

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ імені ІГОРЯ
СІКОРСЬКОГО»**

Інститут аерокосмічних технологій

Кафедра авіа- та ракетобудування

До захисту допущено

В. о. завідувача кафедри

_____ Володимир КАБАНЯЧИЙ

«___» _____ 2021 р.

**Дипломний проєкт
на здобуття ступеня бакалавра**

**за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»
спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»
на тему: «Легкий двомісний літак»**

Виконав:

студент IV курсу, групи ВЛ-зп81

Пихтін Ілля Вячеславович _____

Керівник:

доцент, к.т.н., доцент кафедри АРБ

Бондар Юрій Іванович _____

Рецензент:

Старший викладач кафедри СКЛА, к.т.н

Бондаренко Євген Анатолійович _____

Засвідчую, що у цьому дипломному
проєкті немає запозичень з праць
інших авторів без відповідних
посилань.

Студент _____

Київ – 2021 року

**Національний технічний університет України
“Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського”**

Інститут (факультет) Інститут аерокосмічних технологій
(повна назва)

Кафедра Кафедра авіа- та ракетобудування
(повна назва)

Рівень вищої освіти – перший (бакалаврський)

Напрямок підготовки 6.051101 Авіа- та ракетобудування
(код і назва)

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувача кафедри

(підпис) (ініціали, прізвище)

«__» _____ 2021 р.

**ЗАВДАННЯ
на дипломний проект студенту
Пихтіну Іллі Вячеславовичу**

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема проекту: Легкий двомісний літак

керівник проекту доцент, к.т.н., доцент кафедри АРБ Бондар Юрій Іванович
(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом по університету від «__» _____ 20__ року №1 -с

2. Термін подання студентом проекту: 10 червня 2021 р.

3. Вихідні дані до проекту: _____

3.1 *Максимальна злітна вага 600кг; Крейсерська швидкість 180км/год.*

3.2 *Характеристики компоновальних складових та матеріалів.*

4. Зміст пояснювальної записки: _____

4.1. *Аналіз існуючих конструктивно-силових схем легких двомісних літаків та літератури по сучасним аналогам. Постановка завдання.*

4.2. *Вибір схеми та визначення основних параметрів планера літака.*

4.3. *Визначення основних технічних характеристик.*

4.4. *Розрахунок навантажень діючих на агрегати літака.*

4.5. *Проектування конструкції легкого двомісного літаків.*

4.6. *Проектний розрахунок силових елементів.*

5. Перелік графічного матеріалу (із зазначенням обов'язкових креслеників, плакатів, презентацій тощо): _____

5.1 Аналіз аналогів та постановка завдань на дипломний проект.

5.2 Розрахунок зовнішніх навантажень.

5.3 Конструктивно-силова схема .

5.4 Моделювання напружено-деформованого стану.

6. Консультанти розділів дисертації

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв

7. Дата видачі завдання: 25 лютого 2021 р

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проекту	Термін виконання етапів проекту	Примітка
1.	<i>Аналіз існуючих конструктивно-силових схем легких двомісних літаків та літератури по сучасним аналогам. Постановка завдання.</i>	<i>до 9.03.2021 р.</i>	
2.	<i>Вибір схеми та визначення основних параметрів планера літака.</i>	<i>до 23.03.2021 р.</i>	
3.	<i>Визначення основних технічних характеристик</i>	<i>до 8.03.2020 р.</i>	
4.	<i>Розрахунок навантажень діючих на агрегати літака.</i>	<i>до 22.03.2020 р.</i>	
5.	<i>Проектування конструкції легкого двомісного літаків.</i>	<i>до 12.04.2020 р.</i>	
6.	<i>Проектний розрахунок силових елементів.</i>	<i>до 26.04.2020 р.</i>	
7.	<i>Підготовка публікації по темі проекту</i>	<i>до 10.05.2020 р.</i>	
8.	<i>Оформлення пояснювальної записки та графічних матеріалів</i>	<i>до 27.05.2020 р.</i>	
9.	<i>Перевірка на плагіат</i>	<i>до 10.06.2020 р.</i>	
10.	<i>Захист</i>	<i>з 14.06.2020 р. по 30.06.2020 р</i>	

Студент

_____ (підпис)

Пухтін І.В

_____ (ініціали, прізвище)

Керівник проекту

_____ (підпис)

Бондар Ю.І

_____ (ініціали, прізвище)

Пояснювальна записка
до дипломного проєкту

на тему: «Легкий двомісний літак»

Київ - 2021

РЕФЕРАТ

На ранніх стадіях проектування літака транспортної категорії важливою проблемою є визначення взаємозв'язку між аеродинамічними навантаженнями, масою конструкції крила та її деформаціями, які в свою чергу впливають на розподіл аеродинамічного навантаження.

При проектуванні літаків важливе місце займає процес визначення зовнішніх навантажень, які регламентовані нормами льотної придатності АП-25 та є вхідними даними для розрахунку на міцність, проведення аналізу пружно-деформованого стану конструкції, прогнозування її ресурсу та вагової ефективності.

Розглянуті існуючі статистичні, експериментальні та аналітичні методи визначення навантаження на крило літака, наведена їх характеристика, виявлені недоліки, які пов'язані з вибором схем навантаження.

В роботі наведено вирішення задач:

1. Визначення основних геометричних параметрів літака згідно вимог технічного завдання.
2. Визначення розподілених та інтегральних аеродинамічних характеристик літака.
3. Розрахунок мас конструкції та обладнання літака у першому та другому наближенні.
4. Визначення жорсткості конструкції.
5. Проведено розрахунки зовнішніх навантажень на крило літака з урахуванням ефектів статичної аеропружності.

Проведено розрахунок параметрів літака транспортної категорії на ранній стадії проектування в умовах інформаційної невизначеності.

Побудована балочна модель пружного крила та надано порівняльний розрахунок навантажень на жорстке та пружне крило літака, що дозволяє отримати навантаження з урахуванням ефектів статичної аеропружності.

Проведено розрахунки зовнішніх навантажень на крило літака та надано порівняння згинальних моментів \overline{M}_{xj} для жорсткого та пружного крила на розрахункових режимах польоту.

В роботі використані принципи проектування інформаційних систем.

Результати роботи можуть бути використані для визначення пружно-деформованого стану крила при проектуванні літаків транспортної категорії.

Ключові слова: зовнішні навантаження, статична аеропружність, чисельні методи, методичне, програмне забезпечення, інформаційні технології.

ABSTRACT

In the early stages of design transport category airplane important issue is to determine the relationship between the aerodynamic loads, weight and wing structures of deformation, which in turn affect the distribution of aerodynamic load.

When designing the aircraft occupies an important place the process of determining external loads that are regulated by airworthiness AP-25 and is input to the calculation of strength, analysis of elastic-deformed state structures, forecasting of resource efficiency and weight.

Existing statistical, analytical and experimental methods for determining the load on the wing of the aircraft, given their characteristics, identified deficiencies related to the selection circuit load.

The paper solving problems:

1. Definition of basic geometric parameters of the aircraft in compliance with specification.
2. Definition of distributed and integrated aerodynamic characteristics of the aircraft.
3. Calculation of mass construction and equipment of the aircraft in the first and second approximation.
4. Determination of stiffness design.
5. Provided calculations of external loads on the wing of the plane with the effect of static aeroprzhnosti ..

The calculation parameters of transport category aircraft in the early design stage in terms of information uncertainty.

Built girder model of elastic wings and provided a comparative calculation of loads on rigid and elastic wing aircraft, lets you load considering the effects of static aeroprzhnosti.

Calculations of external loads on aircraft wing and provided a comparison of bending moments for rigid and elastic wings settlement flight conditions.

The paper used the principles of designing information systems.

The results can be used to determine the elastic-deformed condition of the wings in the design of transport category aircraft.

Keywords: *external load, static aeroprzhnist, numerical methods, methodical, software, information technology.*

ЗМІСТ

ВСТУП.....	4
1 Аналіз проектної ситуації та розробка тактико-технічних вимог проектованого літака	7
1.1 Складання статистики	7
1.2 Розробка тактико-технічних вимог	13
1.2.1 Функціональні вимоги.....	13
1.2.2 Загальні технічні вимоги.....	13
1.2.3 Основні технічні вимоги для проектованого літака.....	14
2. Вибір схеми літака.....	15
2.1 Вибір схеми крила.....	15
2.2 Вибір схеми фюзеляжа.....	15
2.3 Взаємне розташування крила та фюзеляжа.....	16
2.4 Балансувальна схема літака.....	16
2.5 Схема розташування органів управління літаком.....	17
2.6 Вибір схеми оперення.....	17
2.7 Вибір схеми шасі.....	18
2.8 Вибір силової установки.....	18
2.9 Вибір типу механізації крила.....	18
2.10 Вибір питомого навантаження на крило.....	19

					<i>ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ</i>		
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>			
<i>Розроб.</i>	<i>Пухтін І.В</i>				<i>Лист</i>	<i>Лист</i>	<i>Листов</i>
<i>Керівник.</i>	<i>Бондар Ю.І</i>				1		82
<i>Н. Контр.</i>	<i>Толстой С.А</i>				КПІ ім.Ігоря Сікорського Каф.АРБ Гр.ВЛ-зп81		
<i>Затв.</i>	<i>Кабанячий В.В</i>						

2.11	Визначення максимальної аеродинамічної якості.....	20
3	Визначення потрібної тягооснащеності літака	22
3.1	Політ на крейсерському режимі	22
3.2	Забезпечення заданої довжини розбігу $l_{разб}$	22
4	Визначення злітної маси літака.....	24
4.1	Визначення маси цільового навантаження і екіпажу.....	24
4.2	Визначення вірогідного значення злітної маси літака.....	25
4.3	Визначення відносних мас.....	25
4.3.1	Визначення відносної маси конструкції.....	25
4.3.2	Визначення відносної маси силової установки.....	25
4.3.3	Визначення відносної маси паливної системи.....	25
4.3.4	Визначення відносної маси обладнання.....	28
4.3.5	Визначення злітної маси першого наближення.....	28
5	Визначення основних параметрів літака.....	30
5.1	Визначення параметрів крила.....	30
5.2	Визначення розмірів фюзеляжу.....	30
5.3	Визначення параметрів оперення.....	31
5.4	Визначення параметрів шасі.....	32
5.5	Визначення маси палива.....	32
5.6	Визначення параметрів і підбір двигунів.....	32
6.	Розрахунок аеродинамічних характеристик літака.....	33
7	Складання зведення мас літака.....	39
8	Розробка креслення загального вигляду і технічного опису літака.....	39

8.1	Загальні відомості.....	39
8.2	Конструкція планера.....	39
8.3	Силова установка.....	39
8.4	Управління літаком.....	40
8.5	Обладнання і системи літака.....	40
9.	Науково-Дослідний розділ (НДР).....	41
9.1	Обґрунтування аеродинамічної схеми літака.....	41
9.2	Розташування крила щодо фюзеляжу.....	43
9.3	Схема оперення.....	44
9.4.	Вибір кількості двигунів та їх розміщення.....	45
10.	Технологічний розділ.....	47
10.1	Технологічне опрацювання конструкції виробу.....	47
10.2	Членування конструкції літака.....	52
10.3	Забезпечення взаємозамінності при складанні.....	53
10.4	Схема забезпечення взаємозамінності.....	56
10.5	Характеристики застосовуваних матеріалів.....	57
10.6	Схема членування агрегату.....	58
10.7	Опис конструкції стапеля зборки стабілізатора.....	59
10.8	Директивний технологічний процес складання стабілізатора в стапелі.....	59
10.9	Технологічний процес виготовлення носка кіля.....	61
10.10	Контроль якості виготовлення деталей з композиційних матеріалів.....	62

11. Організаційно-економічний розділ.....	63
12. Охорона праці та навколишнього середовища.....	72
Висновок.....	82
Перелік використаної літератури.....	83

					<i>ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		4

СПИСОК ТЕРМІНІВ І СКОРОЧЕНЬ

СУ – силова установка;

ЕОМ – електронно-обчислювальна машина;

ЛА – літальний апарат;

ТЛА – тяжкий літальний апарат;

ТЗ – технічне завдання;

b – ширина, хорда, м;

C_o – відносна товщина профілю крила;

G – маса, Н;

l – розмах, м;

S – площа, m^2 ;

Q – перерізуюча сила;

$M_{згин.}$ – момент згину;

$M_{кр.}$ – момент кручення;

ТТХ – тактико-технічні характеристики;

ЛТХ – льотно-технічні характеристики;

СА – статична аеропружність;

АСУ – автоматична система керування;

ТРД – турбореактивний двигун;

ТРДД – турбореактивний двоконтурний двигун.

					ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ	Лист
Сод.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		

ВСТУП

Літаки відносяться до класу літальних апаратів, що використовують аеродинамічний принцип польоту. Вони витрачають енергію запасеного палива для створення рушійної, підйомної та керуючих сил за допомогою повітряного середовища. В даний час цей тип літальних апаратів з величезним потенціалом подальшого розвитку, так як освоєна область швидкостей і висот польоту, в якій можлива реалізація аеродинамічного принципу польоту, дуже мала, а потреби суспільства в таких літальних апаратах постійно зростають.

У будь-якому літаку можна виділити ряд функціональних підсистем, що визначають в сукупності його корисні властивості. Це підсистема створення підйомної сили, підсистема, що забезпечує стійкість і керованість літака на заданій траєкторії, підсистема забезпечення рушійної сили, підсистема забезпечення цільової функції, життєзабезпечення, забезпечення керування та навігації в різних умовах польоту.

Завданням проектування є розробка схеми, структури і конструкції майбутнього літака і складових його елементів, яка повинна забезпечити при певних обмеженнях найбільш ефективно виконання поставлених цілей. Вирішення цього завдання реалізовується в цій роботі.

При проектуванні літака повинні бути виконані наступні вимоги:

- відповідність сертифікаційному базису, розробленому на основі діючих вимог НЛГС-3 і АП-23;
- відповідність ГОСТам, ОСТам, міжвідомчим та галузевим нормаліям;
- повна безпека польоту;
- можливість польоту при будь-яких метеоумовах;
- максимальний комфорт пасажиром;
- рівень шуму створюваного літаком на місцевості, повинен відповідати вимогам міжнародних стандартів.

					<i>ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ</i>	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		5

Конструкція літака повинна забезпечувати безпеку в наступних випадках:

1. Посадка з прибраними шасі;
2. Посадка з боковим вітром;
3. Руйнування шасі при посадці;
4. «трьох точкова» посадка;
5. При посадці «на черево» повинна бути виключена можливість заклинювання аварійних виходів;
6. Політ і посадка літака повинні бути забезпечені при відмові одного з двигунів.

Крім того, проєктований літак повинен ефективно експлуатуватися:

- в будь-який час;
- з аеродромів всіх класів, в тому числі і ґрунтових ВПП;
- як в жаркому, вологому кліматі (Азія, Близький Схід), так і в північних областях.

					<i>ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ</i>	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		6

1. Аналіз проектної ситуації і розробка тактико-технічних вимог проектованого літака

1.1 Складання статистики

Статистичні таблиці, що складаються при розробці нового літака, містять введення про основні характеристики і параметри літаків-прототипів, ідентичних за призначенням та умовами застосування проектованого літака, і мають приблизно однакове з ним, цільове навантаження і дальність польоту. У таблицю заносяться дані про 3-5 літаків, із зазначенням країни і фірми, яка випустила цей літак, року випуску, типу, кількості двигунів, і їх основних параметрів. Наводяться масові, геометричні, льотно-технічні параметри прототипів. Масові, геометричні параметри представляються як в абсолютному, так і у відносному вигляді. Інформація про включені в дану таблицю літаки надасть короткий опис найважливіших конструктивних особливостей, найбільш цікавих ідей і технічних рішень, використаних при розробці даного літака. До опису обов'язково додається схема літака в трьох проекціях, яка може використовуватися для визначення відсутніх геометричних розмірів. Зміст статистичної таблиці показано в таблиці 1.

					ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		7

Таблиця 1

№ п/п	Характеристики	Літак - прототип		
		Cessna 150	Теснам P92 Echo	A-32
1	Рік випуску	1959	1993	1991
2	Двигун	Rotax 912 ULS	Rotax 912 ULS	Rotax 912
3	Довжина, м	7,3	6,4	6,27
4	Висота, м	2,6	2,5	2,28
5	Розмах крила, м	10,2	8,7	9,45
6	Дальність польоту, м	1361	884	1300
7	Максимальна злітна вага, кг	730	600	600
8	Вага порожнього літака, кг	504	293	290-345
9	Крейсерська швидкість, км/год	198	213	175
10	Макс. швидкість, км/год	259	245	240
11	Мін. швидкість, км/год	55	64	60
12	Об'єм паливних баків, л	100	100	90
13	Витрата палива, л/год	15,8	17	13
14	Практична стеля, м	4300	4267	4200

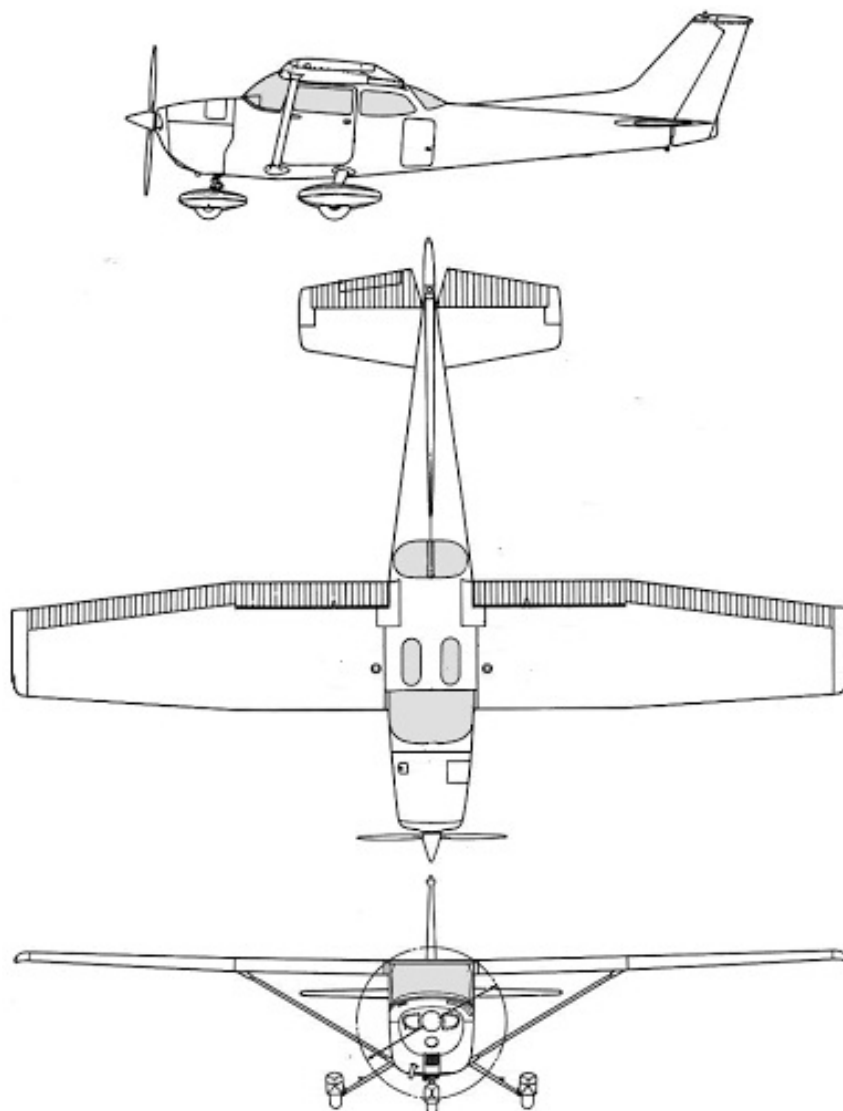
«Cessna 150»

Легкий літак, який випускався компанією «Cessna». З 1959 по 1977 рік було побудовано 23 949 літаків. Cessna 150 є простою і надійною машиною. З цієї причини, він став одним з найпопулярніших літаків для навчання початківців пілотів. До недоліків слід віднести високу чутливість літака до турбулентності через малу вагу і низького навантаження на крило - від 10 фунтів / фут².

Модель Cessna 150 стала однією з найпопулярніших моделей легких літаків з поршнеvim двигуном - за роки її виробництва (1958 - 1977) було випущено 23954 примірників. Літак являє собою суцільнометалевий підкисний двомісний високоплан. Про популярність даної моделі говорить і той факт, що вона проходила за ліцензією в двох країнах - Аргентині та у Франції, а ряд країн Латинської Америки до сих пір використовують її в якості літака початкового навчання пілотів ВПС.

Це пояснюється тим, що Cessna 150 за рахунок конструктивної простоти має високу надійність і ремонтпридатність, а простота її пілотування робить цей літак ідеальним для початкового навчання. При цьому слід зазначити той факт, що через свого малого ваги (і, як наслідок, низькою величини навантаження на квадратний метр несучої площі - близько 40 кг на кв. Метр) літак чутливий до турбулентності атмосфери, що трохи знижує комфортабельність польоту.

					ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		9



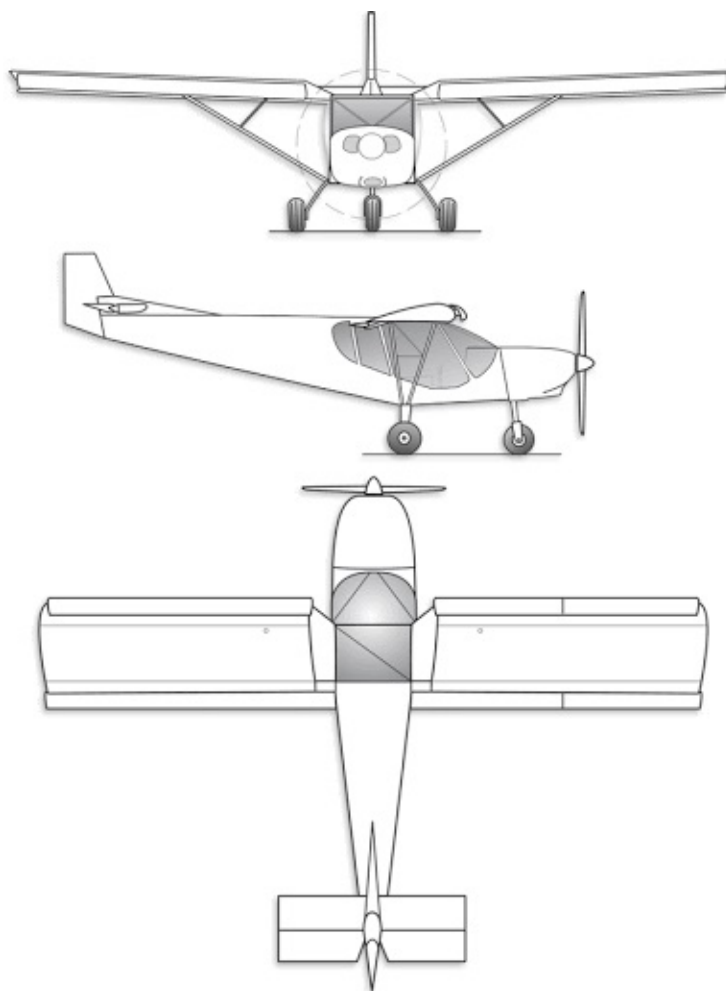
«Tecnam P92 Echo»

Tecnam P92 Echo - легкий багатоцільовий моноплан, розроблений італійською авіабудівної компанією «Tecnam» в 1993 році.

У розробку літак моделі Tecnam P92 Echo вступив в 1990 році, при цьому, інженери-конструктори з італійської компанії «Tecnam» мали намір створити не тільки високоефективне повітряне судно, але і надати йому сучасний вигляд, що повинно було в свою чергу залучити більшу кількість потенційних замовників, а отже, привести і до широкого поширення цього літального апарату як на території країни, так і за її межами.

					ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		10

Незважаючи на досить компактні розміри літака, повітряне судно Tecnam P92 Echo володіє широкою функціональністю, що забезпечило йому досить велику популярність серед приватних власників, однак, так і не змогло потрапити в комерційну сферу цивільної авіації. Більш того, завдяки своїм мінімальним розмірам, літак є і вельми маневреним повітряним судном, що навіть при використанні щодо малопотужною силової установки в ряді випадків дозволяє кваліфікувати літальний апарат як спортивний.



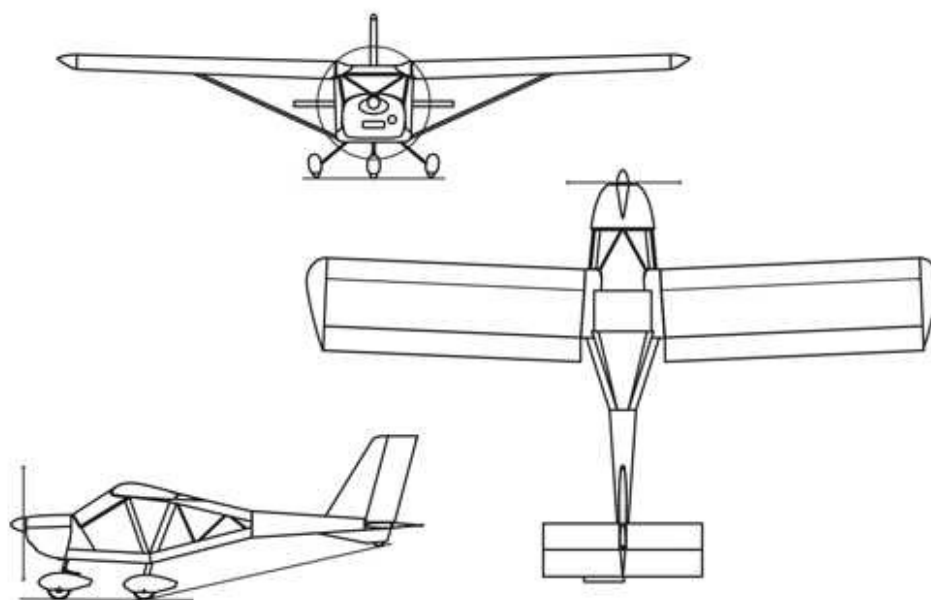
«А -32»

Робота над проектом літака А-32 почалася ще на початку 2000 років, коли стало зрозуміло, що ідея літака «Аеропракт-22» з хорошим злітно-посадковими характеристиками вельми затребувана на ринках різних країн і її потрібно розвивати.

Для нового літака ставилася задача покращити аеродинаміку та отримати як мінімум надбавку в 10 км / год до вже наявних 185 км / год максимальної швидкості «Аеропракт-22».

Основною відмінністю нової машини є форма фюзеляжа. При його створенні було поставлено завдання не тільки зменшити опір, але і зберегти упізнаваність літака марки «Аеропракт».

З метою покращення комфорту в кабіні його довжина була збільшена на 50 мм. З простору кабіни прибрали поперечні і діагональні труби в районі лобового скла, що поліпшило огляд для пілота. Сидіння в польоті мають змогу відсуватися, як в автомобілі. Спинки сидінь можуть складатися вперед для кращого доступу до багажника. В інтер'єрі кабіни широко використовуються пластикові панелі. З цього ж матеріалу виготовлений корпус приладової дошки. Завдяки змінній конструкції корпусу дошки приладів була зменшена на 25 мм його висота, що поліпшило огляд пілота. Висота дошки для приладів не змінилася, що дало можливість розміщення широкого спектру обладнання.



1.2 Розробка тактико – технічних вимог

Тактико-технічні вимоги до проектного літака визначають основні цілі та завдання його створення, умови його застосування, задають потрібні значення основних параметрів і характеристик літака. Намічають умови його виробництва і експлуатації. Всі вимоги до проектного літака поділяються на кілька груп.

1.2.1 Функціональні вимоги

- 1) Призначення літака: легкий двомісний літак для виконання приватних польотів;
- 2) Основні завдання, які повинен виконувати базовий літак: приватні польоти, навчання новачків-пілотів, екскурсійні польоти;
- 3) Варіанти використання і можливі модифікації літака: виконання цивільних польотів, звичайна модифікація.
- 4) Склад екіпажу: командир, другий пілот.
- 5) Ступінь автоматизації основних етапів польоту: висока, забезпечується бортовими системами автоматичного управління.
- 6) Умови базування, клас аеродрому, тип ВПП: аеродром класу 1, бетонована ВПП.

1.2.2 Загальні технічні вимоги

Ці вимоги визначають основні льотні якості майбутнього літака, його надійність і безпеку.

Перелік якісних вимог вказує найважливіші властивості літака, на які при проектуванні слід звертати увагу в першу чергу. Список вимог:

- 1) Висока крейсерська швидкість польоту;
- 2) Швидкість навантаження і вивантаження;
- 3) Можливість перевезення вантажів;
- 4) Хороші злітно-посадкові характеристики та можливість експлуатації з ґрунтових аеродромів;

					<i>ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ</i>	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		13

- 5) Висока паливна ефективність;
- 6) Можливість автономної експлуатації з невідготовлених аеродромів;
- 7) Зручність обслуговування і ремонту.

Скористаємося методом парних порівнянь і результати заносимо в таблицю

Таблиця 2

№	1	2	3	4	5	6	7	Рейтин г	Місц е
1	x	0	0	0	0	1	1	2	7
2	2	x	1	1	2	2	2	10	1
3	2	1	x	1	1	1	2	8	3
4	2	1	1	x	2	2	1	9	2
5	2	0	1	0	x	0	0	3	6
6	1	0	1	0	2	x	2	6	4
7	2	0	0	2	2	0	x	6	5

Запишемо результати парних порівнянь в порядку убутання їх важливості:

- 1) Швидкість навантаження і вивантаження;
- 2) Хороші злітно-посадочні дані і можливість експлуатації з ґрунтових аеродромів;
- 3) Можливість перевезення вантажів;
- 4) Можливість автономної експлуатації з невідготовлених аеродромів;
- 5) Зручність обслуговування і ремонту;
- 6) Висока паливна ефективність;
- 7) Висока крейсерська швидкість.

1.2.3 Основні технічні вимоги для проєктованого літака

До літака, що проєктується, пред'являються наступні основні технічні вимоги:

- 1) призначення літака – цивільні польоти, тренувальні польоти;
- 2) максимальна злітна вага – 600 кг;
- 3) крейсерська швидкість – 180 км/год.

2. Вибір схеми літака

Схема літака визначається кількістю, взаємним розташуванням і формою основних агрегатів: крила, оперення, фюзеляжу, шасі, а також типом, кількістю і розміщенням двигунів і. Схема будь-якого літака обумовлена його розташуванням і тактико-технічних вимог. Вибір схеми проектного літака проводиться на підставі статистичних даних і розроблених основних тактико-технічних вимог.

2.1 Вибір схеми літака

Для вибору схеми крила визначаються наступні параметри:

- 1) Число крил: 1 (моноплан);
- 2) Розташування крила: високоплан;
- 3) Форма крила: стріловидна;
- 4) Кут стріловидності по $\frac{1}{4}$ хорді: $\chi = 15^\circ$;
- 5) Подовження крила: $\lambda = 10$;
- 6) Звуження крила: $\eta = 2,5$;
- 7) Тип профілю крила: суперкритичний;
- 8) Відносна товщина крила в кореневій частині: $C_0 = 18\%$;
- 9) Відносна товщина крила в кінцевій частині: $СКЦ = 10\%$;
- 10) Кут поперечного V крила $\psi = -11^\circ$.

2.2 Вибір схеми фюзеляжа

Для вибору схеми фюзеляжу визначаються наступні параметри:

- 1) Форма поперечного перерізу фюзеляжу: складне з Декв = 1,2 м;
- 2) Подовження фюзеляжу: $\lambda_f = 8$;
- 3) Подовження носової частини фюзеляжу: $\lambda_{н.ч.} = 3,45$;
- 4) Подовження хвостовій частині фюзеляжу $\lambda_{хв.ч.} = 3,65$;
- 5) Площа міделю: $S_{мід} = 2,1 \text{ м}^2$;

2.3 Взаємне розташування крила та фюзеляжу.

При виборі схеми взаємного розташування крила і фюзеляжу розглядають комбінацію різних факторів, що залежать від льотних характеристик літака.

Розрізняють три основних схеми взаємного розташування крила і фюзеляжу:

- 1) низькоплан - літак (моноплан), крило в якому проходить через нижню половину фюзеляжу.
- 2) середньоплан - схема кріплення крила до фюзеляжу літака (моноплана), коли крило проходить через середню частину його перетину. Така схема в застосовується переважно на машинах легкої і бойової авіації.
- 3) високоплан - схема кріплення крила до фюзеляжу літака (моноплана), коли крило проходить через верхню половину його перетину, розташовується на самому продукті або навіть над ним.

В даному випадку була обрана схема «високоплан», так як вона є більш вигідною і типовою схемою для проектованого виду літака

2.4 Схема балансування літака.

Аеродинамічна схема характеризує геометричне і конструктивні особливості літака. Відомо більше число ознак, за якими характеризується аеродинамічна схема, але в основному їх прийнято розрізняти по взаємному розташуванню крила і горизонтального оперення. Для проектованого літака використовується нормальна аеродинамічна схема.

Нормальна аеродинамічна схема - схема з розташуванням горизонтального оперення ззаду крила. Схема набула найбільшого поширення внаслідок простого рішення більшості питань поздовжньої стійкості і поздовжньої керуваності на всіх режимах польоту.

2.5 Схема розташування органів керування літаком.

Органами управління літака є оперення. Оперення забезпечує стійкість, керованість і балансування літака в польоті. Воно складається з горизонтального і вертикального оперення. До оперення також відносять елерони - органи поперечної керованості і балансування.

Горизонтальне оперення складається з нерухомої поверхні - стабілізатора і шарнірно підвішеного до нього керма висоти.

Вертикальне оперення складається з нерухомої частини - кіля і шарнірно підвішеного до нього керма напрямку.

- 1) відносна площа керма висоти: = 11%;
- 2) відносна площа керма напрямки: = 4%;
- 3) відносна площа керма елеронів: = 5%;
- 4) кути відхилення керма висоти: дов вгору = 25 °, дов вниз = 20 °;
- 5) кути відхилення керма напрямку: $\delta_{он} = \pm 25$ °;
- 6) кути відхилення елеронів: $\delta_{ое}$ вгору = 20 °, $\delta_{ое}$ вниз = 15 °.

2.6 Вибір схеми оперення.

Для вибору схеми оперення визначаються наступні параметри:

- 1) Подовження горизонтального оперення: $\lambda_{г.о.} = 4$;
- 2) Звуження горизонтального оперення: $\eta_{г.о} = 2$;
- 3) Відносна товщина горизонтального оперення: $\gamma_{г.о.} = 7,5\%$;
- 4) Відносна площа горизонтального оперення: $\Gamma_{г.о.} = 26\%$;
- 5) Подовження вертикального оперення: $\lambda_{в.о} = 1,3$;
- 6) Звуження вертикального оперення: $\eta_{в.о} = 2,5$;
- 7) Відносна товщина вертикального оперення: $\gamma_{в.о.} = 9\%$;
- 8) Відносна площа вертикального оперення: $\Gamma_{в.о.} = 15$

2.7. Вибір схеми шасі

Для вибору схеми шасі визначаються наступні параметри:

- 1) Тип опор: колісні опори;
- 2) Кількість опор: 3-х опорна шасі з носовою опорою;
- 3) Розміщення опор: шасі складається з двох основних опор і передньої допоміжної;
- 4) Відносна база шасі: $= 0,35$;
- 5) Відносна колія шасі: $= 0,12$;
- 6) Відносний винос основних опор: $= 0,09$.

2.8 Вибір силової установки

Для вибору двигунів літака необхідно призначити тип двигунів, їх кількість, розміщення і основні параметри двигуна.

Тип двигуна: поршневий двигун (ПД) – поршневий 4-циліндровий бензиновий двигун.

Кількість двигунів: $n_{дв} = 1$;

Розміщення двигунів: в носовій частині фюзеляжу;

Параметри двигуна:

- 1) Питома вага двигуна: $\gamma = 0,168$;
- 2) Питома витрата палива: $C_p0 = 0,55$, $C_e = 0,32$;

2.9 Вибір типу механізації крила

Для підвищення несучої здатності крила на злітно-посадочних режимах застосовується злітно-посадкова механізація крила.

Для проєктованого літака виберемо найбільш поширений вид механізації задньої кромки крила - висувні однощільні закрилки. Їх застосування підвищує несучу здатність крила за рахунок збільшення кривизни профілю, площі крила і більш плавного обтікання крила, що обумовлено перетіканням

2.10 Вибір питомого навантаження на крило

Вибране значення питомого навантаження на крило перевіряється за наступними умовами:

1) забезпечення заданої швидкості заходу на посадку:

$$P'_o \leq \frac{C_{y \max \text{ нос}} \cdot V_{з.п}^2}{30,2 \cdot (1 - \bar{m}_T)},$$

де питоме навантаження на крило при швидкості заходу на посадку, даН/м²;

$C_{y \max \text{ нос}} = 2,7 \dots 2,9$ при $\chi = 10 \dots 15$ - коефіцієнт аеродинамічної сили;

$V_{з.п} = 19,5$ - швидкість заходу на посадку, м / с; \bar{m}_T - відносна маса

використовуваного палива.

$$\bar{m}_T = \frac{m_T}{m_0},$$

де $m_T = 110$ - маса палива, кг; $m_0 = 600$ - злітна маса, кг;

$$\bar{m}_T = \frac{110}{600} = 0,18;$$

$$P'_o \leq \frac{2,8 \cdot 19,5^2}{30,2 \cdot (1 - 0,18)} = 434,5 \frac{\text{даН}}{\text{м}^2};$$

$$P'_o \leq 434,5 \frac{\text{даН}}{\text{м}^2};$$

2) забезпечення заданої крейсерської швидкості на розрахунковій висоті польоту

$$P''_o \leq \frac{0,0435 \cdot \Delta_{HKP} \cdot V_{кр}^2}{1 - 0,6 \cdot \bar{m}_T} \cdot \sqrt{\frac{C_{xao}}{D_o}}$$

де P''_o - питоме навантаження на крило на розрахунковій висоті польоту, даН / м²;

$\Delta_{HKP} = 0,9$ - відносна щільність на розрахунковій висоті;

C_{xao} - коефіцієнт лобового опору при нульовій підйомній силі;

$$C_{xao} = 0,98 \cdot (0,9 + 0,15M) \cdot \left[0,0083 \cdot (1 + 3 \cdot \bar{c}_o) + \left(0,00083 \cdot \lambda_\phi + \frac{0,5}{\lambda_\phi^2} \right) + 0,004 \right],$$

де λ_ϕ - подовження фюзеляжу;

M - число Маха, $M = 0,15$;

де $\bar{c}_o = 0,14$ - відносна товщина профілю крила;

$\lambda_\phi = 8$ - подовження фюзеляжу;

D_o - коефіцієнт відвалу поляри;

$$D_o = \frac{k}{\pi \cdot \lambda_{\phi}};$$

де $k = 1,02$ для трапецієподібних крил.

λ_{ϕ} - ефективне подовження крила;

$$\lambda_{\phi} = \frac{\lambda}{1 + 0,025 \cdot \lambda} = \frac{8}{1 + 0,025 \cdot 8} = 6,7;$$

$$D_o = \frac{1,02}{\pi \cdot 6,7} = 0,049;$$

$$P_o'' \leq \frac{0,0435 \cdot 0,9 \cdot 50^2}{1 - 0,6 \cdot 0,18} \cdot \sqrt{\frac{0,03}{0,049}} = 84 \frac{\partial aH}{m^2};$$

За розрахункове значення питомого навантаження на крило приймаємо найменше значення з отриманих значень P_o' , P_o'' .

$$P_o'' \leq 84 \frac{\partial aH}{m^2}.$$

2.11 Визначення максимальної аеродинамічної якості

Максимальна аеродинамічна якість виражається формулою:

$$K_{\max} = \frac{1}{2 \cdot \sqrt{C_{xao} \cdot D_o}}$$

Коефіцієнт лобового опору при нульовій підйомній силі C_{xao} може бути визначений за наближеною формулою:

$$C_{xao} = 0,98 \cdot (0,9 + 0,15M) \cdot \left[0,0083 \cdot (1 + 3 \cdot 4 \cdot \bar{c}_o) + \left(0,00083 \cdot \lambda_\phi + \frac{0,5}{\lambda_\phi^2} \right) + 0,004 \right] =$$

$$= 0,98 \cdot (0,9 + 0,15 \cdot 0,15) \cdot \left[0,0083 \cdot (1 + 3 \cdot 0,14) + \left(0,00083 \cdot 8 + \frac{0,5}{8^2} \right) + 0,004 \right] = 0,03;$$

Параметр D_o в дозвуковій зоні виражається формулою:

$$D_o = \frac{k}{\pi \cdot \lambda_{эф}} = \frac{1,02}{\pi \cdot 6,7} = 0,049 \quad ;$$

Тоді максимальний аеродинамічний якість, K_{max} :

$$K_{max} = \frac{1}{2 \cdot \sqrt{C_{xao} \cdot D_o}} = \frac{1}{2 \cdot \sqrt{0,03 \cdot 0,049}} = 13,15$$

					<i>ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ</i>	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		21

3. Визначення потрібної енергоозброєності літака

Для кожного типу літака відповідно до тактико-технічними вимогами складається перелік трьох-п'яти умов, що визначають величину потрібної енергоозброєності для забезпечення основних льотно-технічних характеристик літака. Після розрахунку енергоозброєності для всіх намічених умов найбільша з них приймається за потрібну для даного типу літака.

3.1 Політ на крейсерському режимі

$$\bar{P}_o^{V_{кр}} = \frac{1}{\xi \cdot \psi_{р\у\д} \cdot K_{кр}},$$

де $K_{крейс}$ - аеродинамічна якість на крейсерському режимі;

ξ - коефіцієнт, що враховує зміну тяги по швидкості польоту;

$\psi_{р\у\д}$ - коефіцієнт, що враховує зміну тяги при дроселюванні.

$$K_{кр} = (0,8 \dots 0,9) \cdot K_{\max} = 0,85 \cdot 13,15 = 11,2;$$

$$\begin{aligned} \xi &= 1 - (0,72 + 0,02 \cdot m^2) M_{кр} + (0,311 + 0,017 \cdot m^2) M_{кр}^{(2,05-0,01 \cdot m^2)} = \\ &= 1 - (0,72 + 0,02 \cdot 3^2) 0,15 + (0,311 + 0,017 \cdot 3^2) 0,15^{(2,05-0,01 \cdot 3^2)} = 0,87. \end{aligned}$$

$\psi_{р\у\д} = 0,85 \dots 0,9$ для крейсерського режиму.

$$\bar{P}_o^{V_{кр}} = \frac{1}{0,87 \cdot 0,9 \cdot 11,2} = 0,11;$$

3.2 Забезпечення заданої довжини розбігу $l_{разб}$

$$\bar{P}_o^{l_p} = 1,05 \cdot \left[\frac{1,2 \cdot p_0}{C_{уа\ в\ зл} \cdot l_{разб}} + \frac{1}{2} \cdot \left(f_{разб} + \frac{1}{K_{разб}} \right) \right]$$

де $p_0 = 84$ - навантаження на крило (даН / м²);

$$C_{уа\ в\ зл} = \frac{C_{у\max\ в\ зл}}{1,32} = 1,8;$$

$C_{у\max\ в\ зл} = 2,4$ - згідно статистики;

$f_{разб} = 0,02$ - коефіцієнт тертя коліс шасі на розбігу;

					ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		22

$K_{разб} = 9$ - середня величина аеродинамічного якості при розбігу для дозвукових літаків.

$$\bar{P}_o^{lp} = 1,05 \cdot \left[\frac{1,2 \cdot 84}{1,8 \cdot 300} + \frac{1}{2} \cdot \left(0,02 + \frac{1}{9} \right) \right] = 0,25;$$

Для даного літака потрібна енергоозброєність $\bar{P}_0 = 0,25$.

					ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		23

4. Визначення злітної маси літака

Однією з найважливіших проблем проектування літака є визначення його злітної маси m_0 . Основне завдання при цьому полягає в забезпеченні необхідних льотно-тактичних характеристик літака при мінімальній величині, тому що будь-яке не виправдане завищення злітної маси завжди погіршує ефективність літака - бойову або економічну.

Для визначення злітної маси використовується рівняння існування літака:

$$m_0 = m_{цел} + m_{кон} + m_{су} + m_{мс} + m_{об} + m_{сн} + m_{эк}$$

де $m_{цел}$ - маса цільової (комерційного навантаження);

$m_{кон}$ - маса конструкції;

$m_{су}$ - маса силової установки;

$m_{мс}$ - маса паливної системи;

$m_{об}$ - маса обладнання;

$m_{сн}$ - маса спорядження;

$m_{эк}$ - маса екіпажу.

4.1 Визначення маси цільового навантаження і екіпажу

Для проектуваного легкого двомісного літака маса цільового навантаження дорівнює масі вантажу, що перевозиться.

Наближено абсолютну масу цієї групи можна визначати у вигляді суми мас екіпажу і спорядження:

$$m_{сл} = m_{эк} + m_{сн}$$

де $m_{эк} = m_{1эк} \cdot n_{эк}$,

$m_{1эк} = 90$ кг - для легких літаків;

$n_{эк}$ - число членів екіпажу.

$$m_{эк} = 90 \cdot 2 = 180 \text{ кг}$$

Масу спорядження можна приймати в відносному вигляді і включати в масу обладнання $\bar{m}_{об}$:

$\bar{m}_{сн} = 0,02 - 0,03$ - для легких літаків

4.2 Визначення вірогідного значення злітної маси літака

Визначити величину злітної маси літака нульового наближення можна за формулою:

$$m_{0исх} = \frac{m_{цел} + m_{эк}}{1 - \bar{m}_{кон} - \bar{m}_{cy} - \bar{m}_{мс} - \bar{m}_{об.упр}},$$

де $\bar{m}_{кон} = 0,3$ - відносна маса конструкції;

$\bar{m}_{cy} = 0,09$ - відносна маса силової установки;

$\bar{m}_{мс} = 0,33$ - відносна маса паливної системи;

$\bar{m}_{об.упр} = 0,07$ - відносна маса обладнання та управління.

$$m_{0исх} = \frac{180}{1 - 0,3 - 0,09 - 0,33 - 0,07} = 857 \text{ кг}$$

4.3 Визначення відносних мас

4.3.1 Визначення відносної маси конструкції

$$\bar{m}_{кон} = \left(\alpha \varphi n_A \sqrt{\frac{m_{0исх} \lambda}{1000 p_0}} + \frac{5,5}{p_0} \right) (1 + \beta_1 \lambda_\phi m + \beta_2) + 0,065,$$

де $\alpha = \frac{0,027}{\cos \chi} = \frac{0,027}{\cos 15^\circ} = 0,028$ - для дозвукових літаків з прямим або

стрілоподібним крилом великого або середнього подовження;

ε - відношення маси силових навантажених елементів до маси всієї конструкції (в першому наближенні $\varepsilon = 0,5$);

$$\phi = 1 - \frac{3(\eta + 1)}{\eta + 2} (\bar{z}_1 \varepsilon_1 \bar{m}_{TC} + \bar{z}_2 \varepsilon_2 \bar{m}_{cy}) = 1 - \frac{3(2,5 + 1)}{2,5 + 2} (0,4 \cdot 1 \cdot 0,33 + 0,4 \cdot 1 \cdot 0,09) = 0,6 -$$

коефіцієнт розвантаження крила;

$\eta = 2,5$ - звуження крила;

$\varepsilon_1 = 1$ - частка палива, наявного в крилі;

$\bar{z}_1 = 0,4$ - відносна, в частках напіврозмаху, координата центру мас палива (від площини симетрії літака);

$\varepsilon_2 = 1$ - частка маси силової установки, що розміщується на крилі;

$\bar{z}_2 = 0,4$ - відносна, в частках напіврозмаху, координата центру мас силової установки, розміщеної на крилі;

$n_A = 2,25$ - коефіцієнт розрахункової перевантаження;

$\beta_1 = 0,08 - 0,115$ - для легких літаків;

$m = 1,2 - 1,3$ - для дозвукових літаків;

$\beta_2 = 0,15$ - для дозвукових літаків;

$\lambda = 10$ - подовження крила;

$\lambda_\phi = 8$ - подовження фюзеляжу;

$p_0 = 84$ - питома навантаження на крило в даН / м²;

$m_{0исх} = 857$ - вихідна маса літака в кг.

$$\bar{m}_\kappa = \left(0,028 \cdot 0,6 \cdot 2,25 \sqrt{\frac{857 \cdot 10}{1000 \cdot 84}} + \frac{5,5}{84} \right) (1 + 0,08 \cdot 8 \cdot 1,2 + 0,15) + 0,065 = 0,15$$

4.3.2. Визначення відносної маси силової установки

Ця маса може бути виражена через питому вагу двигунів γ і потрібну енергоозброєність:

$$\bar{m}_{cy} = k_{c.y.} \cdot \gamma \cdot \bar{P}_0 = 2,7 \cdot 0,168 \cdot 0,233 = 0,12,$$

де $k_{c.y.}$ - коефіцієнт, що враховує збільшення маси силової установки по відношенню до маси двигуна.

З урахуванням типу двигунів і їх кількості: $k_{c.y.} = k_1 - k_2 \gamma = 2,14 - 2,71 \cdot 0,168 = 3,3$

4.3.3. Визначення відносної маси паливної системи

Ця маса визначається відносним запасом палива \bar{m}_T і масою агрегатів паливної системи, яка враховується введенням поправочного коефіцієнта k_{mc} :

$$\bar{m}_{TC} = k_{mc} \cdot \bar{m}_T,$$

де $k_{mc} = 1,02 \dots 1,08$ - враховує масу агрегатів паливної системи для легких літаків середньої дальності.

Потрібний запас палива для літаків з вираженою крейсерською ділянкою польоту можна представити у вигляді:

					ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		26

$$\bar{m}_T = \bar{m}_{T_{кр}} + \bar{m}_{T_{н.р.л}} + \bar{m}_{T_{н.з.}} + \bar{m}_{T_{пр}} ,$$

де $\bar{m}_{T_{кр}}$ - враховує паливо для крейсерського польоту;

$\bar{m}_{T_{н.р.л}}$ - паливо для зльоту, набору висоти, розгону до крейсерській швидкості, зниження і посадки;

$\bar{m}_{T_{н.з.}}$ - навігаційний запас палива;

$\bar{m}_{T_{пр}}$ - інше (маневрування по аеродрому, запуск і випробування двигунів, залишок палива).

Запас палива для крейсерського польоту, без урахування впливу вигорання палива на дальність польоту:

$$\bar{m}_T^0 = \left(\frac{L_P - L_{н.сн.}}{V_{кр} - W} \right) \cdot \frac{C_{ркрейс}}{K_{крейс}} ,$$

де $L_{кр} = L_P - L_{н.сн.}$ - розрахункова дальність крейсерської ділянки польоту;

$L_P = 800$ км - розрахункова дальність польоту;

$L_{н.сн.} \approx 40H_{кр}$ - горизонтальна дальність польоту на ділянках набору висоти і зниження;

$H_{кр} = 3$ км - середня висота крейсерського польоту;

$L_{н.сн.} = 40 \cdot 3 = 120$ км;

$V_{кр} = 180$ км / год - крейсерська швидкість польоту;

W - розрахункова швидкість зустрічного вітру (км / ч);

$W = 70$ км / год;

$K_{крейс} = (0,8...0,85) K_{max} = 0,83 \cdot 13,5 = 11,2$ - аеродинамічна якість на крейсерському режимі;

$C_{ркрейс}$ - питома витрата палива (кг / Н.ч);

$$C_{ркрейс} = C_{P_0} + \frac{0,4M}{1 + 0,027H_{крейс}} ;$$

$$C_{P_0} = \frac{0,8}{1 + \sqrt{m}} = \frac{0,8}{1 + \sqrt{3}} = 0,29 ;$$

де $m = 3$ - ступінь ПД.

$M=0,15$;

					ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		27

Таблиця 3 - Порівняння значень відносних мас

Відносні маси	Розрахункові значення	Середньо-статистичні дані
$\overline{m}_{кон}$	0,34	0,30...0,32
$\overline{m}_{су}$	0,12	0,12...0,14
$\overline{m}_{мс}$	0,22	0,18...0,22
$\overline{m}_{об.упр}$	0,12	0,12...0,14

$$m_0^I = \frac{m_{цел} + m_{эк}}{1 - \overline{m}_{кон} - \overline{m}_{су} - \overline{m}_{мс} - \overline{m}_{об.упр}} = \frac{180}{1 - 0,34 - 0,12 - 0,18 - 0,12} = 640 \text{ кг}$$

$$\frac{m_0^I - m_{0исх}}{m_0^I} \cdot 100\% = \left(\frac{640 - 600}{640} \cdot 100\% \right) = 7\% .$$

Різниця між m_0^I і $m_{0исх}$ не перевищує встановлених 5-7%. Значить, приймаємо остаточне значення злітної маси масу, рівну 640 кг.

5. Визначення основних параметрів літака

5.1 Визначення параметрів крила

Площа крила S (м²) визначають за значеннями питомого навантаження на крило p_0 (даН / м²) і злітної маси першого наближення m_0^I (кг):

$$S = \frac{m_0^I g}{10 p_0} = \frac{640 \cdot 9,8}{10 \cdot 84} = 13,1 \text{ м}^2,$$

За відомим відносним параметрам крила визначають його абсолютні геометричні розміри (м):

1) розмах ℓ : $\ell = \sqrt{\lambda S} = \sqrt{10 \cdot 13,1} = 11,44$;

2) коренева хорда b_k : $b_k = \frac{2}{1+\eta} \cdot \frac{S}{\ell} = \frac{2}{1+2,5} \cdot \frac{13,1}{11,44} = 0,65$;

3) центральна хорда b_0 : $b_0 = \frac{2\eta}{1+\eta} \cdot \frac{S}{\ell} = \frac{2 \cdot 2,5}{1+2,5} \cdot \frac{13,1}{11,44} = 1,62$;

4) середня аеродинамічна хорда b_A :

$$b_A = \frac{2}{3} \left(b_0 + b_k - \frac{b_0 b_k}{b_0 + b_k} \right) = \frac{2}{3} \left(1,9 + 0,65 - \frac{1,9 \cdot 0,65}{1,9 + 0,65} \right) = 1,37 .$$

5.2 Визначення розмірів фюзеляжу

Форми і розміри фюзеляжу визначаються аеродинамічними і експлуатаційними вимогами. Використовуючи відносні параметри, знаходять довжину фюзеляжу, довжину носової частини фюзеляжу і хвостовій частині фюзеляжу.

Еквівалентний діаметр фюзеляжу приймаємо по статистиці $d_{\text{екв}} = 1,2 \text{ м}$;

Довжина фюзеляжу:

$$l_{\phi} = \lambda_{\phi} \cdot d_{\text{екв}} = 7 \cdot 1,2 = 8,4 \text{ м} ;$$

Довжина носової частини фюзеляжу:

$$l_{\text{н.ч.}} = \lambda_{\text{н.ч.}} \cdot d_{\text{екв}} = 1,2 \cdot 1,2 = 1,44 \text{ м} ;$$

Довжина хвостовій частині фюзеляжу:

$$l_{\text{хв.ч.}} = \lambda_{\text{хв.ч.}} \cdot d_{\text{екв}} = 3,0 \cdot 1,2 = 3,6 \text{ м}.$$

5.3 Визначення параметрів оперення

Прийняті раніше при виборі схеми літака відносні параметри $\bar{S}_{z.o.} = 0,26$ і $\bar{S}_{в.о.} = 0,15$ дозволяють визначити абсолютні площі горизонтального і вертикального оперення.

Площа горизонтального оперення:

$$S_{z.o.} = \bar{S}_{z.o.} \cdot S = 0,26 \cdot 13,1 = 14,8 \text{ м}^2,$$

Площа вертикального оперення:

$$S_{в.о.} = \bar{S}_{в.о.} \cdot S = 0,15 \cdot 13,1 = 1,96 \text{ м}^2$$

За обраним раніше відносним параметрам оперення знаходяться хорди і розмах оперення:

Розмах горизонтального оперення:

$$l_{z.o.} = \sqrt{\lambda_{z.o.} \cdot S_{z.o.}} = \sqrt{2,5 \cdot 14,8} = 10,8 \text{ м} ;$$

Кінцева хорда горизонтального оперення:

$$b_{z.o.K} = \frac{2}{1 + \eta_{z.o.}} \cdot \frac{S_{z.o.}}{l_{z.o.}} = \frac{2}{1 + 2} \cdot \frac{14,8}{10,8} = 0,91 \text{ м};$$

Центральна хорда горизонтального оперення:

$$b_{z.o.0} = \frac{2 \cdot \eta_{z.o.}}{1 + \eta_{z.o.}} \cdot \frac{S_{z.o.}}{l_{z.o.}} = \frac{2 \cdot 2}{1 + 2} \cdot \frac{14,8}{10,8} = 1,82 \text{ м};$$

Висота вертикального оперення:

$$l_{в.о.} = \sqrt{\lambda_{в.о.} \cdot S_{в.о.}} = \sqrt{1,3 \cdot 1,96} = 1,6 \text{ м} ;$$

Кінцева хорда вертикального оперення:

$$b_{в.о.K} = \frac{2}{1 + \eta_{в.о.}} \cdot \frac{S_{в.о.}}{l_{в.о.}} = \frac{2}{1 + 2,5} \cdot \frac{1,4}{1,6} = 0,6 \text{ м};$$

Центральна хорда вертикального оперення:

$$b_{в.о.0} = \frac{2 \cdot \eta_{в.о.}}{1 + \eta_{в.о.}} \cdot \frac{S_{в.о.}}{l_{в.о.}} = \frac{2 \cdot 2,5}{1 + 2,5} \cdot \frac{1,6}{0,6} = 3,8 \text{ м}.$$

5.4 Визначення параметрів шасі

Для прийнятої схеми шасі визначаються наступні параметри:

- база шасі: $b = 0,4 \cdot l_{\phi} = 0,4 \cdot 8,4 = 3,36 \text{ м}$;
- колія шасі: $B_0 = \bar{B}_0 \cdot l = 0,12 \cdot 89 = 2,31 \text{ м}$;
- винос головних коліс: $e = 0,09 \cdot b = 0,09 \cdot 3,36 = 0,3 \text{ м}$.

5.5 Визначення маси палива

Масу палива на борту літака визначають за значеннями відносної маси паливної системи \bar{m}_{TC} , коефіцієнта паливної системи k_{TC} і злітної маси літака першого наближення m_0^I :

$$m_T = \frac{\bar{m}_{TC} m_0^I}{k_{TC}} = \frac{0,22 \cdot 640}{1,03} = 136 \text{ кг.}$$

По знайденому значенням маси палива визначаємо потрібний обсяг паливних баків, прийнявши щільність палива $\rho_T = 750 \text{ кг / м}^3$.

$$V_{m.б.} = \frac{m_T}{\rho_T} = \frac{136}{750} = 0,18 \text{ м}^3 .$$

Обсяг паливних баків $V_{m.б.}$ повинен перевищувати сумарний обсяг палива мінімум на 5% через розширення палива.

5.6 Визначення параметрів і підбір двигуна

За значеннями потрібної тяги оснащеності \bar{P}_0 і злітної маси літака першого наближення знаходять сумарну тягу двигунів, даН:

$$\sum P_0 = \frac{m_0^I \cdot g}{10} \cdot \bar{P}_0 = \frac{640 \cdot 9,8}{10} \cdot 0,25 = 156 \text{ даН.}$$

$$\text{Тяга двигуна } P_0 = \frac{1}{n} \sum P_0 = \frac{1}{1} \cdot 156 \approx 160 \text{ даН;}$$

де n - число двигунів.

Маса одного двигуна визначається за формулою:

$$m_{ос} = \frac{10P_0}{g \gamma} = \frac{10 \cdot 160}{9,8 \cdot 0,98} = 160 \text{ кг.}$$

За відомим параметрам P_0 , m_{oe} і m знаходимо двигун з близькими до цих значеннями. Найбільш підходящим є поршневий двигун, вироблений фірмою Lycoming IO-320 з тягою $P_0 = 160$ даН, $m_{oe} = 60$ кг, $m = 8,7$.

6. Розрахунок аеродинамічних характеристик літака

6.1 Основні характеристики

	Характеристика	Позначення	Розмір	Значення
1	Розмах крила	l	м	11,4
2	Довжина фюзеляжу	L_f	м	8,4
3	Площа крила	S	$м^2$	13,2
4	Корнева хорда крила	b_o	м	1,82
5	Кінцева хорда	b_k	м	0,91
6	Подовження крила	λ	-	8
7	Звуження крила	$\eta_{кр}$	-	2,5
8	Розмах ГО	$l_{го}$	м	10,8
9	Розмах ВО	$l_{во}$	м	1,6
10	Площа ГО	$S_{го}$	$м^2$	14,8
11	Площа ВО	$S_{во}$	$м^2$	1,96
12	САХ крила	$b_{ср}$	м	1,63
13	Площа міделю фюзеляжа	$S_{мф}$	$м^2$	2,01
14	Діаметр міделю фюзеляжа	$d_{мф}$	м	1,2
15	Відносне видовження фюзеляжу	λ_f	-	8
16	Ефективне видовження крила	λ_{ϵ}	-	6,6
17	Довжина носової частини фюзеляжу	$l_{нч}$	м	3
18	Відносне видовження носової частини фюзеляжу	$\lambda_{нч}$	-	3,45
19	Площа охоплюваної поверхні	F_f	$м^2$	34,95
20	Відносне видовження ГО	$\lambda_{го}$	-	2,5
21	Відносне видовження ВО	$\lambda_{во}$	-	1,3
31	Крейсерська швидкість	$V_{крейс.}$	м/с	180
32	Крейсерська висота польоту	$H_{крейс.}$	м	4000
33	Вага палива	m_T	кг	90
34	Густина повітря на розрахунковій висоті	ρ_H	$\frac{кг}{м^3}$	0,9

6.2 Визначення критичного числа Маху крила

$$M^* = 1 - 0,7 \cdot \sqrt{\bar{c}} - 3,2 \cdot \bar{c} \cdot C_{ya}^{3/2} = 1 - 0,7 \cdot \sqrt{0,15} - 3,2 \cdot 0,15 \cdot 0,12^{3/2} = 0,22$$

де \bar{c} - відносна товщина профілю

C_{ya} - коефіцієнт підйомної сили крила

6.3 Розрахунок до критичної поляри

Рівняння поляри має наступний вигляд:

$$C_{xa} = C_{xao} + C_{xai}$$

де C_{xao} - мінімальний коефіцієнт лобового опору літака

C_{xai} - коефіцієнт індуктивного опору

$$C^* \cdot y_a = 0,1$$

6.4 Визначення мінімального коефіцієнта лобового опору крила

$$Re_{np} = \frac{V_{расч} \cdot b_{cp}}{\nu_{расч}} = \frac{180 \cdot 2,03}{3,713 \cdot 10^{-5}} = 1.219 \cdot 10^7$$

$$b_{cp} = 2.03 \text{ м}; = 0.$$

Тоді за графіком визначимо значення $2C_f$

$$2C_f \text{ пФ} = 0,006$$

6.5 Розрахунок профільного опору крила

$$C_{xAP} = 2C_f(0,93 + 2,8 \cdot \bar{n}) \cdot (1 + 5 \cdot \bar{n} \cdot M^4)$$

$$C_{xAP} = 0,006 \cdot (0,93 + 2,8 \cdot 0,15) \cdot (1 + 5 \cdot 0,15 \cdot 0,75^4) = 0,010022$$

6.6 Розрахунок пасивного опору крила

$$C_{xa \min \hat{E}D} = C_{xAP} \cdot \left(1 - k_{\hat{E}D} \cdot \frac{S_{\hat{E}D}}{S} \right) + 0,001 \cdot \bar{l}_a, \text{ де}$$

$k_{\text{инт}}=0,5$ - коефіцієнт інтерференції

$\bar{l}_{\text{ш}} = \frac{l_{\text{ш}}}{l}$ - відносна довжина щілин

$$l_{\text{ш}}=33.4 \text{ м} ; \bar{l}_a = \frac{33.4}{15,46} = 2.1604$$

$$C_{xa \min \hat{E}D} = 0,010022 \cdot \left(1 - 0,5 \cdot \frac{3,25}{31,38} \right) + 0,001 \cdot 2.1604 = 0,011663$$

6.7 Розрахунок пасивного опору фюзеляжу

$$C_{x_{a0}} = C_f \cdot \eta_e \cdot \eta_i \cdot \frac{F_{\delta}}{S_{i\delta}} + \Delta \tilde{N}_{x_{a0}}, \text{ де}$$

C_f - коефіцієнт сумарного опору тертя плоскої пластини, що залежить від числа Рейнольдса;

F_{δ} и $S_{m\delta}$ – див. табл. 1

$$\text{Re} = \frac{V_{\delta a \bar{n} z} \cdot L_{\delta}}{V_{\delta a \bar{n} z}} = \frac{223 \cdot 16.17}{3.713 \cdot 10^{-5}} = 9.712 \cdot 10^7$$

$$\tilde{N}_f = 0,002125$$

$\eta_e = 1,07$ - поправка на подовження,

$\eta_i = 1,15$ - поправка на стисливість повітря,

$\Delta \tilde{N}_{x_{a0\delta}} = 0,015$ - поправка на відхилення носової частини фюзеляжу від форми

тіла

обертання

$$\tilde{N}_{x_{a0\delta}} = 0,002125 \cdot 1,07 \cdot 1,15 \cdot \frac{82.49}{3.205} + 0,015 = 0.082299$$

6.8 Розрахунок пасивного опору оперення

Профільне опір оперення визначається, як і для крила, по формулі

$$C_{x_{ap}} = 2C_f \cdot (0,93 + 2,8 \cdot \bar{c}) \cdot (1 + 5 \cdot \bar{c} \cdot M^4)$$

Вплив щілин і опір інтерференції враховується величиною $\Delta C_{x_{aопер}} = 0,002$

6.9 Розрахунок пасивного опору ГО

$$S_{\hat{A}i} = 7.42 \text{ м}^2; \quad b_{\hat{N}D} = 1,375 \text{ м}$$

$$\text{Re}_{\hat{A}i} = \frac{V_{\delta a \bar{n} z} \cdot b_{\hat{N}D}}{V_{\delta a \bar{n} z}} = \frac{223 \cdot 1,375}{3,713 \cdot 10^{-5}} = 8,26 \cdot 10^6$$

$$2\tilde{N}_{\hat{A}i} = 0,0062, \text{ [3, с.13]}$$

$$C_{x_{a\hat{a}i}} = 0,0062 \cdot (0,93 + 2,8 \cdot 0,06) \cdot (1 + 5 \cdot 0,06 \cdot 0,75^4) = 0,00745$$

$$\tilde{N}_{x_{a\hat{a}i}} = \tilde{N}_{x_{a\hat{a}i}} + \Delta \tilde{N}_{x_{a\hat{a}i}} = 0,00745 + 0,002 = 0,00945$$

6.10 Розрахунок пасивного опору ВО

$$S_{\hat{A}i} = 6,37 \text{ м}^2; \quad b_{\hat{n}\delta} = 3,3 \text{ м}$$

$$\text{Re}_{\hat{A}i} = \frac{V_{\delta a \bar{n} z} \cdot b_{\hat{n}\delta}}{V_{\delta a \bar{n} z}} = \frac{223 \cdot 3,3}{3,713 \cdot 10^{-5}} = 1,98 \cdot 10^7$$

$\bar{x}_t = 0$, так як ділянка знаходиться за крилом.

$$2\tilde{N}_{\text{гаі}} = 0,00545$$

$$C_{\text{хааі}} = 0,00545 \cdot (0,93 + 2,8 \cdot 0,06) \cdot (1 + 5 \cdot 0,06 \cdot 0,75^4) = 0,006552$$

$$\tilde{N}_{\text{хааі}} = \tilde{N}_{\text{хааі}} + \Delta\tilde{N}_{\text{хааі}} = 0,006552 + 0,002 = 0,008552$$

7. Складання зведення мас літака

За результатами розрахунку мас складається зведення мас літака, в якій детально вказуються маси всіх частин, що складають злітну масу літака. Все маси об'єднуються в групи за функціональною ознакою. Для кожної групи визначається сумарна маса в абсолютному (m_i) і відносному ($\bar{m}_i = \frac{m_i}{m_0}$) вигляді.

Таблиця 4 - Зведення мас літака

Найменування	m_i , кг	\bar{m}_i
I КОНСТРУКЦІЯ	186,2	0,291
Крило	94	0,147
Фюзеляж	44,1	0,069
Оперення	19,2	0,030
Шасі	32,6	0,051
Покраска	0,28	0,002
II СИЛОВА УСТАНОВКА	73,8	0,094
Двигун	59,8	0,055
Агрегати силової установки	14,3	0,038
III ОБЛАДНАННЯ ТА УСТАНОВКА	19,2	0,030
IV ПУСТИЙ ЛІТАК	278	0,415
V СПОРЯДЖЕННЯ	19,2	0,030
Екіпаж	180	0,001
Спорядження	0,6	0,0029
VI ПУСТИЙ СПОРЯДЖЕНИЙ ЛІТАК	296	0,445
VII ЦІЛЬОВЕ НАВАНТАЖЕННЯ	20	0,201
VIII ПАЛИВО	221	0,353
Витрачене паливо	198	0,317
Навігаційний запас	23	0,036
IX ЗЛІТНА МАСА	680	1

n_p - розрахункова перевантаження; $n_p = 1,5n_s$, - експлуатаційна

перевантаження;

$S = 11,2$ - площа крила по трапеції (без напливів, з підфюзеляжною частиною), м²;

$S_{в.о.}$ - площа вертикального оперення, м²;

$S_{г.о.}$ - площа горизонтального оперення, м²;

$S_{упр.кр.}$ - площа органів управління, розташованих на крилі (інтерцептори, елерони), м²;

$$m_{крыло} = 0,0213(640 \cdot 3,375)^{0,557} \cdot 11,2^{0,649} \cdot 8,6^{0,5} (0,14)^{-0,4} (1+4)^{0,1} (\cos 15^\circ)^{-1} \cdot 205^{0,1} =$$
$$= 94 \text{ кг.}$$

$$m_{фюзеляж} = 0,6093 \cdot 1,25 \cdot 1,12 (640 \cdot 3,375)^{0,5} \cdot 8,44^{0,25} \cdot 15,47^{0,302} (1+0,972)^{0,04} \left(\frac{8,4}{8,6}\right)^{0,10} =$$
$$= 44,1 \text{ кг.}$$

Таким чином злітна маса літака другого наближення m_0'' становить 680 кг.

8. Розробка креслення загального вигляду і технічного опису літака

8.1 Загальні відомості

Легкий літак, призначений для виконання польотів тільки вдень за правилами візуальних польотів та поза умовами зледеніння і не призначений для виконання фігур вищого та складного пілотажу.

До недоліків слід віднести високу чутливість літака до турбулентності через малу вагу і низького навантаження на крило - від 3 фунтів / фут².

Призначений для експлуатації з бетонних ВПП. Основні характеристики:

- крейсерська швидкість - 180 км / г;
- дальність польоту - 900 км;
- висота крейсерського польоту - 4000 м;
- цільова навантаження - 20 кг;
- злітна маса - 600 кг.

Можливі модифікації літака шляхом заміни авіоніки, використання літака для перевезення легких вантажів.

8.2 Конструкція планера.

Планер літака складається з крила, фюзеляжу, оперення, шасі. Крило є трапецієвидне крило з кутом стріловидності по $\frac{1}{4}$ хорді суперкритичним профілем. На крилі розміщуються органи поперечного управління і механізація, що підвищує коефіцієнт підйомної сили при зльоті та посадці. Засоби механізації крила включають закрилки, а також зовнішні щілинні предкрилки. У крилі розміщуються паливні баки і елементи паливної системи. Двигун розміщений в носовій частині фюзеляжу.

8.3 Силова установка

Один Lycoming IO-320. Статична тяга $P_o = 160$ Н; Маса двигуна $m_{ov} = 59,8$ кг; Діаметр $D_{ov} = 0,55$ м; Довжина $L_{ov} = 0,6$ м; Питома вага $\gamma = 0,094$;

					ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		39

8.4 Управління літаком

Літак має гідравлічну необоротну бустерну систему управління з завантажувальними механізмами.

8.5 Обладнання і системи літака

Гідравлічна система складається з насосів, гідроакумуляторів, клапанів, фільтрів, робочого тіла, трубопроводів, системи індикації несправностей і служить для забезпечення роботи систем управління.

Паливна система розміщується в крилі, безпосередньо складається з насосів, приводів (електродвигунів), фільтрів, датчиків, системи індикації, трубопроводів.

Система життєзабезпечення включає в себе систему кондиціонування вентиляційного типу з відбором повітря від компресорів двигуна і аварійну систему на випадок розгерметизації, що складається з балонів зі стисненим повітрям і дихальних масок для пасажирів.

Електрична система складається з 2 генераторів, трансформаторів, випрямлячів, центрального розподільного щита, запобіжників, проводки.

Системи електропостачання та життєзабезпечення екіпажу літака є високонадійними.

					<i>ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ</i>	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		40

9. Науково-дослідний розділ (НДР)

9.1 Обґрунтування аеродинамічної схеми літака.

Сучасний літак являє собою складну технічну систему, елементи якої, кожен окремо і всі разом, повинні мати максимальну надійність. Літак в цілому повинен відповідати заданим вимогам і володіти високою ефективністю при відповідному технічному рівні.

При розробці проектів літаків нового покоління, які увійдуть в експлуатацію на початку 2000-х років, велике значення надається досягненню високої техніко-економічної ефективності. Ці літаки повинні не тільки володіти хорошими її показниками на момент виходу в експлуатацію, але і розташовувати потенційною можливістю модифікації для систематичного підвищення ефективності протягом усього періоду серійного виробництва. Це необхідно для того, щоб з мінімальними витратами забезпечити реалізацію нових вимог і досягнень технічного прогресу.

При розгляді схеми пасажирського літака місцевих авіаліній доцільно вивчити всі раніше створені в цьому класі літаки.

Розвиток пасажирської авіації активно почалося після Другої Світової війни. З тих пір схема літаків цього класу, поступово зазнаючи зміни прийшла до найбільш оптимальної на сьогоднішній день. У більшості випадків це літак, виконаний за нормальною аеродинамічною схемою, моноплан. Двигуни зазвичай розташовані під крилом (ТВД), під крилом на пілонах або на крилі (ТРД). Хвостове оперення виконано швидше за Т-образної схемою, іноді за нормальною. Перетин фюзеляжу складається з дуг кіл. Шасі виконано по схемі з носовою колесом, основні стійки одноколісні.

Типова компоновка фюзеляжу - кабіна пілотів в носовій частині.

Відхилення від цієї усталеної компоновальною схеми може бути викликано тільки якимись особливими вимогами, що пред'являються до літака. В інших же випадках при розробці двомісного літака конструктори намагаються дотримуватися саме цієї схеми, оскільки вона є практично оптимальною. Нижче наведено обґрунтування застосування даної схеми.

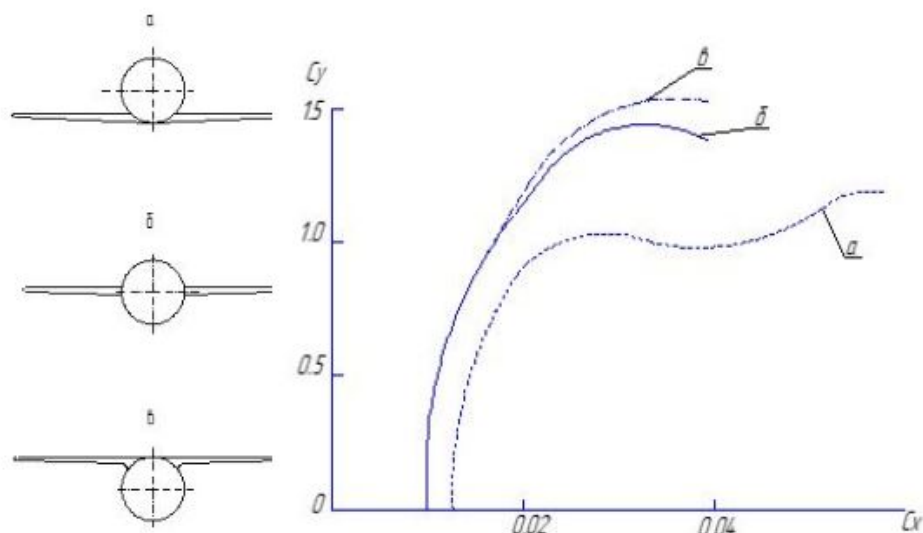
					<i>ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ</i>	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		41

Порівнюючи всі достоїнства і недоліки трьох аеродинамічних схем, приходимо до висновку про доцільність використання на дозвуковому літаку класичної аеродинамічної схеми.

9.2 Розташування крила щодо фюзеляжу.

Для легких літаків вибір схеми крила щодо фюзеляжу пов'язаний в першу чергу з компоувальними міркуваннями.

З аеродинамічної точки зору високоплан вигідний тим, що дозволяє отримувати на крилі розподіл циркуляції близькою до еліптичної (при умовно однаковій формі крила в плані) без провалу в районі фюзеляжу, як у схем низькоплану і середньоплану. При цьому те, що високоплан володіє опором інтерференції хоча і більшим, ніж у середньоплану, але менше ніж у низькоплану, дозволяє отримувати високу якість літака, побудованого за такою схемою. При низькому розташуванні крила опір (при швидкостях з $M < 0,7$) більше, ніж при середньому і високому розташуванні. Нижче наведені поляри для трьох схем розташування крила на фюзеляжі, з яких видно, що C_{x0} (при $C_y = 0$) у низькоплану більше, ніж у середньоплану і високоплану (Рис. 9.2.1.).



Характер поляри при різному розташуванні крила і фюзеляжу.
а - низькоплан; б – середньоплан; в – високоплан.

Рис. 9.2.1.

Схема високоплан володіє наступними компоновальними і конструктивними недоліками:

-Шасі неможливо розмістити на крилі, або (на невеликих літаках) основні опори шасі виходять громіздкими і важкими. В цьому випадку шасі розміщується, як правило, на фюзеляжі, навантажуючи його великими зосередженими силами.

-При аварійній посадці крило (особливо якщо на ньому встановлено двигуни) прагне розчавити фюзеляж і знаходиться в ньому пасажирську кабінку. Для усунення цієї проблеми приходиться посилювати конструкцію фюзеляжу в районі крила і значно обтяжувати його.

-При аварійній посадці на воду фюзеляж йде під поверхню води, ускладнюючи тим самим аварійну евакуацію пасажирів і екіпажу.

9.3 Схема оперення

Для легких літаків конкуруючими є дві схеми оперення: нормальна і Т-подібна.

Потужний супутній струмінь від повітряного гвинта несприятливо впливає на звичайне низько розташоване горизонтальне хвостове оперення і може погіршити стійкість літака на деяких режимах польоту. Високо розташоване горизонтальне оперення істотно підвищує стійкість літака, так як воно виходить за межі зони впливу путньої струменя. При цьому ефективність кіля також підвищується. Звичайний кіль еквівалентної геометрії повинен мати площу на 10% більше. Оскільки високо розташоване горизонтальне оперення має більшу горизонтальне плече через скоса кіля тому, для створення необхідного поздовжнього моменту потрібно зусилля на ручці, вдвічі менше, ніж при звичайному горизонтальному оперенні. Крім того, Т-образне хвостове оперення забезпечує більш високий рівень комфорту для пасажирів, так як воно зменшує вібрацію конструкції від впливу супутнього струменя від повітряного гвинта. Вага звичайного і Т-образного оперень приблизно однаковий.

					<i>ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ</i>	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		44

Застосування Т-образного хвостового оперення збільшує вартість літака менш ніж на 5% за рахунок збільшення витрат на розробку і виробничу оснащення. Однак переваги цього оперення виправдовують його використання.

Серед інших достоїнств Т-образного оперення є:

- Горизонтальне оперення підвищує ефективне подовження кіля. Це дозволяє зменшити площу вертикального оперення і цим полегшити конструкцію.

- Горизонтальне оперення відводиться від зони впливу на його конструкцію звукових хвиль, які можуть створити небезпеку втомного руйнування. Термін служби горизонтального оперення при цьому збільшується.

9.4. Вибір кількості двигунів та їх розміщення

Необхідна кількість двигунів для силової установки літака залежить від ряду факторів, обумовлених як призначенням літака, так і його основними параметрами і льотними характеристиками.

Основними критеріями при виборі числа двигунів на літаку є:

- Літак повинен володіти необхідною стартовою тягоозброєністю;
- Літак повинен володіти достатньою надійністю і економічністю;
- Ефективна тяга силової установки повинна бути якомога більшою;
- Відносна вартість двигунів повинна бути можливо меншою;

При формальному підході забезпечити потрібну величину стартовою тягоозброєності проектного літака можна яким завгодно числом двигунів (в залежності від стартової тяги одного двигуна). Тому при вирішенні даного питання необхідно ще й враховувати специфіку призначення літака і вимоги, що пред'являються до його компонуванні і силовій установці. Допомога при виборі числа двигунів може надати вивчення літаків аналогічного класу вже використовуються на авіалініях.

					<i>ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ</i>	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		45

На сьогоднішній день на неманеврених дозвукових літаках знайшли застосування два типи двигунів - ТВД і ТРДД. Вирішальне значення при виборі типу двигуна має швидкість крейсерського польоту. ТВД вигідно використовувати на швидкостях польоту, відповідних $M = 0,45 \dots 0,7$.

У цьому діапазоні швидкостей він набагато економічніше ТРДД (питома витрата палива менше в 1,5 рази). Використання ТВД на швидкостях, відповідних $M = 0,7 \dots 0,9$ не вигідно, т. К. Він має недостатню питому потужність і підвищений рівень шуму і вібрацій на літаку.

Беручи до уваги всі перераховані вище факти, і виходячи з вихідних даних на проєктований літак, вибір для СУ робимо на користь ТВД.

					<i>ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ</i>	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		46

10. Технологічний розділ

10.1. Технологічне опрацювання конструкції виробу

Відповідність конструктивних характеристик літака, закладених в його проєкті, вимогам виробництва називається технологічністю конструкції літака. Технологічність конструкції - це один з основних факторів, що характеризують досконалість конструкції літака.

Технологічність літака і її показники характеризують ефективність конструкторських і технологічних рішень при проектуванні літака з точки зору забезпечення високої продуктивності праці і раціонального витрати матеріалів при його виготовленні.

Технологічність літака відповідно до галузі її прояви можна поділити на два види: виробничу і експлуатаційну.

Виробнича технологічність проявляється в скороченні витрат часу і коштів на конструкторську і технологічну підготовку виробництва і витрат на виробництво, контроль і випробування літака.

Експлуатаційна технологічність літака проявляється в скороченні витрат часу і коштів на технічне обслуговування і ремонт.

Основними факторами, що визначають вимоги до технологічності конструкції, є:

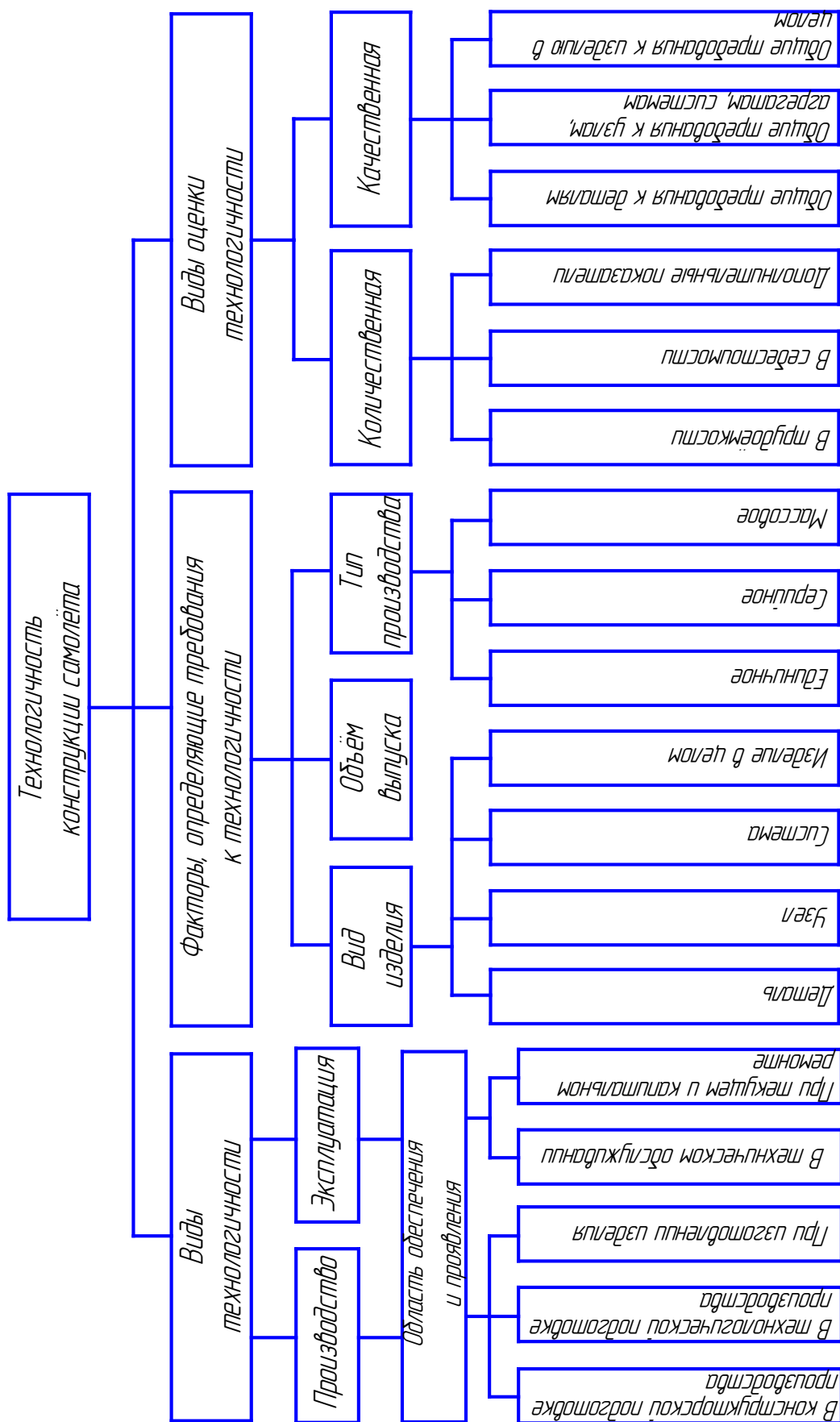
- вид виробу (деталь, вузол, агрегат, планер літака, основні функціональні групи бортових систем, літак в цілому);
- обсяг випуску і тип виробництва (одиничне, серійне, масове).

Вимоги до технологічності деталей, вузлів, агрегатів літака можуть відрізнятися в залежності від застосовуваних напівфабрикатів і методів обробки деталей, в залежності від виду з'єднань вузлів, агрегатів. Вельми різко можуть відрізнятися вимоги до технологічності конструкції виробів виготовлених масовим або одиничним чином. Безумовно, виріб виготовляється масовим способом повинно бути з технологічної точки зору оброблено більш ретельно.

Оцінка технологічності конструкції може здійснюватися як якісним, так і кількісним способом. Якісна оцінка має дещо загальний характер (добре-погано), проте багаторічний досвід літакобудівної промисловості дає можливість формувати ряд вимог до конструкції, які важко висловити кількісно. Як правило, це порівняльна оцінка. При виготовленні нового літака знаходяться прототипи, виготовлення яких виявило деталі, вузли, агрегати, елементи систем незгоду з вимогами виробництва, що викликають великі витрати праці і часу без особливих на це підстав. На основі досвіду виробництва окремі варіанти конструкції можна абсолютно виключити з розгляду як неприйнятні, інші варіанти можна застосовувати без перевірки, а там, де є сумніви, необхідно залучити кількісні розрахунки показників технологічності.

					<i>ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ</i>	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		48

Структурные составляющие
технологичности



Розрізняють два види показників технологічності конструкції літака: показники загальні та показники конкретні, які визначаються у вигляді коефіцієнтів.

За загальними показниками технологічної конструкції літака вважається така конструкція, в якій:

- є якомога меншу кількість деталей, причому більшість з них нормалізовані;
- передбачається застосування прогресивних виробничих процесів;
- деталі вимагають обробки тільки по поверхнях, якими вони стикаються один з одним;
- завбачливо найбільш раціональне членування;
- простота форм поверхонь агрегатів.

На ряду з загальними показниками технологічності може оцінюватися конкретними показниками:

1) Коефіцієнт використання матеріалу (КІМ): $k_{и.м.} = \frac{G_{и}}{G_3}$

де: $G_{и}$ - маса сухого виробу, кг;

G_3 - сумарна маса матеріалів, що витрачаються на виготовлення одного виробу, кг.

2) Коефіцієнт стандартизації $k_{ст} = \frac{E_{ст} + D_{ст}}{E + D}$:

де: $E_{ст}$ і $D_{ст}$ - відповідно число стандартних складальних одиниць і деталей у виробі;

E і D - відповідно загальні число складальних одиниць і деталей у виробі.

3) Коефіцієнт панелірованія $k_{пан} = \frac{\sum S_{п}}{S_C}$:

де: $\sum S_{II}$ - сумарна площа поверхонь всіх панелей, що утворюють зовнішні обводи літака;

S_C - площа зовнішньої поверхні літака, обтічна повітряним потоком.

4) Рівень механізації клепки $k_{н.к.} = \frac{N_{з.п.}}{N_{з.об.}}$:

де: $N_{з.п.}$ - кількість заклепок, допустимих для пресової клепки;

$N_{з.об.}$ - загальні кількість заклепок у виробі.

4) Коефіцієнт наступності, відображає використання в одному виробі деталей і складальних одиниць, що застосовуються або застосовувалися в інших виробих, що дозволяє скоротити витрати праці на розробку і освоєння технологічних процесів, а також на виготовлення і доведення оснастки:

$$k_{np} = \frac{N_{п.д.}}{\sum N - (N_{кр} + N_{п.с.})}$$

де: $N_{п.д.}$ - кількість виготовлених і освоєних в серійному виробництві деталей, вузлів, використовуваних в конструкції нового літака;

$N_{кр}$, $N_{п.с.}$ - відповідно кількість кріпильних і покупних стандартних деталей;

$\sum N$ - сумарна кількість деталей, що входять в конструкцію нового літака.

Важливим при оцінці загальної технологічності літака і досконалості виробництва є показник питомої трудомісткості: $\theta = \frac{\sum T_{шт}}{G_C}$

де: $\sum T_{шт}$ - сумарні витрати часу (нормогодини);

G_C - маса порожнього літака, кг.

Технологічність конструкції літака в цілому і чисельні значення коефіцієнтів технологічності залежать від ряду конструктивних факторів, в тому числі:

- форми деталей, вузлів і агрегатів;
- виду заготовок і точності обробки деталей;
- застосовуваних матеріалів;
- способи з'єднання окремих деталей між собою;
- характеру і ступеня членування конструкції.

10.2. Членування конструкції літака

Необхідність членування конструкції літака на деталі, вузли, панелі, відсіки і агрегати диктується вимогами виробництва і необхідністю мати конструктивні, експлуатаційні роз'єми і стики.

Наявність конструктивних роз'ємів обумовлено функціональним призначенням виділяються підконструкцій.

Наприклад, конструктивні роз'єми в крилі викликані необхідністю кріплення до нього механізації та органів управління.

Технологічні стики створюються з урахуванням можливостей виробництва на даному етапі його розвитку і визначаються, зокрема, габаритними розмірами обладнання.

Експлуатаційні роз'єми і стики створюються з метою заміни, огляду або регулювання різних механізмів і систем в процесі експлуатації літака. У деяких випадках експлуатаційні роз'єми викликаються обмеженнями габаритних розмірів окремих агрегатів за умовами їх перевезення і зберігання на складах.

Конструктивні та експлуатаційні роз'єми і стики намічаються при проектуванні літака.

Раціональне членування конструкції на відсіки, панелі, вузли та деталі дозволяє істотно знизити масу, підвищити ресурс і надійність конструкції в

					<i>ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ</i>	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		52

цілому, що досягається різким скороченням обсягу з'єднань при одночасному збільшенні габаритних розмірів напівфабрикатів і деталей.

У всіх можливих випадках функції конструктивних, технологічних і експлуатаційних роз'ємів, стиків і вирізів (люків) необхідно поєднувати, зменшуючи цим кількість з'єднань конструкції.

10.3. Забезпечення взаємозамінності при складанні

Елементи конструкції літака будуть взаємозамінні якщо поверхні геометричних параметрів лежать всередині поля допуску. Елементи конструкції можуть володіти різним ступенем взаємозамінності: абсолютної взаємозамінністю, якщо елементи конструкції взаємозамінні по всім параметрам; повної взаємозамінністю, якщо елементи конструкції взаємозамінні по функціональним контурам.

У літакобудівна виробництві постійно підвищуються вимоги до точності відтворення форм і розмірів конструкції.

Можна виділити три групи ув'язки:

- методи, що базуються на застосуванні жорстких носіїв форми і розмірів;
- методи, що базуються на використанні аналітичного опису поверхонь виробу

і на використанні шаблонів;

- методи, засновані на безплазовом виготовленні утворюючої оснастки на базі числового завдання всіх геометричних параметрів деталей і вузлів виробу.

В основі методів ув'язки першої і другої групи лежить плазово-шаблонний метод, що трансформувалася в дві основні різновиди:

- 1) плазово-шаблонно-координатний метод, заснований на використанні плоских першоджерел ув'язки і універсальних плоских, просторових координатних стендів. Ув'язка контурів здійснюється за допомогою ФО і БО, виконуваних на координатної сітки з осередками 50x50 мм, тобто стосовно

									Лист
									53
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата	ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ				

методу складання в пристроях, оснащених рубильниками як фіксаторами контурів аеродинамічних обводів зібраного агрегату.

2) плазово-шаблонно-еталонний метод, заснований на застосуванні просторових першоджерел ув'язки, таких, як еталон поверхні, базові стандарти. Цей метод можна застосовувати головним чином для легких літаків. Формування контуру агрегату здійснюється рубильниками, встановленими за зразком поверхні.

При ув'язці заготівельної і складальної оснастки проектованого літака застосований шаблонно-еталонний метод. При цьому методі ув'язки жорстким носієм форми і розмірів є шаблони і калібри стиків, що дозволяють переносити форму і розміри з одного жорсткого носія на інший, а потім на оснащення і пристосування.

Еталонно-шаблонний метод ув'язування має наступні переваги:

- високим ступенем взаємозамінності роз'ємів і стиків;
- низькою вартістю технологічного оснащення;
- простотою в системі заводського кооперування.

При збірці кожен агрегат збирається повністю в стапелі з стикувальними вузлами, що мають необхідний припуск для остаточної обробки на обробному стенді. Ув'язка зовнішніх форм агрегатів в складальному пристосуванні здійснюється за допомогою еталонів поверхні агрегатів, що представляють собою конструкції, зовнішня форма яких в точності відповідає зовнішній формі поверхні агрегату.

Застосування еталонів поверхні дає можливість пов'язати елементи зовнішніх форм агрегату в складальних пристосуваннях і оснащення в заготівельно-штампувальних цехах. Основна схема ув'язки, виготовлення і збірки літака по плазово-шаблонного методу приведена нижче. Основна ідея введення еталонів поверхні полягає в об'єднання багатьох плоских шаблонів в єдину жорстко пов'язану систему.



Лазерна система базування.

Метод базування заснований на використанні лазерної системи СЛЦІС. Базові площині створюються візирними лініями оптичних приладів. Система складається з декількох джерел випромінювання цільових знаків і координатної лінійки.

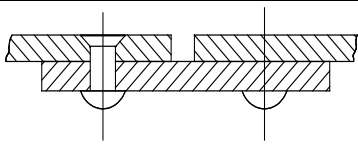
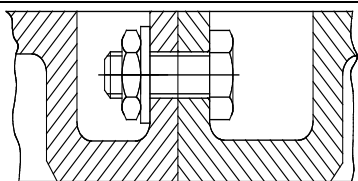
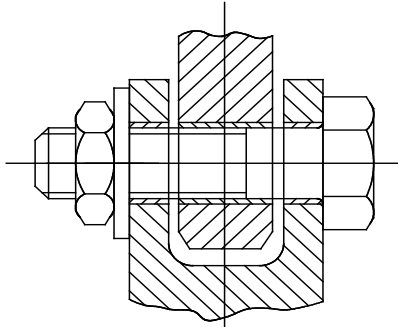
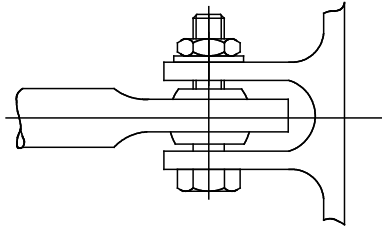
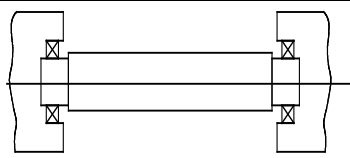
Дана система забезпечить становище в просторі елементів конструкції щодо трьох вихідних осей. Похибка установки цільових знаків, щодо яких налаштовується система базування становить приблизно мм, а джерел випромінювання мм.

Для всього агрегату точність складання забезпечується в межах мм.

10.4. Схема забезпечення взаємозамінності

Розглянемо характерні стики і роз'єми, застосовані в конструкції літака.

Таблиця 9.1.

З'єднувальні агрегати	Стик, роз'єм	Ескіз стику, роз'єму	Забезпечення Взаємозамінюваності
Панелі фюзеляжу, відсіки фюзеляжу	Стрічковий технологічний Клепальне З'єднання		Кондуктор Сбірне пристосування ШОК
Відсіки фюзеляжу Консолі крила Кіль	Фланцевий технологічний Болтове З'єднання		Плита Плита збірного пристосування
Крило Стабілізатор	Ухо-вилка Болтове з'єднання		Обробний стенд Еталон стику
Кермо Елерони	Ухо-вилка Болтове З'єднання		Обробний стенд Еталон стику
Опори шасі	Осьовий шарнір		Обробний стенд Еталон стику

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата
------	------	----------	---------	------

ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ

Лист

56

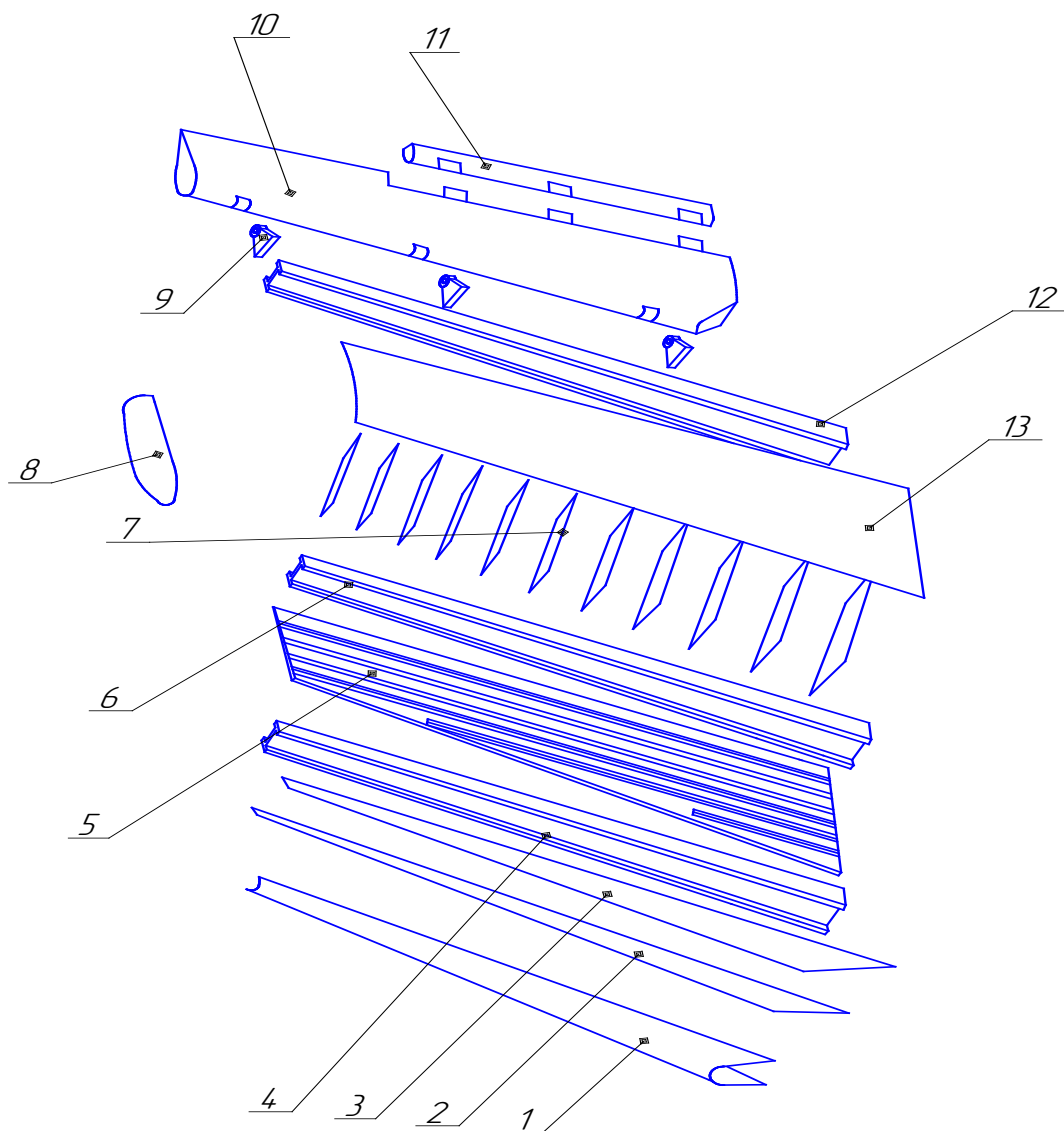
10.5. Характеристики застосовуваних матеріалів

Таблиця 9.2.

Матеріал	σ_B (кгс/мм ²)	$\sigma_{0,2}$ (кгс/мм ²)	E (кгс/мм ²)	γ (г/см ³)	Технологічні властивості
АЛЮМІНІЄВІ СПЛАВИ					
Д16Т	41,5 - 43,5	27,5 - 28	7200	2,78	Задовільно обробляється. Зварюється тільки точковим і роликовим зварюванням
Д19Т	40 - 42,5	26,5 - 27	6800	2,76	Погано зварюється, для деталей з хім. Фрезеруванням і техн. нагрівом.
В95Т	48 - 55	41 - 48	7500	2,85	Задовільна пластичність, погана зварюваність.
АК6Т	37 - 39	25 - 28	7200	2,75	Добре формується в гарячому стані
АМг6	31 - 32	13 - 16	7000	2,64	Висока пластичність і зварюваність.
АМц	9 - 14	-	7500	2,73	Хороша пластичність і зварюваність.
АЛ19	30	-	7000	2,78	Хороші ливарні властивості
МАГНІЄВІ СПЛАВИ					
МА8	21 - 28	11 - 12	4300	1,78	Задовільна пластичність і зварюваність
МА14Т	28 - 32	18 - 24	4700	1,8	Хороша пластичність і зварюваність.
ТИТАНОВІ СПЛАВИ					
ОТ4	70 - 90	-	11000	4,55	Добре штампується і зварюється.
ВТ22	105 - 120	-	12000	4,68	Добре штампується і зварюється.
СТАЛІ					
25	46	28	20000	7,85	Хороша пластичність і оброблюваність різанням, зварюваність
30ХГСА	110 - 130	85	21000	7,85	Хороша зварюваність, деформація в гарячому стані, задовільно оброблюється різанням
30ХГСН2А	140 - 160	135	21000	7,77	Хороша зварюваність, задовільно оброблюється різанням
12Х18Н10Т	55 - 90	20	20000	7,9	Добре штампується в холодному стані і оброблюється різанням.

10.6. Схема членування агрегату

Членування агрегату проводиться з урахуванням призначення елементів конструкції, вимог виробництва і експлуатації.



- 1 - носок; 2 - права панель носка; 3 - ліва панель носової частини; 4 - передній лонжерон; 5 - права панель кесонної частини; 6 - середній лонжерон; 7 - нервюра; 8 - закінцівка кіля; 9 - вузол навішування керма напярму; 10 - кермо напярму; 12 - задній лонжерон; 13 - Ліва панель кесонної частини.

10.7. Опис конструкції стапеля зборки стабілізатора.

Вертикальний стапель служить для збірки кіля. Положення кіля - носком вгору.

Стапель складається з:

- 1) Несучих елементів (каркаса): підстави, колони, поперечні балки, верхні і нижні балки, похила балка;
- 2) Настановних елементів: верхні і нижні стакани під фіксатори рубильників;
- 3) Фіксуючі та затискні елементи: фіксатори, монтажна плита, рубильники.

Рубильники та монтажна плита обладнані гідропідіймачами. На рубильниках знаходяться фіксатори положення лонжеронів. Точність форми поверхні агрегату досягається за допомогою зліпка з карбинольної-цементної маси, що знімається з макета поверхні виробу. Фіксатори рубильників і фіксатори вузлів закріплюються в стаканах спеціальної цементної масою. Підйом і фіксація рубильників і монтажної плити здійснюється гідро підіймачами. Стапель обладнується освітленням та магістраллю стисненого повітря.

10.8. Директивний технологічний процес складання стабілізатора в стапелі.

№ п.	Зміст операції	Обладнання, інструмент	Норми часу мин.
1.	Встановити передній лонжерон по ОСБ в монтажній плиті і фіксаторі вузла навішування стабілізатора і УБО в поясах лонжерона	Технологічні болти штирі, гайкові ключі.	18
2.	Встановити середній лонжерон по ОСБ в монтажній плиті і фіксаторі вузла навішування стабілізатора і УБО в поясах лонжерона.	Технологічні болти штирі, гайкові ключі.	18
3.	Встановити задній лонжерон по ОСБ в монтажній плиті і УБО в поясах лонжерона. Закрити рубильники, встановити нервюри № 0, 5, 9, зафіксувати їх притисками. По Н.О. у стойках лонжеронів свердлимо отвори в нервюрах. З'єднати нервюри з лонжеронами заклепками. По Н.О. у поясах нервюр свердлимо отвори і перестикувати пояси нервюр.	Технологічні болти штирі, гайкові ключі.	15
4.	Закрити рубильники, встановити нервюри № 2, 5, 8, зафіксувати їх притисками. По Н.О. у стойках лонжеронів свердлимо отвори в нервюрах. З'єднати нервюри з лонжеронами заклепками. По Н.О. у поясах нервюр свердлимо отвори і	Пневмодрель, переносний прес, спец. інструмент.	120

	перестикувати пояси нервюр.		
5.	Встановити вузли навішування Р.Н. по ОСБ у фіксаторах стапеля. По АЛЕ у вузлах навішування свердлимо отвори в поясах нервюр. З'єднати вузли навішування Р.Н. з нервюрами.	Пневмодрель, переносний прес, спец. інструмент.	45
6.	Встановити нервюри № 1,3,4,6,7,9,10, зафіксувати притисками, по АЛЕ в стойках лонжеронів свердлимо отвори в нервюрах. З'єднати нервюри і лонжерони заклепками.	Пневмодрель, переносний прес, спец. інструмент.	150
7.	Встановити пояси бортовою і кінцевою нервюр, по УБО. По АЛЕ в поясах бортової нервюри свердлимо отвори у вузлах стику кіля з фюзеляжем. Кріпити болтами, ставити стінки нервюр. По АЛЕ в пояс свердлимо отвори в стінках. З'єднати заклепками.	Пневмодрель, гайкові ключі, переносний прес.	50
8.	Відкрити рубильники. Встановити праві панелі (передню, середню, задню). Закрити рубильники. По АЛЕ в обшивці свердлимо і зенкувати отвори в поясах лонжеронів і полицях нервюр. З'єднати передню і задню панелі заклепками, середню панель болтами на анкерних гайках. Встановити куточки кріплення стрингерів і нервюр.	Пневмодрель, пневмомолоток, викрутки, переносний прес.	160
9.	Відкрити рубильники. Зняти середню панель. Встановити ліву панель. Закрити рубильники. По АЛЕ в обшивці свердлимо і зенкувати отвори в поясах лонжеронів і полицях нервюр. З'єднати заклепками панель з каркасом. Встановити куточки кріплення стрингерів і нервюр.	Пневмодрель, пневмомолоток, переносний прес, викрутки.	100
10.	Відкрити рубильники. Встановити на місце середню праву панель. Встановити обшивку зашивання щілини. По АЛЕ в обшивці свердлимо і зенкувати отвори в діафрагмах заднього лонжерона і поясах панелей. З'єднати гвинтами на анкерних гайках.	Пневмодрель, переносний прес, викрутки.	80
11.	Встановити вузли транспортувань. Відвести монтажну плиту і фіксатори.	Гайкові ключі.	20
12.	Витягнути кіль із стапеля.	Кран-балка.	

10.9 Технологічний процес виготовлення носка кіля

1. Підготувати поверхні форми шляхом нанесення у взаємно-перпендикулярних напрямках двох шарів розчину антиадгезійних матеріалів. Кожен шар просушити протягом 15 хв. Провести термообробку мастильного матеріалу при $t = 220 \pm 5 \text{ } ^\circ \text{C}$ протягом 2 годин.
2. Оглянути автоклав, його прилади та пневмосистему.
3. Підготувати сотоблок, і сполучити клей і клейову плівку.
4. Укласти шари препреги згідно з кресленням.
5. Нанести шар рідкого клею ВК-51. Витрата клею 150-200 г / м. Витримати протягом 15 хв при температурі 15-30 $^\circ \text{C}$.
6. Укласти стільниковий блок, виготовлений згідно з кресленням.
7. Нанести клей ВК-51 на бічні грані стільникового заповнювача. Витримати 30 хв при температурі 15-30 $^\circ \text{C}$. Витрата клею 200 -300 г / м.
8. Зняти з клейової плівки ВК-51 захисний шар з поліетиленової плівки; Притиснути плівку до стільникового заповнювача; видалити другий захисний шар.
9. Укласти шари препреги згідно з кресленням.
10. Укласти розділову тканину.
11. Укласти еластичну оболонку і герметизуючий джгут; зібрати вакуумний мішок із одночасним встановленням вакуумних клапанів і термопар.
12. Перевірити вакуумний мішок на герметичність і помістити в автоклав.
13. У вакуумній системі створити тиск 0,075 - 0,085 МПа. Протягом 20 - 30 хв довести температуру до 80 $^\circ \text{C}$ і тиск $(0,31 \pm 0,05)$ МПа.
14. Виключити вакуум-насос, систему мішка з'єднати з атмосферою.
15. Продовжити нагрів до температури 110 $^\circ \text{C}$ протягом 10 - 15 хв і при досягненні температури $110 \pm 7 \text{ } ^\circ \text{C}$ забезпечити тиск формування 0,6 МПа.
16. Продовжити збільшення температури до 165 $^\circ \text{C}$ протягом 20 - 30 хв, формуємий матеріал витримати при тиску 0,6 МПа і температурі $165 \pm 5 \text{ } ^\circ \text{C}$ протягом 6 год. Протягом всього процесу розкид температури не повинен

					ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		61

виходити за межі $\pm 0,5$ °С, а розкид тисків не повинен перевищувати 0,025 МПа.

17. Формований матеріал охолодити до температури 50 °С зі швидкістю 0,5 - 1 °С в хв під тиском не менше 0,25 МПа.

18. Демонтувати вакуумний мішок, зняти виріб з форми.

19. Провести контроль виробу: візуальне виявлення раковин, відшарувань, сторонніх включень; вимір шаблонами, калібрами, товщиномірами геометричних розмірів виробу; перевірка суцільності матеріалу деталі неруйнівними методами; перевірка щільності, пористості, вмісту компонентів, міцних показників на відповідність кресленням і паспортом на матеріал; зважування з точністю до 1%.

20. Передача виробу на наступні технологічні операції.

10.11 Контроль якості виготовлення деталей з композиційних матеріалів.

Існує багато методів контролю якості виробництва деталей, вузлів і агрегатів з КМ. Слід зазначити, що жоден з методів контролю, взятий окремо, не дає повної і об'єктивної картини якості виробу з КМ. Найбільш повна інформація про характер, розмірах, розташуванні і інших параметрах дефекту виробу з КМ може бути отримана тільки при використанні декількох взаємодоповнюючих методів контролю. Розрізняють методи руйнівного контролю та неруйнівного контролю.

При руйнівному методі контролю зразки для механічних випробувань КМ по своїй пошаровим структурі (якщо вони не вирізаються безпосередньо з деталі) повинні повністю відповідати структурі деталі, а спосіб випробувань - вид навантаження деталі.

В даний час для контролю якості КМ використовуються різні види неруйнівного контролю якості КМ.

					ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		62

11. Організаційно-економічний розділ

11.1 Вихідні дані

Таблиця 10.1.

Параметр	Позначення	Проект	Прототип	Ед. измер.
1. Крейсерська швидкість	$V_{кр}$	180	200	км/ч.
2. Розрахункова дальність	$L_{бн}$	900	1200	км.
3. Максимальна вантажопідйомність	$G_{кн}$	20	30	кг.
4. Розмір дослідної партії літаків	$n_n^{он}$	5	5	шт.
5. Максимальна тяга двигуна	P_{max}	160	163	кгс.
6. Розмір дослідної партії двигуна	$n_{дв}^{он}$	10	10	шт.
7. Маса пустого літака	G_n	420	430	кг.
8. Злітна маса літака	G_0	600	630	т.
9. Міжремонтний ресурс планера	$\tau_{мр}^{пл}$	4000	4000	ч.
10. Міжремонтний ресурс двигуна	$\tau_{мр}^{дв}$	3000	3000	ч.
11. Амортизаційний термін служби планера	$t_a^{пл}$	14	14	лет
12. Амортизаційний термін служби двигуна	$t_a^{дв}$	7	7	лет
13. Річний наліт літака	$\tau_{лч}^2$	1800	1800	ч.
14. Час польоту на розрахункову дальність	$t_{л}$	7	7	ч.
15. Норматив річного числа літако-вильотів для аеропорту даного класу	$N_{с-в}^2$	2	2	тыс.
16. Річний об'єм транспортної роботи	Q_{Σ}^2	1500	1500	ткм.
17. Число двигунів на літаку	$m_{дв}$	1	1	шт.

11.2 Розрахунок витрат на літальний апарат

А. Науково-дослідні та дослідно-конструкторські роботи.

1. Планер. Витрати на ОКР планера визначаються:

$$C_{пл}^{окр} = 0,26V_{кр}^{0,85} \cdot L_{бн}^{0,28} \cdot G_{кн}^{\alpha} \cdot n_n^{он0,3}$$

Проектований літак: $C_{пл}^{окр} = 0,26 \cdot 550^{0,85} \cdot 1,438^{0,28} \cdot 4^{0,5} \cdot 5^{0,3} = 197,8$ у.о.

Прототип: $C_{пл}^{окр} = 0,26 \cdot 450^{0,85} \cdot 1,350^{0,28} \cdot 4,2^{0,5} \cdot 5^{0,3} = 163,7$ у.о.

$$\alpha = 0,5$$

2. Двигун. Витрати на ОКР двигуна визначаються:

Витрати на серійне виробництво двигуна визначаються:

$$C_{\text{дв}}^{\text{сн}} = 1,82 P_{\text{max}}^{0,64} \cdot V_{\text{кр}}^{0,2} \cdot N_{\text{дв}}^{-0,28}$$

Проектований літак: $C_{\text{дв}}^{\text{сн}} = 1,82 \cdot 3,33^{0,64} \cdot 550^{0,2} \cdot 1088,8^{-0,28} = 1,93$ млн. у.о.

Прототип: $C_{\text{дв}}^{\text{сн}} = 1,82 \cdot 3,33^{0,64} \cdot 450^{0,2} \cdot 1269,6^{-0,28} = 1,87$ млн. у.о.

3. Ціна літака визначається:

$$Ц_C = (C_{\text{пл}}^{\text{сн}} + C_{\text{дв}}^{\text{сн}} \cdot n_{\text{дв}}) \cdot (1 + K_p)$$

Проектований літак: $Ц_C = (2,2 + 1,93 \cdot 2) \cdot (1 + 0,09) = 230000$ у.о.

Прототип: $Ц_C = (2,9 + 1,87 \cdot 2) \cdot (1 + 0,09) = 250000$ у.о.

$K_p = 0,09$ - коефіцієнт рентабельності.

В. Експлуатація.

1. Прямі експлуатаційні витрати на Л.А:

а) Вартові витрати на пально-мастильні матеріали визначаються:

$$C_{\text{зсм}} = 1,09 V_{\text{кр}}^{0,68} \cdot G_0^{0,8} \cdot L_{\text{бп}}^{-0,3} \cdot K_{G_0}$$

Проектований літак: $C_{\text{зсм}} = 1,09 \cdot 550^{0,68} \cdot 15,3^{0,8} \cdot 1,438^{-0,3} \cdot 1 = 627$ у.о. / год

Прототип: $C_{\text{зсм}} = 1,09 \cdot 450^{0,68} \cdot 21^{0,8} \cdot 1,350^{-0,3} \cdot 1 = 720$ у.о. / год

$K_{G_0} = 1$ - коефіцієнт збільшення витрат на ПММ з ростом злітної маси літака.

б) Вартові витрати на технічне обслуговування визначаються:

$$C_{\text{то}} = 275 G_0^\alpha \cdot \tau_{\text{мр}}^{\text{пл}-0,15} + 412 \cdot (P_{\text{max}} \cdot m_{\text{дв}})^{0,35} \cdot \tau_{\text{мр}}^{\text{дв}-0,2}$$

Проектований літак: $C_{\text{то}} = 275 \cdot 15,3^{0,45} \cdot 4000^{-0,15} + 412 \cdot (3,33 \cdot 2)^{0,35} \cdot 3000^{-0,2} = 422$ у.о. /

год

Прототип: $C_{\text{то}} = 275 \cdot 21^{0,45} \cdot 4000^{-0,15} + 412 \cdot (3,33 \cdot 2)^{0,35} \cdot 3000^{-0,2} = 463$ у.о. / год

$\alpha = 0,45$

в) Вартові амортизаційні відрахування визначаються:

$$C_a = C_p + C_{\text{кр}}$$

Амортизаційний ресурс планера і двигуна літака визначаються:

$$\tau_a^{\text{пл}} = t_a^{\text{пл}} \cdot \tau_{\text{лч}}^2 = 14 \cdot 2500 = 35000 \text{ ч.}$$

					ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		65

Проектований літак: $C_{np} = 0,07 \cdot (627 + 422 + 307 + 981.8 + 130) = 172.7$ у.о. / год.

Прототип: $C_{np} = 0,07 \cdot (720 + 463 + 321 + 1157.8 + 173) = 198.4$ у.о. / год.

Прямі експлуатаційні витрати по Л.А, що припадають на один льотний годину складуть:

$$C_{np} = (C_{zcm} + C_{mo} + C_p + C_{kp} + C_{zn} + C_{np})$$

Проектований літак: $C_{np} = (627 + 422 + 307 + 981.8 + 130 + 172.7) = 2640.5$ у.о. / год.

Прототип: $C_{np} = (720 + 463 + 321 + 1157.8 + 173 + 198.4) = 3033.2$ у.о. / год.

2. Непрямі (аеропортові) експлуатаційні витрати:

а) Витрати при експлуатації аеродромних покриттів визначаються:

$$C_z^{aep} = 5,72 \cdot 10^{-8} \cdot \left(\frac{P_0}{N_k}\right)^{0,74} \cdot L_{enn}^{2,78} + 7,28 \cdot \left(\frac{P_0}{N_k}\right)^{0,64} \cdot N_{np}^{c-60,72}$$

Проектований літак: $C_z^{aep} = 5,72 \cdot 10^{-8} \cdot \left(\frac{6.8}{1}\right)^{0,74} \cdot 1118^{2,78} + 7,28 \cdot \left(\frac{6.8}{1}\right)^{0,64} \cdot 60^{0,72} = 541.4$

тис у.о. / г.

$$\text{де } P_0 = \frac{G_0 \cdot y}{n_{zl}} = \frac{15,3 \cdot 0,9}{2} = 6.8 \text{ т};$$

$y = 0,9$ - коефіцієнт розподілу злітної маси літака між головними опорами;

$n_{zl} = 2$ - число головних опор;

$N_k = 1$ - число коліс на головній опорі;

$N_{np}^{c-6} = 60000$ с-в - річне число наведених літако-вильотів аеропорту;

$L_{enn} = 1118$ м. - довжина ЗПС

Прототип: $C_z^{aep} = 5,72 \cdot 10^{-8} \cdot \left(\frac{9.45}{2}\right)^{0,74} \cdot 1500^{2,78} + 7,28 \cdot \left(\frac{7,4}{2}\right)^{0,64} \cdot 60^{0,72} = 441$ тис у.о. / г.

$$\text{де } P_0 = \frac{G_0 \cdot y}{n_{zl}} = \frac{21 \cdot 0,9}{2} = 9.45 \text{ т}; y = 0,9; n_{zl} = 2; N_k = 2; N_{np}^{c-6} = 60000 \text{ с-в};$$

$L_{enn} = 1500$ м.

б) Поточні витрати служби управління повітряним рухом авіапаливозабезпечення, авіаційно-технічної бази визначаються:

										Лист
										67
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата	ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ					

В цілому собівартість одного льотного години літака складе:

$$C_{лч}^{ла} = C_{лч}^{пер} + C_{лч}^{кэр}$$

Проектований літак: $C_{лч}^{ла} = 2640.5 + 300.7 = 294.2 \text{ у.о. / рік.}$

Прототип: $C_{лч}^{ла} = 3033.2 + 347.8 = 338 \text{ у.о. / рік.}$

Капіталовкладення в літальний апарат, що припадають на один льотний

годину, визначається:
$$K_{лч}^{ла} = \frac{Ц_{ла} + (C_{нпр} + C_{окр}) \cdot \frac{1}{N_{ла}}}{\tau_{лч}^2}$$

Проектований літак:
$$K_{лч}^{ла} = \frac{(6.6 \cdot 10^6) + (391.2 \cdot 10^6) \cdot \frac{1}{272.2}}{2500} = 322.5 \text{ у.о. / год.}$$

Прототип:
$$K_{лч}^{ла} = \frac{(7.2 \cdot 10^6) + (344.9 \cdot 10^6) \cdot \frac{1}{317.4}}{2500} = 331.6 \text{ у.о. / год.}$$

Розрахунок величини капіталовкладень в наземний комплекс:

а) Вартість аеродромного покриття визначається:

$$Ц_{аэр} = 31,46 \cdot 10^{-8} \cdot \left(\frac{P_0}{N_k}\right)^{0,74} \cdot L_{гнн}^{2,78} + 40,3 \cdot \left(\frac{P_0}{N_k}\right)^{0,64} \cdot N_{пр}^{c-60,72}$$

Проектований літак:
$$C_2^{аэр} = 31,46 \cdot 10^{-8} \cdot \left(\frac{6.8}{1}\right)^{0,74} \cdot 1118^{2,78} + 40,3 \cdot \left(\frac{6.8}{1}\right)^{0,64} \cdot 60^{0,72} = 300.3$$

тис у.о.

Прототип:
$$C_2^{аэр} = 31,46 \cdot 10^{-8} \cdot \left(\frac{9.45}{2}\right)^{0,74} \cdot 1500^{2,78} + 40,3 \cdot \left(\frac{9.45}{2}\right)^{0,64} \cdot 60^{0,72} = 273.8 \text{ тис у.о.}$$

б) Вартість засобів радіонавігації, посадки та управління повітряним рухом, засобів авіапаливозабезпечення, будівель і споруд технічного обслуговування літаків визначається:

$$Ц_{увд,гсм,атб} = 172,9 N_{пр}^{c-60,6} \cdot (5,58 N_{пр}^{c-60,06} + 1,35 + N_{пр}^{c-60,33})$$

					<i>ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ</i>	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		69

Проектований літак: $C_{\text{увд,зсм,атб}} = 172,9 \cdot 60^{0,6} \cdot (5,58 \cdot 60^{0,06} + 1,35 + 60^{0,33}) = 24793$ тис

у.о.

Прототип: $C_{\text{увд,зсм,атб}} = 172,9 \cdot 60^{0,6} \cdot (5,58 \cdot 60^{0,06} + 1,35 + 60^{0,33}) = 24793$ тис у.о.

в) Вартість споруд комплексу перевезень визначається:

$$C_{\text{пер}} = 265,46 + 4,6Q_{\text{пасс}}^{\text{аэп}} + 17,42Q_{\text{эр}}^{\text{аэп1,12}}$$

Проектований літак: $C_{\text{пер}} = 265,46 + 4,6 \cdot 5 + 17,42 \cdot 0,3^{1,12} = 293$ тис у.о.

Прототип: $C_{\text{пер}} = 265,46 + 4,6 \cdot 6 + 17,42 \cdot 0,4^{1,12} = 299,3$ тис у.о.

Вартість аеропорту складе: $C_{\text{нк}} = C_{\text{аэр}} + C_{\text{увд}} + C_{\text{пер}}$

Проектований літак: $C_{\text{нк}} = 3005,3 + 24793 + 293 = 28091,3$ тис. У.о.

Прототип: $C_{\text{нк}} = 2733,8 + 24793 + 299,3 = 27826,1$ тис. У.о.

Капіталовкладення в наземний комплекс, що припадають на один льотний годину визначається:

$$K_{\text{лч}}^{\text{нк}} = \frac{C_{\text{нк}} \cdot G_{\text{кн}}}{Q_{\text{аэр}} \cdot t_{\text{л}}}$$

Проектований літак: $K_{\text{лч}}^{\text{нк}} = \frac{28091,3 \cdot 10^3 \cdot 4}{3500 \cdot 3,7} = 867$ у.о. / год.

Прототип: $K_{\text{лч}}^{\text{нк}} = \frac{27826,1 \cdot 10^3 \cdot 4,2}{3300 \cdot 3,2} = 1106$ у.о. / год.

Вартість одного льотного години:

$$\bar{C}_{\text{ла}}^{\text{лч}} = C_{\text{ла}}^{\text{лч}} + E_n \cdot (K_{\text{лч}}^{\text{ла}} + K_{\text{лч}}^{\text{нк}})$$

Проектований літак: $\bar{C}_{\text{ла}}^{\text{лч}} = 2941,2 + 0,15 \cdot (3224,5 + 867) = 3555$ у.о. / год.

Прототип: $\bar{C}_{\text{ла}}^{\text{лч}} = 3381 + 0,15 \cdot (3314,6 + 1106) = 4044$ у.о. / год.

Вартість виконання транспортної операції (роботи) за рік складе:

$$\bar{C}_{\text{з}}^{\text{ла}} = \bar{C}_{\text{лч}}^{\text{ла}} \cdot \tau_{\text{лч}}^{\text{з}}$$

Проектований літак: $\bar{C}_{\text{з}}^{\text{ла}} = 3555 \cdot 2500 = 8,75$ млн.у.е.

					ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		70

Прототип: $\bar{C}_2^{ла} = 4044 \cdot 2500 = 10.11$ млн.у.е.

Вартість виконання транспортної роботи за рік всім парком літаків:

$$\bar{C}_2 = \bar{C}_2^{ла} \cdot N_{ла}$$

Проектований літак: $\bar{C}_2 = 8.75 \cdot 272.2 = 270000$ у.е.

Прототип: $\bar{C}_2 = 10.11 \cdot 317.4 = 320000$ у.е.

Висновок: За результатами порівняння вартості виконання транспортної операції проектового літака і прототипу, можна зробити висновок, що проектований літак економічний в експлуатації ніж прототип.

					<i>ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ</i>	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		71

12. Охорона праці та навколишнього середовища

Питання безпеки при виготовленні і збірці кіля літака із застосуванням К.М.

12.1. Вступна частина. Короткий зміст виготовлення і збірки кіля літака.

Кіль літака конструктивно складається з чотирьох частин: носок кіля, кесонна частина, хвостова частина, закінцівках.

Носок кіля складається з двох секцій, виготовлений з композиційних матеріалів.

Кесонна частина складається з трьох лонжеронів, набору нервюр, і панелей, виготовляються з алюмінієвих сплавів.

Хвостова частина включає в себе вузли навішування керма напряду, зашивання щілини, виготовляються з алюмінієвих сплавів.

Закінцівках виготовлена з композиційних матеріалів.

Технологічний процес виробництва кіля включає в себе:

- формування кесона кіля (силового поздовжньо-поперечного набору і обшивки зі стрингерами і полками нервюр);
- складання кесона кіля в пристосуванні (свердління і клепка);
- формування і полімеризація інших елементів стабілізатора;
- остаточне складання всієї конструкції.

12.2. Небезпечні і шкідливі фактори, що виникають при виготовленні і збірці кіля і існуючі методи і засоби захисту.

На етапі складання кіля безпеку може становити:

1. Ураження електричним струмом, тому що при складанні використовуються різні електроприлади, подовжувачі та інші джерела електричного струму.
2. Шум (клепка елементів каркаса між собою).
3. Неуважність робочих («людський фактор»).

До методів захисту, від даних шкідливих чинників, можна віднести наступні:

					ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		72

1. Використання справних електроприладів та засобів індивідуального захисту від ураження електричним струмом.

2. Використання шумопоглинаючих засобів індивідуального захисту.

Крім перерахованих методів захисту, також необхідно звернути увагу на такі фактори, як освітлення робочих приміщень, обладнання кімнат для відпочинку, відсутність сторонніх відволікаючих подразників.

Однак треба зазначити, що велику небезпеку для життєдіяльності представляють процеси виготовлення агрегатів і деталей з КМ.

При виробництві деталей з композитів в якості наповнювача використовуються волокнисті матеріали. При роботі с ними потрібно врахувати особливість, пов'язану з високою жорсткістю і крихкістю цих наповнювачів. Облом волокон цих матеріалів утворюють пил, яка справляє негативний вплив на органи дихання.

З іншого боку, в якості матриць використовуються органічні зв'язуючі: епоксидні, фенольно-формальдегідні, поліефірні смоли і їх модифікації. Як розчинники застосовуються різні органічні рідини (спирт, ацетон і т.д.).

Шкідливість епоксидних смол визначається наявністю в них пекучих домішок (Етілхлорід, толуолу) які присутні в смолах в малій кількості, проте можуть викликати захворювання шкіри, що виникають як від безпосереднього контакту, так і в результаті виготовлення. Шкідливість фенольних смол визначається дією присутніх в них залишкових низькомолекулярних речовин: фенолу і його похідних, формальдегіду та аміаку. Пари фенолу і формальдегіду надають шкідливий вплив на слизову оболонку, а також можуть викликати ураження шкірного покриву. Аміак погано впливає на слизову оболонку.

Поліамідні сполучні застосовуються у виробництві композиційних матеріалів у вигляді розчину ароматичних діангідридів і діамінів в ацетоні.

Шкідливість цих сполучних визначається токсичністю парів розчинників і залишковою кількістю мономерів. Дія ароматичних діангідридів і діамінів

					<i>ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ</i>	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		73

може бути причиною шкірних захворювань і захворювань дихальних шляхів. Такі шкідливі фактори, що впливають на організм людини при виробництві агрегатів планера з композиційних матеріалів.

Щоб уникнути негативного впливу при виготовленні зв'язуючих, слід готувати розчини механізованим способом в реакторах, причому зважування вихідних продуктів для їх приготування необхідно проводити у витяжних шафах. Відразу після приготування сполучного воно повинно надходити в цех для виготовлення напівфабрикатів. Зберігання готового сполучного не допускається.

Після виготовлення напівфабрикату деталь йде на термообробку.

Термообробка пов'язана з виділенням великої кількості тепла, тому необхідно стежити за тим, щоб зовнішня поверхня термообладнання була ізольована негорючими ізоляційними матеріалами та температура їх не перевищувала 45 ° С. Оскільки в процесі термообробки виділяються пожежо-вибухонебезпечні пари, пил, тому вентиляційна установка повинна бути розрахована на роботу в цих умовах. Після затвердіння деталь йде на обрізку технологічних припусків. Оскільки виріб з композиційних матеріалів є крихким, то верстатне обладнання повинно мати вбудовані відсмоктувачі, світлопрозорі захисні екрани. У разі застосування механізованого устаткування для ручної обробки композиційних матеріалів, воно повинно бути обладнане вбудованим пиловідводним пристроєм.

Опис впливу на організм виявлених небезпечних факторів.

1. Токсичні випаровування - надають отруйну дію на організм.

а). Малейновий ангідрид виходить на основі малейнової кислоти. Його пари роблять сильний вплив на слизові оболонки, викликаючи печіння, сльозотеча. Може з'явитися носова кровотеча, кашель, хрипота. При тривалому впливі малейнового ангідриду падає вміст гемоглобіну в крові, загострюються раніше були захворювання легенів, підвищується стомлюваність.

					<i>ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		<i>74</i>

б). Ацетон - токсична речовина, має слабку наркотичним впливом. Викликає головний біль і запаморочення, має властивість накопичуватися в організмі.

2. Присутність в повітрі неорганічної пилу.

Дрібні частинки органічних волокон при попаданні на слизову оболонку викликають її хворобливе почервоніння, яке може перейти в запалення і катаральне стан. При глибокому проникненні пилу в легеневу тканину можуть виникнути такі захворювання легенів як туберкульоз і силікоз.

3. Тепловий вплив.

Підвищена температура навколишнього повітря розслаблює людину, викликає підвищення температури тіла, знижує працездатність і увагу людини до небезпечних зон у виробничій обстановці.

4. Вплив коливань.

Вплив ультразвукових коливань викликає підвищення температури тіла і шкіри, призводить до почастищення пульсу.

5. Вплив шуму.

Вплив шуму тягне за собою порушення нервово-психологічної рівноваги, підвищену стомлюваність, головні болі, запаморочення, безсоння.

Для запобігання шкідливого впливу вище перерахованих небезпечних факторів на організм людини, застосовуються індивідуальні засоби захисту.

Засоби індивідуального захисту при роботі з композиційними матеріалами:

1. Респіратор «сніжок»: для захисту органів дихання від пилу, на поліетиленовій основі зі знімним фільтром з тканини, багаторазового використання;

2. Пелюсток П-200: для захисту органів дихання;

					<i>ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ</i>	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		75

3. Пневмомаска ППВ-5: для захисту органів дихання від пилу, з індивідуальною подачею повітря від автономного джерела повітря АИВ-1;
4. Респіратор РУ-60М: для захисту органів дихання від впливу шкідливих парів і аерозолів;
5. Окуляри герметичні ПО-2: для захисту органів зору від пилу, парів і осколків;
6. Окуляри С-3; С-5: для захисту органів зору від пилу;
7. Рукавички гумові: для захисту рук від хімічних розчинів і волокон;
8. Рукавички ХВ: для роботи з хімічними волокнами;
9. Рукавички КС: рукавички гумові.

Крім застосування перерахованих вище засобів індивідуального захисту, велике значення для забезпечення здорових умов праці має загальна і місцева вентиляція. Для судження про ступінь шкідливості окремих отруйних газів, парів і токсичною пилу, а також для проектування промислової вентиляції та інших технічних методів і засобів боротьби з цими факторами забруднення робочих приміщень необхідно точно знати гранично допустимі концентрації цих шкідливих речовин в повітрі. Це така кількість газів, парів, і пилу які не впливають на самопочуття людини при тривалому впливі. Відповідно до загальних санітарно-гігієнічних вимог на підставі ГОСТ 12.1.005-76 визначаємо норми руху повітря в робочій зоні:

Таблиця 12.1.

Оптимальні норми температури, відносної вологості та швидкості руху повітря в робочій зоні виробничих приміщень				
Сезон року	Категорія робіт	Температура, °С	Швидкість руху. повітря,	Швидкість руху. повітря, м/с
Холодний і перехідний періоди року	Середньої важкості	18-20	40-60	0,2

Нижче наведені гранично допустимі концентрації газів і парів в повітрі робочих приміщень при виробництві виробів з композиційних матеріалів:

- аміак $0,02 \text{ г/м}^3$;
- ацетон $0,2 \text{ г/м}^3$;
- бензол $0,02 \text{ г/м}^3$;
- етиловий спирт 1 г/м^3 ;
- фенол $0,005 \text{ г/м}^3$.

Для зменшення концентрації цих речовин необхідно застосовувати місцеву і загальну вентиляцію.

12.3. Розрахунок вентиляції.

12.3.1. Місцеві всмоктувачі.

Для місцевих всмоктувачів використовуються витяжні шафи, парасолі, що всмоктують панелі, бортові всмоктувачі, кожухи, повітроприймачі.

Оскільки при роботі з композитними матеріалами мають місце нагріті шкідливі виділення і стійкий конвективний потік повітря, то в якості місцевого всмоктувача вибирається витяжний парасоль.

Обсяг повітря, що всмоктується витяжним зонтом:

$$L_3 = L_K \cdot \frac{F_3}{F_H} = 592,2 \cdot \frac{4}{3} = 789,7 \text{ м}^3 / \text{ч}$$

де: $L_K = 64\sqrt[3]{Q_n \cdot z \cdot F_H^3}$ - обсяг повітря, що підтікає до парасоля з конвективним струменем;

$F_3 = 3 \text{ м}^2$ - площа поверхні парасольки;

$F_H = 2 \text{ м}^2$ - площа поверхні джерела тепла;

$$L_K = 64\sqrt[3]{Q_n \cdot z \cdot F_H^3} = 64\sqrt[3]{5,87 \cdot 3^3 \cdot 5} = 592,2 \text{ м}^3 / \text{ч}$$

де: $Q_n = 1,5\sqrt{t_H - t_B}$ - кількість конвективної теплоти, що виділяється з поверхні

					ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		77

джерела тепла;

$z = 5\text{ м}$. - відстань від поверхні джерела тепла до парасольки;

$F_H = 3\text{ м}^2$ - площа поверхні джерела тепла;

$$Q_n = 1,5\sqrt[3]{t_H - t_B} = 1,5\sqrt[3]{80 - 20} = 5,87$$

де: $t_H = 80^\circ$ - температура поверхні джерела;

$t_B = 20^\circ$ - Температура оточуючого повітря ;

12.3.2. Витрата припливного повітря.

Для виробничих приміщень, в яких виділяються шкідливі речовини або різко виражені неприємні запахи, кількість повітря, що видаляється повинно перевищувати приплив, тобто повинен передбачатися негативний дисбаланс.

Витрата припливного повітря по масі виділяються шкідливих речовин:

$$L_{П.Вещ} = L_{М.от} + \frac{m_{Вещ} - L_{М.от} \cdot (q_{Р.з} - q_{ПР})}{q_{ВЫТ} - q_{ПР}} = 789,7 + \frac{20 - 789,7 \cdot (0,02 - 0)}{0,01 - 0} = 1210,3\text{ м}^3 / \text{ч}$$

де: $L_{М.от} = 789,7\text{ м}^3 / \text{ч}$ - витрата повітря, що видаляється через місцеві відсмоктувачі;

$m_{Вещ} = 20\text{ мг} / \text{ч}$ - маса шкідливої речовини, що надходить в повітря приміщення;

$q_{Р.з} = 0,02\text{ г} / \text{ч}$ - концентрація шкідливої речовини в повітрі робочої зони, що видаляється місцевими відсмоктувачами;

$q_{ПР} = 0\text{ г} / \text{ч}$ - концентрація шкідливої речовини в повітрі, що подається в приміщення;

$q_{ВЫТ} = 0,01\text{ г} / \text{ч}$ - концентрація шкідливої речовини в повітрі, за межами робочої зони.

12.3.3. Розрахунок повітропроводів.

					ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		78

Видалення з виробничого приміщення забрудненого або нагрітого повітря і подача свіжого здійснюється за системою воздуховодов.

Вихідні дані: $Q_B = 20 \text{ м}^3/\text{с}$ - витрата повітря;

$V = 10 \text{ м/с}$ - швидкість руху повітря;

$L = 5 \text{ м}$ - довжина ділянки.

Гідравлічний діаметр повітропроводу: $d_r = \sqrt{\frac{4Q_B}{\pi V}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 20}{3,14 \cdot 10}} = 1,6 \text{ м}$.

Втрати тиску на тертя в повітропроводах (для шорсткуватих труб):

$$p_{TP} = \lambda \cdot \frac{L}{d_r} \cdot \frac{\rho V^2}{2} = \frac{1}{\left(1,14 + 21g \frac{d_z}{K}\right)^2} \frac{L}{d_z} \frac{\rho v^2}{2} = \frac{1}{\left(1,14 + 21g \frac{d_z}{K}\right)^2} \frac{5}{1,6} \frac{1,2 \cdot 10^2}{2} = 4,65 \text{ Па}$$

де: λ - коефіцієнт опору тертю;

$\rho = 1,2 \text{ кг/м}^3$ - щільність повітря;

$K = 40 \text{ мкм}$ - абсолютна шорсткість внутрішніх стінок;

Втрати тиску на місцеві опори:

$$p_M = \xi \frac{\rho V^2}{2} = 1,2 \cdot \frac{1,25 \cdot 10^2}{2} = 75 \text{ Па}$$

де: $\xi = 1,2$ - коефіцієнт місцевого опору.

Сумарні втрати тиску в повітропроводах:

$$p = \sum_{i=1}^n p_{TPi} + \sum_{j=1}^m p_{Mj} = 4,65 + 75 = 79,65 \text{ Па}$$

12.3.4. Системи очищення повітря.

Установки для очищення повітря, що поступає від пилу і повітря, що викидається від газів і парів вибираються в залежності від витрат повітря, виду забруднюючих речовин, їх токсичності та фізико-хімічних властивостей.

Оскільки при роботі з композиційними матеріалами в повітря потрапляють такі шкідливі речовини як бензол, толуол, спирти і т.д. то доцільніше

застосовувати адсорбційну очистку з наступним спалюванням;
конденсаційну очистку; каталітичне допалювання; спалювання в печах.

12.3.5. Вибір вентилятора.

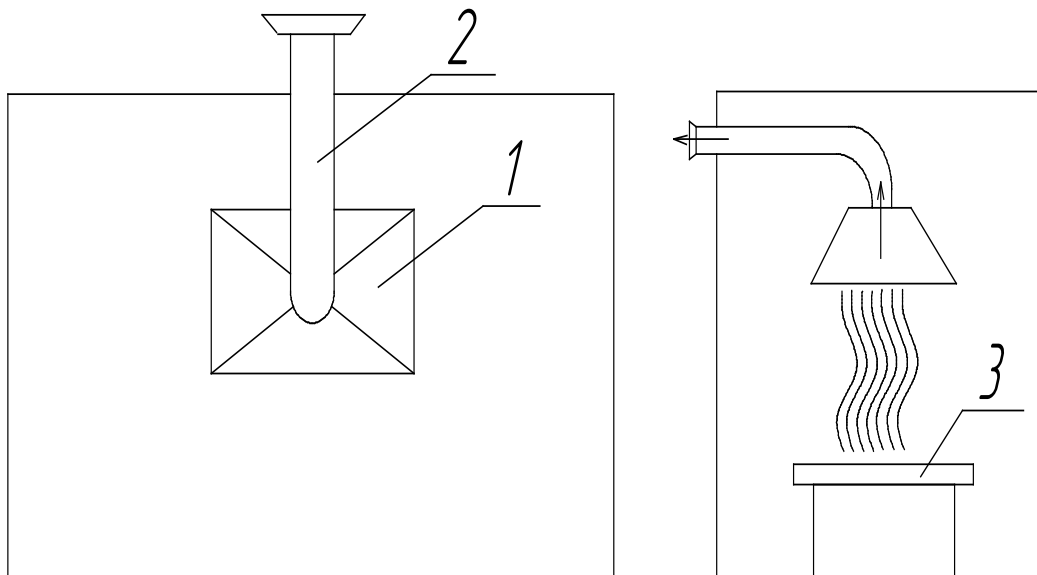
Вибираємо вентилятор А4.110-1 з наступними характеристиками:

Частота обертання $n = 910$ об / хв.

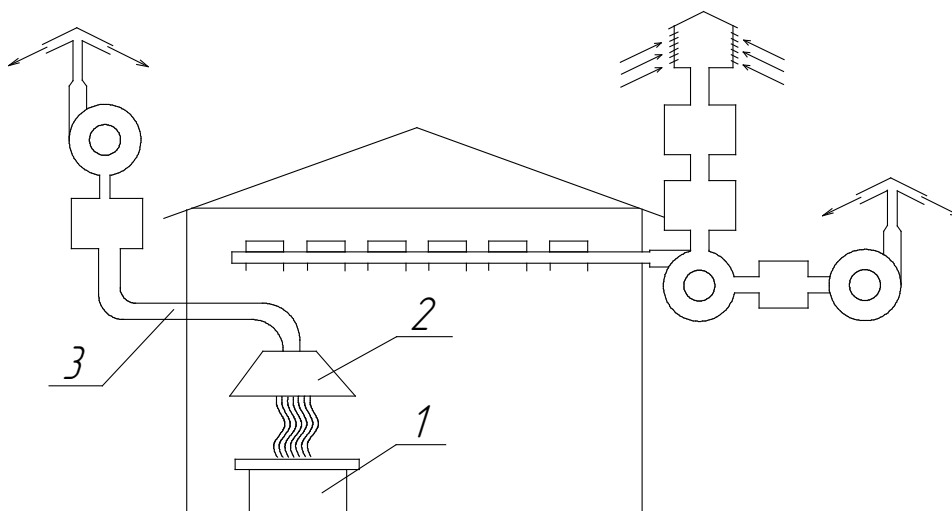
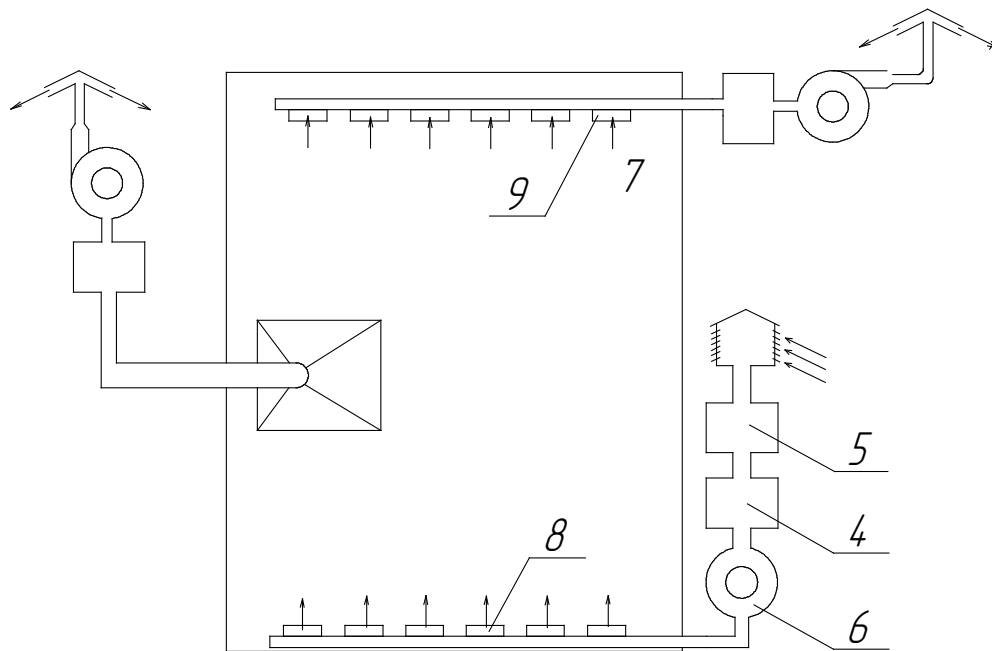
Установча потужність двигуна $N_y = 0,37$ кВт.

ККД $\eta = 0,77$

12.3.6. Схема вентиляції.



1 - Витяжний зонтик; 2 - Повітровід; 3 - Робоче місце.



1 - Робоче місце; 2 - Витяжний зонт; 3 - Повітровід; 4 - Калорифер; 5 -
Фільтр;

6 - Відцентровий вентилятор; 7 - Витяжна насадка; 8 - Впускні насадки;
9 – Повітрозабірнок

12.4. Висновки.

При дотриманні всіх заходів безпеки і виконанні всіх норм і правил виключається вплив шкідливих чинників на здоров'я робітників при виробництві кіля із застосуванням композиційних матеріалів.

ВИСНОВОК

В ході роботи були розглянуті сучасні аналоги легких літаків, складені статистичні дані, визначені оптимальні характеристики. За даними аналізу розроблені тактико-технічні вимоги до проєктованого літака. По заданих параметрах була обрана схема крила, схема фюзеляжу, шасі тип механізації крила. Визначені основні геометричні параметри, маси та навантаження.

Також розглянуті технологічні аспекти виробництва, процеси виготовлення окремих елементів, послідовності операцій, характеристики застосовуваних матеріалів.

В організаційно-економічному розділі проведено розрахунки собівартості виробництва та ціни на проєктовану модель літака, та його обслуговування.

Літак даного типу володіє широкою функціональністю, порівняно простий у використанні що забезпечує йому досить велику популярність серед приватних власників.

					<i>ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ</i>	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		82

Перелік використаної літератури

1. Учебное пособие для дипломного проектирования по специальности “Самолётостроение”.
Мишин В.Ф. Шаталов И.А. МАИ 1993 г.
2. Проектирование самолётов. Егер С.М. Мишин В.Ф. “Машиностроение” 1983 г.
3. Расчёт самолёта на прочность. Канн С.Н. Свердлов И.А. “Машиностроение” 1966 г.
4. Динамика полёта. Бочкарёв А.Ф. Андриевский В.В. “Машиностроение” 1985 г.
5. Технология самолётостроения. Абибов А.Л. “Машиностроение” 1982 г.
6. Расчёт самолёта на прочность. Стригунов В.М. “Машиностроение” 1984 г.
7. Методическое пособие по технологической части дипломного проекта. Григорьев В.П.
8. Приспособления для сборки узлов и агрегатов самолётов и вертолётот. Григорьев В.П.
Галиханов Ш.Ф.
9. Конструкция самолётов. Шульженко М.Н. “Машиностроение” 1971 г.
10. Технология сборки самолётов. Ершов В.И. Павлов В.В. “Машиностроение” 1986 г.
11. Проектирование конструкций самолёта. Войт Е.С. Ендогур А.И. “Машиностроение” 1987 г.
12. Конструкция самолёта. Житомирский Г.И. “Машиностроение” 1995 г.
13. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолётов. Шейнин В.М.
“Машиностроение” 1984 г.
14. Техническая информация ЦАГИ.
15. «Проектирование самолётов» Н.А. Фомин Оборонгиз 1961г.

					<i>ВЛпз8102.10.00.00.00 ПЗ</i>	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		83