \text{ м}$$

4. Размах до излома

$$l_u = 0,319 \cdot l_{кр} = 0,319 \cdot 31,71 = 10,11 \text{ м}$$

5. Размах концевой части

$$l_{ку} = l_{кр} - l_u = 31,71 - 10,11 = 21,6 \text{ м}$$

6. Хорда излома

$$b_u = \frac{b_0}{\eta_1} = \frac{6,825}{1,52} = 4,49 \text{ м}$$

7. Площадь крыла до излома

$$S_1 = \frac{b_0 + b_u}{2} \cdot \frac{l_u}{2} = \frac{6,825 + 4,49}{2} \cdot \frac{10,11}{2} = 28,61 \text{ м}^2$$

8. Площадь концевой части

$$S_2 = \frac{b_u + b_{ку}}{2} \cdot \frac{l_{ку}}{2} = \frac{4,49 + 1,665}{2} \cdot \frac{21,59}{2} = 33,22 \text{ м}^2$$

9. Фактическая площадь крыла

$$S_{кр}^\phi = 2 \cdot (S_1 + S_2) = 2 \cdot (28,61 + 33,22) = 123,7 \text{ м}^2$$

то есть  $S_{кр}^\phi \approx S_{кр} = 123,7 \text{ м}^2$

10. Фактическое удлинение крыла

$$\lambda_{кр}^\phi = \frac{l_{кр}^2}{S_{кр}^\phi} = \frac{31,71^2}{123,7} = 8,127$$

11. Размах концевых крылошек

$$l_{кк} = 0,06 \cdot l_{кр} = 0,06 \cdot 31,71 = 1,902 \text{ м}$$

12. Фактический размах концевого крылошка

$$l_{кк}^\phi = \frac{l_{кк}}{2 \cdot \cos \psi} = \frac{1,902}{2 \cdot \cos 45^\circ} = 1,345 \text{ м}$$

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

13. Площадь концевых крылошек

$$S_{кк} \approx 2 \cdot \left( \frac{b_{ку}}{2} \cdot l_{кк}^\phi \right) = b_{ку} \cdot l_{кк}^\phi = 1,665 \cdot 1,345 = 2,239 \text{ м}^2$$

14. Общая площадь крыла

$$S_{кр}^\Sigma = S_{кр}^\phi + S_{кк} = 123,7 + 2,239 \approx 125,9 \text{ м}^2$$

15. Общее удлинение крыла с учетом концевых крылошек

$$\lambda_{кр}^{\phi\delta} = \frac{(l_{кр} + l_{кк})^2}{S_{кр}^\Sigma} = \frac{(31,71 + 1,902)^2}{125,9} = 8,97$$

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

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

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

19. Размах закрылков:  $l_{зк} \approx 0,72 \cdot l_{кр} = 0,72 \cdot 31,71 = 22,83 \text{ м}$

20. Размах элеронов:  $l_{эл} \approx 0,22 \cdot l_{кр} = 0,22 \cdot 31,71 = 6,98 \text{ м}$

21. Размах предкрылков:  $l_{пр} \approx 0,9 \cdot l_{кр} = 0,9 \cdot 31,71 = 28,54 \text{ м}$

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

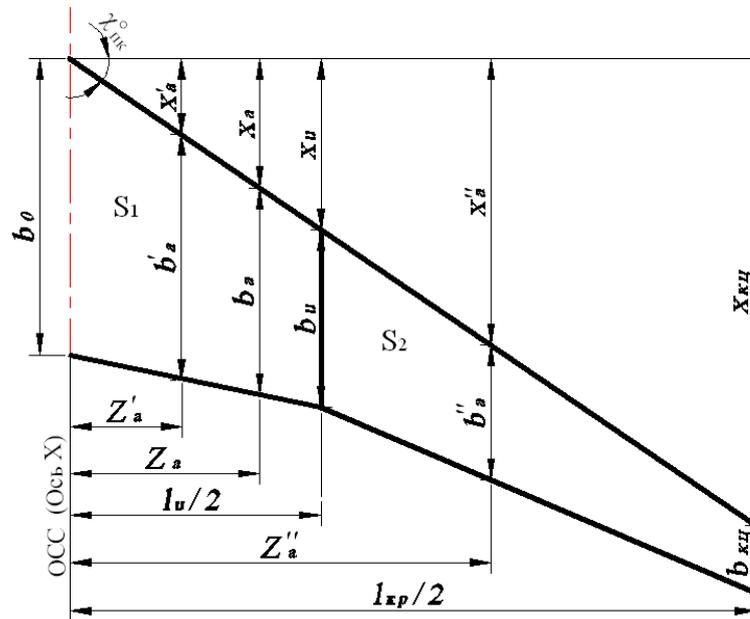


Рис. 3. К определению САХ составного крыла

САХ составного крыла:

$$b_a = \frac{b'_a \cdot S_1 + b''_a \cdot S_2}{S_1 + S_2} = \frac{5,738 \cdot 28,61 + 4,735 \cdot 33,22}{28,61 + 33,22} = 5,199;$$

$$\text{где: } b'_a = \frac{2}{3} \cdot b_0 \cdot \frac{1 + \eta_1 + \eta_1^2}{\eta_1(1 + \eta_1)} = \frac{2}{3} \cdot 6,825 \cdot \frac{1 + 1,52 + 1,52^2}{1,52 \cdot (1 + 1,52)} = 5,738 \text{ м};$$

$$b''_a = \frac{2}{3} \cdot b_u \cdot \frac{1 + \eta_2 + \eta_2^2}{\eta_2(1 + \eta_2)} = \frac{2}{3} \cdot 4,49 \cdot \frac{1 + 2,697 + 2,697^2}{2,697 \cdot (1 + 2,697)} = 4,735 \text{ м};$$

Координата начала САХ по оси X:

$$x_a = \frac{x'_a \cdot S_1 + (x_u + x''_a) \cdot S_2}{S_1 + S_2} = \frac{1,59 \cdot 28,61 + (3,411 + 4,53) \cdot 33,22}{28,61 + 33,22} = 5,00 \text{ м};$$

$$\text{где } x'_a = \frac{x_u \cdot (\eta_1 + 2)}{3 \cdot (\eta_1 + 1)} = \frac{3,411 \cdot (1,52 + 2)}{3 \cdot (1,52 + 1)} = 1,59 \text{ м};$$

$$x''_a = \frac{x_{кц} \cdot (\eta_2 + 2)}{3 \cdot (\eta_2 + 1)} = \frac{10,69 \cdot (2,697 + 2)}{3 \cdot (2,697 + 1)} = 4,53 \text{ м};$$

$$x_u = \frac{l_u}{2} \cdot \text{tg} \chi_{нк}^o = \frac{10,11}{2} \cdot \text{tg} 34^o = 3,411 \text{ м};$$

$$x_{кц} = \frac{l_{кр}}{2} \cdot \text{tg} \chi_{нк}^o = \frac{31,71}{2} \cdot \text{tg} 34^o = 10,69 \text{ м};$$

$$\eta_2 = \frac{b_u}{b_{кц}} = \frac{b_0 / \eta_1}{b_0 / \eta_{o.m}} = \frac{\eta_{o.m}}{\eta_1} = \frac{4,1}{1,52} = 2,697;$$

Координата САХ составного крыла по оси Z;

$$Z_a = \frac{x_a}{\operatorname{tg} \chi_{\text{нк}}^0} = \frac{5,00}{\operatorname{tg} 34^0} = 7,41 \text{ м}$$

### 2.6.2. Определение параметров ГО и ВО.

$$S_{z0} = 0,25 \cdot 123,7 = 30,93 \text{ м}^2$$

$$S_{b0} = 0,16 \cdot 123,7 = 19,79 \text{ м}^2$$

$$L_{z0} = \sqrt{4,1 \cdot 30,93} = 11,26 \text{ м}$$

$$h_{b0} = \sqrt{1,6 \cdot 19,79} = 5,63 \text{ м}$$

$$b_{\text{кц}}^{z0} = \frac{2 \cdot 30,93}{11,26 \cdot (1 + 2,5)} = 1,57 \text{ м}$$

$$b_{\text{кц}}^{b0} = \frac{2 \cdot 19,79}{5,63 \cdot (1 + 3,0)} = 1,76 \text{ м}$$

$$b_0^{z0} = 2,5 \cdot 1,57 = 3,93 \text{ м}$$

$$b_0^{b0} = 3,0 \cdot 1,76 = 5,28 \text{ м}$$

### 2.6.3. Стартовая тяга и геометрические размеры двигателя.

Стартовую тягу одного двигателя:

$$P_{0i} = \frac{\bar{P}_0 \cdot m_0}{\eta_{\text{дв}}} = \frac{0,322 \cdot 70,66}{2} = 11,376 \text{ [т.с.]};$$

Геометрические размеры двигателя, т.е. диаметр гондолы вентилятора и длина двигателя:

$$d_{\text{дв}} \approx 0,536 \cdot \sqrt{P_{0i}} = 0,536 \cdot \sqrt{11,376} = 1,81 \text{ м};$$

$$l_{\text{дв}} \approx 2,6 \cdot d_{\text{дв}} = 2,6 \cdot 1,81 = 4,7 \text{ м}$$

### *3. РАСЧЕТ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА*

### 3. Расчёт центровки самолёта

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

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

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

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

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

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

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

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

где  $\bar{X}_{m.p.з}$  - предельно задняя центровка;

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

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

где  $b_a = 5,199$  м - средняя аэродинамическая хорда крыла.

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

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

$$\bar{X}_{F\delta.20} \approx 0,22;$$

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

где  $\bar{X}_{F\delta.20}$  - координата фокуса самолёта без Г0;

$\Delta \bar{X}_{F.20}$  - смещение координаты фокуса самолёта наличием Г0;

$\varepsilon$  - изменение скоса потока;

$k_{z0}$  - коэффициент торможения потока;

тогда  $\bar{X}_F \approx 0,42$ ;

$\bar{Z}_a = 6,594$  м - положение  $b_a$  по размаху;

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

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

Тогда, координата предельно задней центровки должно быть:

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

Определяется центровка самолета по горизонтальной оси - OX (рис. 4).

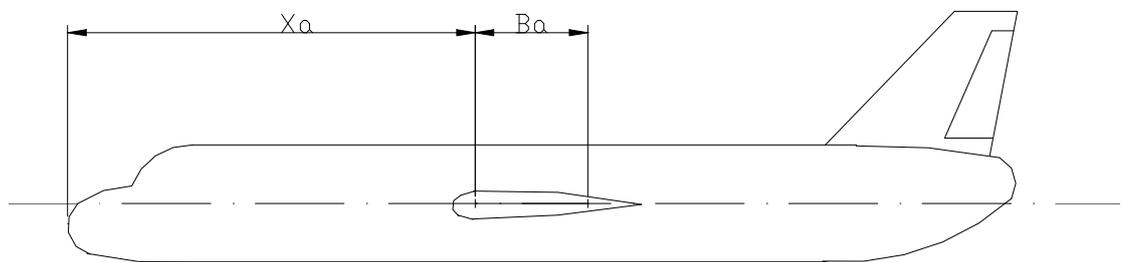


Рис. 4. Центровочная схема самолета.

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 боковых крыла на плановой проекции.
5. Центр масс оборудования и управления -  $0,5 \cdot L_\phi$

Центровку самолёта рассчитывается для следующих основных вариантов:

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

В результате расчетов необходимо иметь:

$$\bar{X}_{\text{тпр.з}} \leq 0,27$$

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

### Центровочная ведомость самолёта.

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

Агрегат, груз	$m_i$ [кг]	$x_i$ [м]	$m_i \cdot x_i$ , [кг·м]
<u>1.Конструкция</u>			
Крыло	6485	21,72	140862,9
Фюзеляж	7197	21,55	155084,6
Оперение	1500	40,945	61425,7
Передняя опора шасси	240	4,4	1056,0
Главная опора шасси	2453	21,32	52300,1
<u>2.Силовая установка</u>	6807	17,77	120958,6
<u>3.Оборудование и управление</u>	8066	21,55	173818,0
<u>4.Топливо</u>	13202	21,57	284767,1
<u>5.Коммерческая нагрузка</u>	23750	21,55	511812,5
<u>6.Служебная нагрузка</u>	960	3,5	3360,0
$\Sigma$	70660		1505445,5

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

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

Значение центровки определяем по формуле:

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

где  $X_a$  - расстояние от начала координат до начала  $b_a$ ,  $X_a = 19,9$  м.

Центровку самолёта рассчитываем для следующих основных вариантов:

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

$$X_m = \frac{1505445,5}{70660} = 21,305 \text{ м} \qquad \bar{X}_m = \frac{21,305 - 19,9}{5,199} = 0,27$$

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

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

<b>Агрегат, груз</b>	<b><math>m_i</math>, [кг]</b>	<b><math>x_i</math>, [м]</b>	<b><math>m_i \cdot x_i</math>, [кг·м]</b>
<u>1.Конструкция.</u>			
Крыло	6485	21,72	140862,9
Фюзеляж	7197	21,55	155084,6
Оперение	1500	40,945	61425,7
Передняя опора шасси	240	4,4	1056,0
Главная опора шасси	2453	21,32	52300,1
<u>2.Силовая установка</u>	6807	17,77	120958,6
<u>3.Оборудование и управление</u>	8066	21,55	173818,0
<u>4.Топливо</u>	13202	21,57	284767,1
<u>5.Коммерческая нагрузка</u>	0	0	0
<u>6.Служебная нагрузка</u>	960	3,5	3360,0
$\Sigma$	46910		993633,0

Тогда,

$$X_m = \frac{993633,0}{46910} = 21,182 \text{ м} \qquad \bar{X}_m = \frac{21,182 - 19,9}{5,199} = 0,247$$

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

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

<b>Агрегат, груз</b>	<b><math>m_i</math> [кг]</b>	<b><math>x_i</math> [м]</b>	<b><math>m_i \cdot x_i</math>, [кг·м]</b>
<u>1.Конструкция.</u>			
Крыло	6485	21,72	140862,9
Фюзеляж	7197	21,55	155084,6
Оперение	1500	40,945	61425,7
Передняя опора шасси	240	4,4	1056,0
Главная опора шасси	2453	21,32	52300,1
<u>2.Силовая установка</u>	6807	17,77	120958,6
<u>3.Оборудование и управление</u>	8066	21,55	173818,0
<u>4.Топливо</u>	0	0	0
<u>5.Коммерческая нагрузка</u>	23750	21,55	511812,5
<u>6.Служебная нагрузка</u>	960	3,5	3360,0
$\Sigma$	57458		1220678,3

Тогда,

$$X_m = \frac{1220678,3}{57458} = 21,245 \text{ м} \quad \bar{X}_m = \frac{21,245 - 19,9}{5,199} = 0,259$$

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

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

<b>Агрегат, груз</b>	<b><math>m_i</math> [кг]</b>	<b><math>x_i</math> [м]</b>	<b><math>m_i \cdot x_i</math>, [кг·м]</b>
<u>1.Конструкция.</u>			
Крыло	6485	21,72	140862,9
Фюзеляж	7197	21,55	155084,6
Оперение	1500	40,945	61425,7
Передняя опора шасси	240	4,4	1056,0
Главная опора шасси	2453	21,32	52300,1
<u>2.Силовая установка</u>	6807	17,77	120958,6
<u>3.Оборудование и управление</u>	8066	21,55	173818,0
<u>4.Топливо</u>	0	0	0
<u>5.Коммерческая нагрузка</u>	0	0	0
<u>6.Служебная нагрузка</u>	960	3,5	3360,0

$\Sigma$	33708		708865,8
----------	-------	--	----------

Тогда

$$X_m = \frac{708865,8}{33708} = 21,03 \text{ м} \quad \bar{X}_m = \frac{21,03 - 19,9}{5,199} = 0,217$$

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

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

$$0,27 - 0,217 = 0,053 \leq 0,2;$$

При расчёте центровки определяющим условием является:

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

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

## *4. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ*

#### 4. Аэродинамический расчет.

##### Исходные данные:

1. Схема самолета в 3-х проекциях;
2. Максимальная крейсерская скорость самолета:  $V_{кр.мах.} = 950 \text{ км/ч}$ ;
3. Крейсерская (расчетная) скорость:  
 $V_{кр.} = 0,94 \cdot V_{кр.мах.} = 0,94 \cdot 950 = 893 \text{ км/ч} = 248,1 \text{ м/с}$ ;
4. Расчетная высота крейсерского полета:  $H_p = 11 \text{ км}$ ;
5. Взлетная масса самолета:  $m_0 = 70660 \text{ кг}$ ;
6. Площадь крыла:  $S_{кр} = 123,7 \text{ м}^2$ ;
7. Размах крыла:  $L_{кр} = 31,71 \text{ м}$ ;
8. Относительная толщина профиля в корневом сечении крыла  $\bar{c}_0 = 0,136$ ;
9. Относительная толщина профиля в концевом сечении крыла  $\bar{c}_{кц} = 0,09$ ;
10. Длина фюзеляжа:  $L_\phi = 43,1 \text{ м}$ ;
11. Эквивалентный диаметр фюзеляжа:  $d_\phi = 4,0 \text{ м}$ ;
12. Удлинение фюзеляжа:  $\lambda_\phi = 10,78$ ;
13. Площадь ГО:  $S_{го} = 30,93 \text{ м}^2$ ;
14. Размах ГО:  $L_{го} = 11,26 \text{ м}$ ;
15. Относительная толщина профиля ГО:  $\bar{c}_{го} = 0,11$ ;
16. Площадь ВО:  $S_{во} = 19,79 \text{ м}^2$ ;
17. Высота ВО:  $h_{во} = 5,63 \text{ м}$ ;
18. Относительная толщина профиля ВО:  $\bar{c}_{во} = 0,11$ ;
19. Кинематический коэффициент вязкости на  $H_p$ :

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

20. Скорость звука на расчетной высоте:

$$\begin{aligned} a_H &= 1225 \cdot \sqrt{1 - 0,02257 \cdot H_p} = 1225 \cdot \sqrt{1 - 0,02257 \cdot 11} = 1062 \text{ км/ч}, \\ \text{при } H_p &= 11 \text{ км}, \quad a_H = 1062 \text{ км/ч} = 295 \text{ м/с} = \text{const.}; \end{aligned}$$

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

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

22. Температура воздуха на расчетной высоте:

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

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

23. Плотность воздуха на расчетной высоте:

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

### 1. Коэффициент сопротивления крыла.

$$C_{хкр} = C_{x0} + C_{xi} = 0,006857 + 0,0371265 \cdot C_y^2$$

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

$$C_{x0} = C_{xp} + C_{x\theta} = 0,006745 + 0,000112 = 0,006857$$

$C_{xp}$  – коэффициент профильного сопротивления:

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

$$C_{xp} = 2 \cdot 0,002107 \cdot (1 + 3 \cdot 0,126) \cdot [1 + 0,126 \cdot (5 \cdot 0,841 - 3)] \cdot 0,89 + 0,001 \cdot 0,8 = 0,006745$$

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

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

$C_f$  – коэффициент трения крыла:

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

$$C_f = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,841^2)^{2/3} \cdot (\lg 26980557,2)^{2,58}} \cdot \left(1 - 0,2 + \frac{40}{26980557,2^{3/8}} \cdot 0,2^{5/8}\right)^{4/5} = 0,002171$$

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

$$Re_{кр} = \frac{V_{кр} \cdot b_{ср}}{v_H} = \frac{248,1 \cdot 4,245}{0,000039} = 26980557,2$$

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

$$b_{cp} = \frac{b_0 + b_{кц}}{2} = \frac{6,825 + 1,665}{2} = 4,245 \text{ м}$$

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

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

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

$$\bar{S}_{ом} = 1 - k_{инт} \cdot \bar{S}_{пф} = 1 - 0,5 \cdot 0,221 = 0,89$$

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

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

$$\bar{S}_{пф} = S_{пф} / S_{кр} = 27,3 / 123,7 = 0,221$$

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

$$S_{пф} \approx b_0 \cdot d_\phi \approx 6,825 \cdot 4,0 = 27,3 \text{ м}^2$$

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

$C_{xв}$  – коэффициент волнового сопротивления:

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

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

$$C_{xв} = \frac{2 \cdot \pi \cdot 8,5 \cdot (0,126)^2 \cdot \cos^2 30^\circ}{2 + 8,5 \cdot (0,126)^{1/3} \cdot \cos^{5/3} 30^\circ} \cdot \left( \frac{0,841 - 0,783}{1,156 \cdot 0,783} \right)^3 \cdot \left( 4 - 3 \cdot \frac{0,841 - 0,783}{1,156 - 0,783} \right) = 0,000112$$

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

$C_{xi}$  – коэффициент индуктивного сопротивления:

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

$$C_{xi} = \frac{C_y^2}{\pi \cdot \lambda_{эф.сж}} = \frac{C_y^2}{3,14 \cdot 8,578} = 0,0371265 \cdot C_y^2$$

$C_y$  – коэффициент аэродинамической подъемной силы;

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

$$\lambda_{эф.сж} = \frac{\lambda_{эф.несж}}{1 + \delta_{сж}} = \frac{8,59}{1 + 0,0010} = \frac{8,59}{1,0010} = 8,578$$

$$\lambda_{эф.несж} = \frac{\lambda'_{кр}}{1 + \delta_{несж}} = \frac{9,4}{1 + 0,0942} = \frac{9,4}{1,0942} = 8,59$$

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

$$\lambda'_{кр} = \frac{(l'_{кр})^2}{S_{кр}} = \frac{34,4^2}{125,9} = 9,4$$

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

$$l'_{кр} \approx l_{кр} + 2 \cdot l_{кк}^{\phi} = 31,71 + 2 \cdot 1,345 = 34,4 \text{ м}$$

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

$$S_{кк} = 2,239 \text{ м}^2$$

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

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

$$= 0,02 \cdot \frac{9,4}{\cos 30^0} \cdot \left( 3,1 - \frac{14}{3,2} + \frac{20}{3,2^2} - \frac{8}{3,2^3} \right) = 0,0942$$

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

$$\delta_{сж} = \begin{cases} \lambda'_{кр} \cdot \bar{c}_{ср}^{1/3} \cdot (M - M''_{крит})^3 = 9,4 \cdot 0,126^{1/3} \cdot (0,841 - M''_{крит})^3 & \text{при } 1 > M > M'_{крит} \\ 0 & \text{при } M \leq M'_{крит} \end{cases}$$

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

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

## 2. Коэффициент сопротивления фюзеляжа.

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

$$C_{x\phi} = 0,000997 \cdot 1,065 \cdot 1,014 \cdot 435,4 / 12,6 + 0,02194 + 0,01307 = 0,072299$$

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

$$S_{ом.\phi} = 2,85 \cdot l_\phi \cdot \sqrt{S_{м.\phi}} = 2,85 \cdot 43,1 \cdot \sqrt{12,6} = 435,4 \text{ м}^2$$

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

$$S_{м.\phi} = \frac{\pi \cdot d_\phi^2}{4} = \frac{3,14 \cdot 4,0^2}{4} = 12,6 \text{ м}^2$$

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

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

$$C_{f\phi} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,841^2)^{2/3} \cdot (\lg 273953004)^{2,58}} = 0,000997$$

$Re_\phi$  – число Рейнольдса для фюзеляжа:

$$Re_\phi = \frac{V_{кр} \cdot l_\phi}{\nu_n} = \frac{248,1 \cdot 43,1}{0,000039} = 273953004$$

$\eta_c$  – коэффициент, учитывающий удлинение:

$$\eta_c = 1,28 - 0,02 \cdot \lambda_\phi = 1,28 - 0,02 \cdot 10,78 = 1,065$$

$\eta_m$  – коэффициент, учитывающий крейсерскую скорость:

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

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

$$\Delta C_{x\phi i} = 4 \cdot 10^{-4} \cdot V_\phi^{2/3} = 4 \cdot 10^{-4} \cdot 406,2^{2/3} = 0,02194$$

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

$$V_\phi^m = k_\phi \cdot \frac{\pi \cdot d_\phi^2}{4} \cdot l_\phi = 0,75 \cdot \frac{3,14 \cdot 4,0^2}{4} \cdot 43,1 = 406,2 \text{ м}^3$$

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

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

$$\Delta C_{x\phi, \bar{d}} = 0,00104 \cdot S_{m, \phi} = 0,00104 \cdot 12,6 = 0,01307$$

### 3. Коэффициент сопротивления ГО.

$$C_{x_{20}} = C_{x_{020}} + C_{x_{i20}} = 0,0061391 + 0,2484 \cdot C_{y_{20}}^2 = 0,0061391 + 0,000223547 \cdot C_y^2$$

$C_{x_{020}}$  – коэффициент вредного лобового сопротивления ГО:

$$C_{x_{020}} = C_{x_{p20}} + C_{x_{\bar{b}20}} = 0,0061355 + 0,0000036 = 0,0061391$$

$C_{x_{p20}}$  – коэффициент профильного сопротивления ГО:

$$C_{x_{p20}} = 2 \cdot C_{f20} \cdot (1 + 3 \cdot \bar{c}_{cp20}) \cdot [1 + \bar{c}_{cp20} (5M - 3)] \cdot \bar{S}_{om20} + 0,001 \cdot \bar{l}_w$$

$$C_{x_{p20}} = 2 \cdot 0,00255 \cdot (1 + 3 \cdot 0,101) \cdot [1 + 0,101 \cdot (5 \cdot 0,841 - 3)] \cdot 0,7 + 0,001 \cdot 0,8 = 0,0061355$$

$\bar{c}_{cp20}$  – средняя относительная толщина ГО:

$$\bar{c}_{cp20} = \frac{\bar{c}_{020} \cdot \eta_{20} + \bar{c}_{ку20}}{\eta_{20} + 1} = \frac{0,11 \cdot 2,5 + 0,08}{2,5 + 1} = 0,101$$

$\bar{S}_{om20}$  – относительная омываемая поверхность ГО:

$$\bar{S}_{om20} = 1 - k_{инт} \cdot \bar{S}_{пф,20} = 1 - 0,8 \cdot 0,356 = 0,7154 \approx 0,7$$

$k_{инт}$  – коэффициент интерференции:

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

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

$$\bar{S}_{пф,20} = S_{пф,20} / S_{20} = 11,0 / 30,93 = 0,356$$

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

вид сверху,  $S_{пф,20} \approx 0,7 \cdot b_0^{20} \cdot d_\phi \approx 0,7 \cdot 3,93 \cdot 4,0 = 11,0 \text{ м}^2$ ;

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

$C_{f20}$  – коэффициент трения ГО:

$$C_{f20} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg Re_{20})^{2,58}} \cdot \left( 0,95 + \frac{6,1506}{Re_{20}^{3/8}} \right)^{4/5} =$$
$$= \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,841^2)^{2/3} \cdot (\lg 17479600,0)^{2,58}} \cdot \left( 0,95 + \frac{6,1506}{17479600,0^{3/8}} \right)^{4/5} = 0,002554$$

$Re_{z0}$  – число Рейнольдса для ГО:

$$Re_{z0} = \frac{V_{кр} \cdot b_{ср.z0}}{v_H} = \frac{248,1 \cdot 2,75}{0,000039} = 17479600,0$$

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

$$b_{ср.z0} = \frac{b_0^{z0} + b_{кц}^{z0}}{2} = \frac{3,93 + 1,57}{2} = 2,75 \text{ м}$$

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

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

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

$$C_{xв.z0} = \frac{2 \cdot \pi \cdot 4,1 \cdot (0,101)^2 \cdot \cos^2 33^\circ}{2 + 4,1 \cdot (0,101)^{1/3} \cdot \cos^{5/3} 33^\circ} \cdot \left( \frac{0,841 - 0,8013}{1,213 \cdot 0,8013} \right)^3 \cdot \left( 4 - 3 \cdot \frac{0,841 - 0,8013}{1,213 - 0,8013} \right) = 0,0000036$$

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

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

$$M'_{z0} = \frac{1}{\cos 33^\circ} \cdot \left[ 1 + \frac{(1,4 + 1)^{4/3} \cdot 0,101^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} 33^\circ} - \frac{(1,4 + 1)^{2/3} \cdot 0,101^{2/3}}{\cos^{1/3} 33^\circ} \right] = 0,8013$$

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

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

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

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

$$M_{с\max z0} = \frac{1}{\cos 33^\circ} \cdot \left[ 1 + 0,4 \cdot \frac{0,101^{3/2}}{\cos^{2/3} 33^\circ} \cdot \left( 2 - 4 \cdot 0,101^{1/3} \cdot \cos^{2/3} 33^\circ \right) \right] = 1,213$$

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

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

если  $M > M'_{20}$  ( $0,841 > 0,8013$ ):

$$C_{x'_{20}} = \frac{C_{y_{20}}^2}{\lambda_{\text{эф.сж.20}}^2} = 0,2484 \cdot C_{y_{20}}^2 = 0,2484 \cdot 0,03^2 \cdot C_y^2 = 0,000223547 \cdot C_y^2$$

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

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

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

$$\lambda_{\text{эф.сж.20}} = \frac{\lambda_{\text{эф.несж.20}}}{1 + \delta_{\text{сж.20}}} = \frac{4,026}{1 + 0,0001228} = \frac{4,026}{1,0001228} = 4,026$$

$$\lambda_{\text{эф.несж.20}} = \frac{\lambda_{20}}{1 + \delta_{\text{несж.20}}} = \frac{4,1}{1 + 0,0184} = \frac{4,1}{1,0184} = 4,026$$

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

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

$$\delta_{\text{несж.20}} = 0,02 \cdot \frac{4,1}{\cos 33^\circ} \cdot \left( 3,1 - \frac{14}{2,5} + \frac{20}{2,5^2} - \frac{8}{2,5^3} \right) = 0,0184$$

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

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

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

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

#### 4. Коэффициент сопротивления ВО.

$$C_{x_{\text{во}}} = C_{x0_{\text{во}}} = C_{xр_{\text{во}}} + C_{xв_{\text{во}}} = 0,0080005 + 0 = 0,0080005$$

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

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

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

$$C_{xр_{\text{во}}} = 2 \cdot 0,002451 \cdot (1 + 3 \cdot 0,103) \cdot [1 + 0,103 \cdot (5 \cdot 0,841 - 3)] \cdot 1 + 0,001 \cdot 0,8 = 0,0080005$$

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

$$\bar{c}_{\text{срво}} = \frac{\bar{c}_{0_{\text{во}}} \cdot \eta_{\text{во}} + \bar{c}_{\text{ки во}}}{\eta_{\text{во}} + 1} = \frac{0,11 \cdot 3,0 + 0,08}{3,0 + 1} = 0,103$$

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

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

$C_{f_{\theta_0}}$  – коэффициент трения ВО:

$$C_{f_{\theta_0}} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg Re_{\theta_0})^{2,58}} \cdot \left(0,95 + \frac{6,1506}{Re_{\theta_0}^{3/8}}\right)^{4/5} =$$
$$= \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,841^2)^{2/3} \cdot (\lg 22373888)^{2,58}} \cdot \left(0,95 + \frac{6,1506}{22373888^{3/8}}\right)^{4/5} = 0,002451$$

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

$$Re_{\theta_0} = \frac{V_{кр} \cdot b_{ср.во}}{v_H} = \frac{248,1 \cdot 3,52}{0,000039} = 22373888$$

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

$$b_{ср.во} = \frac{b_0^{\theta_0} + b_{кц}^{\theta_0}}{2} = \frac{5,28 + 1,76}{2} = 3,52 \text{ м}$$

$C_{x_{\theta_0}}$  – коэффициент волнового сопротивления ВО:

при  $M < M'_{\theta_0}$  ( $0,841 < 0,844$ ):

$$C_{x_{\theta_0}} = 0,$$

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

$$M'_{\theta_0} = \frac{k_c}{\cos \chi_{\theta_0}} \cdot \left[ 1 + \frac{(\varepsilon + 1)^{4/3} \cdot \bar{c}_{ср\theta_0}^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} \chi_{\theta_0}} - \frac{(\varepsilon + 1)^{2/3} \cdot \bar{c}_{ср\theta_0}^{2/3}}{\cos^{1/3} \chi_{\theta_0}} \right]$$
$$M'_{\theta_0} = \frac{1}{\cos 38^0} \cdot \left[ 1 + \frac{(1,4 + 1)^{4/3} \cdot 0,103^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} 38^0} - \frac{(1,4 + 1)^{2/3} \cdot 0,103^{2/3}}{\cos^{1/3} 38^0} \right] = 0,844$$

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

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

### 5. Коэффициент сопротивления гондол двигателей.

$$C_{x_2} = \eta_{\partial\theta} \cdot (C_{f_2} \cdot \eta_c \cdot \eta_M \cdot S_{ом.2} / S_{м.2} + \Delta C_{x_{2i}} + \Delta C_{x_{2\partial}})$$

$$C_{x_2} = 2 \cdot (0,00141 \cdot 1,228 \cdot 1,014 \cdot 21,46 / 2,57 + 0,00181 + 0,0027) = 0,03828$$

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

$$S_{ом.2} = 2,85 \cdot l_2 \cdot \sqrt{S_{м.2}} = 2,85 \cdot 4,70 \cdot \sqrt{2,57} = 21,46 \text{ м}^2$$

$S_{м.2}$  – площадь миделя гондолы:

$$S_{м.2} = \frac{\pi \cdot d_{2.3}^2}{4} = \frac{3,14 \cdot 1,81^2}{4} = 2,57 \text{ м}^2$$

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

$$l_2 = 4,70 \text{ м}; \quad d_{2.3} = 1,81 \text{ м};$$

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

$$C_{f_2} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg Re_2)^{2,58}} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,841^2)^{2/3} \cdot (\lg 29876980)^{2,58}} = 0,00141$$

$Re_2$  – число Рейнольдса для гондолы двигателя:

$$Re_2 = \frac{V_{кр} \cdot l_2}{\nu_H} = \frac{248,1 \cdot 4,70}{0,000039} = 29876980$$

$\eta_c$  – коэффициент, учитывающий удлинение:

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

$\lambda_2$  – удлинение гондолы:  $\lambda_2 = l_2 / d_{2.3} = 4,70 / 1,81 = 2,6$ ;

$\eta_M$  – коэффициент, учитывающий крейсерскую скорость:

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

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

$$\Delta C_{x2i} = 4 \cdot 10^{-4} \cdot V_2^{2/3} = 4 \cdot 10^{-4} \cdot 9,7^{2/3} = 0,00181$$

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

$$V_2 = k_2 \cdot \frac{\pi \cdot d_{2.3}^2}{4} \cdot l_2 = 0,8 \cdot \frac{\pi \cdot 1,81^2}{4} \cdot 4,7 = 9,7 \text{ м}^3;$$

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

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

$$\Delta C_{x2d} = 0,00104 \cdot S_{м.2} = 0,00104 \cdot 2,57 = 0,0027$$

### **6. Коэффициент сопротивления самолета в целом.**

$$C_{xc} = \sum C_{xi} + \sum C_{x\theta} + \sum C_{xp}$$

$C_{xc}$  – коэффициент сопротивления самолета в целом.

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

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

$\sum C_{x\theta}$  – суммарное волновое сопротивление:

$$\sum C_{x\theta} = C_{x\theta\text{кр}} + (C_{x\theta\text{зо}} \cdot S_{zo} + C_{x\theta\text{во}} \cdot S_{во}) / S_{кр} =$$

$$= 0,000112 + (0,0000036 \cdot 30,93 + 0 \cdot 19,79) / 123,7 = 0,000113$$

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

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

$$\Sigma C_{xp} = 0,006745 + (0,0061355 \cdot 30,93 + 0,0080005 \cdot 19,79 + 0,072299 \cdot 12,6 + 0,03828 \cdot 2,57) / 123,7 = 0,017698$$

Вычисления удобно вести в таблицу

Таблица №7

$C_y$	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7
$C_y^2$	0	0,01	0,04	0,09	0,16	0,25	0,36	0,49
$\Sigma C_{xi}$	0	0,000352	0,001410	0,003172	0,005641	0,008819	0,012720	0,017377
$C_{x.c}$	0,0178	0,01816	0,01922	0,02098	0,02345	0,02663	0,03053	0,03519
$K$	0	5,51	10,41	14,30	17,06	18,78	19,65	19,89

$C_y$	0,8	0,9	1	1,1	1,2	1,3	1,345
$C_y^2$	0,64	0,81	1	1,21	1,44	1,69	1,809025
$\Sigma C_{xi}$	0,022869	0,029370	0,037232	0,047118	0,060219	0,078577	0,089385
$C_{x.c}$	0,04068	0,04718	0,05504	0,06493	0,07803	0,09639	0,10720
$K$	19,67	19,08	18,17	16,94	15,38	13,49	12,55

На поляре можно определить следующие характерные параметры:

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

$$C_{y\text{кр max}} = \frac{2 \cdot 0,95 \cdot m_0}{\rho_H \cdot V_{\text{кр}}^2 \cdot S_{\text{кр}}} = \frac{2 \cdot 0,95 \cdot 70660}{0,0371 \cdot 248,1^2 \cdot 123,7} = 0,594;$$

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

$$C_{y\text{кр min}} = \frac{2 \cdot 1,05 \cdot m_{\text{пoc}}}{\rho_H \cdot V_{\text{кр}}^2 \cdot S_{\text{кр}}} = \frac{2 \cdot 1,05 \cdot 59333}{0,0371 \cdot 248,1^2 \cdot 123,7} = 0,441;$$

где:  $m_{\text{пoc}} = (m_0 - m_{\text{т.р}}) = 70660 - 11327 = 59333$  кг – посадочная масса самолета;

$m_{\text{т.р}}$  – масса топлива, расходуемого для полета на расчетную дальность,  $m_{\text{т.р}} = \bar{m}_{\text{т.р}} \cdot m_0 = 0,1603 \cdot 70660 \approx 11327$  кг.

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

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

$$C_{y\text{ср}} \approx 0,5 \cdot (C_{y\text{кр max}} + C_{y\text{кр min}}) = 0,5 \cdot (0,594 + 0,441) = 0,5176$$

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

$$K_{\text{max}} = \left( \frac{C_y}{C_x} \right)_{\text{max}} = \frac{C_{y\text{Kmax}}}{C_{x\text{Kmax}}} = \frac{0,7}{0,03519} = 19,89 \text{ – максимальное значение}$$

аэродинамического качества самолета.

$$K_{\text{ср}} = \left( \frac{C_{y\text{ср}}}{C_{x\text{ср}}} \right) = \frac{0,5176}{0,02726} = 18,99 \text{ – среднее значение аэродинамического}$$

качества самолета при полете на расчетную дальность.

Рис. 4 Поляра самолета для крейсерского режима полета (т.е. зависимость коэффициента подъемной силы  $C_y$  от коэффициента сопротивления самолета  $C_x$ )

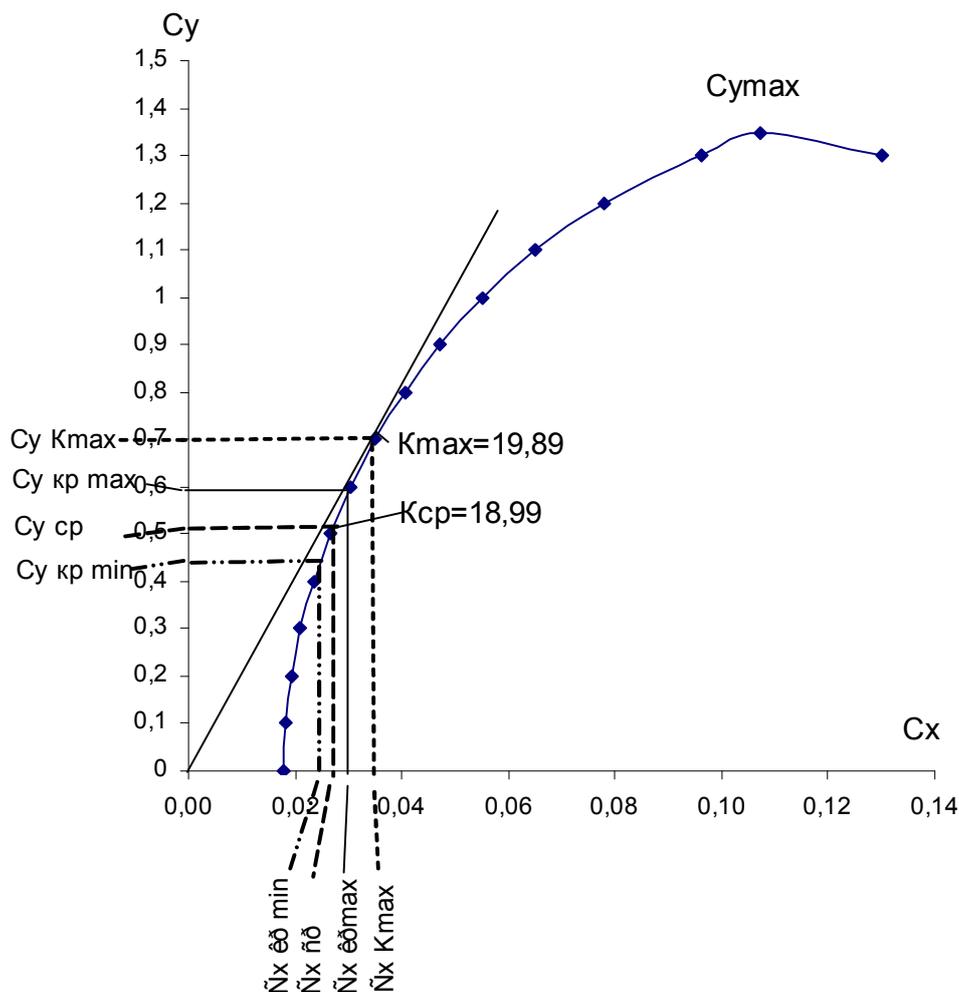


Рис.5 Поляра самолета для  $M_{кр}=0,84$ .

## *5. РАСЧЕТ ФЮЗЕЛЯЖА НА ПРОЧНОСТЬ*

## Расчёт фюзеляжа на прочность

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

1.1. Координата центра масс (ЦМ) самолёта:

$$x_{mc} = 21,305 \text{ м};$$

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

$$x_{m\phi} = x_{m.o\delta} = x_{m.kh} = 0,5 \cdot l_{\phi} = 21,55 \text{ м};$$

1.3. Расстояния от центра масс самолёта до точки:

а) приложения ЦМ носовой стойки шасси и экипажа:

$$x_1 = 17,24 \text{ м};$$

б) приложения ЦМ главной опоры шасси

$$x_2 = 4,31 \text{ м};$$

в) приложения ЦМ оперения (ГО и ВО)

$$x_3 = 19,395 \text{ м};$$

г) приложения ЦМ аэродинамических сил ГО  $Y_{20}$  и  $Y_{M20}$

$$x_4 = 19,395 \text{ м};$$

д) расположения переднего лонжерона

$$x_{пл} = 6,465 \text{ м};$$

е) расположения заднего лонжерона

$$x_{эл} = 2,155 \text{ м};$$

1.4. Расчётные значения масс агрегатов и оборудования:

а) масса фюзеляжа:  $m_{\phi} = 7196,5 \text{ кг};$

б) масса оборудования:  $m_{o\delta} = 8065,8 \text{ кг};$

в) масса экипажа:  $m_{эк} = 960 \text{ кг};$

г) масса носовой опоры:  $m_{нш} = 240 \text{ кг};$

д) масса оперения (ГО+ВО):  $m_{оп} = 1500,2 \text{ кг};$

### 2. Нагрузки, действующие на фюзеляж.

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

2.1. Распределённая нагрузка от собственной массы фюзеляжа:

$$q_{\phi i}^p = \frac{m_{\phi} \cdot n_{\phi i}^3 \cdot f}{S_{\delta\phi}} \cdot H_{\phi i} = 7196,5 \cdot n_{\phi i}^3 \cdot H_{\phi i} \left[ \frac{\text{даН}}{\text{м}} \right]$$

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

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

$$S_{\delta\phi} \approx 0,7 \cdot l_{\phi} \cdot d_{\phi} = 120,68 \text{ м}^2;$$

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

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

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

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

$$q_{\text{од}i}^p = \frac{m_{\text{од}} \cdot n^3_{\phi i} \cdot f}{S_{\delta\phi}} \cdot H_{\phi i} = 120,3 \cdot n^3_{\phi i} \cdot H_{\phi i} \left[ \frac{\text{даН}}{\text{м}} \right]$$

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

$$q_{\text{кн}i}^p = \frac{m_{\text{кн}} \cdot n^3_{\phi i} \cdot f}{S_{z.\text{от.}}} \cdot d_{\phi} = 1653,1 \cdot n^3_{\phi i} \left[ \frac{\text{даН}}{\text{м}} \right]$$

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

$$S_{z.\text{от.}} \approx 0,65 \cdot l_{\phi} \cdot d_{\phi} = 103,44 \text{ м}^2.$$

Суммарная распределённая нагрузка по длине фюзеляжа определяется зависимостью:

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

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

3.1. Расчётная нагрузка от массы экипажа:

$$m_{\text{ЭК}}^p = m_{\text{ЭК}} \cdot n^3_{\phi i} \cdot f = 1728 \cdot n^3_{\phi i} \text{ [даН]}.$$

3.2. Расчётная нагрузка от массы носовой опоры шасси:

$$m_{\text{нш}}^p = m_{\text{нш}} \cdot n^3_{\phi i} \cdot f = 432 \cdot n^3_{\phi i} \text{ [даН]}.$$

3.3. Расчётная нагрузка от массы оперения:

$$m_{\text{оп}}^p = m_{\text{оп}} \cdot n^3_{\phi i} \cdot f = 2700,36 \cdot n^3_{\phi i} \text{ [даН]}.$$

3.4. Расчётная нагрузка от массы коммерческой нагрузки:

$$m_{\text{кн}}^p = m_{\text{кн}} \cdot n^3_{\text{max}} \cdot f = 98325 \text{ [даН]}.$$

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

$$n^3_{\phi i} = n^3_{\text{max}} - \frac{\gamma_{z0}^3}{m_0} \pm \frac{\gamma_{\text{мзо}}^3}{m_0} \pm \varepsilon \cdot x_i = 2,3 - \frac{1079,3}{70660} - \frac{10565,4}{70660} \pm \varepsilon \cdot x_i = 2,135 \pm \varepsilon \cdot x_i$$

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

$x_i$  - расстояние от центра масс самолёта до рассматриваемого сечения;

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

$\varepsilon$  - угловое ускорение:

$$\varepsilon = \frac{Y_{Mz0}^3 \cdot L_{z0}}{I_z} = \frac{-10565,4 \cdot 19,395}{3412726,8} = -0,06;$$

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

$$I_z \approx 0,03 \cdot L_{\phi}^2 \cdot m_0 = 3412726,8$$

4.1. Уравновешивающая аэродинамическая нагрузка, действующая на ГО:

$$Y_{z0}^3 = m_z \cdot \frac{\rho_H \cdot V_{кр}^2}{2} \cdot S_{кр} \cdot \frac{b_a}{L_{z0}} = 0,05 \cdot \frac{0,0371 \cdot 263,9^2}{2} \cdot 123,7 \cdot \frac{5,199}{19,395} = 1079,3$$

где:  $m_z$  - коэффициент момента крыла, зависящий от  $L_{z0}$ :

$$m_z \approx 0,05;$$

$\rho_H$  - плотность воздуха на расчётной высоте:

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

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

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

$L_{z0} = 19,395$  (м) - плечо горизонтального оперения.

4.2. Маневренная аэродинамическая нагрузка.

$$Y_{Mz0}^3 = -k \cdot n_{\max}^3 \cdot \frac{m_0}{S_{кр}} \cdot S_{z0} = -0,26 \cdot 2,3 \cdot \frac{70660}{123,7} \cdot 30,93 = -10565,4 \text{ [даН]}$$

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

## 5. Определение реакции опор.

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

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

$$\sum M_{z,3л} = 0;$$

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

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

$$R_1^p = 0,5 \cdot (29793,51 + 33392,4 + 98325) + 5 \cdot 8950,28 + 1,5 \cdot 0 + 5 \cdot 1942,7 +$$

$$+ 5 \cdot 19017,7 - 3,5 \cdot (1926,28 + 481,57) = 217406,16 \text{ даН}$$

Здесь:  $Y_{20}^p = f \cdot Y_{20}^a = 1079,3 \cdot 1,8 = 1942,7 \text{ даН}$

$$Y_{м20}^p = f \cdot Y_{м20}^a = -10565,4 \cdot 1,8 = -19017,7 \text{ даН}$$

реакция  $R_1$  направлена вниз.

5.2. Аналогично для заднего лонжерона:

$$\sum M_{z,3л} = 0;$$

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

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

$$R_2^p = 1,5 \cdot (29793,51 + 33392,4 + 98325) + 6 \cdot 8950,28 + 2,5 \cdot 0 + 6 \cdot 1942,7 +$$

$$+ 6 \cdot 19017,7 - 2,5 \cdot (1926,28 + 481,57) = 411235,59 \text{ даН}$$

реакция  $R_2$  направлена вверх.

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

Разобьём длину фюзеляжа на  $n$  участков длиной

$$\Delta x = \frac{l_\phi}{n} = \frac{43,1}{20} = 2,155 \text{ м } (n=20).$$

Результаты подсчётов занесём в таблицу №5.

Приращение перерезывающей силы определяется как:

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

6.1. Суммарную перерезывающую силу определяем по формуле:

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

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

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

6.2. Суммарный расчётный изгибающий момент можно определить

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

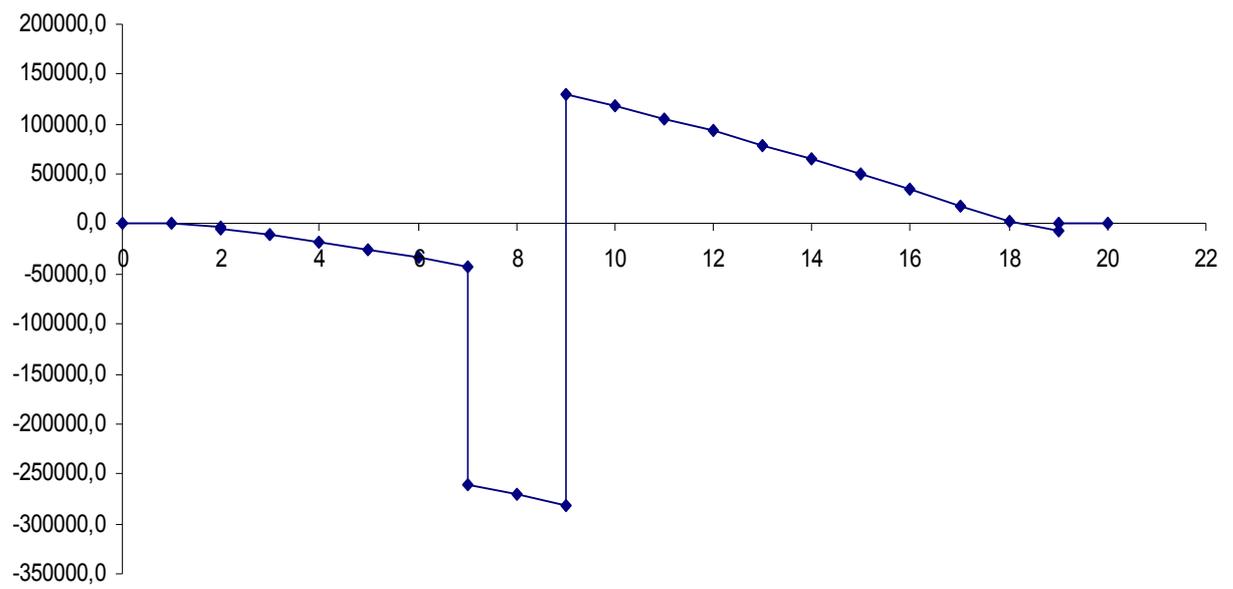
По данным таблицы №8 построим эпюры для « $Q_i$ » и « $M_{zi}$ » (рис.8):

Таблица №8

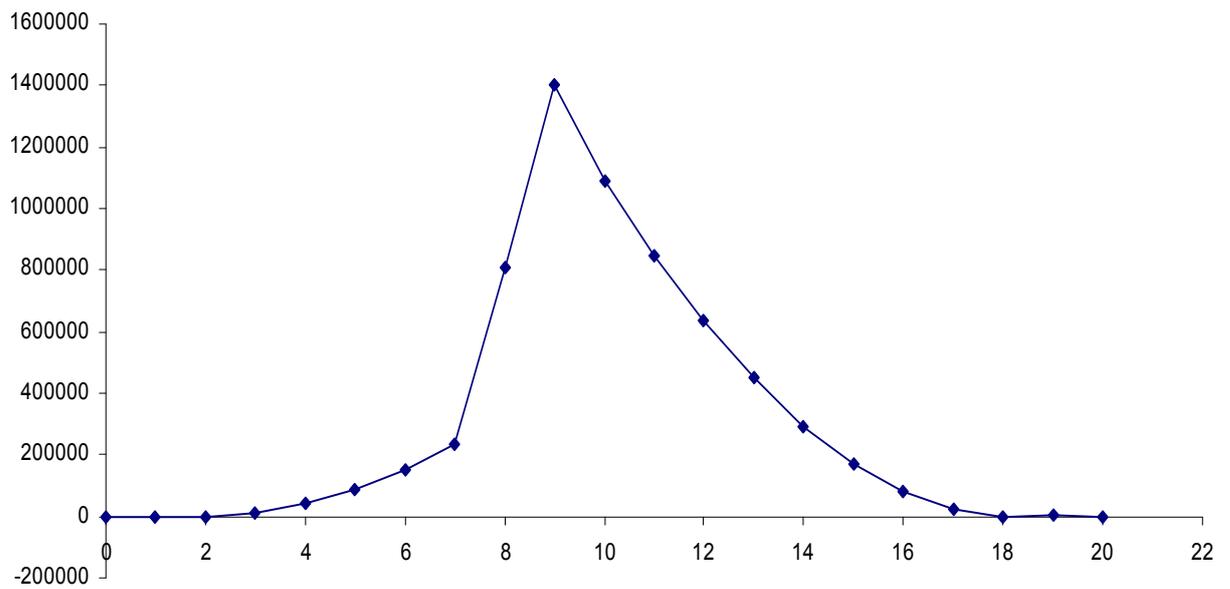
№	$x_i$	$\epsilon x_i$	$n^3_{\phi i}$	$H_{\phi i}$	$n^3_{\phi i} \cdot H_{\phi i}$	$Q^p_{\phi i}$	$Q^p_{од i}$	$Q^p_{кн i}$	$Q^p_{\Sigma}$
сеч	м			м		дан/м	дан/м	дан/м	дан/м
	2	3	4	5	6	7	8	9	10
0	21,305	-1,279	0,856	0	0	0	0	0	0
1	19,15	-1,150	0,985	2,211	2,178	233,8	262,0	0	495,8
2	16,995	-1,020	1,115	2,737	3,051	327,5	367,0	1842,8	2537,3
3	14,84	-0,891	1,244	3,042	3,785	406,3	455,3	2056,7	2918,3
4	12,685	-0,762	1,374	3,979	5,465	586,6	657,5	2270,6	3514,8
5	10,53	-0,632	1,503	4	6,012	645,3	723,2	2484,5	3853,1
6	8,375	-0,503	1,632	4	6,529	700,9	785,5	2698,5	4184,8
7	6,22	-0,373	1,762	4	7,047	756,4	847,8	2912,4	4516,6
8	4,065	-0,244	1,891	4	7,564	812,0	910,0	3126,3	4848,3
9	1,91	-0,115	2,021	4	8,082	867,5	972,3	3340,2	5180,0
10	0,245	0,015	2,150	4	8,600	923,1	1034,6	3554,1	5511,8
11	2,4	0,144	2,279	4	9,117	978,6	1096,9	3768,0	5843,5
12	4,555	0,274	2,409	4	9,635	1034,2	1159,1	3981,9	6175,2
13	6,71	0,403	2,538	4	10,152	1089,8	1221,4	4195,8	6507,0
14	8,865	0,532	2,667	4	10,670	1145,3	1283,7	4409,7	6838,7
15	11,02	0,662	2,797	3,947	11,040	1185,1	1328,2	4623,6	7136,9
16	13,175	0,791	2,926	3,684	10,781	1157,2	1297,0	4837,5	7291,8
17	15,33	0,920	3,056	3,263	9,971	1070,3	1199,6	5051,5	7321,3
18	17,485	1,050	3,185	2,737	8,717	935,7	1048,7	5265,4	7249,8
19	19,64	1,179	3,314	2	6,629	711,5	797,5	0	1509,0
20	21,795	1,309	3,444	0	0	0	0	0	0

Продолжение таблицы №8

$N^{\circ}$	$m_i^p$	$R_i^p$	$q_{cp}$	$\Delta x$	$\Delta Q_i^p$	$Q_i^p$	$Q_{cpi}^p$	$\Delta M_{zi}^p$	$M_{zi}^p$
10	11	12	13	14	15	16	17	18	19
0	–	–	247,9	2,155	534,3	1803,9	1536,7	3311,7	0
1	–	–	1516,6	2,155	3268,2	1269,6	-364,5	-785,5	-3311,7
2	1926,3 481,6		2727,8	2,155	5878,5	$\frac{-1998,6}{-4406,5}$	-7345,7	-15830,0	-2526,1
3	–	–	3216,5	2,155	6931,7	-10285,0	-13750,8	-29632,9	13303,9
4	–	–	3683,9	2,155	7938,9	-17216,6	-21186,0	-45655,9	42936,9
5	–	–	4019,0	2,155	8660,8	-25155,5	-29485,9	-63542,1	88592,8
6	–	–	4350,7	2,155	9375,7	-33816,3	-38504,2	-82976,5	152134,9
7	–	217406,16	4682,4	2,155	10090,6	$\frac{-43192,0}{-260598,2}$	-265643,5	-572461,7	235111,4
8	–		5014,2	2,155	10805,5	-270688,8	-276091,6	-594977,3	807573,1
9	–	411235,59	5345,9	2,155	11520,4	$\frac{-281494,3}{129741,3}$	123981,1	267179,3	1402550,4
10	–	–	5677,6	2,155	12235,3	118220,9	112103,3	241582,5	1090324,2
11	–	–	6009,4	2,155	12950,2	105985,6	99510,6	214445,2	848741,6
12	–	–	6341,1	2,155	13665,0	93035,5	86203,0	185767,4	634296,4
13	–	–	6672,8	2,155	14379,9	79370,4	72180,5	155548,9	448529,0
14	–	–	6987,8	2,155	15058,7	64990,5	57461,1	123828,8	292980,1
15	–	–	7214,4	2,155	15546,9	49931,8	42158,3	90851,2	169151,3
16	–	–	7306,6	2,155	15745,6	34384,9	26512,0	57133,5	78300,1
17	–	–	7285,5	2,155	15700,3	18639,2	10789,1	23250,4	21166,7
18	–	–	4379,4	2,155	9437,6	2938,9	-1779,9	-3835,7	-2083,7
19	-19017,7 8950,3 1942,7		754,5	2,155	1626,0	$\frac{-6498,7}{1626,0}$	813,0	1752,0	1752,0
20						0			0



*Рис. 6. Эюра перерезывающих сил  $Q_i^P$ .*



*Рис. 7. Эюра изгибающих моментов  $M_{zi}^P$ .*

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

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

$H_{св}^H = H_{св}^B = 0,3 \cdot d_\phi = 0,3 \cdot 4,0 = 1,2$  м - высота верхнего и нижнего сводов,

$H_{ср} = 0,7 \cdot d_\phi = 0,7 \cdot 4,0 = 2,8$  м - средняя высота между сводами,

$l_{св} = 1,16 \cdot d_\phi = 1,16 \cdot 4,0 = 4,64$  м - длина свода.

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

Усилия, воспринимаемые верхним и нижним сводами будут равны:

$$P_{св}^B = P_{св}^H = \frac{M_z^P}{H_{ср}} = \frac{1402550,4}{2,8} = 500910,9 \text{ даН}$$

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

Приведенную площадь сечения верхнего свода можно определить по формуле:

$$F_{пр}^B = \frac{P_{св}^B}{\sigma_B} = \frac{500910,9}{44} = 11384,34 \text{ мм}^2$$

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

$$F_{стр}^B = 0,5 \cdot F_{пр}^B = 0,5 \cdot 11384,34 = 5692,17 \text{ мм}^2;$$

1. Тогда толщина обшивки верхнего свода будет равна

$$\delta_{одш}^B = \frac{F_{одш}^B}{l_{св}^B} = \frac{F_{одш}^B}{1,16 \cdot d_\phi} = \frac{5692,17}{1,16 \cdot 4000} = 1,23 \text{ мм}$$

Если принять шаг стрингеров  $t_{стр} = 150$  мм, можно определить сечение одного стрингера:

$$f_{стр}^B = \frac{F_{стр}^B}{n_{стр}} = \frac{F_{стр}^B}{l_{св}^B / t_{стр}} = \frac{5692,17}{4640 / 150} = 184 \text{ мм}^2;$$

Для данного значения площади стрингера выбирается из нормалей подходящих профилей.

Приведенная площадь сечения нижнего свода

$$F_{пр}^H = \frac{P_{св}^H}{\sigma_{\theta}} = \frac{500910,9}{0,85 \cdot 44} = 14230,42 \text{ мм}^2$$

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

$$\delta_{одш}^H = \frac{0,5 \cdot F_{пр}^H}{l_{св}^H} = \frac{F_{одш}^H}{1,16 \cdot d_{\phi}} = \frac{0,5 \cdot 14230,42}{1,16 \cdot 4000} = 1,53 \text{ мм}$$

$$f_{стр}^H = \frac{0,5 \cdot F_{пр}^H}{n_{стр}} = \frac{F_{стр}^H}{l_{св}^H / t_{стр}} = \frac{0,5 \cdot 14230,42}{1,16 \cdot 4000 / 150} = 230,02 \text{ мм}^2$$

3. Толщина обшивки боковин фюзеляжа.

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

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

$$\delta_{одш}^{\delta} = \frac{0,5 \cdot 281494,3}{24,2 \cdot 2800} = 2,1 \text{ мм};$$

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

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

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

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

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

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

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

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

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

$$\delta_{\text{эф}}^{\sigma} = \frac{1402550400}{3,14 \cdot 2000^2 \cdot 39,6} \approx 2,82 \text{ мм}; \quad \delta_{\text{эф}}^{\tau} = \frac{281494,3}{3,14 \cdot 4000 \cdot 24,2} \approx 1 \text{ мм};$$

где:  $r_{\phi}$  - радиус фюзеляжа

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

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

Тогда средняя толщина обшивки и сечение стрингера:

$$\delta_0 = 0,5 \cdot \delta_{\text{эф}} = 1,41 \text{ мм}; \quad f_{\text{стр}} = \frac{\pi \cdot d_{\phi} (\delta_{\text{эф}} - \delta_0)}{n_{\text{стр}}} = \frac{\pi \cdot r_{\phi} \cdot \delta_{\text{эф}}}{n_{\text{стр}}};$$

$$f_{\text{стр}} = \frac{3,14 \cdot 2000 \cdot 2,82}{84} = 210,8 \text{ мм}^2;$$

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

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

$$M_{\text{кр}} = Y_{\text{мво}}^p \cdot y_{\text{ц.ж.ф.}}; \quad M_{\text{кр}} = 83015483 \text{ даН}\cdot\text{мм}$$

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

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

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

$$Y_{\text{мво}}^p = 0,37 \cdot 2 \cdot \frac{0,0371 \cdot 263,9^2}{2} \cdot 19,79 = 18867,16 \text{ даН};$$

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

Величина толщины обшивки фюзеляжа  $\delta_0$  должна удовлетворять

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

$$\delta_0 \geq \frac{83015483}{2 \cdot 50,26548 \cdot 26,4} = 1,32 \text{ мм};$$

где:  $\omega = \pi \cdot r_{\phi}^2 = 50,26548 \text{ мм}^2$  - площадь поперечного сечения фюзеляжа.

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

$$\delta_0 \geq \frac{p_u^p \cdot r_{\phi}}{2 [\tau]}; \quad \delta_0 = \frac{0,0216 \cdot 2000}{2 \cdot 39,6} \approx 0,1 \text{ мм};$$

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

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

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

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

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

Принимаем профиль стрингера зет фасонный Пр 104, профиль №11  
 $f = 2,41 \text{ см}^2$ .

Принимаем толщину обшивки, равную 2 мм.

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



## 6. Выбор материалов и технологии изготовления деталей.

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

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

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

$\frac{\sigma_e}{\rho}$  – 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 потребные сечения могут оказаться столь малыми, что их по технологическим соображениям невозможно изготовить. Для этих элементов необходимо использовать легкие алюминиевые или магниевые сплавы.

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

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

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

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

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

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

Обшивки по технологическим признакам подразделяются на следующие группы:

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

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

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

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

*В качестве деталей выбраны:*

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

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

3) Стыковой фитинг крепления стрингера к стыковому шпангоуту; изготавливается из сплава ВТ22 (высокопрочный деформируемый титан марки 22, характеристика материала: предел прочности на растяжения  $\sigma_b = 1220 \text{ МПа} \left( \frac{\text{Н}}{\text{мм}^2} \right)$ , удельный вес  $\gamma = 4,5 \frac{\text{г}}{\text{см}^3}$ , модуль упругости  $E = 120 \text{ ГПа}$ , сплав ВТ22 повышенной прочности, используется для объемной штамповки) с помощью горячей штамповки с последующей механической обработкой (фрезерование внешних контуров, сверление отверстий).

## *7. БЕЗОПАСНОСТЬ ЖИЗНЕДЕЯТЕЛЬНОСТИ*

## 7. Вибрация. Обеспечение безопасности.

*Охране труда в нашей стране уделяется большое внимание. Государство заботится о создании здоровых и безопасных условий труда. Вопросы ОТ освещены в Конституции РУз. Основах законодательства о труде, Законе об охране РУз, который был принят 6 мая 1993 года Кабинетом Министров РУз и регламентируются системой стандартов по охране труда, другими законодательными актами.*

*Граждане Республики Узбекистан, иностранные граждане и лица без гражданства имеют право на охрану труда.*

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

*Методологической основой курса охраны труда является научный анализ условий труда, технология процессов, аппаратов и оборудования с точки зрения возможности возникновения аварийных ситуаций, появление опасных факторов, выделение производственных вредностей.*

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

*На предприятиях используются достижения науки и техники, выполняются специальные работы по обеспечению безопасности, улучшения состояния производственной санитарии, пожарной безопасности.*

### **7.1. Вредные производственные факторы. Вибрация.**

*Шум, вибрации, ультра- и инфразвук относятся к вредным производственным факторам, которые при длительном воздействии на работающих могут привести к тяжелым профессиональным заболеваниям. Часто эти факторы сопутствуют друг другу. В основе их происхождения лежат механические колебания, распространяющиеся в упругих средах. Имеется определенное сходство в воздействии: шума, ультра- и инфразвука и вибрации на организм человека, хотя наблюдаются и существенные различия. В известной степени подобны физические закономерности, определяющие методологию защиты от воздействия этих вредных производственных факторов.*

*Шум - беспорядочное сочетание нежелательных для человека звуков, мешающих трудовой деятельности или отдыху.*

*Звук - волновое механическое движение частиц упругой среды с частотой колебаний  $f = 16...20000$  Гц. Диапазон частот свыше 20 кГц соответствует ультразвуку, а ниже 16 Гц - инфразвуку.*

*Вибрации - механические колебания элементов конструкций, оборудования, машин, сооружений, распространяющиеся в упругих средах и оказывающие воздействие на человека при поверхностном контакте.*

### **7.2. Источники вибраций.**

*Рассмотренные источники шума являются, как правило, и источниками вибраций, инфра- и ультразвука. Помимо того, источниками последних бывают специфические машины, механизмы и отдельные виды оборудования производственных процессов. Так, мощными источниками вибраций являются различные типы электродвигателей ручного электро- и виброинструмента (клепальные пневмомолотки, пневмодрели, пневмогайко-верты, электродрели и т.п.). Например, амплитуда колебания клепального пневмомолотка типа 56 КМП-3 при частоте 30 Гц равна 0,2 мм, а соответствующий уровень виброскорости - более 10 дБ.*

### **7.3. Воздействие вибрации на организм человека.**

*Рассматривая тело человека с точки зрения механики, его можно при низких частотах и уровнях вибрации приближенно аппроксимировать линейной системой с сосредоточенными параметрами (рис. 7). Одним из основных звеньев этой системы является грудобрюшная полость, резонансные частоты которой лежат в диапазоне 2...6 Гц, из-за чего эффективная вибрационная изоляция человека в положении стоя и сидя становится весьма трудной. Еще один резонансный эффект находится в полосе частот 20...30 Гц, он относится к звену голова - шея - плечо. В диапазоне частот 60...90 Гц обнаруживаются резонансы глазного яблока, а при частоте 100...200 Гц в звене они охватывают нижнюю челюсть - черепную коробку. Частоты резонанса черепной коробки лежат в пределах 300...400 Гц для основной формы колебаний и 600...900 Гц для высших форм.*

*При распространении вибрации от ног до головы человека наблюдается затухание порядка 30 дБ, а от рук до головы - 40 дБ.*

*В результате воздействия вибрации может развиваться вибрационная болезнь. У человека, подвергающегося воздействию мощной*

*общей вертикальной вибрации, могут повреждаться сосуды головного мозга, а также может нарушиться циркуляция крови. Вибрации от ручного виброинструмента могут вызвать повреждение мелких кровеносных сосудов и нервных окончаний в мышцах и коже конечностей. Характером воздействия вибрации (общей или местной) определяются следующие формы вибрационной болезни: периферическая, церебральная и церебрально-периферическая.*

#### **7.4. Защита от вибраций.**

##### **7.4.1. Нормирование вибраций.**

*Оно производится согласно ГОСТ 12.1.012-78. Этим стандартом определены допустимые виброускорения, виброскорости и уровни виброскорости для общей (передающейся через опорные поверхности на тело сидящего или стоящего человека) и локальной (действующей на руки) вибрации, причем общей для разных типов производственных помещений и транспортных средств. Эти характеристики являются нормируемыми параметрами при частотном анализе вибраций. Стандартом предусмотрена также интегральная и дозная оценка вибрации. При интегральной оценке по частоте нормируемым параметром является скорректированное значение виброскорости или виброускорения, измеряемое с помощью специальных фильтров или вычисляемое по формуле.*

*Наиболее опасным видом вибрации на предприятиях гражданской авиации является локальная вибрация от ручных машин. Для нормирования и обеспечения защиты работающих от ее воздействия разработаны отраслевые нормы. Допустимые уровни виброскорости определены в зависимости от времени воздействия вибрации: для полной рабочей смены допускается  $L_v = 109$  дБ при  $f \geq 16$  Гц и  $L_v = 115$  дБ при  $f = 8$  Гц (при этом суммарное время контакта с виброинструментом должно быть не более  $2/3$  времени рабочей смены). При увеличении уровня виброскорости на каждые 6 дБ время виброопасной работы сокращается вдвое. В стандарте учитываются особенности нормирования прерывистой вибрации, а также направление ее действия.*

##### **7.4.2. Методы уменьшения вибраций.**

*Методы уменьшения вибраций:*

**а)** *в источниках основываются на уравновешивании действующих сил и моментов в машинах и механизмах, балансировке вращающихся деталей, применении материалов с повышенным внутренним трением, улучшении технологии изготовления и т.п.*

δ) Снижение уровней вибрации на пути распространения достигается применением виброизолирующих конструкций и вибродемпфирующих материалов и покрытий, а также виброгасителей. Основным показателем, определяющим качество виброизоляции, является коэффициент амортизации

$$K = \frac{1}{\sqrt{1 - (f^2/f_0^2) + f\mu^2/f_0^2}}$$

где  $f$  – частота вынуждающей силы;  $f_0$  – частота собственных колебаний в системе;  $\mu$  – коэффициент трения в системе.

Коэффициент амортизации показывает, какая доля динамической нагрузки передается на фундамент, т.е. чем ниже  $K$ , тем лучше амортизация. С целью виброизоляции устраивают разрывы между элементами конструкций или устраняют жесткие связи между ними, а также отстраивают частоты собственных колебаний систем от частот возмущающих сил. Подвеска двигателей самолетов на упругих амортизаторах обеспечивает снижение вибраций и шума в кабинах по всему спектру на 5...8 дБ.

Для вибропоглощения на вибрирующие элементы машин наносят упруговязкие материалы, обладающие большими внутренними потерями. К таким материалам относятся антивибрит, агат, сэндвичные конструкции, СКЛ-25 и др. Достигаемое таким образом снижение вибраций может составлять 2...10 дБ в области частот 31,5...8000 Гц.

Показателем качества вибропоглощающего покрытия является коэффициент потерь

$$\eta = \Delta f / f_0,$$

где  $\Delta f$  – полуширина резонансной кривой, отсчитываемая в точках, где амплитуда  $a$  колебаний спадает до  $0,707a_{\max}$ ;  $f_0$  – резонансная частота.

$$\Delta L = 20 \lg \frac{\eta_2}{\eta_1}$$

где  $\eta_1$  и  $\eta_2$  – коэффициенты потерь соответственно для металла и вибропоглощающего покрытия.

#### 1) Виброизоляция.

Вибрации от различных машин, например металлорежущих станков, компрессоров, электродвигателей, распространяются по строительным конструкциям зданий и излучаются в виде шума. Из одного помещения в другое вибрации передаются через фундаменты, трубопроводы, воздухопроводы и строительные элементы зданий.

Для снижения уровня 'излучаемого шума необходимо уменьшить амплитуду колебаний и площадь вибрирующей поверхности. Для этого вибрирующие агрегаты ставят на амортизаторы, выполненные в виде стальных пружин, прокладок из резины, пробки, асбеста, или устанавливают на специальный фундамент.

Вибрации различных трубопроводов можно ослаблять путем устройства на отдельных участках трубопровода разрывов, в которых предусматривать эластичные соединения в виде гибких виброизолирующих патрубков из резины, брезента и т. п.

## 2) Вибропоглощение.

Уменьшить амплитуды колебаний вибрирующих поверхностей машин можно путем покрытия их специальными вибропоглощающими материалами с высоким внутренним трением. Вибропоглощающие покрытия наносят не для предупреждения распространения вибраций по конструкции машин, а для ослабления их по пути распространения и в местах непосредственного излучения.

Одними из наиболее простых вибропоглощающих покрытий являются войлок, резина, рубероид, которые при помощи битума или клея накладывают в несколько слоев на излучающую поверхность. Выпускаются специальные антивибрационные мастики № 579 и 580 на битумной основе и другие, которые наносят в 2–3 слоя до толщины, вдвое превышающей толщину вибрирующей поверхности. Для экономии вибропоглощающего материала его можно наносить на места, вибрирующие с наибольшей амплитудой колебаний, которые выявляют при помощи виброизмерительной аппаратуры. При наличии на металлической пластине вибропоглощающего слоя (толщину которого целесообразно делать более чем в 2–3 раза превышающей толщину вибрирующей пластины) можно подсчитать уменьшение уровня шума, излучаемого поверхностью, покрытой вибропоглощающим материалом:

$$\Delta L = 20 \lg \left( \frac{\eta_1 + \eta_3}{\eta_1} \right) \text{ дБ.}$$

Здесь  $\eta_1$  — коэффициент потерь в металлической конструкции

(для стали  $\eta_1 \approx 10^{-2}$ );

$\eta_3$  — коэффициент потерь в металлической конструкции, облицованной вибропоглощающим материалом

$$\eta_3 = \eta_2 \frac{E_{II}}{E_M} \left( \frac{h_{II}}{h_M} \right)^2$$

$\eta_2$  – коэффициент потерь в вибропоглощающем покрытии;

$E_n$  – модуль упругости покрытия;

$h_n$  – толщина вибропоглощающего покрытия;

$E_M$  – модуль упругости металла;

$h_M$  – толщина металлического листа.

Значения  $E_n$  и  $\eta_2$  для различных вибропоглощающих покрытий приведены в таблице №9.

Таблица 9. Характеристики вибропоглощающих материалов.

Материал	Модуль упругости $\times 10^4$ кгс/м <sup>2</sup>	Коэффициент потерь $\eta_2$
Губчатая резина	257	0,15
Пенопласт ПХВ - Э	57	0,85
Волосяной войлок	420	0,23
Пробка средней твердости	2570	0,11
Стекло волокнистые плиты	13	0,05
Минеральватные плиты	15	0,04
Древесноволокнистые плиты	16	0,10

7.4.3. Средствами индивидуальной защиты от вибрации являются ботинки, рукавицы и перчатки, полностью изготовленные из виброзащитных материалов или снабженные ими в местах сопряжений с вибрирующей поверхностью. Общие технические требования к средствам индивидуальной защиты рук от вибрации изложены в ГОСТ 12.4.002-74 и отраслевых нормах.

#### 7.4.4. Организационно-профилактические мероприятия.

Профилактическая работа по снижению вредного воздействия вибраций, ультра и инфразвука на работников предприятий гражданской авиации включает организацию предварительных (при поступлении на работу) и периодических медицинских осмотров, сокращение времени работы во вредных условиях, предоставление дополнительных отпусков и проведение витаминизации работающих.

Молодежь до 18-летнего возраста и лица, имеющие медицинские противопоказания (например, выраженные заболевания органов слуха, желудка, сердечно-сосудистой и нервной системы), к работам в условиях воздействия рассматриваемых вредных факторов, превы-

шающих установленные нормы, не допускаются. Профилактические осмотры проводятся периодически, например не реже 1 раза в 12 мес, если превышение норм составляет более 20 дБ. Продолжительность непрерывной работы во вредных условиях (при разовых уровнях выше 100 дБ) в течение рабочей смены не должна превышать 6 ч, включая внутрисменные перерывы. Рекомендуются следующие внутрисменные перерывы: обеденный перерыв в середине смены не менее 40 мин; два регламентированных перерыва за смену по 20...30 мин; кратковременные перерывы в течение каждого часа по 3...5 мин. Общая продолжительность работы при воздействии вибрации не должна превышать 2/3 времени рабочей смены. Длительность однократного непрерывного воздействия вибрации, включая микропаузы, не должна превышать 15...20 мин. Для работающих должны быть организованы гидропроцедуры и ультрафиолетовые облучения после работы.

Работающим в условиях вредного воздействия шума, вибрации, ультра- и инфразвука предоставляется дополнительный отпуск до 12 рабочих дней. Им рекомендуется принимать пищу, богатую витаминами В<sub>1</sub>, В<sub>6</sub>, РР и С (овсяную крупу, молоко, морковь, яйца и др.). Организованная витаминизация работающих должна производиться 2 раза в год. Администрация предприятий гражданской авиации должна обеспечить периодический контроль характеристики шума, вибрации, ультра- и инфразвука.

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

## 8. Расчет себестоимости авиаперевозок проектируемого самолёта.

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

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

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

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

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

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

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

расчетные величины на определенное время, не зависят от изменения курса сум/USD и соответствует международным стандартам расчетов.

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

Исходными данными для расчета себестоимости летного часа ВС являются:

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

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

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

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

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

1. Взлетная масса самолёта	$m_0$	(тонна)	70,66
2. Максимальная коммерческая нагрузка	$m_{кнтах}$	(тонна)	23,75
3. Масса пустого самолёта	$m_{пуст}$	(кг)	32748
4. Расчетная дальность с максимальной коммерческой нагрузкой	$L_p$	(км)	4100
5. Крейсерская скорость	$V_{кр}$	(км/ч)	950
6. Взлетная (стартовая) тяга двигателя	$(P_{oi})$	(тонна)	11,376
7. Количество двигателей	$n_{дв}$	(шт)	2
8. Амортизационный срок службы планера	$T_c$	(час)	75000
9. Амортизационный срок службы двигателя	$T_{дв}$	(час)	25000
10. Годовой налет самолёта	$T_z$	(час)	4400
11. Коэффициент коммерческой нагрузки	$\varepsilon$	(~0,6)	0,6
12. Стоимость одной тонны топлива	$C_m$	(\$/т)	1100

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

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

$$a = \frac{C_{лч}}{\varepsilon \cdot m_{кн} \cdot V_p} = \frac{5401,74}{0,6 \cdot 23,75 \cdot 886,8} = 0,43 \text{ \$/т} \cdot \text{км} \approx 0,0508 \text{ \$/пасс} \cdot \text{км}$$

где:  $C_{лч}$  – расходы на эксплуатацию самолёта в течении одного летного часа, т.е. себестоимость летного часа,  $C_{лч} = 5401,74 \text{ \$/ч}$ ;

$m_{кн}$  – коммерческая нагрузка соответствующая данной дальности полёта,  $m_{кн} = 23,75 \text{ т}$ ;

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

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

Для приближенных расчетов можно принимать  $V_p$ :

$$V_p = \frac{V_{кр}}{1 + 0,0521 \cdot L_p^{0,2135} \cdot \frac{V_{кр}}{L_p}} = \frac{950}{1 + 0,0521 \cdot 4100^{0,2135} \cdot \frac{950}{4100}} = 886,8 \frac{\text{км}}{\text{ч}}$$

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

$L_p$  – расчетная дальность полёта, расстояние между аэропортами взлета и посадки,  $L_p = 4100 \text{ км}$ .

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

$$C_{лч} = C_{АО} + C_{ТО} + C_{ГСМ} + C_{АП} + C_{ЗП} + C_{СТР} = \\ = 1347,80 + 43,66 + 2924,07 + 449,08 + 550 + 87,13 = 5401,74 \text{ \$/ч}$$

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

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

$$= 1,05 \cdot 0,08 \cdot \left( \frac{52396800 + 2 \cdot 2 \cdot 4550504}{4400} \right) = 1347,80 \text{ \$/ч}$$

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

$$C_c = \gamma_c \cdot m_{\text{пуст}} = 1600 \cdot 32748 = 52396800 \text{ \$}$$

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

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

$$= 70660 - (23750 + 13202 + 960) = 32748 \text{ кг}$$

Для современных магистральных самолётов

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

$\kappa_2$  – число замен двигателей в течении срока эксплуатации самолёта:

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

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

$$C_{\text{дв}} = \gamma_{\text{дв}} \cdot P_{0i} = 400 \cdot 11376,26 = 4550504 \text{ \$}$$

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

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

$P_{0i}$  – взлетная (стартовая) тяга одного двигателя,  $P_{0i} = 11376,26 \text{ кг}$ ;

$T_r$  – годовой налет самолёта  $T_r = (4000 \dots 4400)$  часов = 4400 ч.

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

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

$$= \frac{20 \cdot 4584,72 + 12 \cdot 117892,8 + 3 \cdot 294732,0 + 884196,0}{75000} = 43,66 \text{ \$/ч}$$

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

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

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

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

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

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

$$C_{ACHEK} = \gamma_{AC} \cdot m_{нучст} = 0,14 \cdot 32748 = 4584,72 \text{ \$};$$

$$C_{CCHEK} = \gamma_{CC} \cdot m_{нучст} = 3,6 \cdot 32748 = 117892,8 \text{ \$};$$

$$C_{ILCHEK} = \gamma_{ILC} \cdot m_{нучст} = 9,0 \cdot 32748 = 294732,0 \text{ \$};$$

$$C_{DCHEK} = \gamma_{DC} \cdot m_{нучст} = 27,0 \cdot 32748 = 884196,0 \text{ \$};$$

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

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

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

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

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

$T_C$  – назначенный налет часов современных магистральных самолётов:

$T_C \approx 75000$  часов.

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

$$C_{ГСМ} = \frac{1,085 \cdot C_T \cdot m_{ТР}}{t_n} = \frac{1,085 \cdot 1100 \cdot 11,33}{4,62} = 2924,07 \text{ \$/ч}$$

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

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

$m_{ТР}$  – масса расходуемого топлива при полёте на расчётную дальность  $L_P$  (т),  $m_{м.р} = 11,33$  т.

$$t_n = \frac{L_P}{V_P} = \frac{4100}{886,8} \approx 4,62 \text{ ч} - \text{время полета на расчетную дальность.}$$

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

$$C_{ан} = \frac{C_{Г}^{ан} \cdot m_{кн}}{W_2 \cdot t_n} = \frac{17484,94 \cdot 23,75}{200 \cdot 4,62} = 449,08 \text{ \$/ч}$$

где:  $C_{Г}^{ан} = 17484,94 \text{ \$/ч}$  – годовые текущие затраты наземного комплекса;  
 $W_2$  – годовой объем отправок аэропорта (тонн),  $W_2 = 200$  тысяч тонн.

$$\begin{aligned} C_2^{АП} &= C_2^{УВД} + C_2^{АТБ} + C_2^{ГСМ} + C_2^{ВПП} + C_2^{пер} = \\ &= 12466,96 + 2260,38 + 2757,6 = 17484,94 \text{ \$/ч} \end{aligned}$$

где, соответственно, годовые затраты служб наземного комплекса: управление воздушным движением, авиационно-технической базы, обеспечения ГСМ, обслуживания ВПП и службы перевозок.

Затраты служб УВД, АТБ и ГСМ могут быть определены следующей зависимостью:

$$\begin{aligned} [C_2^{УВД} + C_2^{АТБ} + C_2^{ГСМ}] &= 31,44 \cdot (N_{пр})^{0,6} [5,58(N_{пр})^{0,06} + (N_{пр})^{0,38} + 1,35] = \\ &= 31,44 \cdot (200)^{0,6} [5,58(200)^{0,06} + (200)^{0,38} + 1,35] = 12466,96 \text{ \$/ч} \end{aligned}$$

где:  $N_{пр}$  – количество проведенных самолето-вылетов в год (для крупных аэропортов  $N_{пр} > 200$  тысяч).

Затраты службы по содержанию и обслуживанию ВПП можно определить зависимостью:

$$\begin{aligned} C_2^{ВПП} &\approx 5,72 \cdot 10^{-8} \left( \frac{P_{2л}}{n_k} \right)^{0,74} \cdot L_{ВПП}^{2,78} + 7,28 \cdot \left( \frac{P_{2л}}{n_k} \right)^{0,64} \cdot (N_{пр})^{0,72} = \\ &= 5,72 \cdot 10^{-8} \left( \frac{31,797}{4} \right)^{0,74} \cdot 2800^{2,78} + 7,28 \cdot \left( \frac{31,797}{4} \right)^{0,64} \cdot (200)^{0,72} = 2260,38 \text{ \$/ч} \end{aligned}$$

где:  $P_{2л} = \frac{0,9 \cdot m_0}{n_{2л}} = \frac{0,9 \cdot 70,66}{2} = 31,797 \text{ т}$  – нагрузка на главную

опору шасси;

$n_{2л}$  – количество главных опор,  $n_{2л} = 2$ ,

$n_k$  – количество колёс на главных опорах,  $n_k = 4$ ;

$L_{ВПП}$  – длина ВПП,  $L_{ВПП} = 2800 \text{ м}$ .

Затраты службы перевозок:

$$\begin{aligned} C_2^{пер} &\approx 48,27 + 0,84 \cdot W_{пасс} + 3,17(W_{ГР})^{1,12} = \\ &= 48,27 + 0,84 \cdot 1800 + 3,17(200)^{1,12} = 2757,6 \text{ \$/ч} \end{aligned}$$

где:  $W_{пасс}$  – годовой объем пассажирских перевозок ( $W_{пасс} > 1800$  тыс. чел.);  
 $W_{ГР}$  – годовой объем грузовых отправок ( $W_{ГР} > 200$  тыс. тонн).

5. Расходы на заработную плату летного состава и бортпроводников ( $C_{зп}$ ), приходящиеся на один летный час можно представить в следующем виде:

$$C_{зп} = n_{лс} \cdot ЗП_{лс}^ч + n_{бп} \cdot ЗП_{бп}^ч = 3 \cdot 100 + 5 \cdot 50 = 550 \text{ \$/ч}$$

где:  $ЗП_{лс}^ч$  - средняя часовая ставка летного состава,

$$ЗП_{лс}^ч \sim (100...150)\text{\$/ч} \approx 100 \text{ \$/ч};$$

$ЗП_{бп}^ч$  - средняя часовая ставка бортпроводников,

$$ЗП_{бп}^ч \sim (50...60)\text{\$/ч} \approx 50 \text{ \$/ч};$$

$n_{лс}; n_{бп}$  - соответственно, количество членов летного состава и бортпроводников,  $n_{лс} = 3$  чел.,  $n_{бп} = 5$  чел.

6. Расходы на страхование.

На воздушном транспорте расходы на страхование включают: страхование воздушного судна - ( $C_{СТ}^{ВС}$ ), страхование экипажей - ( $C_{СТ}^{ЭК}$ ) и страхование ответственности перед третьими лицами - ( $C_{СТ}^{ОТВ}$ )

$$C_{СТР} = \frac{C_{СТ}^{ВС} + C_{СТ}^{ЭК} + C_{СТ}^{ОТВ}}{T_{г}} = \frac{261984 + 11000 + 110400}{4400} = 87,13 \text{ \$/ч}$$

$C_{СТ}^{ВС} = k_{с} \cdot Ц_{с} = 0,005 \cdot 52396800 = 261984 \text{ \$/год}$  - годовая сумма отчисления на страхование самолёта;

$k_{СТ}$  - нормативный коэффициент страхования,  $k_{СТ} \approx 0,005$  (0,5%);

$$C_{СТ}^{ЭК} = n_{лс} \cdot C_{СТ}^{лс} + n_{бп} \cdot C_{СТ}^{бп} = 3 \cdot 2000 + 5 \cdot 1000 = 11000 \text{ \$/год}$$

где:  $C_{СТ}^{лс}$  - страховая сумма 1 члена летного состава в год,

$$C_{СТ}^{лс} \approx 2000\text{\$/год};$$

$C_{СТ}^{бп}$  - страховая сумма 1 члена бортпроводника в год,

$$C_{СТ}^{бп} \approx 1000\text{\$/год};$$

$$C_{СТ}^{ОТВ} = k_{ОТВ} \cdot N_{ПАСС}^{СР} = 920 \cdot 120 = 110400 \text{ \$/год}$$

где:  $k_{ОТВ}$  - нормативный коэффициент отчислений по ответственности перед третьими лицами, ( $k_{ОТВ} \sim 920\text{\$/пасс}$ );

$N_{ПАСС}^{СР} = 0,6 \cdot N_{ПАСС}^{max} = 0,6 \cdot 200 \approx 120$  пасс. - среднестатистическое количество пассажиров на борту самолёта.

Кроме того, определяется,

Часовой расход топлива:

$$q_T^ч = \frac{m_{mp}}{t_{\pi}} = \frac{11,33}{4,62} = 2,452 \text{ т/ч};$$

Топливная эффективность самолёта:

$$q_T = \frac{m_{mp}}{m_{кн\ max} \cdot L_p} = \frac{11,33 \cdot 10^6}{23,750 \cdot 4100} = 116,33 \text{ гр/т}\cdot\text{км};$$

$$q_T = \frac{m_{mp}}{N_{пасс.} \cdot L_p} = \frac{11,33 \cdot 10^6}{200 \cdot 4100} = 13,81 \text{ гр/пасс}\cdot\text{км}.$$

## *9. ВЫВОДЫ*

## **ВЫВОДЫ**

*В данной выпускной работе на основании статистических данных обработки самолётов-прототипов спроектирован средний магистральный пассажирский самолет, для эксплуатации его на линиях протяжённостью до  $L_p=4100$  км с пассажироместимостью 200 человек и с крейсерской экономической скоростью полета  $V_{кр}=893$  км/ч.*

*Выбрана нормальная схема низкоплана с задним расположением оперения, 3х опорным шасси и двумя ТРДД расположенные на крыле. Произведён расчёт геометрических, массовых, аэродинамических параметров самолёта.*

*Весовая отдача проектируемого самолёта равна **33,61 %** (у прототип самолётов этот показатель ниже), максимальное аэродинамическое качество  $K_{max}=19,89$  показатель топливной эффективности равен  $q_T=13,81$  гр/пасс.·км.*

*Определены силы, действующие на фюзеляж. Рассчитана на прочность конструкция фюзеляжа самолёта.*

*В разделе «Безопасность жизнедеятельности» рассмотрены вредные производственные факторы: источники вибраций, воздействие вибрации на организм человека и защита от вибраций в сборочном цехе.*

*В организационно-экономической части рассчитаны себестоимость авиаперевозок и летного часа, которые составляют  $a = 0,0508$  \$/пасс · км и  $C_{лч} = 5401,74$  \$/ч.*

## СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ и ИСТОЧНИКОВ ИНФОРМАЦИИ

1. Статья И.А. Каримова «Мировой финансово-экономический кризис, пути и меры по его преодолению в условиях Узбекистана». Газета «Народное слово». Март 2009г.

2. “Проектирование самолетов” Езер С.М., Ротин В.Е. Москва, “Машиностроение” 1986г.

3. “Конструкция самолетов” Житомирский Г.И. Москва, “Машиностроение” 1991г.

4. “Аэродинамика” Мхитарян А.М. Москва, “Машиностроение” 1986г.

5. “Сборник задач по конструкции и прочности самолетов и вертолетов” Миртов К.Д. Москва, “Транспорт” 1985г.

6. А.Х. Султанов, Д.Т. Алиакбаров. Методические указания по выполнению «Выпускной квалификационной работы» для конструкторской специализации направления образования 5520800 «Авиастроение и ракетно-космическая техника». Ташкент, 2005г.

7. Султанов А.Х., Алиакбаров Д.Т. «Расчет аэродинамических характеристик дозвуковых самолетов». Методические указания для выполнения аэродинамического раздела выпускной квалификационной работы для студентов обучающихся по конструкторскому циклу направления образования 5520800 «Авиастроение и ракетно-космическая техника». Ташкент, 2009г.

8. “Технология самолетостроения” Абидов А.Л. Москва, “Машиностроение ” 1982г.

9. “Охрана труда в Гражданской Авиации” Буриченко Л. А. Москва, “Транспорт” 1985г.

10. “Охрана труда в машиностроении” Козьяков А. Ф. Морозова Л. Л. Ленинград, “ Машиностроение ” 1987г.

11. А.Х. Султанов. Методические указания для выполнения организационно-экономического раздела ВКР конструкторской специализации направления образования 5520800 «Авиастроение и РКТ» «Методика расчета себестоимости». Ташкент, 2011г.

12. Интернет сайты: [www.maks.ru](http://www.maks.ru), [www.ato.ru](http://www.ato.ru), [www.avia.ru](http://www.avia.ru), [www.avion.ru](http://www.avion.ru), [www.airwise.com](http://www.airwise.com), [www.aircargoworld.com](http://www.aircargoworld.com), [www.airways.uz](http://www.airways.uz), [www.boeing.com/commercial/cargo](http://www.boeing.com/commercial/cargo) и т.д.