

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

**Ташкентский Государственный Технический
Университет**

Авиационный факультет

Кафедра: "Авиастроение"

"Утверждаю"

Зав. кафедрой Абдужабаров Н.А.

_____ 2014 г.
« ____ » _____

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

Руководитель: *Рахимкариев Кахрамон Абдувахобович*

Выпускник: *Бобокулов Улаш Равшанович*

Рецензент:

Ташкент 2014 год.

ТАШКЕНТСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ

Факультет: Авиация Кафедра: Авиастроение

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

“УТВЕРЖДАЮ”

Зав. кафедрой

_____ Абдужабаров Н.А.
« _____ » _____ 20__ г.

З А Д А Н И Е

на выпускную квалификационную работу

студенту: _____ Бобокүлову Улашу Равшановичу _____ .
(фамилия, имя, отчество)

1. Тема работы: "Проект дальнего магистрального пассажирского самолета"
утверждена приказом университета от «26» марта 2014 года, № 04/9-98
2. Дата сдачи выполненной работы: _____ 12.06.2014 г. _____
3. Исходные данные: Максимальная пассажировместимость $N_p=280$ чел., расчётная дальность полёта $L_p=8600$ км, сборочная единица – крыло.
4. Содержание расчётно-пояснительной записки: титульный лист, задание на выпускную квалификационную работу, оглавление, техническое задание, введение, обзор статистических данных, выбор схемы, расчёт взлётной массы и геометрических параметров самолета, расчёт центровки самолёта, аэродинамический расчёт, расчёт на прочность, обоснование выбора материалов и технологии изготовления деталей, безопасность жизнедеятельности, организационно-экономическая часть, выводы, список использованной литературы, спецификация.
5. Перечень графической части: Общий вид самолета с элементами компоновки – 2 листа, теоретический чертеж агрегата – 1 лист, сборочный чертеж – 2 листа, детализовка – 1 лист;

6. Консультанты:

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

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

КАЛЕНДАРНЫЙ ПЛАН

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

Студент:

Бобокулов У.Р.

Руководитель:

Рахимкариев К.А.

ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>стр.</i>
<i>Техническое задание на проектирование самолёта.....</i>	<i>4</i>
<i>1. Введение.....</i>	<i>10</i>
<i>2. Выбор схемы, расчет взлетной массы и геометрических параметров самолета.....</i>	<i>14</i>
<i>3. Расчет центровки самолета.....</i>	<i>34</i>
<i>4. Аэродинамический расчет.....</i>	<i>39</i>
<i>5. Расчет крыла на прочность.....</i>	<i>51</i>
<i>6. Обоснование выбора материалов и технология изготовления деталей.....</i>	<i>64</i>
<i>7. Безопасность жизнедеятельности.....</i>	<i>69</i>
<i>8. Организационно-экономическая часть.....</i>	<i>76</i>
<i>Выводы.....</i>	<i>85</i>
<i>Список использованной литературы.....</i>	<i>87</i>
<i>Спецификация к сборочному чертежу.....</i>	<i>88</i>

ТЕХНИЧЕСКОЕ ЗАДАНИЕ

НА ПРОЕКТИРОВАНИЕ

дальнего магистрального пассажирского самолета

(проект)

I. НАЗНАЧЕНИЕ САМОЛЕТА:

- 1.1. Самолет является самолетом транспортной категории по классификации Авиационных правил часть 25 «Нормы летной годности гражданских самолетов транспортной категории»
- 1.2. Самолет предназначен для перевозки пассажиров, багажа, почты и грузов на межконтинентальных воздушных трассах протяженностью до 8600 км в зависимости от коммерческой нагрузки.
- 1.3. Настоящий самолет должна предусматривать возможность его выполнения в грузовом варианте.
- 1.4. Разрабатываемый по данному ТЗ самолет должен обеспечивать минимальную себестоимость в серийном производстве, необходимый комфорт пассажирам, простым и экономичным в эксплуатации.

II. ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ.

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

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

III. ОЖИДАЕМЫЕ УСЛОВИЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ (ОУЭ)

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

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

3.2. Базирование самолета

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

3.3. Условия выполнения полетов.

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

<p><i>трассам в соответствии с действующими международными требованиями:</i></p>	<ul style="list-style-type: none"> – в условиях обледенения; – над равниной, холмистой и горной местностью; – над водным пространством; – над дезориентирной местностью.
--	--

3.3.2. Минимум видимости для взлета и посадки:

<ul style="list-style-type: none"> – для взлета – для посадки 	<ul style="list-style-type: none"> – 2500 м; – 3000 м.
---	--

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

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

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

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

<p><i>3.5.1. Назначенный, ресурс самолета:</i></p>	<p>– эксплуатация по состоянию</p>
<p><i>3.5.2. Календарный срок службы самолета</i></p>	<p>– по состоянию</p>
<p><i>3.5.3. Назначенный ресурс двигателя</i></p>	<p>– 15000 часов</p>
<p><i>3.5.4. Ресурс двигателя до капитального ремонта</i></p>	<p>– 5000 часов</p>

IV. ТРЕБОВАНИЯ К ТЕХНИЧЕСКИМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ

<p><i>4.1. Максимальная коммерческая нагрузка, т</i></p>	<p>– 33,25</p>
<p><i>4.2. Количество пассажирских мест в туристическом варианте при шаге кресел не менее 860 мм, чел</i></p>	<p>– 280</p>
<p><i>4.3. Количество пассажирских мест в смешанном варианте, чел</i></p>	<p>– 242</p>
<p><i>4.4. Максимальная крейсерская скорость, на крейсерской высоте полета 11 км, км/час</i></p>	<p>– 950</p>
<p><i>4.5. Крейсерская экономическая скорость, км/час</i></p>	<p>– 906</p>
<p><i>4.6. Практическая дальность на высоте 11 км со скоростью 906 км/час с АНЗ на 1 час полета:</i></p>	
<ul style="list-style-type: none"> – с максимальной коммерческой нагрузкой 33,25 т., км – с коммерческой нагрузкой 28,74 т. (при количестве пассажиров 242 чел), км 	<ul style="list-style-type: none"> – 8600 – 9385
<p><i>4.7. Расход топлива при полете на практическую</i></p>	<p>– 20,5</p>

*дальность 8600 км с максимальной коммерческой нагрузкой 33,25 т и крейсерской скоростью 906км/час:
г/ пасс.км*

- 4.8. Удельный расход топлива (H=11км) не более - 0,56
- 4.9. Регулярная эксплуатация самолета с максимальным взлетным весом в расчетных условиях, должно обеспечиваться на аэродромах с располагаемой длиной ВПП не менее, м - 3200
- 4.10. Скорость захода на посадку с максимальным посадочным весом, км/час, - 265
- 4.11. Состав летного экипажа, чел:
- командир корабля - 1
 - второй пилот - 1
 - бортинженер. - 1
 - бортпроводники - 8
- 4.12. Должна быть обеспечена возможность продолжения взлета, посадки и ухода на 2-ой круг одним отказавшим в момент отрыва двигателем.

V. ТРЕБОВАНИЯ К КОНСТРУКЦИИ КРЫЛА

- 5.1. Конструктивная силовая схема крыла должна быть спроектирована по принципу безопасной повреждаемости.
- 5.2. Нарботка до появления усталостных повреждений силовых элементов конструкции крыла должна быть не менее 25000 л.ч., 5000 полетов.
- 5.3. Конструкция крыла должна отвечать требованиям стратегии технического обслуживания и ремонта (ТОиР) по состоянию, без капитальных ремонтов.
- 5.4. Должны быть определены оптимальные формы, параметры и взаимное расположение механизации крыла, обеспечивающие получение заданных летных и взлетно-посадочных характеристик.
- 5.5. При выбранных параметрах необходимо определить рациональную конструктивно-силовую схему крыла, обеспечивающую его минимальную массу.
- 5.6. Все силовые элементы и узлы должны иметь достаточную прочность, т.е. выдерживать все виды нагрузок в соответствии с требованиями норм прочности.

- 5.7. Необходимо обеспечить достаточную жесткость конструкции крыла, не допускать чрезмерных и остаточных деформаций.
- 5.8. Конструкция крыла и его узлы должны быть рассчитаны на возможность применения наиболее прогрессивных и экономичных технологических процессов.
- 5.9. Жесткость конструкции крыла должна исключить возможность появления недопустимых с точки зрения аэродинамики деформаций и возникновения опасных вибраций, приводящих к разрушению конструкции крыла.
- 5.10. Обеспечить хороший доступ ко всем частям и деталям, подлежащим текущему и периодическому осмотру и обслуживанию.
- 5.11. Крыло должно быть стреловидным с тонким профилем, чтобы уменьшить сопротивление и увеличит подъемную силу.
- 5.12. Должна быть обеспечена надежность работы крыла при возможно более простом их обслуживании.

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.

В последние годы развитие гражданской авиации происходит под влиянием, так называемого «энергетического кризиса», конкретным проявлением которого является рост цен на нефть и на авиатопливо. Вследствие этого доля затрат на топливо в процессе эксплуатации самолета увеличилась в 2-3 раза от общей суммы затрат на эксплуатацию самолета.

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

Существуют следующие пути эффективности самолета:

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

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

Масса самолета может быть снижена за счет:

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

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

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

Проектно-конструкторский аспект повышения аэродинамического качества подразумевает следующие пути:

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

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.

В данной работе при разработке проекта дальнего магистрального пассажирского самолета с расчетной дальностью полета $L_p=8600$ км и числом пассажиров $N_{пас.}=280$ человек, были учтены все вышеуказанные требования к проектируемым самолетам.

На начальном этапе работы были собраны статистические данные самолетов прототипов Ил 96-300, Б-767-300 и А-310-300. После анализа летно-технических характеристик и геометрических параметров этих самолетов, были выбраны схемы и расположение основных агрегатов проектируемого самолета.

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

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

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

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

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

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

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

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

Первое – подтверждаются практически глобальные масштабы кризисных процессов, происходящих в финансово-банковской системе, неизбежность

рецессии и экономического спада, свертывание объемов инвестиционной активности, снижение спроса и сокращение объемов международной торговли, а также серьезные социальные потери, которые могут коснуться многих стран в мире.

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

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

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

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

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

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

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

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

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

И.А.Каримов

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

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

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

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

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

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

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

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

На проектируемом самолете выбрана круглая форма поперечного сечения, так как именно эта форма представляется наивыгоднейшей 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;*
- * возможность совершать посадку с планирования без участков выравнивания и выдерживания.*

После выбора схемы самолета его компоновка делается в чертежах.

2.2. Статистические данные самолетов прототипов.

Таблица №1.

№	Основные данные	Обозначение	Ед. изм.	Прототипы			Проект. самолет
				Ил 96-300	Б-767-300	А-310-300	
1	Взлетная масса	m_0	т	216	158,76	150	169,64
2	Число пассажиров	$N_{\text{пас}}^{\text{пас}}$	чел	300	328	280	280
3	Максимальная коммерческая нагрузка	$m_{\text{кн}}^{\text{кн}}$	т	40	40,23	32,95	33,25
4	Расчетная дальность полета	L_p	км	7170	9700	6900	8600
5	Крейсерская скорость	$V_{\text{кр}}$	км/ч	890	910	895	906
6	Масса топлива на L_p	m_m	т	59,01	57,06	39,95	50,72
7	Количество двигателя	$N_{\text{дв}}$	шт	4	2	2	2
8	Скорость захода на посад.	$V_{\text{з.п.}}$	км/ч	260	265	255	265
9	Длина разбега	$L_{\text{разб.}}$	м	2760	2500	2200	2412
10	Площадь крыла	$S_{\text{кр}}$	м ²	350	283,3	219	248,1
11	Удельная нагрузка на крыло	p_0	кг/м ²	617	632	685	683,8
12	Размах крыла	l_p	м	57,6	47,6	43,9	46,31
13	Удлинение крыла	λ	-	9,48	8,0	8,8	8,5
14	Стреловидность крыла	χ	°	30	31,5	28	30
15	Диаметр фюзеляжа	$D_{\text{фюз}}$	м	6,08	5,1	5,64	5,7
16	Длина фюзеляжа	$L_{\text{ф}}$	м	55,4	54,9	46,66	55,34
17	Относ. площадь ГО	$\bar{S}_{\text{ГО}}$	-	0,22	0,22	0,28	0,24
18	Относ. площадь ВО	$\bar{S}_{\text{ВО}}$	-	0,162	0,15	0,2	0,14

2.3. Определение взлетного веса самолета в первом приближении.

Взлётная масса самолёта представляет собой сумму:

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

где, соответственно массы: конструкции планера, силовой установки, оборудования и управления, топлива, коммерческой нагрузки и служебной нагрузки.

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

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

Если принять относительные массы

$$(\bar{m}_{\text{кон}} = 0,28; \bar{m}_{\text{с.у}} = 0,11; \bar{m}_{\text{об.упр}} = 0,12) = \text{const}$$

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

$$\begin{aligned} m_0^I &= \frac{m_{\text{кн}} + m_{\text{сл.н}}}{1 - (\bar{m}_{\text{кон}} + \bar{m}_{\text{с.у}} + \bar{m}_{\text{об.упр.}} + \bar{m}_m)} = \\ &= \frac{33250 + 1328}{1 - (0,28 + 0,11 + 0,12 + 0,285)} = 160828 \text{ кг} \end{aligned}$$

Масса снаряжения и служебной нагрузки:

$$m_{\text{сл.н}} = 80 \cdot N_{\text{эк}} + 1,6 \cdot N_n = 80 \cdot 11 + 1,6 \cdot 280 = 1328 \text{ кг}$$

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

N_n - число пассажиров;

$$N_{\text{эк}} = N_{\text{лпс}} + N_{\text{дп}} + 1 = 2 + 8 + 1 = 11 \text{ чел.}$$

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

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

$$N_{\text{дп}} = N_n / 40 = 280 / 35 = 8 \text{ чел.}$$

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

$$m_{\text{кн}} = 1,25(75+20)N_n = 1,25(75+20) \cdot 280 = 33250 \text{ кг.}$$

Относительная масса топлива.

$$\bar{m}_m = 1 - 0,96 \cdot e^{-\frac{C_e \cdot L_p}{V_p \cdot k_{кр}}} = 1 - 0,96 \cdot 2,72^{\frac{0,56 \cdot 8600}{906 \cdot 18,05}} = 0,285 ;$$

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

$k_{кр} = 0,95 \cdot k_{max} = 0,95 \cdot 19 = 18,05$ - аэродинамическое качество в
крейсерском режиме;

$L_p = 8600$ км - расчётная дальность;

V_p - среднерейсовая скорость.

$$V_p = \frac{L_p \cdot V_{кр}}{L_p + \Delta t \cdot V_{кр}} = \frac{8600 \cdot 950}{8600 + 0,439 \cdot 950} = 906,04 \text{ км/ч}$$

$$\Delta t = 7,7 \cdot 10^{-6} \cdot L_p + 0,373 = 0,439 \quad \text{при } L_p > 3500 \text{ км}$$

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

2.4. Определение геометрических размеров основных сборочных единиц.

Выбор параметров крыла.

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

Площадь крыла можно определить по формуле:

$$S_{кр} = \frac{m_0}{\rho_0} = \frac{160828}{670} = 240 \text{ м}^2;$$

где: m_0 - взлётная масса самолёта;

$\rho_0 = 670 \text{ кг / м}^2$ - удельная нагрузка на 1 м^2 крыла.

На основании анализа статистических данных самолётов прототипов выбираем:

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

Тогда для крыла проектируемого самолёта можно определить;
размах крыла:

$$\ell_{кр} = \sqrt{\lambda_{кр} \cdot S_{кр}} = \sqrt{8,5 \cdot 240} = 45,17 \text{ м};$$

концевую хорду:

$$b_{ки} = \frac{2 \cdot S_{кр}}{\ell_{кр} \cdot (1 + \eta_{кр})} = \frac{2 \cdot 240}{45,17 \cdot (1 + 3,5)} = 2,36 \text{ м};$$

корневую хорду:

$$b_0 = \eta_{кр} \cdot b_{ки} = 3,5 \cdot 2,36 = 8,26 \text{ м}.$$

Выбор параметров фюзеляжа.

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

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

B - ширина кресла;

n_1 - количество кресел в ряду;

b - ширина одного подлокотника кресла;

n_2 - количество подлокотников в ряду;

h - ширина прохода;

n_3 - количество проходов;

a - толщина стенок;

c - зазор до стенки.

$$B_{\phi} = 444 \cdot 8 + 50 \cdot 11 + 650 \cdot 2 + 2 \cdot (119 + 30) = 5700 \text{ мм}$$

$$d_{\phi} = 5,7 \text{ м}$$

Потребная длина пассажирской кабины определяется по формуле:

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

где $l_1 = 1200$ мм - минимальное расстояние от плоскости передней перегородки кабины до первого ряда сидений;

$l_2 = 600$ мм - минимальное расстояние от плоскости задней перегородки кабины до переднего крепления последнего ряда сидений;

$i_{\text{ряд}} = 35$ - число рядов кресел;

$t = 860$ мм - шаг кресел.

$$l_{\text{пас.каб}} = l_1 + (i_{\text{ряд}} - 1) \cdot t + l_2 = 1200 + (35 - 1) \cdot 860 + 600 = 31040 \text{ мм}$$

Удлинения носовой и хвостовой частей фюзеляжа:

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

Длина носовой и хвостовой частей фюзеляжа:

$$l_{\text{н.ч.}} = 5700 \cdot 1,5 = 8550 \text{ мм}; \quad l_{\text{хв.ч.}} = 5700 \cdot 2,5 = 14250 \text{ мм}.$$

Длина фюзеляжа:

$$L_{\phi} = l_{\text{пас.каб}} + l_{\text{н.ч.}} + l_{\text{хв.ч.}} + l_{\text{дуф.}} = 31040 + 8550 + 14250 + 1500 = 55340 \text{ мм}$$

Удлинения фюзеляжа:

$$\lambda_{\phi} = 55,34 / 5,7 = 9,71$$

Выбор параметров оперения.

Площади горизонтального и вертикального оперений можно определить из следующих выражений:

$$S_{z0}=0,24 \quad S_{кр}=0,24 \cdot 240 = 57,6 \text{ м}^2;$$

$$S_{\theta 0}=0,14 \quad S_{кр}=0,14 \cdot 240 = 33,6 \text{ м}^2.$$

Удлинения горизонтального и вертикального оперений равны:

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

Размах горизонтального оперения:

$$L_{z0} = \sqrt{\lambda_{z0} \cdot S_{z0}} = \sqrt{4 \cdot 57,6} = 15,18 \text{ м}.$$

Высота вертикального оперения:

$$h_{\theta 0} = \sqrt{\lambda_{\theta 0} \cdot S_{\theta 0}} = \sqrt{1,5 \cdot 33,6} = 7,1 \text{ м}.$$

Сужение горизонтального и вертикального оперений:

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

Концевая хорда горизонтального и вертикального оперений:

$$b_{кц}^{z0} = \frac{2 \cdot S_{Г0}}{L_{Г0} \cdot (1 + \eta_{Г0})} = \frac{2 \cdot 57,6}{15,18 \cdot (1 + 2,5)} = 2,36 \text{ м};$$

$$b_{кц}^{\theta 0} = \frac{2 \cdot S_{\theta 0}}{h_{\theta 0} \cdot (1 + \eta_{\theta 0})} = \frac{2 \cdot 33,6}{7,1 \cdot (1 + 2,5)} = 2,7 \text{ м};$$

Корневая хорда горизонтального и вертикального оперений:

$$b_o^{z0} = \eta_{z0} \cdot b_{кц}^{z0} = 2,5 \cdot 2,36 = 5,43 \text{ м};$$

$$b_o^{\theta 0} = \eta_{\theta 0} \cdot b_{кц}^{\theta 0} = 2,5 \cdot 2,7 = 6,7 \text{ м}.$$

Площади рулевых поверхностей:

$$S_{р\theta}=0,3 \quad S_{z0}=0,3 \cdot 57,6=17,3 \text{ м}^2;$$

$$S_{рн}=0,3 \quad S_{\theta 0}=0,3 \cdot 33,6=10,1 \text{ м}^2.$$

Стреловидность горизонтального и вертикального оперений:

$$\chi_{\frac{1}{4}}^{z0} = 33^{\circ};$$

$$\chi_{\frac{1}{4}}^{\theta 0} = 38^{\circ}.$$

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

2.5.1. Расчет удельной нагрузки на крыло самолета.

2.5.1.1 Удельная нагрузка на 1 м^2 крыла при взлёте в первую очередь определяется из условия обеспечения заданной скорости захода на посадку:

$$P_0^1 = \frac{c_{y, \text{max. нос}} \cdot v_{\text{зп}}^2}{30,2 \cdot (1 - \overline{m}_{\text{пр}})} = \frac{2,77 \cdot 73,6^2}{30,2(1 - 0,2728)} = 683,8 \text{ кг/м}^2,$$

где: $c_{y, \text{max. нос}} = 3,2 \cdot \cos \chi^0 = 3,2 \cdot \cos 30^\circ = 2,77$ - для крыльев имеющих предкрылок и Σ^x щелевой закрылок.

$\overline{m}_{\text{пр}} = 0,2728$ - относительная масса расходуемого в полёте топлива,
 $V_{\text{зп}} = 265 \text{ км/ч} = 73,6 \text{ м/с}$ - скорость захода на посадку.

2.5.1.2 Кроме того, удельная нагрузка на крыло определяется из условия обеспечения заданной крейсерской скорости полёта, исходя из стандартного выражения: $P = c_y \cdot q$

$$P_0^{\text{II}} = \frac{1}{(1 - 0,6 \cdot \overline{m})} \cdot c_{y, \text{кр}} \cdot \frac{\rho_H \cdot v_{\text{кр}}^2}{2} = \frac{1}{(1 - 0,6 \cdot 0,299)} \cdot 0,468 \cdot \frac{0,0371 \cdot 255,6^2}{2} = 691,2 \left[\frac{\text{кг}}{\text{м}^2} \right]$$

где: $c_{y, \text{кр}} = 0,72 \cdot c_{y, \text{крmax}}$ - коэффициент подъемной силы в крейсерском режим полета.

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

Если принять $c_{y, \text{крmax}} = 0,65$;

$$c_{y, \text{кр}} = 0,72 \cdot 0,65 = 0,468;$$

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

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

$V_{\text{кр}} = 920 \text{ км/ч} = 255,6 \text{ м/с}$ - крейсерская скорость на расчётной высоте.

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

$$p_0 = \min \left\{ \begin{matrix} p_0' \\ p_0'' \end{matrix} \right\} = 683,8 \text{ [кг/м}^2\text{]}.$$

2.5.2. Определение стартовой энерговооруженности самолетов с турбовинтовыми двигателями (ТВД).

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

$$\eta_{гн} = 0,024 \quad \text{при } n_{дв} = 2,$$

где: $\eta_{гн}$ – полный градиент набора высоты;

Q_H – угол набора высоты.

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

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

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

2.5.2.2 Стартовая тяговооружённость, при известном значении p_0 определяется из условия обеспечения заданной длины разбега, т.е. класса аэродрома базирования:

$$\begin{aligned} \bar{P}_0'' &= 1,05 \cdot \left[\frac{1,2 \cdot p_0}{c_{y, \max, \text{взл.}} \cdot L_{разд.}} + \frac{1}{2} \left(3 \cdot f_{разд.} + \frac{1}{k_{разд.}} \right) \right] = \\ &= 1,05 \cdot \left[\frac{1,2 \cdot 683,8}{2,6 \cdot \cos 30^\circ \cdot 2412} + \frac{1}{2} \cdot \left(3 \cdot 0,03 + \frac{1}{11} \right) \right] = 0,2536 \end{aligned}$$

где: $c_{y, \max, \text{взл.}} = 2,6 \cos \chi^0$ – для крыльев с Z^x щелевыми закрылками и предкрылком;

$f_{разд.} = 0,03$ – мокрое бетонное покрытие;

$L_{разд.} = 0,67 \cdot 3600 = 2412$ м – длина разбега;

$k_{разд.} = 11$ – аэродинамическое качество самолёта на разбеге.

В качестве расчётного выбирается большее из двух рассчитанных тяговооружённостей:

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

Стартовую тягу одного двигателя можно определить по формуле:

$$P_{0i} = \frac{\bar{P}_0 \cdot m_0}{n_{\text{дв}}} = \frac{0,322 \cdot 160828}{2} = 25,89 \text{ [т.с.]};$$

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

2.6. Расчет массы самолета во втором приближении.

2.6.1. Относительная масса крыла:

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

$$\bar{m}_{кр} = \frac{7 \cdot n^p \cdot m_0^{0,5} \cdot \varphi \cdot \lambda}{10^4 \cdot \rho_0 \cdot (\bar{c}_0)^{0,75} \cdot \cos^{1,5} \chi} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} \cdot \left(1 - \frac{\mu - 1}{\eta + 3} \right) + \frac{4,5 \cdot k}{\rho_0} + 0,015;$$

где: m_0 - взлётная масса самолёта в кг, $m_0 = 160828$ кг;

$$n^p = 1,5 + \frac{1685}{\rho_0 \cdot \left(\frac{1}{\cos \chi} + \frac{2}{\lambda} \right)} \geq 3,45 - \text{коэффициент расчётной}$$

перегрузки,

$$n^p = 1,5 + \frac{1685}{683,8 \cdot \left(\frac{1}{\cos 30^\circ} + \frac{2}{8,5} \right)} = 3,273,$$

условие не выполняется $3,273 \leq 3,45$, поэтому берем коэффициент расчётной перегрузки равной $n^p = 3,45$;

$\bar{c}_0 = 0,13$ - корневая относительная толщина профиля крыла;

$\rho_0 = 683,8$ кг/м² - удельная нагрузка на 1 м² крыла;

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

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

разгрузки, учитывающий наличие топлива и двигателей на крыле,

\bar{z}_m и $\bar{z}_{\text{дв}i}$ - соответственно, относительные координаты топлива и двигателей от оси самолета,

$$\bar{z}_m = \frac{2 \cdot z_m}{L_{кр}} = 0,42; \quad \bar{z}_{\partial\partial} = \frac{2 \cdot z_{\partial\partial}}{L_{кр}} = 0,4;$$

Тогда, коэффициент разгрузки равен

$$\varphi = 0,92 - 0,83 \cdot (0,42)^2 \cdot 0,285 - 3,5 \cdot [(0,4)^2 \cdot 0,0289] = 0,8621$$

Исходя из статистики, зададимся:

$\lambda = 8,5$ - удлинение крыла; $\eta = 3,5$ - сужение крыла;

μ - сужение крыла при виде спереди $\mu = \frac{\bar{c}_o}{\bar{c}_{ку}} = \frac{0,13}{0,09} = 1,444,$

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

$k = 1,6$ - крыло имеет предкрылки, интерцепторы и Z^x -щелевые закрылки.

Тогда, относительная масса крыла равна

$$\begin{aligned} \bar{m}_{кр} &= \frac{7 \cdot 3,45 \cdot \sqrt{160828} \cdot 0,68621 \cdot 8,5}{10^4 \cdot 683,8 \cdot 0,13^{0,75} \cdot \cos^{1,5} 30^\circ} \cdot \frac{3,5 + 4}{3,5 + 1} \cdot 0,93 + \frac{4,5 \cdot 1,6}{683,8} + 0,015 = \\ &= 0,11789 \end{aligned}$$

2.6.2. Относительная масса фюзеляжа:

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

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

где, m_0 - взлётная масса в кг, $m_0 = 160828$ кг;

$k_1 = 3,58 - 0,278 \cdot d_\phi = 3,58 - 0,278 \cdot 5,713 = 1,995$ - коэффициент учитывает положение двигателей, если двигатели расположены на крыле, а $d_\phi > 5$ м;

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

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

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

$i = 0,718$ - показатель степени $[i]$ учитывает размеры фюзеляжа, когда $d_\phi \geq 5,5$ м;

$\lambda = 9,71$ - удлинение фюзеляжа;

$d_\phi = 5,7$ (м) - диаметр миделевого сечения фюзеляжа.

Тогда, относительная масса фюзеляжа равна

$$\bar{m}_\phi = k_1 \lambda_\phi d_\phi^2 m_0^{-i} + k_2 + k_3 + k_4 = 1,995 \cdot 9,71 \cdot 5,7^2 \cdot 160828^{-0,718} + 0,003 = 0,11789$$

2.6.3. Относительная масса оперения:

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

Относительную массу оперения можно определить по следующей статистической формуле:

$$\bar{m}_{оп} = 0,0306 \cdot m_0^{-0,086} = 0,0306 \cdot 160828^{-0,086} = 0,01987$$

Относительная масса горизонтального оперения может быть определена по формуле:

$$\bar{m}_{z0} = \bar{m}_{оп} \cdot \frac{S_{z0}}{(S_{z0} + S_{b0})}; \quad \bar{m}_{z0} = 0,01987 \cdot \frac{57,6}{91,2} = 0,01255$$

Соответственно:

$$\bar{m}_{b0} = \bar{m}_{оп} \cdot \frac{S_{b0}}{(S_{z0} + S_{b0})}; \quad \bar{m}_{b0} = 0,01987 \cdot \frac{33,6}{91,2} = 0,00732$$

2.6.4. Относительная масса шасси:

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

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

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

$$\bar{m}_{ш} = 0,0273 + 0,0017 + 0,0091 = 0,0381$$

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);

$m_{к}$ - масса колеса (выбирается по каталогу);

n_{Σ} - суммарное количество колес на опорах шасси.

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

$$\bar{m}_{zл.ш} = \frac{2}{160828} (0,93 - 0,64 \cdot 10^{-6} \cdot 116954) (1503 + 714,5 + 350,7) = 0,0273$$

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

$$m_{расч.пос} = (m_0 - m_{м.р.}); \quad m_{расч.пос} = (160828 - 43874) = 116954 \text{ кг}$$

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

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

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

$$m_{с.эл} = 2,8 \cdot (4,14 \cdot 10^{-3} \cdot 116954 + 52,5) = 1503 \text{ кг}$$

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

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

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

$$m_{к.эл} = 1 \cdot (5,87 \cdot 10^{-3} \cdot 116954 + 28) = 714,5 \text{ кг}$$

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

шасси, при $n_{см.эл} = 2$ $k_n = 1$

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

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

$$m_m = 8 \cdot 0,28 \cdot 10^{-3} \cdot (1,296 \cdot 10^{-3} \cdot 116954 + 5) = 350,7 \text{ кг}$$

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

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

Относительная масса носовой опоры шасси:

$$\bar{m}_{н.ш} = \frac{\xi}{m_0} (m_{с.эл}^{нш} + m_{к.эл}^{нш}); \quad \bar{m}_{н.ш} = \frac{0,957}{160828} (131,5 + 154,7) = 0,0017$$

где: ξ - коэффициент учитывающий число главных стоек шасси

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

$$\xi = 0,594 + 0,31 \cdot 10^{-5} \cdot 116954 = 0,957$$

Масса силовых элементов

$$m_{с.эл}^{нш} = (1,62 \cdot P_{нш}^3 + 20) \cdot h_{см}; \quad m_{с.эл}^{нш} = (1,62 \cdot 24,56 + 20) \cdot 2,2 = 131,5 \text{ кг}$$

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

$$P_{нш}^3 \approx 0,21 \cdot 10 \cdot m_{расч.нос}; \quad P_{нш}^3 \approx 0,21 \cdot 10^{-3} \cdot 116954 = 24,56$$

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

Масса конструктивных элементов (в килограммах)

$$m_{к.эл}^{нш} = (4,1 \cdot P_{нш}^3 + 54); \quad m_{к.эл}^{нш} = (4,1 \cdot 24,56 + 54) = 154,7 \text{ кг}$$

2.6.5. 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.

2.6.6. Относительная масса оборудования и системы управления.

$$\bar{m}_{об.упр} \approx \frac{1}{m_0} (250 + 30 \cdot N_{нас}) + 0,06 = 0,012129$$

2.6.7. Относительная масса топлива.

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

$$\bar{m}_m = \bar{m}_{m.p.} + \bar{m}_{m.ан.з.} = 0,2728 + 0,0265 = 0,299$$

Аэронавигационный запас топлива можно определить приближенной зависимостью:

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

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

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

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

$$\bar{m}_{m.p.} = (\bar{m}_{m.н.} + \bar{m}_{m.кр.} + \bar{m}_{m.с.п.}) = 0,2728$$

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

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

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

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

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

$$\bar{m}_{m.кр.} = (1 - \bar{m}_{m.н.}) \cdot \left[1 - e^{-\frac{(L_p - L_{н.с}) \cdot c_e}{V_{кр} \cdot K_{кр}}} \right] = 0,2311$$

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

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

$V_{кр} \approx 920$ км/ч - крейсерская экономическая скорость полета;

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

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

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

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

2.6.8. Относительная масса коммерческой нагрузки.

$$\bar{m}_{кн} = \frac{m_{кн}}{m_0} = 0,2067$$

2.6.9. Относительная масса служебной нагрузки.

$$\bar{m}_{сл.н} = \frac{m_{сл.н}}{m_0} = 0,00826$$

Таблица 2. Сводка относительных масс агрегатов и грузов

m_0	$\bar{m}_{кр}$	$\bar{m}_{ф}$	$\bar{m}_{оп}$	$\bar{m}_{ш}$	$\bar{m}_{су}$	$\bar{m}_{од.у}$	$\bar{m}_{кн}$	$\bar{m}_{сл.н}$	\bar{m}_m	$\sum \bar{m}_i$
160828	0,11789	0,11665	0,01987	0,0381	0,0963	0,11378	0,2067	0,00826	0,299	1,016639
163504	0,11865	0,11531	0,01974	0,0379	0,0963	0,1129	0,2034	0,00812	0,299	1,011316
165354	0,11918	0,11441	0,01972	0,0377	0,0963	0,11231	0,2011	0,00803	0,299	1,00781
166646	0,11954	0,11378	0,01971	0,0376	0,0963	0,11191	0,1995	0,00797	0,299	1,005413
169640	0,12038	0,11237	0,01968	0,0374	0,0963	0,11099	0,196	0,00783	0,299	1

Строим график для определения взлетной массы.

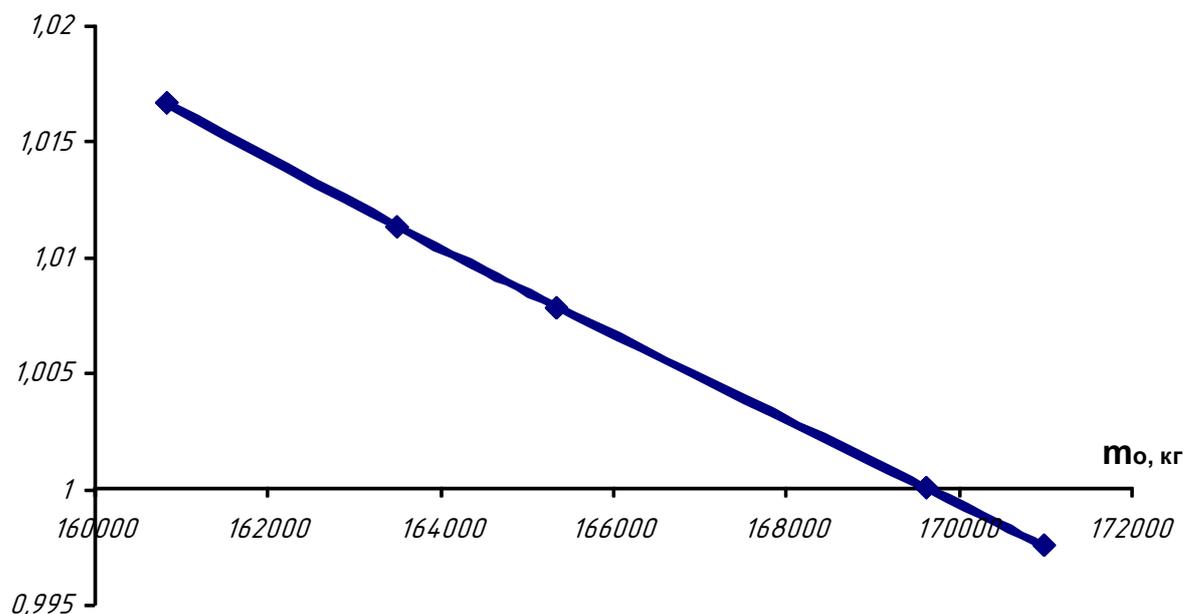


Рис.1 Определение m_0 во втором приближении

Из графика находим взлетную массу самолета во 2-м приближении: $m_0^{II} = 169640$ кг.

2.7. Пересчёт геометрических параметров самолёта.

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

**Определение геометрических параметров составного крыла,
состоящего из двух трапеций**

1. Размах крыла по основной трапеции

$$l_{кр} = \sqrt{\lambda_{кр}^{o.m} \cdot S_{кр}^{o.m}} = \sqrt{7,3 \cdot 293,8} = 46,31 \text{ м}^2;$$

где $S_{кр}^{o.m} = (1,08...1,2) \cdot S_{кр} = 1,1842 \cdot 248,1 = 293,8 \text{ м}^2;$

$$S_{кр} = \frac{169640}{683,8} = 248,1 \text{ м}^2$$

2. Концевая хорда

$$b_{кц} = \frac{2 \cdot S_{кр}^{o.m}}{l_{кр} \cdot (1 + \eta_{кр}^{o.m})} = \frac{2 \cdot 293,8}{46,31 \cdot (1 + 4,4)} = 2,35 \text{ м};$$

3. Корневая хорда

$$b_0 = \eta \cdot b_{кц} = 4,4 \cdot 2,35 = 10,34 \text{ м}$$

4. Размах до излома

$$l_u = 0,4 \cdot l_{кр} = 0,4 \cdot 46,31 = 18,52 \text{ м}$$

5. Размах концевой части

$$l_{кц} = l_{кр} - l_u = 46,31 - 18,52 = 27,79 \text{ м}$$

6. Хорда излома

$$b_u = \frac{b_0}{\eta_1} = \frac{10,34}{2} = 5,17 \text{ м}$$

7. Площадь крыла до излома

$$S_1 = \frac{b_0 + b_u}{2} \cdot \frac{l_u}{2} = \frac{10,34 + 5,17}{2} \cdot \frac{18,52}{2} = 71,82 \text{ м}^2$$

8. Площадь концевой части

$$S_2 = \frac{b_u + b_{кц}}{2} \cdot \frac{l_{кц}}{2} = \frac{5,17 + 2,35}{2} \cdot \frac{27,79}{2} = 52,23 \text{ м}^2$$

9. Фактическая площадь крыла

$$S_{кр}^\phi = 2(S_1 + S_2) = 293,8 \text{ м}^2$$

то есть $S_{кр}^\phi \approx S_{кр} = 293,8 \text{ м}^2$

10. Фактическое удлинение крыла

$$\lambda_{кр}^\phi = \frac{l_{кр}^2}{S_{кр}^\phi} = \frac{46,31^2}{248,1} = 8,645$$

11. Размах концевых крылошек

$$l_{кк} = 0,06 \cdot l_{кр} = 0,06 \cdot 46,31 = 2,779 \text{ м}$$

12. Фактический размах концевого крылошка

$$l_{\text{KK}}^{\phi} = \frac{l_{\text{KK}}}{2 \cdot \cos \psi} = \frac{2,779}{2 \cdot \cos 45} = 1,965 \text{ м}$$

где: ψ - угол поперечного - V концевых крылошек

13. Площадь концевых крылошек

$$S_{\text{KK}} \approx 2 \left(\frac{b_{\text{KC}}}{2} \cdot l_{\text{KK}}^{\phi} \right) = b_{\text{KC}} \cdot l_{\text{KK}}^{\phi} = 2,3 \cdot 1,965 = 4,617 \text{ м}^2$$

14. Общая площадь крыла

$$S_{\text{кр}}^{\Sigma} = S_{\text{кр}}^{\phi} + S_{\text{KK}} = 248,1 + 4,617 = 252,7 \text{ м}^2$$

15. Общее удлинение крыла с учетом концевых крылошек

$$\lambda_{\text{кр}}^{\text{од}} = \frac{(l_{\text{кр}} + l_{\text{KK}})^2}{S_{\text{кр}}^{\Sigma}} = \frac{(46,31 + 2,779)^2}{252,7} = 9,536$$

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

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

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

19. Размах закрылков: $l_{\text{ЭК}} \approx 33,34 \text{ м}$

20. Размах элеронов: $l_{\text{ЭЛ}} \approx 10,19 \text{ м}$

21. Размах предкрылков: $l_{\text{ПР}} \approx 41,68 \text{ м}$

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

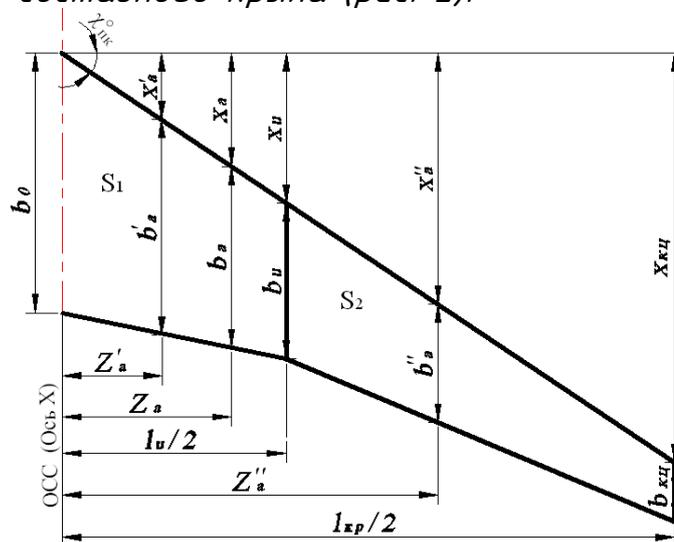


Рис. 2. К определению САХ составного крыла

САХ составного крыла:

$$b_a = \frac{b'_a \cdot S_1 + b''_a \cdot S_2}{S_1 + S_2} = 5,582;$$

$$\text{где: } b'_a = \frac{2}{3} b_0 \cdot \frac{1 + \eta_1 + \eta_1^2}{\eta_1(1 + \eta_1)} = 8,041 \text{ м};$$

$$b_a'' = \frac{2}{3} b_u \cdot \frac{1 + \eta_2 + \eta_2^2}{\eta_2(1 + \eta_2)} = 2,2 \text{ м};$$

Координата начала САХ по оси X:

$$x_a = \frac{x_a' \cdot S_1 + (x_u + x_a'') \cdot S_2}{S_1 + S_2} = 7,12 \text{ м}; \text{ где } x_a' = \frac{x_u (\eta_1 + 2)}{3 (\eta_1 + 1)} = 2,78 \text{ м};$$

$$x_a'' = \frac{x_{ку} (\eta_2 + 2)}{3 (\eta_2 + 1)} = 6,83 \text{ м}; \quad x_u = \frac{l_u}{2} \cdot \operatorname{tg} \chi_{нк}^o = 6,247 \text{ м};$$

$$x_{ку} = \frac{l_{кр}}{2} \cdot \operatorname{tg} \chi_{нк}^o = 15,62 \text{ м}; \quad \eta_2 = \frac{\eta_{o,m}}{\eta_1} = 2,2;$$

Координата САХ составного крыла по оси Z;

$$Z_a = \frac{x_a}{\operatorname{tg} \chi_{нк}^o} = 10,55 \text{ м}$$

Определение параметров ГО и ВО.

$$S_{zo} = 0,24 \cdot 248,1 = 59,54 \text{ м}^2$$

$$S_{bo} = 0,14 \cdot 248,1 = 34,73 \text{ м}^2$$

$$L_{zo} = \sqrt{4 \cdot 59,54} = 15,43 \text{ м}$$

$$h_{bo} = \sqrt{1,5 \cdot 34,73} = 7,22 \text{ м}$$

$$b_{ку}^{zo} = \frac{2 \cdot 59,54}{15,43 \cdot (1 + 2,5)} = 2,2 \text{ м}$$

$$b_{ку}^{bo} = \frac{2 \cdot 34,73}{7,22 \cdot (1 + 2,5)} = 2,75 \text{ м}$$

$$b_o^{zo} = 2,5 \cdot 2,2 = 5,5 \text{ м}$$

$$b_o^{bo} = 2,5 \cdot 2,75 = 6,875 \text{ м}$$

Стартовая тяга одного двигателя:

$$P_{oi} = \frac{\bar{P}_o \cdot m_o}{n_{дв}} = \frac{0,322 \cdot 169640}{2} = 27,312 \text{ [т.с.]};$$

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

Диаметр гондолы вентилятора и длину двигателя приближенно можно определить следующими зависимостями:

$$d_{дв} \approx 0,536 \cdot \sqrt{P_{oi}} = 2,8 \text{ м}; \quad l_{дв} \approx 2,6 \cdot d_{дв} = 7,3 \text{ м}$$

3. РАСЧЕТ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА

3. Расчет центровки самолета.

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

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

$$\bar{X}_{m.n.z} - \bar{X}_F = m_{z_{доп}}^{C_y}$$

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

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

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

3.2. 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.

$$\bar{X}_{m.n.z} = \frac{X_{m.n.z}}{b_a},$$

где $\bar{X}_{m.n.z}$ - предельно задняя центровка;

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

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

где $b_a = 5,582$ м - средняя аэродинамическая хорда крыла.

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

$$\bar{X}_F = \bar{X}_{F\delta.z0} + \Delta \bar{X}_{Fz0}; \quad \bar{X}_{F\delta.z0} \approx 0,22;$$

$$\Delta \bar{X}_{Fz0} = k_{z0} \cdot A_{z0} \cdot \frac{C_{y_{\Gamma 0}^{\alpha z0}}}{C_y} \cdot (1 - \varepsilon) \approx 0,2;$$

где $\bar{X}_{F\delta.z0}$ - координата фокуса самолёта без $\Gamma 0$;

$\Delta \bar{X}_{F.z0}$ - смещение координаты фокуса самолёта наличием $\Gamma 0$;

ε - изменение скоса потока;

k_{z0} - коэффициент торможения потока;

тогда $\bar{X}_F \approx 0,42$;

$\bar{Z}_a = 10,55$ м - положение b_a по размаху;

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

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

Тогда, координата предельно задней центровки должно быть:

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

Определяется центровка самолета по горизонтальной оси – OX (рис 3).

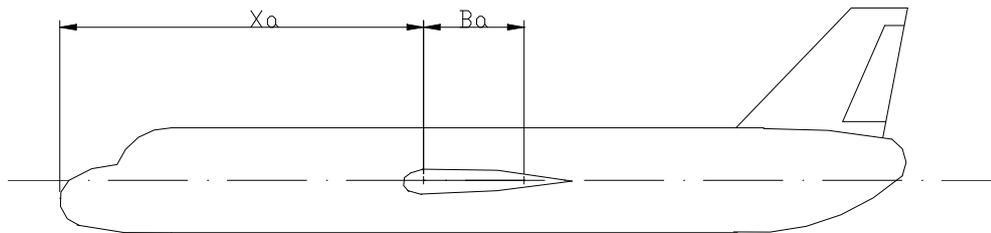


Рис. 3. Центровочная схема самолета.

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

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

При этом принимаем:

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

Центровку самолёта рассчитываем для следующих основных вариантов:

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

В результате расчетов необходимо иметь:

$$\bar{X}_{\text{Тпр.з}} \leq 0,27$$

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	20421	29,25	597316,0
Фюзеляж	19063	27,67	527480,7
Оперение	3338	52,57	175499,7
передняя опора шасси	490	5,1	2496,7
главная опора шасси	5857	30,85	180690,4
<u>2.Силовая установка</u>	16342	27,1	442865,5
<u>3.Оборудование и управление</u>	18828	27,67	520983,8
<u>4.Топливо</u>	50722,4	29,1	1476021,8
<u>5.Коммер. нагрузка</u>	33250	27,67	920035,8
<u>6.Служебная нагрузка</u>	1328,0	4	5312,0
Σ	169640		4848702,6

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

$$x = \frac{\Sigma (m_i \cdot x_i)}{\Sigma m_i} = \frac{4848702,6}{169640} = 28,58 \text{ м}$$

Значение центровки определяем по формуле:

$$\bar{X}_m = \frac{x_m - x_a}{b_a} = \frac{28,58 - 27,3}{5,582} = 0,229$$

где x_a - расстояние от начала координат до начала b_a .

Центровку самолёта рассчитываем для следующих основных вариантов:

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

$$X_T = \frac{4848702,6}{169640} = 28,58 \text{ м}$$

$$\bar{X}_T = \frac{28,58 - 27,3}{5,582} = 0,229$$

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

$$X_T = \frac{3928667}{136390} = 28,805 \text{ м}$$

$$\bar{X}_T = \frac{28,805 - 27,3}{5,582} = 0,27$$

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

$$X_T = \frac{3372681}{118918} = 28,361 \text{ м}$$

$$\bar{X}_T = \frac{28,361 - 27,3}{5,582} = 0,19$$

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

$$X_T = \frac{2452645}{85668} = 28,63 \text{ м}$$

$$\bar{X}_T = \frac{28,63 - 27,3}{5,582} = 0,238$$

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

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

$$0,27 - 0,19 = 0,08 \leq 0,2;$$

При расчёте центровки определяющим условием является:

$$\bar{X}_{\text{т.пр.э}} - \bar{X}_F \leq m_Z^{\text{сy}}$$

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

4. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ

4. Аэродинамический расчет.

Исходные данные:

1. Схема самолета в 3-х проекциях;
2. Максимальная крейсерская скорость самолета: $V_{кр.мах.} = 950$ км / ч ;
3. Крейсерская (расчетная) скорость:
$$V_{кр.} = 0,94 \cdot V_{кр.мах.} = 893 \text{ км/ч} = 248,1 \text{ м/с}$$
4. Расчетная высота крейсерского полета: $H_p = 11$ км ;
5. Взлетная масса самолета: $m_0 = 169640$ кг;
6. Площадь крыла: $S_{кр} = 248,1 \text{ м}^2$;
7. Размах крыла: $L_{кр} = 46,31$ м;
8. Относительная толщина профиля в корневом сечении крыла $\bar{c}_0 = 0,13$;
9. Относительная толщина профиля в концевом сечении крыла $\bar{c}_{кц} = 0,09$;
10. Длина фюзеляжа: $L_\phi = 55,34$ м;
11. Эквивалентный диаметр фюзеляжа: $d_\phi = 5,7$ м;
12. Удлинение фюзеляжа: $\lambda_\phi = 9,7$;
13. Площадь ГО: $S_{z0} = 59,54 \text{ м}^2$;
14. Размах ГО: $L_{z0} = 15,43$ м;
15. Относительная толщина профиля ГО: $\bar{c}_{0z0} = 0,11$;
16. Площадь ВО: $S_{в0} = 34,73 \text{ м}^2$;
17. Высота ВО: $h_{в0} = 7,22$ м;
18. Относительная толщина профиля ВО: $\bar{c}_{0в0} = 0,11$;
19. Кинематический коэффициент вязкости на H_p : ν_n , $\text{м}^2 / \text{сек}$:
$$\nu_n = \frac{1,605 \cdot 10^{-5} \cdot (1 + 0,0008 \cdot t_n)^2 \cdot \sqrt{1 + 0,0003665 \cdot t_n}}{\rho_n} = 3,9 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2 / \text{сек}$$
20. Скорость звука на расчетной высоте: a_n , км / ч :
$$a_n = 1225 \cdot \sqrt{1 - 0,02257 \cdot H_p}$$

при $H_p = 11$ км, $a_n = 1062 \text{ км / ч} = 295 \text{ м / с} = \text{const.}$;
21. Число Маха - M , соответствующее крейсерской скорости полета на расчетной высоте:
$$M = V_{кр} / a_n = 248,1 / 295 = 0,841$$
22. Температура воздуха на расчетной высоте: t_n , $^{\circ}\text{C}$:
$$t_n = 15,16 - 6,5 \cdot H_p$$

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

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

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

1. Коэффициент сопротивления крыла.

$$C_{x_{кр}} = C_{x_0} + C_{xi}$$

C_{x_0} - коэффициент вредного лобового сопротивления:

$$C_{x_0} = C_{xp} + C_{x\delta} = 0,005304 + 0,000067 = 0,005371$$

C_{xp} - коэффициент профильного сопротивления:

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

$$C_{xp} = 2 \cdot 0,001636 \cdot (1 + 3 \cdot 0,121) \cdot [1 + 0,121(5 \cdot 0,841 - 3)] \cdot 0,881 + 0,001 \cdot 0,8 = 0,005304$$

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

$$\bar{c}_{cp} = \frac{\bar{c}_0 \cdot \eta + \bar{c}_{кц}}{\eta + 1} = \frac{0,13 \cdot 3,5 + 0,09}{3,5 + 1} = 0,121$$

C_f - коэффициент трения крыла:

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

$$C_f = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,841^2)^{2/3} \cdot (\lg 145163565)^{2,58}} \times$$

$$\times \left(1 - 0,2 + \frac{40}{145163565^{3/8}} \cdot 0,2^{5/8}\right)^{4/5} = 0,001636$$

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

$$Re_{кр} = \frac{V_{кр} \cdot b_{cp}}{v_H} = \frac{248,1 \cdot 6,344}{0,000039} = 145163565$$

b_{cp} - средняя геометрическая хорда крыла:

$$b_{cp} = \frac{b_0 + b_{кц}}{2} = \frac{10,34 + 2,3}{2} = 6,344 \text{ м}$$

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

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

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

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

$$\bar{S}_{ом} = 1 - k_{инт} \cdot \bar{S}_{пф} = 1 - 0,5 \cdot 0,238 = 0,881$$

$k_{инт}$ - коэффициент интерференции;

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

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

$$\bar{S}_{пф} = S_{пф} / S_{кр} = 58,9 / 248,1 = 0,238$$

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

$$S_{пф} \approx b_0 \cdot d_\phi \approx 10,34 \cdot 5,7 = 58,9 \text{ м}^2$$

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

$C_{хв}$ - коэффициент волнового сопротивления:

при $M > M'_{крит}$:

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

$$C_{хв} = \frac{2 \cdot 3,14 \cdot 8,5 \cdot (0,121)^2 \cdot \cos^2 30}{2 + 8,5 \cdot (0,121)^{1/3} \cdot \cos^{5/3} 30} \cdot \left(\frac{0,841 - 0,79}{1,157 \cdot 0,79} \right)^3 \times \\ \times \left(4 - 3 \cdot \frac{0,841 - 0,79}{1,157 - 0,79} \right) = 0,000067$$

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

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

$$M'_{крит} = \frac{1,06}{\cos 30} \cdot \left[1 + \frac{(1,4 + 1)^{4/3} \cdot 0,121^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} 30} - \frac{(1,4 + 1)^{2/3} \cdot 0,121^{2/3}}{\cos^{1/3} 30} \right] = 0,79$$

χ_c - стреловидность по максимальной толщине профиля крыла:

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

k_c - коэффициент, учитывающий использование суперкритических профилей:

используются суперкритический профиль - $k_c \approx 1,06$;

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

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

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

$$M_{c \max} = \frac{1}{\cos 30} \cdot \left[1 + 0,4 \cdot \frac{0,121^{3/2}}{\cos^{2/3} 30} \cdot (2 - 8,5 \cdot 0,121^{2/3} \cdot \cos^{2/3} 30) \right] = 1,157$$

C_{xi} - коэффициент индуктивного сопротивления:

при $M > M'_{\text{крит}}$:

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

C_y - коэффициент аэродинамической подъемной силы;

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

$$\lambda_{\text{эф.сж}} = \frac{\lambda_{\text{эф.несж}}}{1 + \delta_{\text{сж}}} = \frac{9,08}{1 + \delta_{\text{сж}}}$$

$$\lambda_{\text{эф.несж}} = \frac{\lambda'_{\text{кр}}}{1 + \delta_{\text{несж}}} = \frac{9,99}{1 + 0,1001} = 9,08$$

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

$$\lambda'_{\text{кр}} = \frac{(l'_{\text{кр}})^2}{S_{\text{кр}}^{\Sigma}} = \frac{50,24}{252,7} = 9,99$$

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

$$l'_{\text{кр}} \approx l_{\text{кр}} + 2 \cdot l_{\text{кк}}^{\phi} = 46,31 + 2 \cdot 1,965 = 50,24 \text{ м}$$

$S_{\text{кк}}$ - площадь концевой крылышка, м²:

$$S_{\text{кк}} = 4,617 \text{ м}^2$$

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

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

$$\delta_{\text{несж}} = 0,02 \cdot \frac{9,99}{\cos 30} \cdot \left(3,1 - \frac{14}{3,5} + \frac{20}{3,5^2} - \frac{8}{3,5^3} \right) = 1,001$$

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

$$\delta_{\text{сж}} = \begin{cases} \lambda'_{\text{кр}} \cdot \bar{c}_{\text{ср}}^{-1/3} \cdot (M - M''_{\text{крит}})^3 = 4,65 \cdot (0,841 - M''_{\text{крит}})^3 & \text{при } 1 > M > M'_{\text{крит}} \\ 0 & \text{при } M \leq M'_{\text{крит}} \end{cases}$$

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

$$M''_{\text{крит}} = M'_{\text{крит}} - C_y^{3/2} \cdot \bar{c}_{\text{ср}}^{-1/2} = 0,841 - C_y^{3/2} \cdot 0,121^{1/2} = 0,841 - 0,348 \cdot C_y^{3/2}$$

2. Коэффициент сопротивления фюзеляжа.

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

$$C_{x\phi} = 0,00096 \cdot 1,086 \cdot 1,014 \cdot 796,7 / 25,5 + 0,04156 + 0,02654 = 0,101147$$

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

$$S_{ом.\phi} = 2,85 \cdot l_{\phi} \cdot \sqrt{S_{м.\phi}} = 2,85 \cdot 55,34 \cdot \sqrt{25,5} = 796,7 \text{ м}^2$$

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

$$S_{м.\phi} = \frac{\pi \cdot d_{\phi}^2}{4} = \frac{\pi \cdot 5,7^2}{4} = 25,5 \text{ м}^2$$

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

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

$$C_{f\phi} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,841^2)^{2/3} \cdot (\lg 351756293)^{2,58}} = 0,00096$$

Re_{ϕ} - число Рейнольдса для фюзеляжа:

$$Re_{\phi} = \frac{V_{кр} \cdot l_{\phi}}{v_{н}} = \frac{248,1 \cdot 55,34}{0,000039} = 351756293$$

η_c - коэффициент, учитывающий удлинение:

$$\eta_c = 1,28 - 0,02 \cdot \lambda_{\phi} = 1,28 - 0,02 \cdot 9,7 = 1,086$$

η_m - коэффициент, учитывающий крейсерскую скорость:

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

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

$$\Delta C_{x\phi i} = 4 \cdot 10^{-4} \cdot V_{\phi}^{2/3} = 4 \cdot 10^{-4} \cdot 1059,1^{2/3} = 0,04156$$

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

$$V_{\phi}^m = k_{\phi} \cdot \frac{\pi \cdot d_{\phi}^2}{4} \cdot l_{\phi} = 0,7 \cdot \frac{3,14 \cdot 5,7^2}{4} \cdot 55,34 = 1059,1 \text{ м}^3$$

$k_{\phi} = 0,7$ - коэффициент формы фюзеляжа;

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

$$\Delta C_{x\phi \bar{a}} = 0,00104 \cdot S_{м.\phi} = 0,00104 \cdot 25,5 = 0,02654$$

3. Коэффициент сопротивления ГО.

$$C_{xzo} = C_{x0zo} + C_{xi zo}$$

C_{x0zo} - коэффициент вредного лобового сопротивления ГО:

$$C_{x0zo} = C_{xpzo} + C_{xvzo} = 0,005789 + 0,0000035 = 0,0057925$$

C_{xpzo} - коэффициент профильного сопротивления ГО:

$$C_{xpzo} = 2 \cdot C_{fzo} \cdot (1 + 3 \cdot \bar{c}_{cpzo}) \cdot [1 + \bar{c}_{cpzo} (5M - 3)] \cdot \bar{S}_{омzo} + 0,001 \cdot \bar{l}_{ш}$$

$$C_{xр20} = 2 \cdot 0,00242 \cdot (1 + 3 \cdot 0,101) \cdot [1 + 0,101(5 \cdot 0,841 - 3)] \cdot 0,7 + 0,001 \cdot 0,8 = 0,005789$$

$\bar{c}_{ср20}$ - средняя относительная толщина ГО:

$$\bar{c}_{ср20} = \frac{\bar{c}_{020} \cdot \eta_{20} + \bar{c}_{кц20}}{\eta_{20} + 1} = \frac{0,11 \cdot 2,5 + 0,08}{2,5 + 1} = 0,101$$

$\bar{S}_{ом20}$ - относительная омываемая поверхность ГО:

$$\bar{S}_{ом20} = 1 - k_{инт} \cdot \bar{S}_{пф,20} = 1 - 0,8 \cdot 0,369 = 0,7$$

$k_{инт}$ - коэффициент интерференции:

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

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

$$\bar{S}_{пф,20} = S_{пф,20} / S_{20} = 21,9 / 59,54 = 0,369$$

$S_{пф,20}$ - площадь подфюзеляжной части ГО, определяется по чертежу вид сверху;

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

C_{f20} - коэффициент трения ГО:

$$C_{f20} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg Re_{20})^{2,58}} \cdot \left(0,95 + \frac{6,1506}{Re_{20}^{3/8}}\right)^{4/5} = 0,00242$$

Re_{20} - число Рейнольдса для ГО:

$$Re_{20} = \frac{V_{кр} \cdot b_{ср,20}}{v_H} = \frac{248,1 \cdot 3,85}{0,000039} = 24471440$$

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

$$b_{ср,20} = \frac{b_0^{20} + b_{кц}^{20}}{2} = \frac{5,5 + 2,2}{2} = 3,85 \text{ м}$$

$C_{хв20}$ - коэффициент волнового сопротивления ГО:

если $M > M'_{20}$:

$$C_{хв20} = \frac{2 \cdot \pi \cdot \lambda_{20} \cdot (\bar{c}_{ср20})^2 \cdot \cos^2 \chi_{20}}{2 + \lambda_{20} \cdot (\bar{c}_{ср20})^{1/3} \cdot \cos^{5/3} \chi_{20}} \cdot \left(\frac{M - M'_{20}}{M_{с\max20} \cdot M'_{20}}\right)^3 \cdot \left(4 - 3 \cdot \frac{M - M'_{20}}{M_{с\max20} - M'_{20}}\right)$$

$$C_{хв20} = \frac{2 \cdot 3,14 \cdot 4 \cdot (0,101)^2 \cdot \cos^2 33}{2 + 4 \cdot (0,101)^{1/3} \cdot \cos^{5/3} 33} \cdot \left(\frac{0,841 - 0,801}{1,213 \cdot 0,801}\right)^3 \times \\ \times \left(4 - 3 \cdot \frac{0,841 - 0,801}{1,213 - 0,801}\right) = 0,0000035$$

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

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

$$M'_{20} = \frac{1}{\cos 33} \cdot \left[1 + \frac{(1,4+1)^{4/3} \cdot 0,101^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} 33} - \frac{(1,4+1)^{2/3} \cdot 0,101^{2/3}}{\cos^{1/3} 33} \right] = 0,801$$

k_c - коэффициент, учитывающий использование суперкритических профилей:

- используется обычный профиль $k_c = 1$.

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

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

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

$$M_{c \max 20} = \frac{1}{\cos 33} \cdot \left[1 + 0,4 \cdot \frac{0,101^{3/2}}{\cos^{2/3} 33} \cdot \left(2 - 4 \cdot 0,101^{1/3} \cdot \cos^{2/3} 33 \right) \right] = 1,214$$

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

$C_{x' 20}$ - коэффициент индуктивного сопротивления ГО:

при $M > M'_{20}$:

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

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

$$C_{y 20} = 0,01 \cdot C_y$$

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

$$\lambda_{эф.сж.20} = \frac{\lambda_{эф.несж.20}}{1 + \delta_{сж.20}} = \frac{3,93}{1 + \delta_{сж.20}}$$

$$\lambda_{эф.несж.20} = \frac{\lambda_{20}}{1 + \delta_{несж.20}} = \frac{4}{1 + 0,0179} = 3,93$$

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

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

$$\delta_{несж.20} = 0,02 \cdot \frac{4}{\cos 33} \cdot \left(3,1 - \frac{14}{2,5} + \frac{20}{2,5} - \frac{8}{2,5} \right) = 0,0179$$

4. Коэффициент сопротивления ВО.

$$C_{x \text{ во}} = C_{x0 \text{ во}} = C_{xp \text{ во}} + C_{xb \text{ во}} = 0,006465$$

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

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

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

$$C_{xp \text{ во}} = 2 \cdot 0,00194 \cdot (1 + 3 \cdot 0,101) \cdot [1 + 0,101(5 \cdot 0,841 - 3)] \cdot 1 + 0,001 \cdot 0,8 = 0,006465$$

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

$$\bar{c}_{срво} = \frac{\bar{c}_{0 \text{ во}} \cdot \eta_{во} + \bar{c}_{кц \text{ во}}}{\eta_{во} + 1} = \frac{0,11 \cdot 2,5 + 0,08}{2,5 + 1} = 0,101$$

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

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

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

$$C_{f \text{ во}} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg Re_{во})^{2,58}} \cdot \left(0,95 + \frac{6,1506}{Re_{во}^{3/8}} \right)^{4/5} = 0,00194$$

$Re_{во}$ - число Рейнольдса для ВО:

$$Re_{во} = \frac{V_{кр} \cdot b_{ср.во}}{v_{н}} = \frac{248,15 \cdot 4,813}{0,000039} = 110121480$$

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

$$b_{ср.во} = \frac{b_0^{во} + b_{кц}^{во}}{2} = \frac{6,875 + 2,75}{2} = 4,813 \text{ м}$$

$C_{xb \text{ во}}$ - коэффициент волнового сопротивления ВО:

при $M < M'_{во}$:

$$C_{xb \text{ во}} = 0$$

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

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

$$M'_{во} = \frac{1}{\cos 38} \cdot \left[1 + \frac{(1,4 + 1)^{4/3} \cdot 1,01^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} 38} - \frac{(1,4 + 1)^{2/3} \cdot 1,01^{2/3}}{\cos^{1/3} 38} \right] = 0,846$$

k_c - коэффициент учитывающий использование суперкритических профилей:

- используется обычный профиль $k_c = 1$.

$\varepsilon = 1,4$ - показатель адиабаты воздуха;

5. Коэффициент сопротивления гондол двигателей.

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

$$C_{x2} = 2 \cdot (0,00131 \cdot 1,228 \cdot 1,014 \cdot 51,53 / 6,16 + 0,00435 + 0,00641) = 0,04882$$

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

$$S_{\text{ом.2}} = 2,85 \cdot l_2 \cdot \sqrt{S_{\text{м.2}}} = 2,85 \cdot 7,28 \cdot \sqrt{6,16} = 51,53 \text{ м}^2$$

$S_{\text{м.2}}$ - площадь миделя гондолы:

$$S_{\text{м.2}} = \frac{\pi \cdot d_{2.3}^2}{4} = \frac{3,14 \cdot 2,8^2}{4} = 6,16 \text{ м}^2$$

l_2 - длина гондолы;

$d_{2.3}$ - эквивалентный диаметр гондолы;

C_{f2} - коэффициент трения для гондолы:

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

$$= \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot 0,847^2)^{2/3} \cdot (\lg 46292859,1)^{2,58}} = 0,00131$$

Re_2 - число Рейнольдса для гондолы двигателя:

$$Re_2 = \frac{V_{\text{кр}} \cdot l_2}{\nu_H} = \frac{248,1 \cdot 7,28}{0,000039} = 46292859,1$$

η_c - коэффициент, учитывающий удлинение:

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

λ_2 - удлинение гондолы: $\lambda_2 = l_2 / d_{2.3} = 2,6$;

η_M - коэффициент, учитывающий крейсерскую скорость:

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

ΔC_{x2i} - дополнительное индуктивное сопротивление:

$$\Delta C_{x2i} = 4 \cdot 10^{-4} \cdot V_2^2 / 3 = 4 \cdot 10^{-4} \cdot 35,9^2 / 3 = 0,00435$$

V_2 - объем гондолы, м^3 :

$$V_2 = k_2 \cdot \frac{\pi \cdot d_{2.3}^2}{4} \cdot l_2 = 0,8 \cdot \frac{3,14 \cdot 2,8^2}{4} \cdot 7,28 = 35,9 \text{ м}^3;$$

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

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

$$\Delta C_{x2\partial} = 0,00104 \cdot S_{\text{м.2}} = 0,00641$$

6. Коэффициент сопротивления самолета в целом.

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

C_{xc} - коэффициент сопротивления самолета в целом.

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

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

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

$$\sum C_{xв} = C_{xв\text{кр}} + (C_{xв\text{зо}} \cdot S_{zo} + C_{xв\text{во}} \cdot S_{во}) / S_{кр} = 0,000068$$

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

$$\sum C_{xp} = C_{xp\text{кр}} + (C_{xp\text{зо}} \cdot S_{zo} + C_{xp\text{во}} \cdot S_{во} + C_{xp\phi} \cdot S_{м.ф} + C_{xpz} \cdot S_{м.z}) / S_{кр}$$

$$\sum C_{xp} = 0,019214$$

Вычисления удобно вести в таблицу

таблица 4

C_y	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6
C_y^2	0	0,01	0,04	0,09	0,16	0,25	0,36
$\sum C_{xi}$	0	0,00035	0,00140	0,00316	0,00561	0,00878	0,01266
$C_{x.c}$	0,01928	0,01963	0,02069	0,02244	0,02490	0,02806	0,03194
K	0	5,09	9,67	13,37	16,07	17,82	18,79

C_y	0,7	0,8	0,9	1	1,1	1,2	1,3
C_y^2	0,49	0,64	0,81	1	1,21	1,44	1,69
$\sum C_{xi}$	0,01728	0,02272	0,02913	0,03683	0,04641	0,05897	0,07636
$C_{x.c}$	0,03656	0,04200	0,04841	0,05611	0,06569	0,07825	0,09564
K	19,14	19,05	18,59	17,82	16,74	15,34	13,59

На поляре можно определить следующие характерные параметры:

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

$$C_{y\text{кр max}} = \frac{2 \cdot 0,95 \cdot m_0}{\rho_H \cdot V_{кр}^2 \cdot S_{кр}} = \frac{2 \cdot 0,95 \cdot 169640}{0,0371 \cdot 248,1^2 \cdot 248,1} = 0,57;$$

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

$$C_{y\text{кр min}} = \frac{2 \cdot 1,05 \cdot m_{\text{пос}}}{\rho_H \cdot V_{кр}^2 \cdot S_{кр}} = \frac{2 \cdot 1,05 \cdot 123362}{0,0371 \cdot 248,1^2 \cdot 248,1} = 0,46;$$

где: $m_{\text{пос}} = (m_0 - m_{т.р})$ - посадочная масса самолета;

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

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

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

$$C_{y\ ср} \approx 0,5 \cdot (C_{y\ кр\ max} + C_{y\ кр\ min}) = 0,5 \cdot (0,57 + 0,46) = 0,515$$

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

$$K_{max} = \left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{max} = \frac{C_{y\ Kmax}}{C_{x\ Kmax}} = \frac{0,71}{0,03707} = 19,15 - \text{максимальное значение аэродинамического качества самолета.}$$

$$K_{ср} = \left(\frac{C_{y\ ср}}{C_{x\ ср}} \right) = \frac{0,515}{0,0286} = 18,01 - \text{среднее значение аэродинамического качества самолета при полете на расчетную дальность.}$$

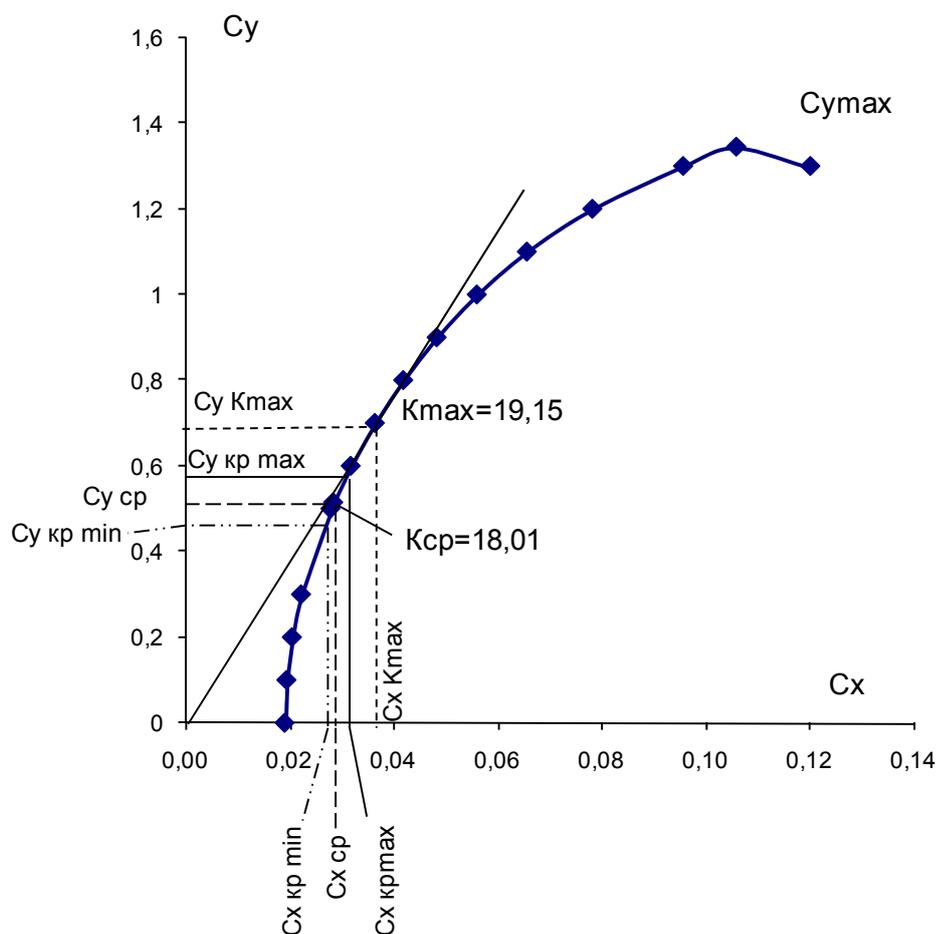


Рис.4 Поляра самолета для $M_{кр}=0,841$

5. РАСЧЕТ КРЫЛА НА ПРОЧНОСТЬ

5. Проектировочный расчет крыла на прочность

5.1. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВНЕШНИХ НАГРУЗОК, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА КРЫЛО.

5.1.1. Распределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла.

При полете самолета на больших углах атаки (расчетный случай А) распределение аэродинамической нагрузки, действующей по оси ОУ, производится пропорционально относительно циркуляции плоского крыла

$$q_{азр}^p = \frac{G_0 \cdot n_y^3 \cdot f}{L} (\bar{\Gamma}_n + \Delta\bar{\Gamma}_{стр}) = \frac{169640 \cdot 2,3 \cdot 1,5}{46,31} (\bar{\Gamma}_n + \Delta\bar{\Gamma}_{стр})$$
$$= 12637,5 \cdot (\bar{\Gamma}_n + \Delta\bar{\Gamma}_{стр}) ,$$
$$\Delta\bar{\Gamma}_{стр} \approx \Delta\bar{\Gamma}_{45} \cdot \frac{\chi^\circ}{45^\circ}$$

где G_0 – взлетный вес самолета;

n_y^3 – эксплуатационная перегрузка по оси У, $n_y^3=2,3$;

f – коэффициент безопасности ($f=1,5$ для случая А)

L – размах крыла.

χ – угол стреловидности крыла в градусах по линии 1/4 хорд;

$\Delta\bar{\Gamma}_{45}$ – изменение относительной циркуляции по размаху крыла при угле стреловидности.

5.1.2. Распределение массовых (инерционных) нагрузок по размаху крыла.

Массовые нагрузки от собственного веса конструкции крыла можно приблизительно распределять по размаху пропорционально хордам крыла.

$$q_{кр}^p = \frac{G_{кр} \cdot n_y^3 \cdot f}{S} \cdot b_{сеч} = \frac{20421 \cdot 2,3 \cdot 1,5}{248,1} \cdot b_{сеч} = 284 \cdot b_{сеч}$$

где $b_{сеч}$ – хорда сечения крыла, в котором определяется погонная массовая нагрузка от собственного веса крыла;

S – площадь крыла;

$G_{кр}$ – вес крыла;

Массовые силы от веса топлива следует распределять в виде погонных нагрузок по длине тех участков, которые заняты под баки. Распределение нагрузок по сечениям производится пропорционально ширине бакового отсека

$$q_m^p = \frac{G_m \cdot n_y^3 \cdot f}{S_\delta} \cdot b_{\text{сеч.}\delta} = \frac{50722 \cdot 2,3 \cdot 1,5}{109,3} \cdot b_{\text{сеч.}\delta} = 1600,9 \cdot b_{\text{сеч.}\delta}$$

где $b_{\text{сеч.}\delta}$ - хорда сечения бакового отсека;

S_δ - площадь бака в плане;

G_m - вес топлива в рассматриваемом баке;

5.1.3. Построение эюр перерезывающих сил и изгибающих моментов.

Построение эюр по размаху рассмотрим, представляя крыло как двухопорную балку с консолями, нагруженную распределенными и сосредоточенными силами.

Опорами в выбранной нами расчетной схеме являются узлы крепления к фюзеляжу.

Реакции опор определяется так:

$$R_\phi^p = \frac{1}{2} \cdot n_y^3 \cdot f \cdot (G_0 - G_{кр} - G_m - \sum_{i=1}^k G_{zpi}) =$$

$$= \frac{1}{2} \cdot 2,3 \cdot 1,5 \cdot (169640 - 20421 - 50722 - 5857 - 16342) = 130823,6 \text{ даН}$$

где k - число сосредоточенных грузов, расположенных в крыле или подвешенных к крылу.

Эюры $Q_{ру}$ и $M_{рх}$ нужно строить от суммарной погонной нагрузки, с учетом сосредоточенных сил, которая определяется так:

$$q_\Sigma^p = q_{\text{аэр}}^p - q_{\text{кр}}^p - q_m^p$$

Нагрузка от сосредоточенных сил определяется так:

$$G_{zp}^p = G_{zp} \cdot n_y^3 \cdot f$$

Используя известные дифференциальные зависимости:

$$q = \frac{dQ}{dt} ; Q = \frac{dM}{dz}$$

Можно получить выражение для Q_y и M_x любого сечения крыла с учетом сосредоточенных сил:

$$Q_y^P = \int_{L/2}^z q_{\Sigma}^P dz - \sum_{i=1}^n G^P_{zpi} ; \quad M_x^P = \int_{L/2}^z Q_y^P dz$$

Результаты вычислений заносятся в таблицу 5.

Таблица 5.

$\frac{2z}{L}$	$\bar{\Gamma}_n$	$\bar{\Delta\Gamma}_{45}$	$\bar{\Delta\Gamma}_{стр}$	$\bar{\Gamma}_{\Sigma}$	$b_{сеч}$	$q_{аэр}$	$q_{кон}$	$b_{м.отс}$	$q_{толл}$	q_{Σ}
-	-	-	-	-	м	даН/м	даН/м	м	даН/м	даН/м
0,0	1,3435	-0,30	-0,2000	1,1435	10,34	14450,96	2935,73	4,652	7447,90	4067,33
0,1	1,3298	-0,23	-0,1533	1,1765	9,025	14867,57	2562,70	4,061	6501,54	5803,33
0,2	1,2908	-0,15	-0,1000	1,1908	7,711	15048,71	2189,68	3,47	5555,18	7303,85
0,3	1,2228	-0,08	-0,0533	1,1695	6,397	14779,11	1816,65	2,879	4608,82	8353,64
0,4	1,1484	0	0	1,1484	5,084	14512,88	1443,63	2,288	3662,46	9406,79
0,5	1,0570	0,05	0,0333	1,0903	4,628	13779,06	1314,22	2,083	3334,17	9130,67
0,6	0,9511	0,10	0,0667	1,0178	4,172	12862,00	1184,82	1,878	3005,88	8671,30
0,7	0,8583	0,16	0,1067	0,9650	3,717	12194,74	1055,42	1,673	2677,58	8461,74
0,8	0,7430	0,17	0,1133	0,8563	3,261	10821,89	926,02	1,467	2349,29	7546,58
0,9	0,59	0,15	0,1	0,69	2,805	8719,86	796,62	1,262	2021	5902,24
1,0			0	0	2,3	0	667,213		0	-667,21

продолжение таблицы 5.

q_{cp}	ΔZ	ΔQ_y^p	Q_y^p	$\Sigma G_{эpi}$	Q_y^p <i>ср</i>	ΔM_{xi}^p	M_x
$\partial aH/M$	M	∂aH	∂aH	∂aH	∂aH	$\partial aH * M$	$\partial aH * M$
			-2029,2				1071989,2
4935,33	2,316	11428,08	-13457,3	130823,6	-8757,9	-20279,4	1092268,5
6553,59	2,316	15175,27	117366,3		44366,9	102734,4	989534,1
			102191,1	10103,4			
7828,75	2,316	18127,97	112294,5		98178,8	227339,4	762194,7
			94166,5				
8880,22	2,316	20562,72	73603,8	28471,7	83885,2	194241,6	567953,1
			102075,5				
9268,73	2,316	21462,35	80613,1		77108,5	178549,7	389403,4
8900,99	2,316	20610,82	60002,3		70307,7	162802,1	226601,2
8566,52	2,316	19836,34	40166,0		50084,2	115973,1	110628,1
8004,16	2,316	18534,16	21631,8		30898,9	71548,4	39079,7
6724,41	2,316	15570,81	6061,0		13846,4	32062,3	7017,3
2617,51	2,316	6061,03	0		3030,5	7017,3	0

В таблице: $\bar{\Gamma}_z = \bar{\Gamma}_n + \Delta\bar{\Gamma}_{спр}$, Δz - длина участков, на которые разбивается полуразмах крыла.

Для каждого участка находят приращение перерезывающей силы:

$$\Delta Q_y^p = \left(\frac{Q_{y\ i}^p + Q_{y\ i+1}^p}{2} \right) \cdot \Delta z$$

Суммируя значения ΔQ_{yi}^p от свободного конца получим величину перерезывающей силы в продольном сечении крыла с учетом сосредоточенных сил и реакций фюзеляжа.

$$Q_y^p = \sum_{i=1}^m \Delta Q_{yi}^p - \sum_{i=1}^n G_{зpi}^p - R_\phi^p, \quad 1 < m \leq n$$

Можно поступать и другим способом, т.е. сначала Q_y^p определять без учета сосредоточенных сил и реакций фюзеляжа, а учет вводить прямо в эпюру и данные для столбца таблицы $Q_{y\ ucm}^p$ с учетом сосредоточенных сил заносить из эпюры и далее расчет вести для M_{rx} уже с учетом сосредоточенных сил.

Определение M_{rx} для любого сечения крыла, производится аналогично определению Q_y^p .

$$\Delta M_{xi}^p = \left(\frac{Q_{y\ i}^p + Q_{y\ i+1}^p}{2} \right) \cdot \Delta z, \quad M_{xm}^p = \sum_{i=1}^m \Delta M_{xi}^p, \quad 1 < m \leq n$$

Зная величины $Q_{y\ i}$ и $M_{rx\ i}$ строим эпюры перерезывающих сил и изгибающих моментов по размаху крыла.

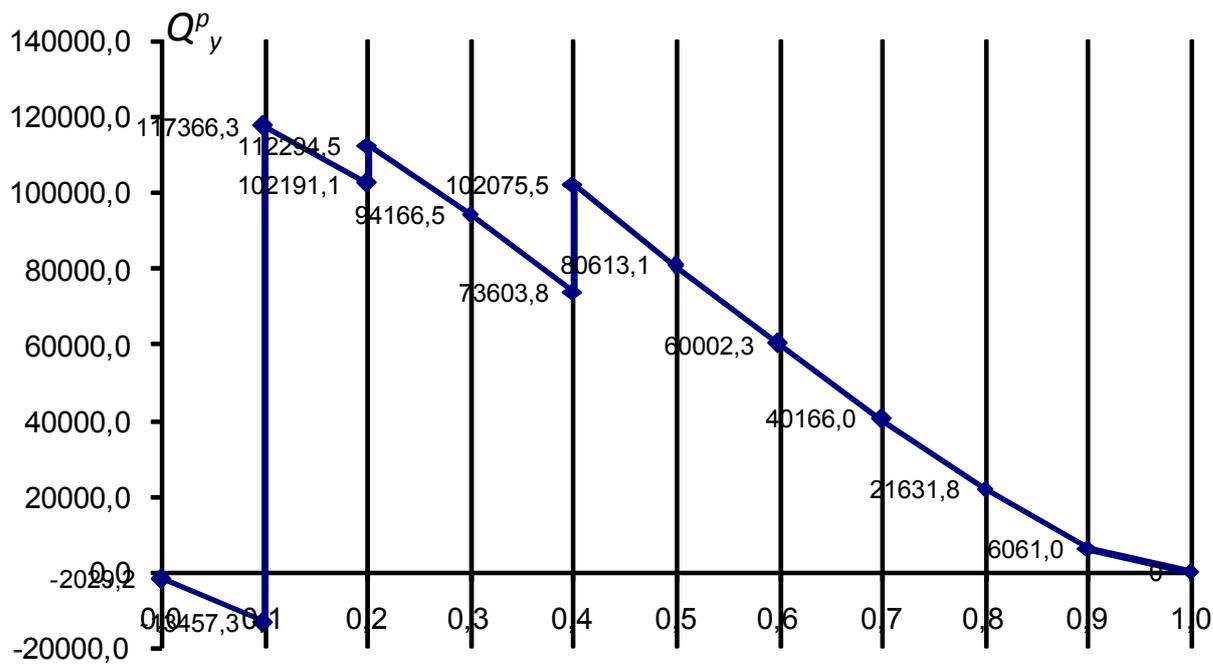


Рис. 5. Эюра перерезывающих сил « Q »

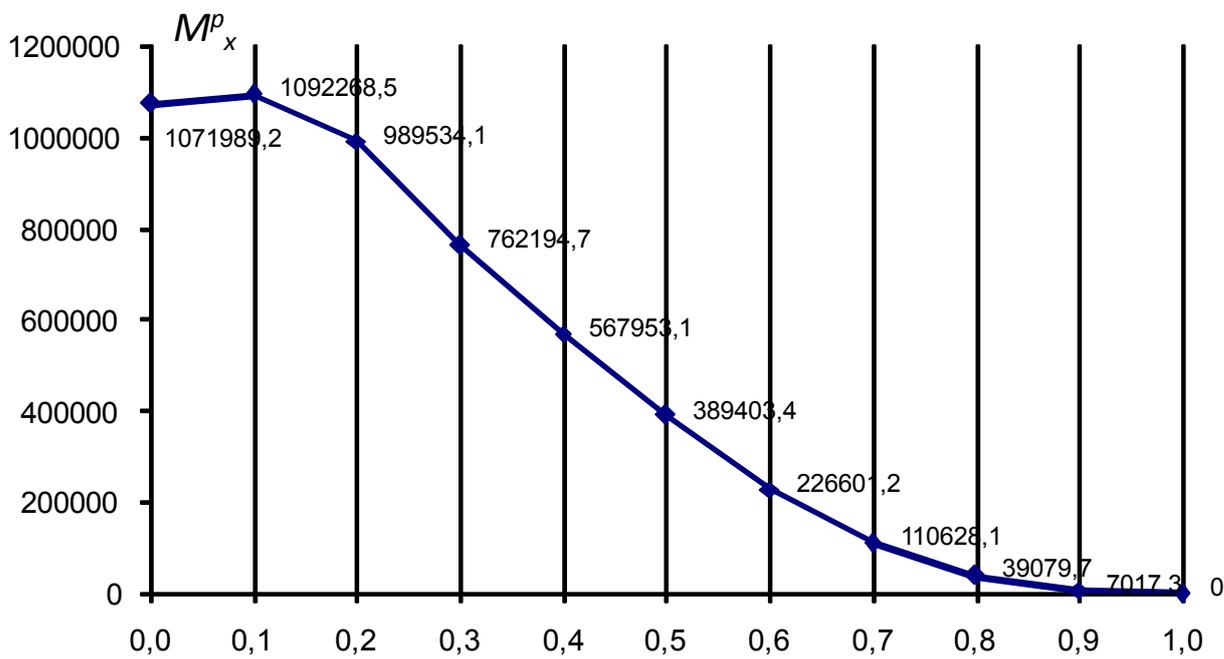


Рис. 6. Эюра изгибающих моментов « M_x »

5.2. ПРОЕКТИРОВОЧНЫЙ РАСЧЕТ КРЫЛА САМОЛЕТА.

Определяем требуемые площади поперечного сечения продольного набора и толщины обшивки крыла.

Для этих расчетов необходимы значения Q_y^p и M_{rx} в расчетном сечении, которые снимаются с соответствующих эюр (в качестве расчетного сечения берем 3 по оси Z).

Построим сечение профиля с помощью данных таблицы 6.

Таблица 6.

$x\%$	0	1,25	2,5	5,0	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
$y_1\%$	0	2,23	3,11	4,51	5,18	5,86	6,89	7,54	7,88	8,0	7,77	7,14	6,21	5,02	3,62	2,0	1,09	0
$y_2\%$	0	1,57	2,16	2,85	3,26	3,52	3,82	3,94	3,99	4,0	3,84	3,45	2,82	2,31	1,63	0,91	0,52	0

Расчет сечения кессонного крыла.

Кессонное крыла отличается от лонжеронного тем, что обшивка имея значительную толщину, работает не только на кручение, но и воспринимает значительную часть осевой нагрузки при работе на изгиб.

Изгибающий момент воспринимается поясами лонжеронов и обшивкой панели, подкрепленной стрингерами, а перерезывающая сила, воспринимается стенками лонжеронов.

Распределение перерезывающей силы между лонжеронами кессонного крыла.

$$Q_{1y}^p = \frac{H_1^2}{H_1^2 + H_2^2} \cdot Q_y^p = \frac{0,735^2}{0,735^2 + 0,511^2} \cdot 94166,5 \cdot 9,8 = 622545,1 \text{ Н}$$

$$Q_{2y}^p = \frac{H_2^2}{H_1^2 + H_2^2} \cdot Q_y^p = \frac{0,511^2}{0,735^2 + 0,511^2} \cdot 94166,5 \cdot 9,8 = 300287 \text{ Н}$$

где: H_1 и H_2 – соответственно высоты первого и второго лонжеронов крыла.

Определение толщины стенок переднего лонжерона.

Перерезывающая сила Q_{1y}^p воспринимается стенкой первого лонжерона. Погонное касательное усилие в стенке лонжерона будет пропорциональна силе Q_{1y}^p :

$$q_{cm1} = \frac{Q_{1y}^p}{H_1} = 622545,1 / 735 = 847 \text{ Н/мм}$$

а толщина стенки первого лонжерона будет:

$$\delta_{cm1} = \frac{q_{cm1}}{\tau_{кр}} = 847 / 119 = 7,11 \text{ мм}$$

ПРИНИМАЕМ $\delta_{cm1} = 7,5 \text{ мм}$

где: $\tau_{кр}$ - критическое касательное напряжение в стенке лонжерона которая определяются по следующей эмпирической формуле:

$$\tau_{кр} = \tau_{\theta} \frac{1 + \nu}{1 + \nu + \nu^2} = 286 \cdot (1 + 2,08) / (1 + 2,08 + 2,08^2) = 119 \text{ Н/мм}^2$$

где: $\nu = \frac{\tau_{\theta}}{\tau_{\varepsilon}} = 286 / 137,7 = 2,08$ - разрушающее напряжение среза.

$$\tau_{\theta} = 0,65 \cdot \sigma_{\theta} = 0,65 \cdot 440 = 286 \text{ Н/мм}^2$$

$\tau_{кр}$ - для плоской стенки определяется по формуле:

$$\tau_{\varepsilon} = \frac{0,9 \cdot k \cdot E}{(b/\delta)^2} = 0,9 \cdot 6,73 \cdot 72000 / (400/7,11)^2 = 137,7 \text{ Н/мм}^2$$

k - определяется по следующей формуле:

$$k = 5,6 + \frac{3,8}{(a/b)^2} = 5,6 + 3,8 / (735/400)^2 = 6,73;$$

где: a и b соответственно - длинная и короткая стороны пластины (плоской стенки) $a = 735 \text{ мм}$; $b = 400 \text{ мм}$.

Определение толщины стенок заднего лонжерона.

Для этого поступаем аналогичным образом, что и для первого лонжерона, только здесь будут участвовать величины сил и размеры второго лонжерона, т.е.

$$q_{cm} = \frac{Q_{2y}^p}{H_2} = 300287 / 511 = 588 \text{ Н/мм}$$

$$\delta_{cm2} = \frac{q_{cm2}}{\tau_{кр}} = 588 / 100,2 = 5,9 \text{ мм}$$

ПРИНИМАЕМ $\delta_{cm2} = 6,0 \text{ мм}$

$$k = 5,6 + \frac{3,8}{(a/b)^2} = 5,6 + 3,8 / (511/400)^2 = 7,93;$$

$$\tau_3 = \frac{0,9 \cdot k \cdot E}{(b/\delta)^2} = 0,9 \cdot 7,93 \cdot 72000 / (400/5,9)^2 = 111,1 \text{ Н/мм}^2$$

$$\nu = \frac{\tau_\theta}{\tau_3} = 286 / 111,1 = 2,57$$

$$\tau_{кр} = \tau_\theta \frac{1 + \nu}{1 + \nu + \nu^2} = 286 \cdot (1 + 2,57) / (1 + 2,57 + 2,57^2) = 100,2 \text{ Н/мм}^2$$

Толщины обшивки.

Толщины обшивки (в сечении $\bar{z} = 0,3$) кессонного крыла:

$$\delta = 6 \text{ мм}$$

Определение числа подкрепляющих стрингеров панели.

Расстояние между стрингерами (шаг стрингеров) в зависимости от толщины обшивки и удельного давления на крыло определяется по формуле:

$$b_c = \delta \sqrt{\frac{32 \cdot E \cdot \bar{Y}}{(1 - \mu^2) \cdot P_0}} ;$$

где: δ - толщина обшивки;

P_0 - удельная нагрузка на крыло;

μ - коэффициент Пуассона; $\mu = 0,33$

E - модуль Юнга материала обшивки;

\bar{Y} - величина учитывающая волнистость обшивки, которую можно принять приближенно; $\bar{Y} = 2 \cdot 10^{-3}$

Можно принять $\bar{Y} = 2 \cdot 10$

$$b_c = \delta \sqrt{\frac{32 \cdot E \cdot \bar{Y}}{(1 - \mu^2) \cdot P_0}} = 3 \cdot \sqrt{\frac{32 \cdot 7,2 \cdot 10^{11} \cdot 2 \cdot 10^{-3}}{(1 - 0,33^2) \cdot 675,6}} = 180 \text{ мм}$$

Проектировочный расчет на изгиб верхней сжатой панели.

Усилие, воспринимаемое панелью, определяется по формуле:

$$P = \frac{M_x^p}{h_{cp}} = 762194,7 \cdot 9,8 / 0,623 = 11993753 \text{ Н}$$

Определение площади стрингеров.

Стрингеры с присоединенной обшивкой воспринимают 70–85% усилия всей панели, т.е. $R_{стр} = 0,7 - 0,85 R$, тогда приведенная площадь стрингеров верхней панели определяется по формуле:

$$F_{стр}^{пр.б} = \frac{R_{стр}}{\sigma_{кр}} = \frac{0,85 \cdot R}{\sigma_{кр}} = 0,85 \cdot 11993753 / 405 = 25163 \text{ мм}^2$$

где: $\sigma_{кр}$ – критическое напряжение материала стрингеров.

Приведенная площадь одного стрингера

$$\bar{F}_{стр}^{пр.б} = \frac{F_{стр}^{пр.б}}{m_1} = 25163 / 15 = 1677,6 \text{ мм}^2$$

где: m_1 – число стрингеров верхней панели; $m_1 = 2879/180 - 1 = 15$ шт.

Площадь присоединенной обшивки

$$F_{обш.и}^б \approx 30 \cdot \delta^2 = 30 \cdot 6^2 = 1080 \text{ мм}^2$$

тогда:

$$F_{стр.и}^б = F_{стр.и}^{пр.б} - 30 \cdot \delta^2 = 1677,6 - 1080 = 597,6 \text{ мм}^2$$

По нормали выбираем прессованный профиль зет нормальный
Пр 105 N°проф.7

$$F_{стр.и}^б = 6,216 \text{ см}^2, \quad B=30 \text{ мм}, \quad H=50 \text{ мм}, \quad \delta = 6 \text{ мм}, \quad \delta_1 = 5 \text{ мм}.$$

Определение площади верхних поясов лонжеронов.

По площади верхних стрингеров и обшивки определяется воспринимаемое ими усилие.

$$R_{стр}^б = m_1 (F_{стр.норм}^б + F_{обш.и}^б) \cdot \sigma_{кр} = 15 \cdot (621,6 + 1080) \cdot 405 = 10340740 \text{ Н}$$

Пояса лонжеронов воспринимают усилие.

$$R_{пл}^б = R - R_{стр}^б = 11993753 - 10340740 = 1653013 \text{ Н}$$

Определим площадь сечения верхних поясов лонжеронов.

$$R_{пл}^б = 2 \cdot (F_{пл}^б + F_{обш.и}^б) \cdot \sigma_{кр}$$

$$F_{пл}^б = \frac{R_{пл}^б}{\sigma_{кр}} - 30 \cdot \delta^2 = 1653013 / (2 \cdot 405) - 30 \cdot 6^2 = 960 \text{ мм}^2$$

Выбираем по нормальям профиль верхнего пояса лонжерона – тавр разностенный. ПР315. проф. N°3. $F_{пл} = 11,58 \text{ см}^2$

Проектировочный расчет на изгиб нижней растянутой панели.

Определение площади стрингеров.

Приведенная площадь стрингеров нижней панели определяются по формуле:

$$F_{стр}^{пр.н} = \frac{P_{стр}}{\sigma_{\delta}} = \frac{0,83 \cdot P}{\sigma_{\delta}} = 0,83 \cdot 11993753 / 440 = 22625 \text{ мм}^2$$

где: σ_{δ} - временное сопротивление материала стрингеров.

т.к. число стрингеров на нижней растянутой панели m_2 , то приведенная площадь одного стрингера равна:

$$F_{стри}^{пр.н} = \frac{F_{стр}^{пр.н}}{m_2} = 22625 / 15 = 1508,3 \text{ мм}^2$$

тогда

$$F_{стри}^{пр.н} = F_{стри}^н + F_{обши}^н$$

m_2 - число стрингеров нижней панели: $m_2 = 2879 / 180 - 1 = 15$ шт.

Присоединенной обшивки для стрингеров нижней панели определяется по формуле:

$$F_{обши}^н = b \cdot \delta \cdot \varphi = 180 \cdot 6 \cdot 1 = 1080 \text{ мм}^2$$

где: δ - толщина обшивки;

b - расстояние между стрингерами, $b = 180$ мм.

φ - редуцированный коэффициент, который равен $\varphi = 1,0$

Тогда $F_{стри}^н = F_{стри}^{пр.н} - F_{обши}^н = 1508,3 - 1080 = 428,3 \text{ мм}^2$

По нормали выбираем профиль угольник разностенный Пр 101 № проф.10

$F_{стр}^{\phi} = 4,682 \text{ см}^2$, $B = 40$ мм, $H = 65$ мм, $\delta = 4$ мм, $\delta_1 = 5$ мм.

Определение площади нижних поясов лонжеронов.

Усилие воспринимаемое стрингерами и обшивкой равно:

$$P_{стр}^н = m_2 (F_{стр.норм}^н + F_{обши}^н) \cdot \sigma_{\delta} = 15 \cdot (468,2 + 1080) \cdot 440 = 10218120 \text{ Н}$$

Тогда пояса лонжеронов воспринимают усилие:

$$P_{пл}^н = P - P_{стр}^н = 11993753 - 10218120 = 1775633 \text{ Н}$$

Площади сечения нижних поясов лонжеронов определяем по формуле:

$$P_{пл}^н = 2 \cdot F_{пл}^н \cdot \sigma_{\delta 2} + 2 \cdot F_{обши}^н \cdot \sigma_{\delta 1} \quad \text{отсюда}$$

$$F_{пл}^H = P_{пл}^H - \frac{F_{обшив}^H \cdot \sigma_{\sigma_{b1}}}{2 \cdot \sigma_{\sigma_{b2}}} = 1775633 / 440 - 1080 \cdot 440 / (2 \cdot 440) = 937 \text{ мм}^2$$

где: σ_{b1} и σ_{b2} - соответственно временное сопротивление материала обшивки и поясов лонжеронов;

Выбираем по нормальям профиль верхнего пояса лонжерона - тавр разностенный. ПРЗ15. проф. №3. $F_{пл} = 11,58 \text{ см}^2$.

***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:

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

$$\frac{\tau_b}{\rho} \text{ — сдвиг;}$$

$$\frac{\sqrt{E}}{\rho} \text{ — продольный изгиб;}$$

$$\frac{\sqrt[3]{\sigma^2}}{\rho} \text{ — поперечный изгиб, где } E \text{ — модуль упругости, } \sigma_b \text{ — временное}$$

сопротивление.

Эти коэффициенты используются при проектировании конструкции минимальной массы, работающей на данный вид нагружения.

Материал, выбранный по критерию удельной прочности, еще полностью не характеризует массу будущей конструкции, так как необходимо учитывать ряд технологических ограничений, не позволяющих использовать полученные по расчету сечения. Это ограничения по допускаемой толщине обшивки — сортамент листов, сортамент профилей, допускаемые значения литых и штампованных деталей. Существует большое число (до 30%) малонагруженных элементов, таких, как часть поперечного набора у концов крыла и оперения, различные детали оборудования и др.

Если эти элементы выполнять из высокопрочных материалов, то требуемые сечения могут оказаться столь малы, 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 алюминелитивные 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 крыла был использован распространенный в авиационных конструкциях сплав Д16. Этот сплав используется для изготовления стрингеров, обшивки и лонжеронов, 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 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 крыла стрингеры играют роль подкрепляющих элементов, они поддерживают обшивку. Стрингеры и лонжероны изготавливаются из прессованных или гнутых профилей. При выполнении данной работы были выбраны профили стрингера: угольник равнобокий и разностенный, профиль лонжерона тавр разностенный. В большинстве случаев стрингеры изготавливают из сплава Д16Т.

По назначению нервюры разделяются на нормальные (служат для придания формы крыла и для подкрепления обшивки и стрингеров) и усиленные (для восприятия поперечных сосредоточенных сил от шасси и двигателей).

В качестве деталей выбраны:

1) профиль разъёма ОЧК (стыковой фитинг); изготавливается из сплава ВТ22 (высокопрочный титан марки 22, характеристика материала:

предел прочности на растяжения $\sigma_b = 1220 \text{ МПа} \left(\frac{\text{Н}}{\text{мм}^2} \right)$, удельный вес

$\gamma = 4,5 \frac{\text{г}}{\text{см}^3}$, модуль упругости $E = 210 \text{ ГПа}$, сплав ВТ22 повышенной

прочности, используется для объемной штамповки) с помощью горячей штамповки с последующей механической обработкой (фрезерование внешних контуров, сверление отверстий).

2) стенка средней части типовой нервюры; 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 (берется лист стандартной толщиной 1,8 мм).

3) Стенка предкрылка; 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 (берется лист стандартной толщиной 2,0 мм).

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.

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.

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.

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.

4. Защита от вибраций

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 дозовая 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.

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.

б) 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

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

где f – частота вынуждающей силы; f_0 – частота собственных колебаний в системе; μ – коэффициент трения в системе.

Коэффициент амортизации показывает, какая доля динамической нагрузки передается на фундамент, т.е. чем ниже K , тем лучше аморти-

зация. 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, сэндвич-ные 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 Δf — полуширина резонансной кривой, отсчитываемая в точках, где амплитуда a колебаний падает до $0,707 a_{\max}$; f_0 — резонансная частота.

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

где η_1 и η_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 нецелесообразно 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 η_1 – коэффициент потерь в металлической конструкции (для стали $\eta_1 \approx 10^{-2}$);

η_3 – коэффициент потерь в металлической конструкции, облицованной вибропоглощающим материалом

$$\eta_3 = \eta_2 \frac{E_n}{E_m} \left(\frac{h_n}{h_m} \right)^2$$

η_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 η_2 для различных вибропоглощающих покрытий приведены в таблице 7.

Таблица 7 Характеристики вибропоглощающих материалов

Материал	Модуль упругости $\times 10^4$ кгс/м ²	Коэффициент потерь η_2
Губчатая резина	257	0,15
Пенопласт ПХВ - Э	57	0,85
Волосяной войлок	420	0,23
Пробка средней твердости	2570	0,11
Стекло волоконистые плиты	13	0,05
Минеральватные плиты	15	0,04
Древесноволокнистые плиты	16	0,10

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.

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, превышающих 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 В₁, В₆, 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 авиакомпаний на рынке авиаперевозок, выработки стратегии развития, определения необходимости открытия новых воздушных линий или прекращения эксплуатации существующих.

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

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

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

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

В связи с тем, что значительную часть в затратах НАК составляют расходы в СКВ, а также учитывая, что в основном коммерческая деятельность охватывает международные рынки

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

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

Исходными данными для расчета себестоимости летного часа ВС являются:

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

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

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

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

Исходными данными для расчета экономических характеристик проектируемого самолёта являются:

1. Взлетная масса самолёта	m_0	(тонна)	169,64
2. Максимальная коммерческая нагрузка	$m_{кн\max}$	(тонна)	33,25
3. Масса пустого самолёта	$m_{пуст}$	(кг)	84340
4. Расчетная дальность с максимальной коммерческой нагрузкой	L_p	(км)	8600
5. Расчетная крейсерская скорость	$V_{кр}$	(км/ч)	913,6
6. Взлетная (стартовая) тяга двигателя	(P_{oi})	(тонна)	27,312
7. Количество двигателей	$n_{дв}$	(шт)	2
8. Амортизационный срок службы планера	T_c	(час)	80000
9. Амортизационный срок службы двигателя	$T_{дв}$	(час)	25000
10. Годовой налет самолёта	T_z	(час)	4400
11. Коэффициент коммерческой нагрузки	ε	(~0,6)	0,6

12. Стоимость одной тонны топлива C_m (\$/т) 1000

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

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

$$a = \frac{C_{лч}}{\varepsilon \cdot m_{кн} \cdot V_p} = \frac{10076,56}{0,6 \cdot 33,25 \cdot 913,6} = 0,55 \text{ \$/т} \cdot \text{км} \approx 0,0657 \text{ \$/пасс} \cdot \text{км}$$

где: $C_{лч}$ – расходы на эксплуатацию самолёта в течении одного летного часа, т.е. себестоимость летного часа, $C_{лч} = 10076,56 \text{ \$/ч}$;

$m_{кн}$ – коммерческая нагрузка соответствующая данной дальности полёта, $m_{кн} = 33,25 \text{ т}$;

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

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

Для приближенных расчетов можно принимать V_p :

$$V_p = \frac{V_{кр}}{1 + 0,0521 \cdot L_p^{0,2135} \cdot \frac{V_{кр}}{L_p}} = \frac{950}{1 + 0,0521 \cdot 8600^{0,2135} \cdot \frac{950}{8600}} = 913,6 \frac{\text{км}}{\text{ч}}$$

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

L_p – расчетная дальность полёта, расстояние между аэропортами взлета и посадки, $L_p = 8600 \text{ км}$.

Расходы на эксплуатацию самолёта в течении одного летного часа ($C_{лч}$) состоят из расходов на амортизационные отчисления по планеру и двигателям ($C_{ад}$), 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 ($C_{стр}$):

$$C_{лч} = C_{ад} + C_{то} + C_{гсм} + C_{ап} + C_{зп} + C_{стр} = \\ = 3410,45 + 105,45 + 5334,15 + 334,89 + 700 + 191,65 = 10076,56 \text{ \$/ч}$$

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

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

$$= 1,05 \cdot 0,08 \cdot \left(\frac{134943360 + 2 \cdot 2 \cdot 10924816}{4400} \right) = 3410,45 \text{ \$/ч}$$

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

$$C_c = \gamma_c \cdot m_{\text{пуст}} = 1600 \cdot 84340 = 134943360 \text{ \$}$$

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

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

$$= 169640 - (33250 + 50722 + 1328) = 84340 \text{ кг}$$

Для современных магистральных самолётов

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

κ_2 – число замен двигателей в течении срока эксплуатации самолёта:

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

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

$$C_{\text{дв}} = \gamma_{\text{дв}} \cdot P_{0i} = 400 \cdot 27312 = 10924816 \text{ \$}$$

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, $P_{0i} = 27312 \text{ кг}$;

T_r – годовой налёт самолёта $T_r = (4000 \dots 4400) \text{ часов} = 4400 \text{ ч}$.

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

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

$$= \frac{20 \cdot 11807,54 + 12 \cdot 303622,56 + 3 \cdot 759056,40 + 2277169,20}{75000} = 105,42\$/ч$$

где: n_T – назначенный срок эксплуатации (лет), $n_T \approx 20$ лет;

n_{CCHEK} , n_{ILCHEK} – соответственно, количество «C-check» - ов и «IL-check» - ов за время эксплуатации;

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

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

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

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

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

$$C_{ACHEK} = \gamma_{AC} \cdot m_{нуст} = 0,14 \cdot 84340 = 11807,54\$;$$

$$C_{CCHEK} = \gamma_{CC} \cdot m_{нуст} = 3,6 \cdot 84340 = 303622,56\$;$$

$$C_{ILCHEK} = \gamma_{ILC} \cdot m_{нуст} = 9,0 \cdot 84340 = 759056,40\$;$$

$$C_{DCHEK} = \gamma_{DC} \cdot m_{нуст} = 27,0 \cdot 84340 = 2277169,20\$;$$

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

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

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

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

За время эксплуатации самолёта проводятся 12-«C-check», 3-«IL-check» и 1 - «D-check»; т.е. $n_{CCHEK}=12$; $n_{ILCHEK}=3$;

T_C – назначенный налет часов современных магистральных самолётов:

$T_C \approx 60000$ часов.

3. Часовые расходы на авиационное топливо учитывают расход топлива на земле (при опробовании и рулежки) и расход на полёт

$$C_{ГСМ} = \frac{1,085 \cdot C_T \cdot m_{ТР}}{t_n} = \frac{1,085 \cdot 1000 \cdot 46,3}{9,4} = 5334,15 \$/ч$$

где: C_T – стоимость 1-ой тонны топлива ($\$/т$),

$C_T \sim 1000...1200 \$/т \approx 1000 \$/т$;

$m_{ТР}$ – масса расходуемого топлива при полёте на расчётную дальность L_P (т), $m_{т,р} = 46,3$ т.

$$t_{\text{л}} = \frac{L_p}{V_p} = \frac{8600}{913,6} = 9,44 \text{ - время полета на расчетную дальность.}$$

4. Часовые аэропортовые расходы в первом приближении могут быть определены зависимостью:

$$C_{\text{АП}} = \frac{C_{\text{Г}}^{\text{АП}} \cdot m_{\text{кн}}}{W_2 \cdot t_{\text{л}}} = \frac{18961,74 \cdot 33,25}{200 \cdot 9,4} = 334,89 \text{ \$/ч}$$

где: $C_{\text{Г}}^{\text{АП}} = 18961,74 \text{ \$/ч}$ - годовые текущие затраты наземного комплекса;

W_2 - годовой объем отправок аэропорта (тонн), $W_2 = 200$ тысяч тонн.

$$\begin{aligned} C_2^{\text{АП}} &= (C_2^{\text{УВД}} + C_2^{\text{АТБ}} + C_2^{\text{ГСМ}}) + C_2^{\text{ВПП}} + C_2^{\text{пер}} = \\ &= 12466,96 + 3737,18 + 2757,6 = 18961,74 \text{ \$/ч} \end{aligned}$$

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:

$$\begin{aligned} [C_2^{\text{УВД}} + C_2^{\text{АТБ}} + C_2^{\text{ГСМ}}] &= 31,44 \cdot (N_{\text{пр}})^{0,6} [5,58(N_{\text{пр}})^{0,06} + (N_{\text{пр}})^{0,38} + 1,35] = \\ &= 31,44 \cdot (200)^{0,6} [5,58(200)^{0,06} + (200)^{0,38} + 1,35] = 12466,96 \text{ \$/ч} \end{aligned}$$

где: $N_{\text{пр}}$ - количество проведенных самолёто-вылетов в год (для крупных аэропортов $N_{\text{пр}} > 200$ тысяч).

Затраты службы по содержанию и обслуживанию ВПП можно определить зависимостью:

$$\begin{aligned} C_2^{\text{ВПП}} &\approx 5,72 \cdot 10^{-8} \left(\frac{P_{2л}}{n_{\text{к}}} \right)^{0,74} \cdot L_{\text{ВПП}}^{2,78} + 7,28 \cdot \left(\frac{P_{2л}}{n_{\text{к}}} \right)^{0,64} \cdot (N_{\text{пр}})^{0,72} = \\ &= 5,72 \cdot 10^{-8} \left(\frac{76,34}{8} \right)^{0,74} \cdot 3600^{2,78} + 7,28 \cdot \left(\frac{76,34}{8} \right)^{0,64} \cdot (200)^{0,72} = 3737,18 \text{ \$/ч} \end{aligned}$$

где: $P_{2л} = \frac{0,9 \cdot m_0}{n_{2л}} = \frac{0,9 \cdot 169,64}{2} = 76,34 \text{ т}$ - нагрузка на главную опору

шасси;

$n_{2л}$ - количество главных опор, $n_{2л} = 2$,

$n_{\text{к}}$ - количество колёс на главных опорах, $n_{\text{к}} = 8$;

$L_{\text{ВПП}}$ - длина ВПП, $L_{\text{ВПП}} = 3600 \text{ м}$.

Затраты службы перевозок:

$$C_z^{пер} \approx 48,27 + 0,84 \cdot W_{пасс} + 3,17(W_{гр})^{1,12} =$$

$$= 48,27 + 0,84 \cdot 1800 + 3,17(200)^{1,12} = 2757,6 \text{ \$/ч}$$

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:

$$C_{зп} = n_{лс} \cdot ЗП_{лс}^ч + n_{бп} \cdot ЗП_{бп}^ч = 3 \cdot 100 + 8 \cdot 50 = 700 \text{ \$/ч}$$

где: $ЗП_{лс}^ч$ – средняя часовая ставка летного состава,

$ЗП_{лс}^ч \sim (100 \dots 150) \text{ \$/ч} \approx 100 \text{ \$/ч}$;

$ЗП_{бп}^ч$ – средняя часовая ставка бортпроводников,

$ЗП_{бп}^ч \sim (50 \dots 60) \text{ \$/ч} \approx 50 \text{ \$/ч}$;

$n_{лс}; n_{бп}$ – соответственно, количество членов летного состава и бортпроводников, $n_{лс} = 3$ чел., $n_{бп} = 8$ 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 – ($C_{СТ}^{ОТВ}$)

$$C_{СТР} = \frac{C_{СТ}^{ВС} + C_{СТ}^{ЭК} + C_{СТ}^{ОТВ}}{T_{г}} = \frac{674716,8 + 14000 + 154560}{4400} = 191,65 \text{ \$/ч}$$

$C_{СТ}^{ВС} = k_{СТ} \cdot C_{СТ} = 0,005 \cdot 134943360 = 674716,8 \text{ \$/год}$ – годовая сумма отчисления на страхование самолёта;

$k_{СТ}$ – нормативный коэффициент страхования, $k_{СТ} \approx 0,005$ (0,5%);

$$C_{СТ}^{ЭК} = n_{лс} \cdot C_{СТ}^{лс} + n_{бп} \cdot C_{СТ}^{бп} = 3 \cdot 2000 + 8 \cdot 1000 = 14000 \text{ \$/год}$$

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,

$C_{СТ}^{бп} \approx 1000 \text{ \$/год}$;

$$C_{СТ}^{ОТВ} = k_{ОТВ} \cdot N_{пасс}^{ср} = 920 \cdot 168 = 154560$$

где: k_{OTB} - нормативный коэффициент отчислений по ответственности перед третьими лицами, ($k_{OTB} \sim 920\$/пасс$);
 $N_{пасс}^{cp} = 0,6 \cdot N_{пасс}^{max} = 0,6 \cdot 280 \approx 168$ пасс. - среднестатистическое количество пассажиров на борту самолёта.

Кроме того, определяется,

Часовой расход топлива:

$$q_T^ч = \frac{m_{mp}}{t_n} = \frac{46,3}{9,4} = 4,92 \text{ т/ч};$$

Топливная эффективность самолёта:

$$q_T = \frac{m_{mp}}{m_{кн max} \cdot L_p} = \frac{46,3 \cdot 10^6}{33,25 \cdot 8600} = 161,84 \text{ гр/т}\cdot\text{км};$$

$$q_T = \frac{m_{mp}}{N_{пасс.} \cdot L_p} = \frac{46,3 \cdot 10^6}{280 \cdot 8600} = 18,9 \text{ гр/пасс}\cdot\text{км}.$$

ВЫВОДЫ

ВЫВОДЫ

В данной выпускной работе на основании статистических данных обработки самолётов-прототипов спроектирован дальний магистральный пассажирский самолет, для эксплуатации его на линиях протяжённостью до $L_p=8600$ км с пассажироместимостью 280 чел. и со скоростью полета $V_{кр}=906$ км/ч.

Выбрана нормальная схема низкоплана с задним расположением оперения, 3х опорным шасси и четырьмя ТРДД расположенные на крыле. Произведён расчёт геометрических, массовых, аэродинамических параметров самолёта.

Весовая отдача проектируемого самолёта равна 19,6% (у прототип самолётов этот показатель равен 18,5%, то есть ниже), максимальное аэродинамическое качество $K_{тах}=19,15$, показатель топливной эффективности равен $q_T=18,9$ гр/пасс.·км.

Определены силы, действующие на крыло. Рассчитана на прочность конструкция крыла самолета.

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 $a = 0,55$ \$/т·км и $C_{лч} = 10076,56$ \$/ч.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Статья И.А. Каримова «Мировой финансово-экономический кризис, пути и меры по его преодолению в условиях Узбекистана». Газета «Народное слово». Март 2009г.

2. “Проектирование самолетов” Езер С.М., Ротин В.Е. Москва, “Машиностроение” 1986г.

3. “Конструкция самолетов” Житомирский Г.И. Москва, “Машиностроение” 1991г.

4. “Аэродинамика” Мхитарян А.М. Москва, “Машиностроение” 1986г.

5. “Сборник задач по конструкции и прочности самолетов и вертолетов” Миртов К.Д. Москва, “Транспорт” 1985г.

6. А.Х. Султанов, Д.Т. Алиакбаров. Методические указания по выполнению «Выпускной квалификационной работы» для конструкторской специализации направления образования 5520800 «Авиастроение и ракетно-космическая техника». Ташкент, 2005г.

7. Султанов А.Х., Алиакбаров Д.Т. «Расчет аэродинамических характеристик дозвуковых самолетов». Методические указания для выполнения аэродинамического раздела выпускной квалификационной работы для студентов обучающихся по конструкторскому циклу направления образования 5520800 «Авиастроение и ракетно-космическая техника». Ташкент, 2009г.

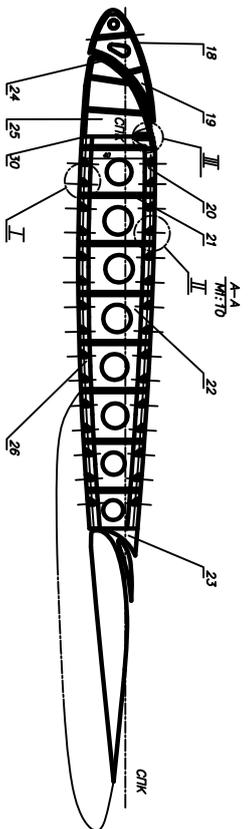
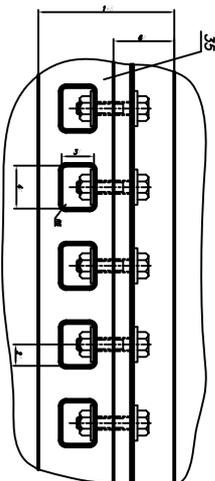
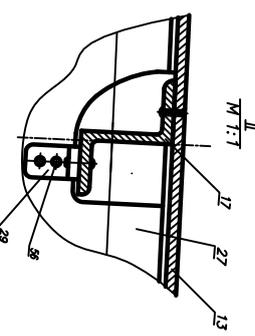
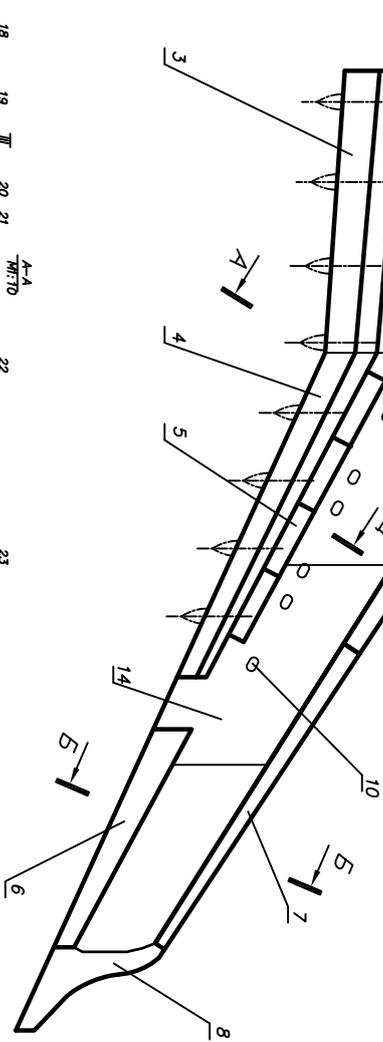
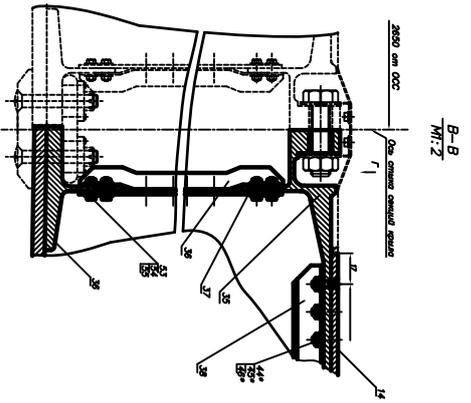
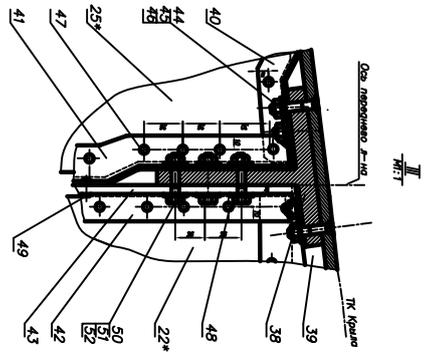
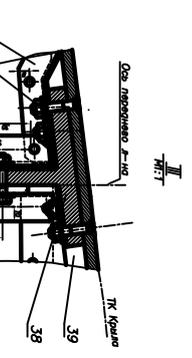
8. “Технология самолетостроения” Абибов А.Л. Москва, “Машиностроение ” 1982г.

9. “Охрана труда в Гражданской Авиации” Буриченко Л. А. Москва, “Транспорт” 1985г.

10. “Охрана труда в машиностроении” Козьяков А. Ф. Морозова Л. Л. Ленинград, “ Машиностроение ” 1987г.

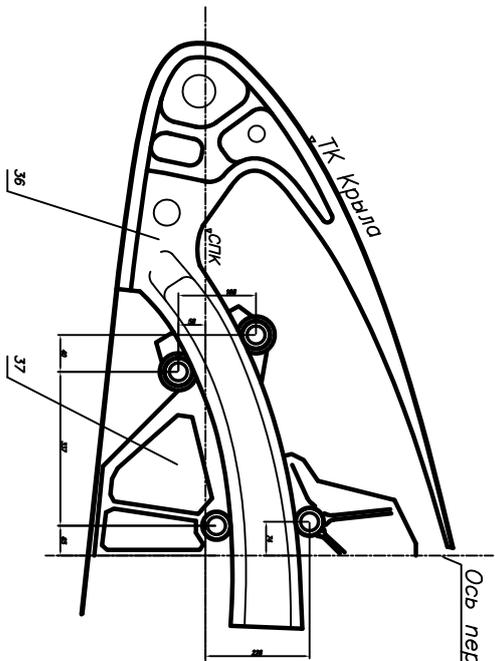
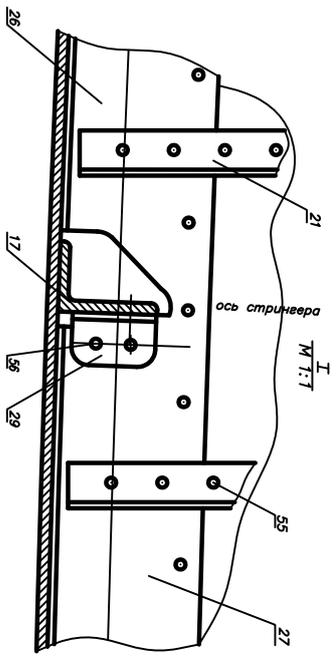
11. А.Х. Султанов. Методические указания для выполнения организационно-экономического раздела ВКР конструкторской специализации направления образования 5520800 «Авиастроение и РКТ» «Методика расчета себестоимости». Ташкент, 2011г.

12. Интернет сайты: www.maks.ru, www.ato.ru, www.avia.ru, www.avion.ru, www.airwise.com, www.aircargoworld.com, www.airways.uz, www.boeing.com/commercial/cargo и т.д.



Д-Д
М 1:4

Ось переднего л-но



1. Разработка осей нервюры, стрингера по теоретическому чертежу. Превышение отклонения ТК по ОСТ 1.00022-80.
2. Сборку заготовки производить на станке.
3. Герметизация стыковых швов по ОСТ 2345-80
4. Детали БЧ газомодулировать по шлангом с газа.
5. Превышение отклонения свободных размеров по ОСТ 1.00022-80
6. Покрытию эпоксид БЧ Ак Окс ВП-0,2 АК-070.
7. Детали БЧ квалитет и маркировать на бланке по ОИП-63.
8. * - справочные размеры
9. *** - справочные позиции

ВИЛТСКАЯ РАБОТА		Крыло	
сборочный чертеж	ШТ 41-358-10	1:4	1:4

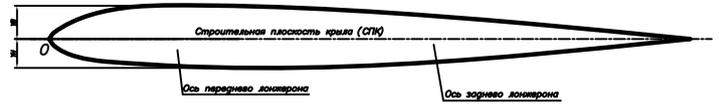


Таблица построения профиля исходного сечения N1

Наименование	Численные значения										
	0	5	10	20	30	40	50	60	70	80	100
Длина по X, мм	0	443	886	1329	1772	2215	2658	3101	3544	4022	4500
Длина по Y, мм	0	257	427	597	767	937	1107	1277	1447	1617	1787
Радиус по Y, мм	0	-240	-444	-648	-852	-1056	-1260	-1464	-1668	-1872	-2076

Наименование	Численные значения										
	0	5	10	20	30	40	50	60	70	80	100
Длина по X, мм	0	5,832	11,664	17,496	23,328	29,160	34,992	40,824	46,656	52,488	58,320
Радиус по Y, мм	0	-2,710	-5,420	-8,130	-10,840	-13,550	-16,260	-18,970	-21,680	-24,390	-27,100

Исходное сечение N2

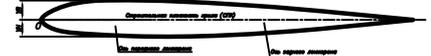


Таблица построения профиля исходного сечения N2

Наименование	Численные значения										
	0	5	10	20	30	40	50	60	70	80	100
Длина по X, мм	0	259	517	775	1034	1292	1550	1809	2067	2325	2584
Длина по Y, мм	0	210,0	395,0	580,0	765,0	950,0	1135,0	1320,0	1505,0	1690,0	1875,0
Радиус по Y, мм	0	-187,4	-354,8	-522,2	-689,6	-857,0	-1024,4	-1191,8	-1359,2	-1526,6	-1694,0

Исходное сечение N3

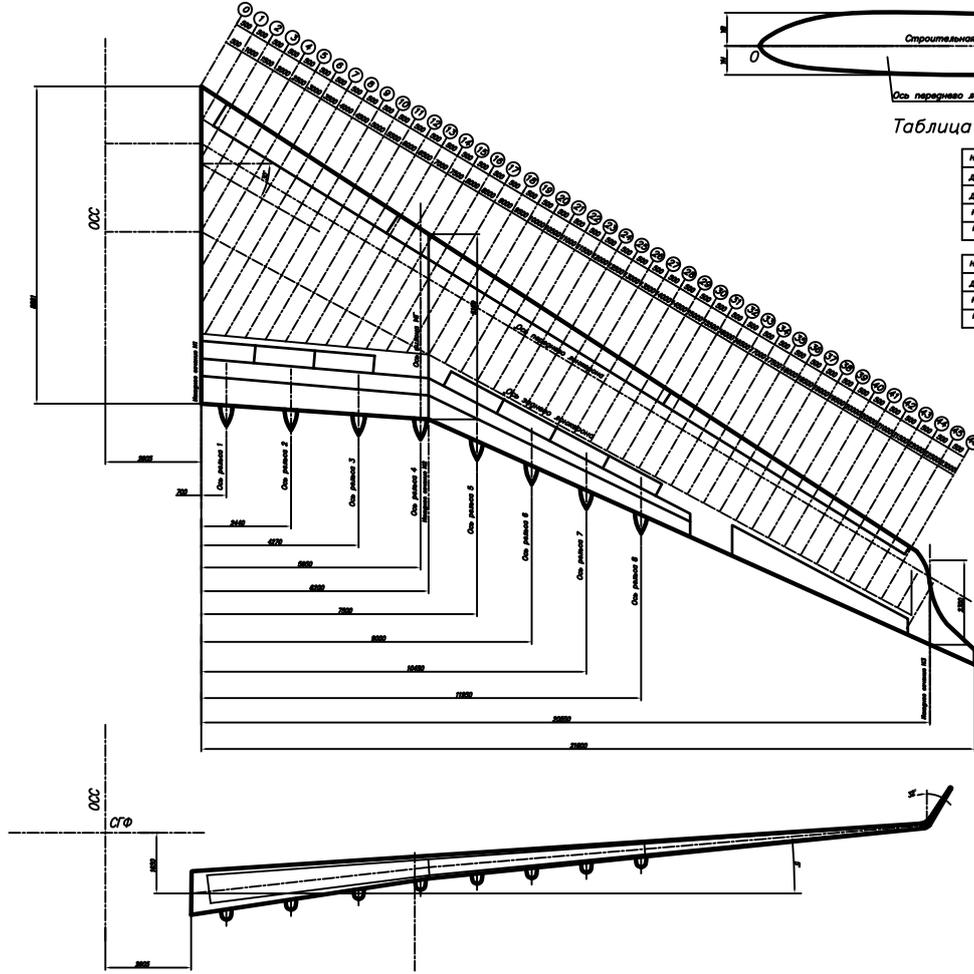


Таблица построения профиля исходного сечения N3

Наименование	Численные значения										
	0	5	10	20	30	40	50	60	70	80	100
Длина по X, мм	0	115	230	345	460	575	690	805	920	1035	1150
Длина по Y, мм	0	62	124	186	248	310	372	434	496	558	620
Радиус по Y, мм	0	-62,5	-125	-187,5	-250	-312,5	-375	-437,5	-500	-562,5	-625

Наименование	Численные значения										
	0	5	10	20	30	40	50	60	70	80	100
Длина по X, мм	0	2,485	4,970	7,455	9,940	12,425	14,910	17,395	19,880	22,365	24,850
Радиус по Y, мм	0	-1,243	-2,485	-3,728	-4,970	-6,213	-7,455	-8,698	-9,940	-11,183	-12,425

ВЫПУСКНАЯ РАБОТА		18258	1:50
Теоретический чертёж крыла		18258	1:50
ИТТУ		18258	1:50
ИТТУ		18258	1:50



6.3 (✓)

А-А
М 1:2

Ось стыка секций крыла

Б

1. Предельные отклонения свободных размеров по ОСТ 1.00022-80
2. Покрытие: Ан. Окс/ВЛ-0,2
3. Острые кромки скруглить R=0,5
4. Деталь клеить и маркировать на бирке по ОПИ-63

ВЫПУСКНАЯ РАБОТА

Стыковой элемент

ВЛ-22

ИТТУ

18258-10

А

Вид Б

В

ВЫПУСКНАЯ РАБОТА

ВЫПУСКНАЯ РАБОТА

6.3 (✓)

А-А
М 1:2

Ось вышит-ки

Б-Б
М 1:2

1. Деталь изготавливать по шаблону с плаза.
2. В зоне отбортовки допускается утончение материала до 1,4мм.
3. Предельные отклонения свободных размеров по ОСТ 1.00022-80
4. Покрытие: Ан. Окс/ВЛ-0,2
5. Острые кромки скруглить R=0,5
6. Деталь клеить и маркировать на бирке по ОПИ-63

ВЫПУСКНАЯ РАБОТА

СТЕНКА НЕРВЮРЫ

Д/БАТ д.1,8

ИТТУ

18258-10

ВЫПУСКНАЯ РАБОТА

6.3 (✓)

А-А
М 1:1

Ось вышит-ки

3. Предельные отклонения свободных размеров по ОСТ 1.00022-80
4. Покрытие: Ан. Окс/ВЛ-0,2
5. Острые кромки скруглить R=0,5
6. Деталь клеить и маркировать на бирке по ОПИ-63

1. Деталь изготавливать по шаблону с плаза.
2. В зоне отбортовки допускается утончение материала до 1,5мм.

ВЫПУСКНАЯ РАБОТА

Стенка

Д/БАТ д. 2,0

ИТТУ

18258-10