

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

Факультет літакобудування

Кафедра проектування літаків і вертольотів

**Пояснювальна записка
до дипломного проекту
магістра**

(освітній рівень)

на тему «Легкий одномоторний сільськогосподарський літак»

ХАІ.103.160МП.134.1501186.21В

Виконав: студент 6 курсу групи 1-96лв
1/2

спеціальності 134 «Авіаційна та
ракетно- космічна техніка»

(шифр спеціальності)

освітня програма «Літаки і вертольоти»

Михайлютенко О.А.

(прізвище й ініціали студента)

Керівник: Малков І.В.

(прізвище й ініціали)

Рецензент: _____

(прізвище й ініціали)

Харків – 2021

РЕФЕРАТ

ДПМ: 7 с., 26 рис., 9 табл., 4 додатка, 9 джерел.

Об'єкт дослідження: Формування основних параметрів легкого одномоторного сільськогосподарського літака.

Мета роботи: Інтегроване проектування і моделювання легкого одномоторного літака для сільськогосподарських робіт, включаючи визначення злітної маси і геометричних параметрів у першому, другому та третього наближеннях, розробку конструктивно-силової схеми, розрахунок аеродинамічних і льотних характеристик, розробку конструкції елерону з вузлами навіски, розрахунок вартості виготовлення проектного літака.

Методи дослідження: статистичний, аналітичні методи розрахунку аеродинамічних характеристик, методи будівельної механіки, розрахунку літака на міцність. Моделювання конструкції в програмі Siemens NX. Програмне забезпечення, розроблене на кафедрах 102, 103.

Результати дипломної роботи магістра та її новизна: в результаті виконання випускної роботи магістра отримані наступні результати:

1) Розрахована злітна маса літака в першому та другому наближеннях. Визначено основні геометричні та масові параметри легкого одномоторного літака. Злітна вага літака становить 740 кг;

2) розроблено майстер-геометрію та модель розподілу простору літака. Моделі створені за допомогою системи Siemens NX 7.5;

3) побудовано конструктивно-силові схеми основних вузлів літака;

4) виконано проектувальний розрахунок елерону. Визначено основні геометричні розміри силових елементів конструкції, побудовано майстер-геометрію вузла;

5) досліджено альтернативні види обробки з розрахунком вигідності застосування авіаційної обробки сільськогосподарських угідь;

б) розрахована вартість літака, яка склала 46 тис. дол.

ЛІТАК, ЕЛЕРОН, МАЙСТЕР-ГЕОМЕТРІЯ, АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛІТАКА, СОБІВАРТІСТЬ.

Умови отримання роботи: за письмовим дозволом завідуючого кафедрою проектування літаків і вертольотів у бібліотеці Національного аерокосмічного університету ім. Н.С. Жуковського "Харківський Авіаційний Інститут".

ЗМІСТ

1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

1.1 Автоматизоване формування вигляду літака

1.1.1 Розробка концепції створення проектованого літака та науково-технічної програми досягнення його характеристик

1.1.2 Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва та експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні літака

1.1.3 Збір, обробка та аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака

1.1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака, типу його силової установки

1.1.5 Розрахунок маси літака в нульовому та першому наближеннях

1.1.6 Визначення геометричних розмірів і форми горизонтального оперення

1.1.7 Визначення геометричних розмірів і форми вертикального оперення

1.1.8 Вибір двигуна та його розташування на ЛА

1.1.9 Вибір схеми шасі

1.1.10 Визначення злітної маси в другому наближенні

1.1.11 Розробка конструктивно-силового компоновання. Розрахунок центрування і моментів інерції літака

1.2 Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання елерону проектованого літака

1.2.1 Розробка майстер-геометрії агрегату

1.2.2 Вибір схеми розміщення і обґрунтування кінематичної конструктивно-силової схеми шасі

1.2.3 Розрахунок вузлів кріплення на міцність

1.2.4 Розрахунок на міцність при крученні

2 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

2.1 Конкурентні переваги проектного літака і оцінка можливих обсягів його реалізації на ринках збуту

2.1.1 Характеристика тактико-економічних показників проектного легкого літака, як товарного продукту

2.1.2 Споживчі якості літака, що впливають на конкурентні переваги і економічні витрати при проектуванні конструкцій літака в ОКБ

2.1.3 Аналіз ринку збуту на основі маркетингових досліджень і визначення обсягу можливих продажів готових літаків

2.2 Вихідні дані для розрахунку техніко-економічних показників ефективності створення літака

2.2.1 Дані для розрахунку витрат у дослідно-конструкторському бюро

2.2.2 Дані для розрахунку витрат на серійне виробництво літака

2.3 Розрахунок основних техніко-економічних показників проектування і виробництва літака

1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

1.1 Автоматизоване формування вигляду літака

Створення конкурентоспроможної авіаційної техніки в даний час вже неможливе без застосування ЕОМ. Новим етапом на шляху автоматизації праці авіаконструктора стало застосування систем CAD/CAM/CAE – інтегрованих комп'ютерних систем, які істотно скорочують трудомісткість, час і вартість, як проектування, так і виготовлення літаків.

Метою проектування є забезпечення регламентованої довговічності збірних літакових конструкцій на всіх етапах життєвого циклу літака шляхом розробки методів їх інтегрованого проектування за допомогою комп'ютерних систем.

Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити комплекс методологічних та науково-технічних завдань:

– розробити концепцію та наукові основи методології інтегрованого проектування та досягнення регламентованої довговічності збірних тонкостінних літакових конструкцій;

– розробити алгоритм інтегрованого проектування та досягнення регламентованої довговічності зрізних болтових з'єднань збірних літакових конструкцій;

– отримати з застосуванням методу інтегрованого проектування та досягнення регламентованої довговічності нові конструктивно-технологічні рішення для зрізних болтових з'єднань збірних літакових конструкцій заданого ресурсу;

– розробити для продовження ресурсу збірних тонкостінних конструкцій нові конструктивно-технологічні методи і способи затримки росту втомних тріщин;

– впровадити розроблені методи проектування і конструктивно-технологічні рішення в теорію і практику створення збірних літакових конструкцій за допомогою інтегрованих систем CAD/CAM/CAE.

1.1.1 Розробка концепції створення проектного літака та науково-технічної програми досягнення його характеристик

Постійно підвищуються вимоги за показниками ресурсу планера, його ремонтпридатності та експлуатаційної технологічності. Умови розвитку багатьох країн диктують нові вимоги до ВПХ літаків. Постійно йде посилення вимог щодо безпеки та екологічності нової авіаційної техніки.

Концепція створення проектного літака, яка необхідна для оптимального призначення його ТТВ, умов виробництва і експлуатації.

Коротко сформулюємо концепцію його створення:

- призначення обсягів і періодичності виконання робіт з контролю та підтримання якості літака і його систем на основі аналізів безвідмовності;
- досконалість конструкції літака і його систем в частині експлуатаційної та ремонтної технологічності (контролепридатності, доступності, легкознімання, простоти обслуговування і т.п.);
- цілеспрямований вибір складу засобів технічного обслуговування;
- простота конструкційних рішень;
- висока надійність та безпека;
- експлуатаційна технологічність;
- злітно-посадочні характеристики, що дозволяють експлуатувати машину з непідготовлених площадок;
- масова ефективність у межах 40 – 50%;
- висока маневреність;
- проектування інтегроване, засноване на створенні математичних моделей із застосуванням новітніх методів і розробок в області CAD/CAM/CAE технологій;

1.1.2 Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва та експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні літака

Літак повинен мати добрі злітно-посадочні властивості, маневреність, а також забезпечувати обробку середньостатистичного поля для України за 1-2 вильоти. Швидкість польоту не грає суттєвої ролі, бо розміри полів не великі, а високі швидкості тягнуть за собою підвищення ризику проведення робіт.

Приймаємо крейсерську (робочу) швидкість за $V_{\text{крейс}} = 150$ км/год.

Об'єм баку для хімікатів 250 л.

Максимальна дальність польоту $L = 2000$ км

Екіпаж – 1 пілот.

Таблиця 1.1 – Тактико-технічні вимоги

V_{max} , км/ГОД	L, км	$m_{\text{хим}}$, кг	$H_{\text{роб}}$, м	$V_{\text{крейс}}$, км/ГОД	$n_{\text{ек}}$, чол
170	2000	250	3	120	1

1.1.2.1 Вимоги до конструкції літака

Призначення літака і умови його застосування припускають деякі особливі вимоги до його конструкції, які можна звести в кілька основних груп:

– літак повинен бути стійкий і керований у всіх режимах польоту і руху по землі, при цьому зусилля на органах управління повинні бути в допустимих межах;

– конструкція планера повинна мати мінімально можливу вагу конструкції, при цьому повинні повністю задовольнятися вимоги міцності і жорсткості;

– конструкція планера і система управління літака повинна задовольняти вимоги живучості при наявності значних пошкоджень;

– літак повинен бути простим в експлуатації, ремонті і обслуговуванні;

- всі деталі літака повинні мати посилену антикорозійну обробку;
- літак повинен бути простим і економічним у виробництві;
- літак повинен забезпечувати виконання завдання при незначних відмовах систем літака;
- літак повинен зберігати працездатність при впливі зовнішніх факторів (явищ);
- конструкція та компоновка літака повинні по максимуму попереджати помилки пілотів.

1.1.3 Збір, обробка та аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака

Проектований літак належить до класу легких одномоторних сільсько-господарських літаків і має наступні льотно-технічні дані: тривалість польоту $t = 1$ год, корисне навантаження – 250 кг.

Вихідні дані занесені в таблицю 1.2.

Таблиця 1.2 – Вихідні дані

Тип літака	$V_{роб}$, км/год	L , км	$m_{кор}$, кг	$H_{роб}$, м
Легкий літак	120	150	250	300

Для збору статистичних даних літаків такого класу було обрано такі літаки:

- 1) МВЕН “Фермер-2”;
- 2) МВЕН “МВ-500” (“Т-500”);
- 3) ZLIN “Z-37 Smelak”;
- 4) Just Aircraft LLC “SuperSTOL”;
- 5) Aeroprakt “A-22LS”;
- 6) АЭРОС “Skyranger”.

Статистичні дані занесені в таблицю 1.2, а зображення представлені на рисунках 1.1 – 1.5.



Рисунок 1.1 – МВЕН Фермер-2

"Фермер-2" (рисунок 1.1) – спеціалізований літак для проведення авіаційно-хімічних робіт (АХР), одномісний підкісний низькоплан з тягнучим гвинтом, з міцними головними стійками шасі пірамідального типу і хвостовою ресорою. Не потребує спеціальної злітно-посадкової смуги, достатньо ґрунтової.

Кожен літак має російський сертифікат ОЕПС (одиничний екземпляр повітряного судна), що відповідає європейському і американському сертифікату Experimental.

Літак має раціональну і просту конструкцією, орієнтований на серійне виробництво. Планер літака повністю виконаний з композиційних матеріалів, що багато в чому знімає проблему корозійної стійкості.

Двигун – Lycoming IO-360.

Компонування фюзеляжу виконана по типовому для цього класу літаків принципом: попереду двигун, за ним поблизу центра ваги бункер для хімічного розчину, ззаду – кабіна пілота.

Літак і форсуночна система розпилення хімікатів розраховані під технологію ультрамалооб'ємного обприскування (УМО) з нормою внесення хімікатів порядку 2-10 л/га.

Геометрія профіля крила забезпечує підвищений скіс потоку вниз, що підвищує якість обробки.

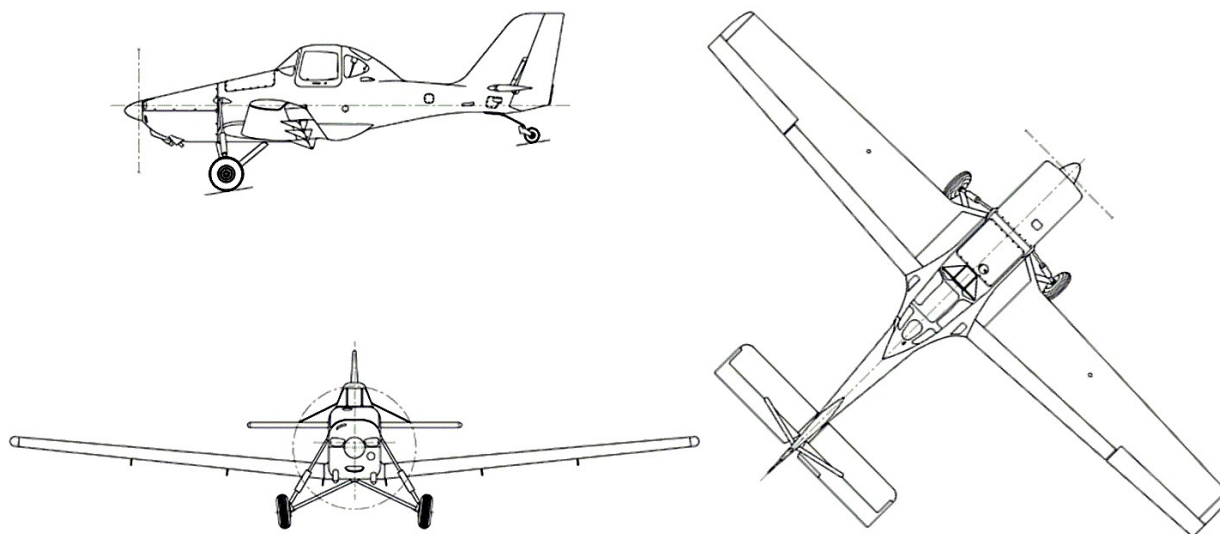


Рисунок 1.2 – Схема літака MB-500

MB-500 (T-500) – (рисунок 1.2) T-500 призначений для проведення авіахімробіт, а так само моніторингу навколишнього середовища, обстеження великих промислових об'єктів, здійснення впливу на погоду, обробки лісів від шкідників і ліквідації розливів нафти, є елементом польового авіаційного комплексу сільського господарства (ПАК СХ). Прототипом T-500 став літак MB-500.

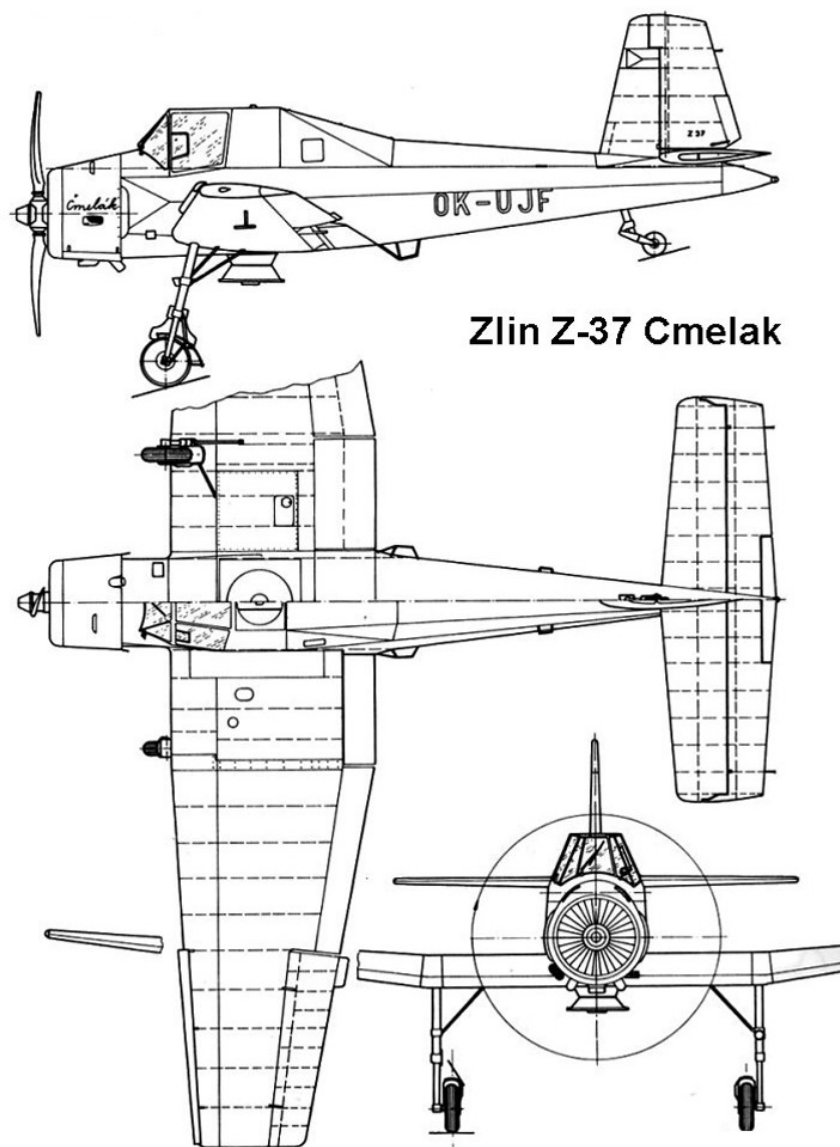
T-500 це суцільно композитний одномісний низькоплан, з потужним шасі для безаеродромної експлуатації. Створено для використання в будь-яких погодних умовах, крім Арктичних.

Є подальшим розвитком літака «Фермер-2». Підвищене корисне навантаження досягнуто завдяки декільком змінам у конструкції. Крило стало нероз'ємним, збільшили його розмах, прибравли підкоси, змінили його форму в плані.

Шасі посилено через підвищення корисного навантаження.

Двигун – Lycoming O-540-B4B5-235 з гвинтом змінного шагу.

Розмір баку для хімікатів дозволяє взяти на борт до 500 кг речовин.



Zlin Z-37 Smelak

Рисунок 1.3 – Схема літака Zlin Z-37 Smelak

Z-37 Smelak – (рисунок 1.3) вільнонесучий низькоплан переважно металевої конструкції (але в деяких місцях мав полотняну обшивку), має шасі, що не вбирається, з хвостовим колесом. Літак був розрахований на одного пілота. Закрита кабіна розташовувалася перед баком з хімікатами.

Позаду бака з хімікатами було встановлено сидіння, яке при необхідності могло використовуватися для розміщення оператора вантажу або механіка. Крім того, в зимовий час після установки змінного лижного шасі літак міг використовуватися для перевезення пошти або вантажів. Машина могла також застосовуватися і для буксирування планерів.

Серійний літак оснащувався зіркоподібним двигуном Avia M 462RF потужністю 315 к.с.



Рисунок 1.4 – Літак SuperSTOL XL

SuperSTOL XL (рисунок 1.4) – пропонує неперевершену ефективність при коротких зльотах, посадках і повільному польоті. Цей літак – високоплан з сидіннями поруч та великими шасі може приземлитися практично на будь-якій галявині. SuperSTOL був розроблений для мандрівок. Цей літак можна купити у вигляді kit-pack.

SuperSTOL XL має повністю металеве крило, аеродинамічно розроблене для покращення можливостей повільного польоту, одночасно збільшуючи крейсерську швидкість. Крило передкрилки, що активуються самі, а також великі закрилки, що дозволяють ще більше покращити швидкість звалювання літака. Шасі має гідравлічну стійку з великим ходом. Хвостове колесо також має гідравлічний упор для зменшення ударного навантаження при приземленні.

Розвинута механізація крила дозволяє літати під надзвичайно високими кутами атаки, що в свою чергу робить його придатним до приземлення на дуже малій дистанції.

Враховуючи корисне навантаження, швидкості приземлення та звалювання, можливість злітати та приземлятися майже де завгодно, маневреність та доступність, цей літак стає добрим прикладом того, яку конструкцію можна було б використати задля прототипу сільськогосподарського літака з невеликим корисним навантаженням.

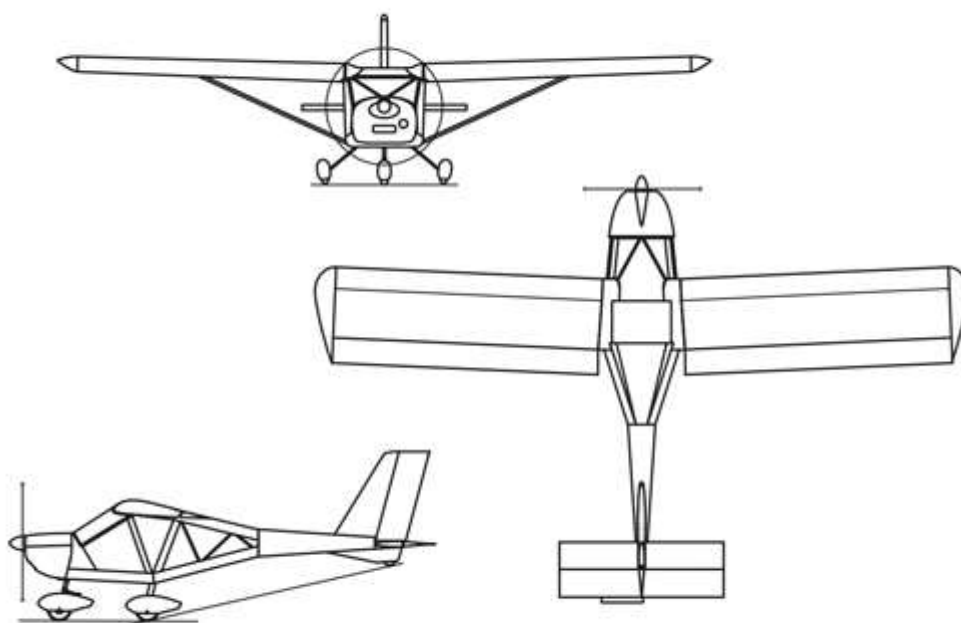


Рисунок 1.5 – Схема літака Aeroprakt A-22LS

A-22LS (рисунок 1.5) – ультралайт з класичним компонуванням легкого літака. Мета створення – отримати надлегкий літак з найбільшим рівнем комфорту, приємним зовнішнім виглядом, розташуванням місць пілотів поруч (бажане багатьма), керованим носовим колесом (для спрощення руління) і хорошими льотними характеристиками.

A-22LS – є глибокою модифікацією літака A-22. Геометрія планера A-22LS така ж як і у A-22L. Конструкція перероблена для розрахункового максимальної злітної ваги 600 кг – в сухопутному варіанті і 650 кг – у варіанті на поплавцях, відповідно до вимог категорії LSA (Light Sport Airplane).

Конструкція – суцільнометалева (крім капота двигуна, залізів крила і обтекатель коліс, зроблених із пластику). Обшивка крила – металева. Велике скління кабіни забезпечує відмінний, майже круговий, огляд з кабіни.

Носова стойка шасі виконана з пружинним газовим амортизатором, що робить руління комфортнішим. Ресори основних опор шасі — алюмінієві.

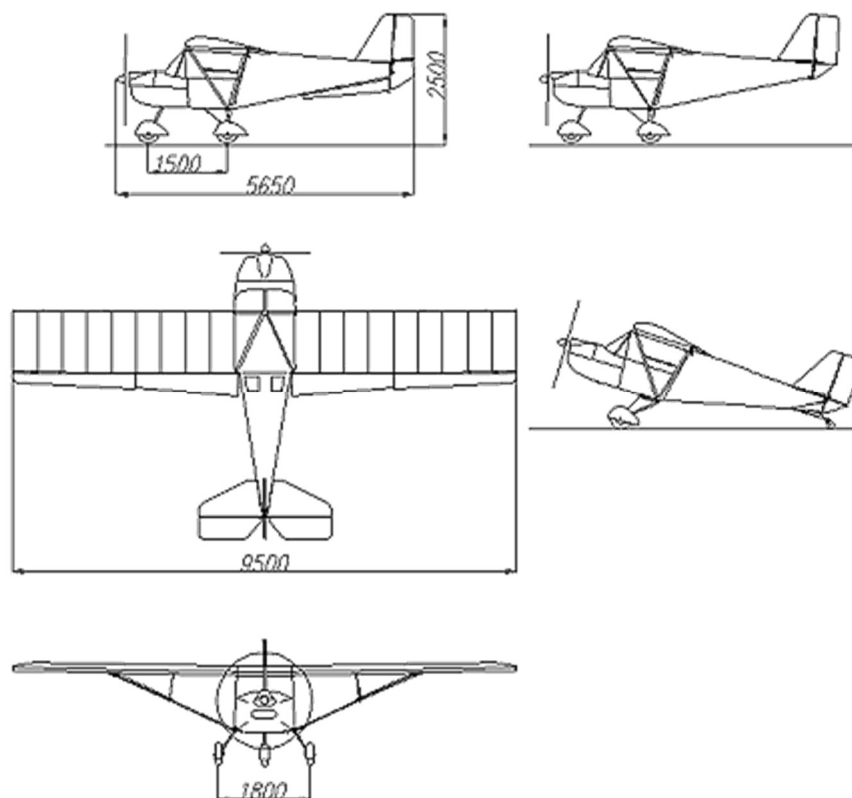


Рисунок 1.6 – Схема літака АЭРОС Skyranger

SkyRanger – двомісний підкісний високоплан з кабіною закритого типу, шасі з носовою опорою не вбирається.

Крило пряме, двохлонжеронне, складається з двох пів-крил.

Обшивка крила виготовлена з поліефірної тканини Dacron з внутрішніми кишнями для установки лат. С 2005 року обшивка виконується також з тканини X-LAM. Верхні лати – профільовані, виготовлені з трубки Д16Т ф 12х 1.0 мм, нижні лати – рівні.

Фюзеляж літака ферменно-розчалочний, виготовлений з труб Д16Т. Труби з'єднані між собою за допомогою пластин і болтів. У хвостовій частині фюзеляжу закріплено хвостове оперення: кіль, стабілізатор, кермо висоти і кермо напрямку. Конструктивно вони всі складаються з силового лонжерона,

на якому встановлені вузли навішування, задньої і передньої кромки (кіль) і стійок-нервюр. Обшивка натягується за допомогою шнурівки.

Передня частина фюзеляжу – фермова і утворює кабінку екіпажу. На діагональних трубах встановлена моторама для кріплення двигуна. Капоти виконані зі склопластику. На нижній рамці передньої частини фюзеляжу встановлена балка з педалями системи управління, переднім колесом і кермом напрямку, а також балка кріплення крісел пілотів. Крісла розташовані в ряд. На діагональних трубах встановлена система управління літаком по тангажу і крену.

Льотно-технічні характеристики і навігаційно-пілотажне обладнання літака забезпечують виконання візуальних польотів вдень у простих метеоумовах. Конструкція шасі забезпечує експлуатацію літака на майданчиках (аеродромах) з бетонними і ґрунтовими ВПП. Колеса основних опор оснащені гідравлічними гальмами. Носова стійка керована.

Цей літак – приклад максимальної простоти конструкції, де навіть не використовується зварювання фермових конструкцій. Також, з огляду на його корисне навантаження, цей літак може послужити зразком для варіантів конструкції.

- 1) МВЕН “Фермер-2”;
- 2) МВЕН “МВ-500” (“Т-500”);
- 3) ZLIN “Z-37 Smelak”;
- 4) Just Aircraft LLC “SuperSTOL”;
- 5) Aeroprakt “A-22LS”;
- 6) АЭРОС “Skyranger”.

Таблиця 1.3 – Статистичні дані

	Назва літака	Фермер-2	МВ-500	Z-37	SuperSTO L	A-22LS		Проектований літак
Масові дані	зл), КГ	1100	1510	1850	703			
	пуст, КГ		770	1043	394	290		
	кор, КГ		500	600	308	310		
	ек, ЧОЛ		1	1	2	2		
Льотні	, км/ГОД	200	220	210	210			
	роб / $V_{крейс}$, км/ГОД	135	160	183	160			
Дані СУ	Тип двигуна	Lycoming IO-360	Lycoming O-540-B4B5	Avia M 462RF	UL Power 520i	Rotax-912	Rotax-912	FORD 1.0l 3 cyl ECOVO OST
	дв, КГ							
	P, к.с.							
	пит, к.с./КГ							
Робочі ланістричні дані	Розхід палива, л/ГОД							
	Запас палива, л							
	Обр. Площа за 1 виліт, га							
	Продуктивність, га/ГОД							
Геометричні дані	ф, м	7,15						
	S, м ²	13						
	l, м	10,4						

Для проектування літака була обрана методика, що полягає у виборі основних параметрів у діапазонах, де буде скупчення багатьох вже існуючих літаків.

Така методика повинна попередити вибір невірних параметрів. На рисунках 1.7-1.9 наведені приклади статистичних досліджень існуючих конструкцій.

Як можемо бачити з Рисунка 1.7 – більшість машин сконцентровані в районі питомої потужності 0.17. Це зумовлено використанням двигунів

внутрішнього згоряння, що можуть забезпечити такі характеристики. Отже, наша СУ має забезпечити питому потужність від 0.15 до 0.17.

На рис. 1.8 ми бачимо майже лінійні зміни в у питоному навантаженні на крило при зростанні корисного навантаження.

Отже, якщо апроксимувати дані, при корисному навантаженні 250 кг (враховуємо лише масу хімікатів), то питоме навантаження на крило має складати від 45 до 55 кг/м².

Також для обґрунтування ціни на цей літак використовуємо графік на рисунку 1.9. Цей графік має орієнтовний характер, проте він може дати приблизну оцінку, бо у однакових діапазонах злітних мас літаків часто використовуються однакові технології виробництва, а це дає право вважати, що ціни будуть також близькими.

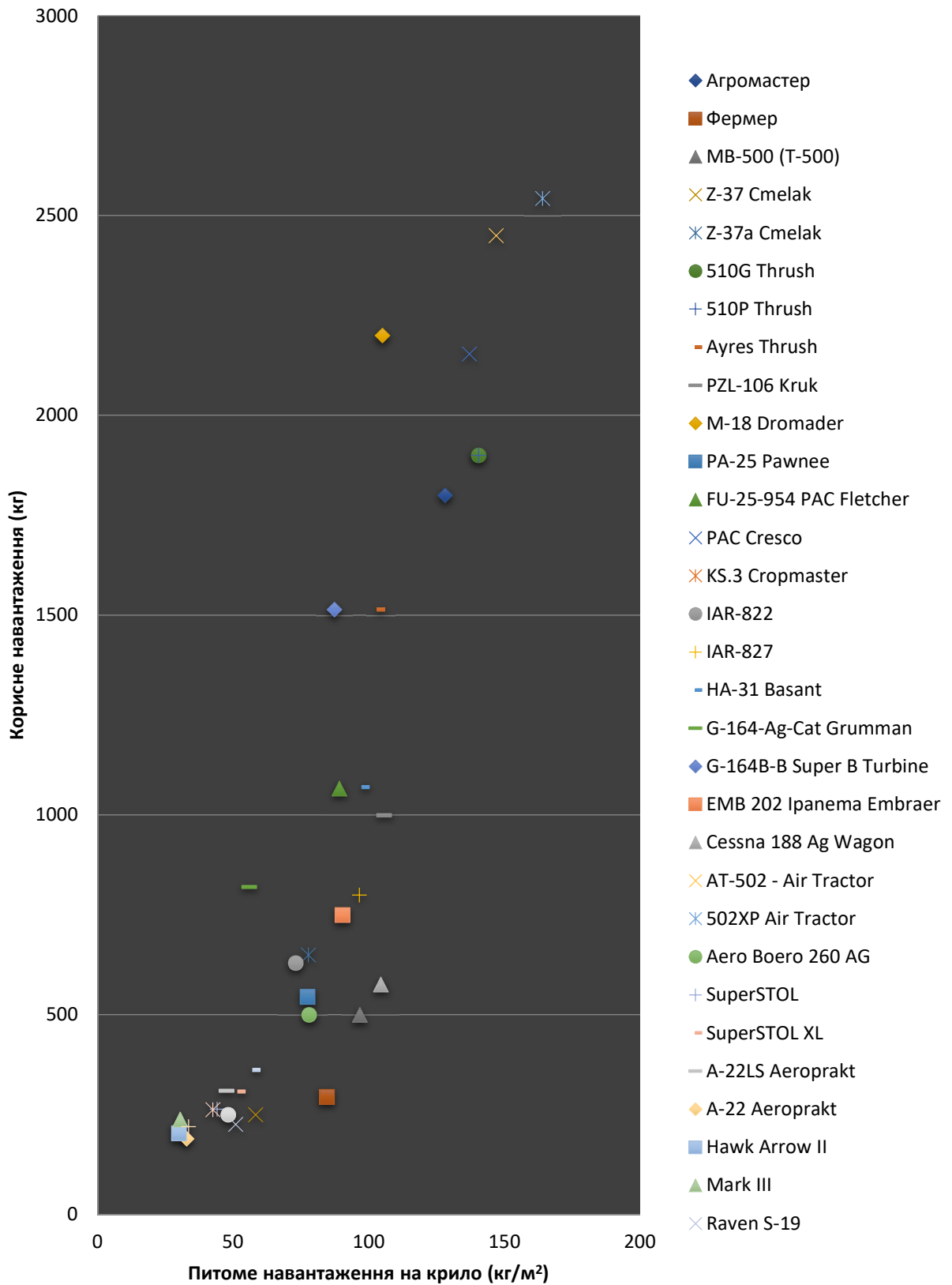


Рис. 1.7 Графік корисного навантаження – питомого навантаження на крило

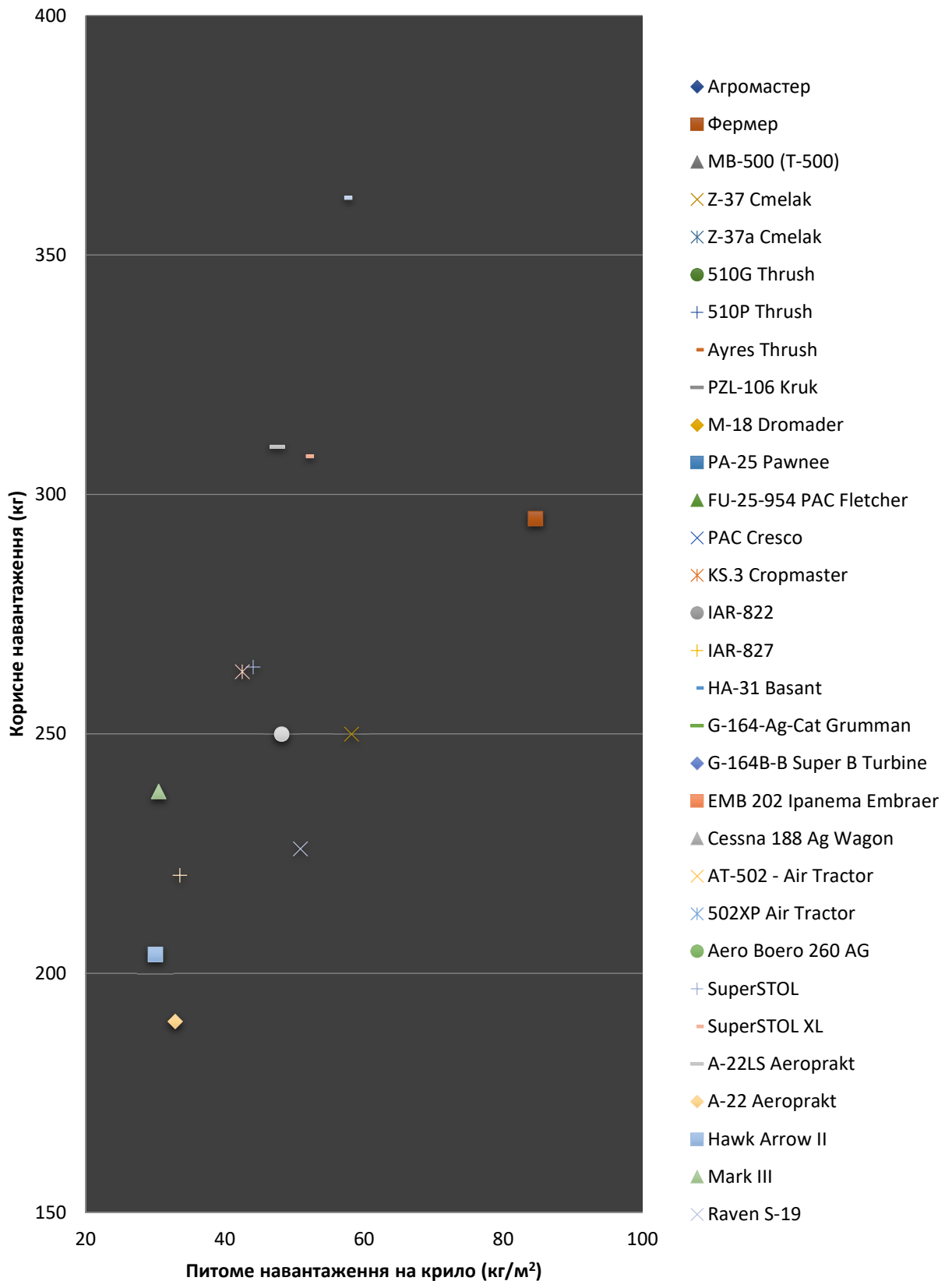


Рис. 1.8 – Графік корисного навантаження – питомої нагрузки на крило

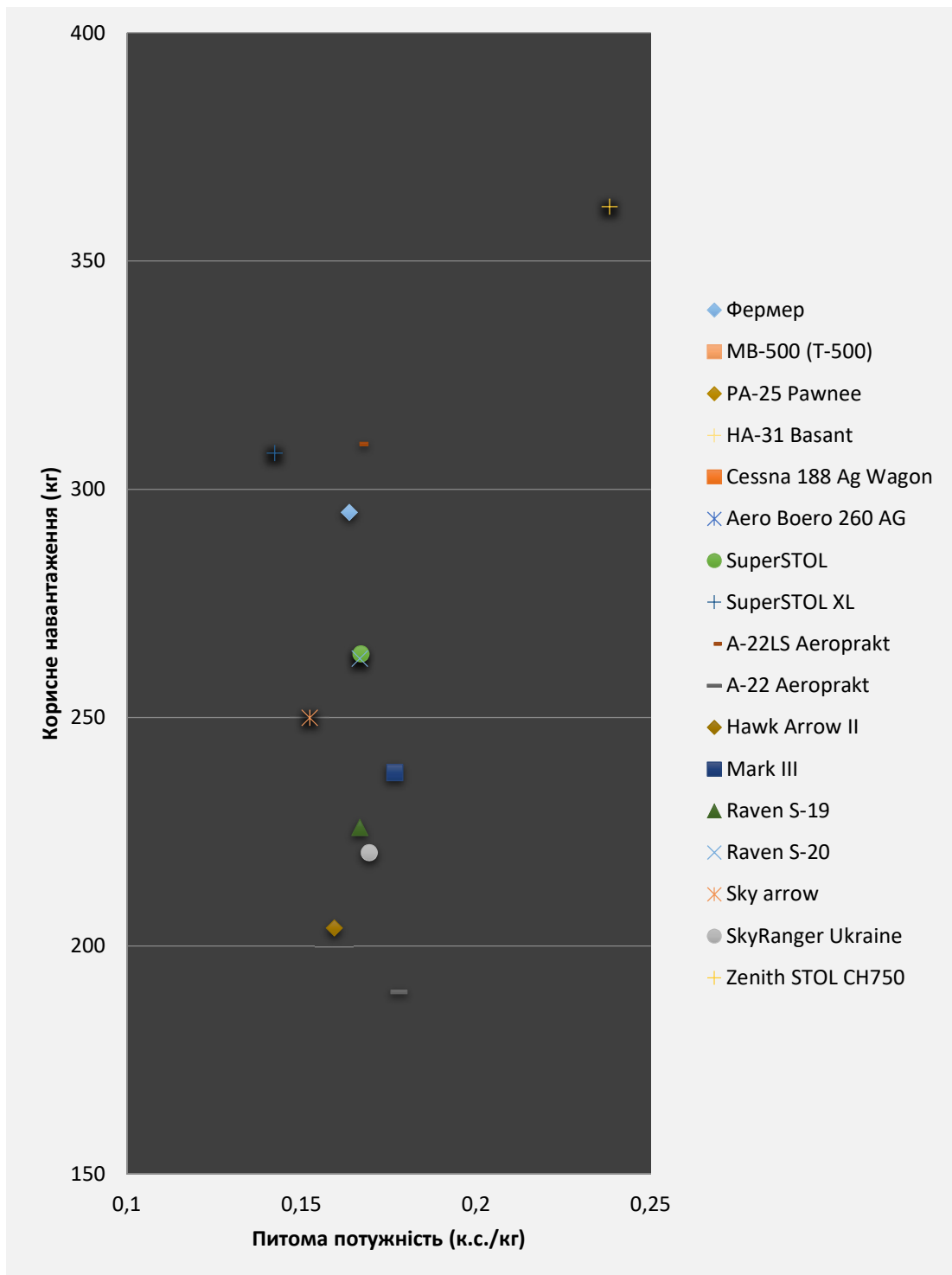


Рис. 1.9 – Графік корисного навантаження – питомої потужності

1.1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака, типу його силової установки

Для проєктованого літака обрана нормальна аеродинамічна схема з штовхаючим гвинтом, тому що вона дає наступні переваги:

- плавне обтікання крила;

- ГО не затінює крило;
- носова частина коротка, що призводить до кращої шляхової стійкості;
- простіше балансування;
- гарний огляд для пілота;
- ефективність рулів висоти вища за рахунок обтікання розігнаним потоком повітря на великих кутах атаки;

Проектований літак має «нормальну» аеродинамічну схему, тобто оперення розташоване ззаду крила. Крило розташоване у верхній частині фюзеляжу. На літаку один двигун внутрішнього згоряння, розташований під крилом у фюзеляжі.

Переваги низького розташування крила:

- 1) у крилі можна провести лінії подачі хімікатів, що не погіршить аеродинаміку літака;
- 2) планер літака легше в порівнянні з високопланом і среднепланом.

Переваги високого розташування крила:

- низьке щодо землі розташування фюзеляжу, що спрощує і прискорює завантаження / розвантаження літака, заправку;
- високе розташування двигунів і (якщо такі є) повітряних гвинтів, що знижує ймовірність їх пошкодження при зльоті та посадці на необладнаних злітно-посадочних смугах в бойових умовах, або, наприклад, в снігах Заполяр'я;
- зменшується аеродинамічна інтерференція крила з фюзеляжем, характерна для нізкоплана
- поліпшується поздовжня стійкість літака на великих кутах атаки.
- широкий діапазон експлуатаційних центровок;
- поліпшується огляд в нижній півсфері, що полегшує спостереження за землею (зокрема – під час проведення робіт та заходу на посадку).

Переваги використання штовхаючого гвинта:

- гвинт та двигун не перекривають огляд пілота;
- проста об’ємна компоновка з двигуном.

Горизонтальне оперення розташоване на хвостовій балці круглого перетину.

Двигун буде розташований в центральній частині фюзеляжу. Ціль такого розташування – зробити силову частину фюзеляжу легшою, максимально сконцентрованою в одному місці.

Гвинт буде розташований над двигуном.

Схема шасі трьох опорна, з хвостовим колесом. Для літаків подібного класу така схема є найбільш поширеною, бо дозволяє виконувати у разі потреби посадки на ґрунт. Також така схема простіша й легша, за схему з колесом попереду.

Отже, літак має нормальну аеродинамічну схему, високе розташування крила, двигун розташований в фюзеляжі під крилом, система шасі трьох опорна, з хвостовим колесом.

За статистичними даними були визначені основні відносні параметри і занесені в таблицю 1.3.

Таблиця 1.4 – Основні відносні параметри літака

S	λ	χ°	η	\bar{c}	\bar{b}_z	$\delta_{z \circ}$	$\bar{S}_{эл}$
12	10	0	1	0,15	0,3	25/50	0,08
\bar{S}_{zo}	\bar{S}_{zo}	$\lambda_{го}$	$\lambda_{во}$	$\chi^\circ_{го}$	$\chi^\circ_{во}$	$\bar{c}_{го}$	$\bar{c}_{во}$
0.2	0.18	3,75	1.5	0	50	0,12	0,12

1.1.5 Розрахунок маси літака в нульовому та першому наближеннях

Визначення злітної маси літака – це ітераційний процес, що складається з декількох наближень. При реальному проектуванні кількість наближень

залежить від типу ЛА, часу, відведеного на проектування і потужності конструкторського бюро. В даному проекті проведено дослідження впливу подовження крила на аеродинамічні та масові характеристики літака на основі чого виконано перше наближення.

1.1.5.1 Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні

Злітна маса літака в нульовому наближенні визначається за формулою:

$$m_0 = \frac{m_{\text{пас}} + m_{\text{ек}}}{1 - (\overline{m}_k + \overline{m}_{\text{cy}} + \overline{m}_{\text{об}} + \overline{m}_T)}$$

де $m_{\text{ек}}$ – маса екіпажу, кг;

$m_{\text{пас}}$ – маса пасажирів, кг.

$$m_{\text{ек}} = 80 \text{ кг};$$

$$m_{\text{кор}} = 250 \text{ кг};$$

$\overline{m}_k = 0,3$ – відносна маса конструкції;

$\overline{m}_{\text{cy}} = 0,15$ – відносна маса силової установки;

$\overline{m}_{\text{об}} = 0,1$ – відносна маса обладнання;

\overline{m}_T – відносна маса палива;

$$\overline{m}_T = 0,15 * t_{\text{п}} * \overline{m}_{\text{cy}}$$

де $t_{\text{п}}$ – час польоту, $t = 2$ год;

\overline{m}_{cy} – відносна маса силової установки;

$$\overline{m}_T = 0,3 * t_{\text{п}} * \overline{m}_{\text{cy}} = 0,3 * 2 * 0,15 = 0,045$$

$$m_0 = (80 + 250) / (1 - (0,3 + 0,15 + 0,1 + 0,045)) = 815 \text{ кг}$$

Визначаємо абсолютні величини:

$$m_m = \overline{m}_m \cdot m_0 = 0,045 \cdot 815 = 37 \text{ кг}$$

$$m_k = \overline{m}_k \cdot m_0 = 0,3 \cdot 815 = 245 \text{ кг}$$

$$m_{cy} = \overline{m}_{cy} \cdot m_0 = 0,15 \cdot 815 = 123 \text{ кг}$$

$$m_{об} = \overline{m}_{об} \cdot m_0 = 0,1 \cdot 815 = 81,5 \text{ кг}$$

$$m_{кр} = 0,4 \cdot m_k = 0,4 \cdot 245 = 98 \text{ кг}$$

$$m_{\phi} = 0,38 \cdot m_k = 0,38 \cdot 245 = 93,1 \text{ кг}$$

$$m_{он} = 0,07 \cdot m_k = 0,07 \cdot 245 = 17,15 \text{ кг}$$

$$m_{ш} = 0,15 \cdot m_k = 0,15 \cdot 245 = 36,75 \text{ кг}$$

Всі значення мас заносимо в таблицю 1.5.

Таблиця 1.5 – Значення мас агрегатів літака

$m_0, \text{кг}$	$m_{ек}, \text{кг}$	$m_{кор}, \text{кг}$	$m_k, \text{кг}$	$m_{кр}, \text{кг}$	$m_{\phi}, \text{кг}$	$m_{он}, \text{кг}$	$m_{ш}, \text{кг}$	$m_m, \text{кг}$	$m_{cy}, \text{кг}$	$m_{об}, \text{кг}$	$m_{об}, \text{кг}$
815	80	250	245	98	93,1	17,15	36,75	37	123	97	81,5

1.1.5.2 Визначення профілю крила

Крило – основна частина літака. Його параметри впливають на весь літальний апарат.

Під геометричними розмірами крила розуміють: площу S , розмах l , подовження λ , звуження η , відносну товщину та кривизну профілю.

Найбільш широке розповсюдження серед надлегких літальних апаратів аматорської побудови на території колишнього Радянського Союзу набули профілі ЦАГІ Р-II та Р-III з відносною товщиною 12..20%.

Для проектного літака був обраний профіль НАСА 23015 (15 – відносна товщина профілю в %).

Цей профіль має високий $C_{y \max}$ при низькому C_x , невеликий коефіцієнт повздовжнього моменту M_z . Це дає не такі великі втрати на балансування. Характер звалювання у літаків з таким профілем «м'який».

Цей профіль є найбільш популярним серед аматорських ЛА, що будувалися в США.

Задля забезпечення легшого зльоту та більш повільної посадки будуть застосовані прості закрилки.

Вугол відхилення $40..50^\circ$.

$$\Delta C_{y a \max} = 0,6..0,8$$

$$\Delta C_{x a \min} = 0,1..0,12$$

Враховуючи, що механізація буде застосована не на всій довжині крила, маємо:

$$\bar{l}_{\text{мех}} = l_{\text{мех}}/l$$

$$\bar{l}_{\text{мех}} = 4500/12000 = 0,375$$

Отже:

$$\Delta C_{y \max} = \Delta C_{y a \max} * \bar{l}_{\text{мех}}$$

$$\Delta C_{y \max} = 0,8 * 0,375 = 0,3$$

$$\Delta C_{x \min} = \Delta C_{x a \min} * \bar{l}_{\text{мех}}$$

$$\Delta C_{x \min} = 0,11 * 0,375 = 0,04125$$

Поляри показані на рис. 1.10 та 1.11.

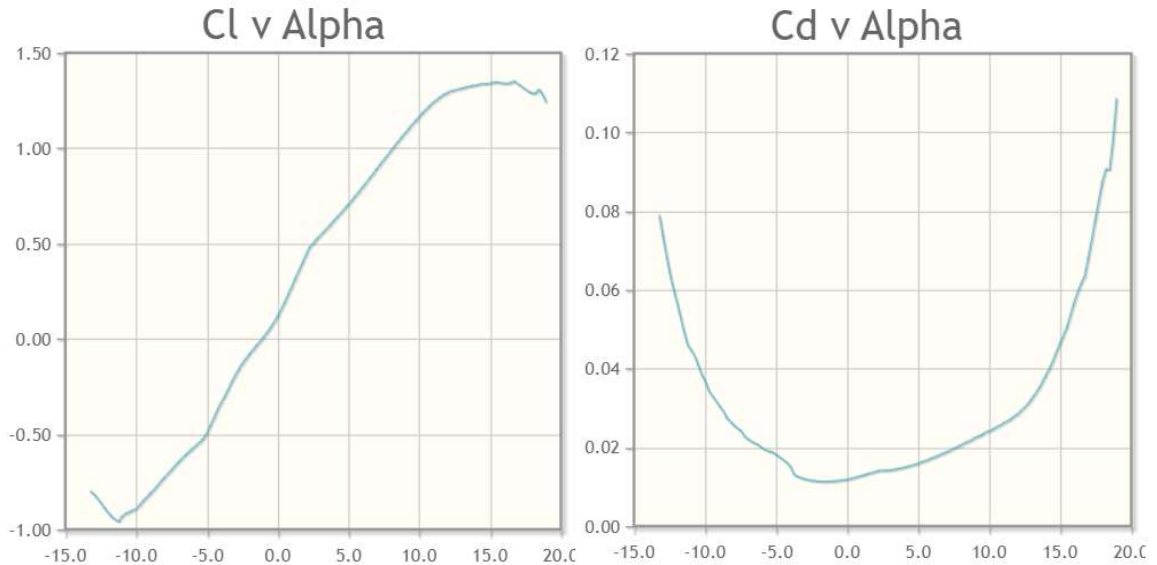


Рис. 1.10 – залежність C_y та C_x від угла атаки

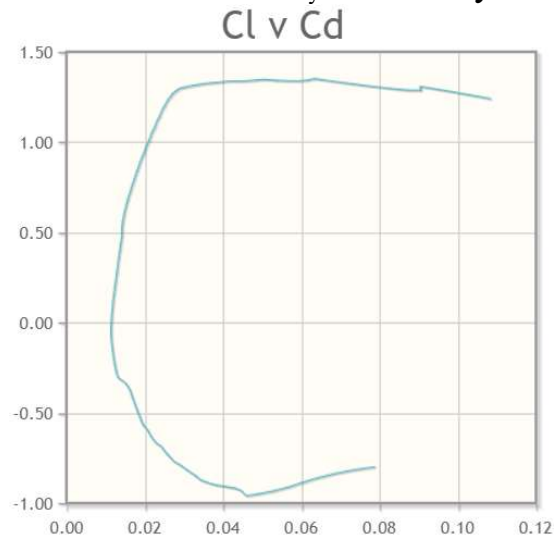


Рис. 1.11 – залежність C_y від C_x

1.1.5.3 Визначення площі крила

Площа крила визначена виходячи зі статистичних даних.

Було прийнято рішення проектувати літак з питомим навантаженням на крило не більше за 55 кг/м^2 .

Для обчислення площі використовуємо формулу:

$$S = \frac{2G_0 * 10}{C_{y_{\text{ма мех}}} * \rho_0 * V_{\text{злт}}^2}$$

$$S=14,41 \text{ м}^2$$

При цьому:

$$P_0 = G_0 / S$$

$$P_0 = 55,5 \text{ кг/м}^2$$

1.1.5.4 Визначення подовження крила

Розраховується за формулою:

$$\lambda = l / b_a = l^2 / S$$

Мінімальне значення знаходиться за формулою:

$$K_{\text{потр}} = G_0 / P,$$

де $K_{\text{потр}}$ – мінімальна аеродинамічна якість крила

$$P = A / V_{\text{max}}$$

$$A = \eta_{\text{гв}} * N_{\text{дв}} * 1000$$

Воздушний гвинт – постійного шагу. $\eta_{\text{гв}} = 0,5$

$$K_{\text{потр}} = (800 * 160 * 9,8) / (0,5 * 88 * 1000 * 3,6) = 7,91$$

З графіку на рис. 1.12 обираємо мінімальне значення λ_{min} .

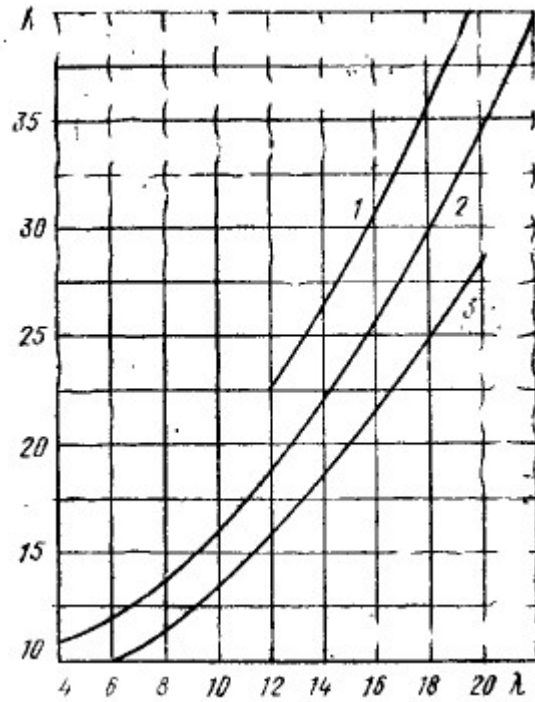


Рис. 1.12 Залежність аеродинамічної якості від подовження крила

$$\lambda = 12^2 / 14,4 = 10$$

Подовження крила дорівнює 10.

Отже, корнева хорда буде дорівнювати:

$$b_a = l / \lambda$$

$$b_a = 12 / 10 = 1,2 \text{ м.}$$

1.1.5.5 Визначення форми крила в плані

Проектівний літак потребує максимально простої конструкції задля зниження ціни. Також, за статистичними даними, зрозуміло, що для проведення авіахімробіт не потрібні великі швидкості. Проте, чим більший розмах крила – тим краще, бо за 1 проліт покривається більша площа, тож час роботи зменшується.

Для крила була обрана найпростіша прямокутна форма в плані. При незначному впливі на аеродинамічні якості літака, це надасть йому технологічності у виробництві.

1.1.5.6 Визначення місця розташування та розмірів елеронів

$$S_{\text{ел}} = S_{\text{ел відн}} * S$$

Для забезпечення безпеки польотів на наднизьких висотах, літак повинен мати добру керованість.

Для цього елерони обираються з відносною площиною 0,08.

Для оцінки використовують рівняння моменту, що створюють елерони. При прямому крилі використовується формула:

$$m_x = \frac{a_{\text{ел}} * l_{\text{ел}}^2}{2l^3}$$

Маючи крило з верхнім розташуванням, доцільно мінімальним значенням обрати $m_{x \text{ min}} = 0,02$.

Вирішив рівняння моменту відносно $l_{\text{ел}}$, отримуємо:

$$l_{\text{ел}} = 2,8 \text{ м};$$

$$m_x = 0,025.$$

$$b_{\text{ел відн}} = 0,25$$

1.1.5.7 Визначення місця розташування та розмірів горизонтального та вертикального оперення

Горизонтальне оперення забезпечує поздовжню стійкість ЛА, а вертикальне шляхову та, разом з крилом, поперечну стійкість та керованість ЛА.

Горизонтальне оперення складається з нерухомої частини (стабілізатора) та руля висоти.

Вертикальне оперення складається з нерухомого кілю та руля напрямку.

Ефективність оперення оцінюється за величиною моментів відносно вісей літака:

$$M_{Z_{ГО}} = Y_{ГО} * L_{ГО}$$

$$M_{Y_{ВО}} = Z_{ВО} * L_{ВО}$$

$$M_{X_{ВО}} = Z_{ВО} * Y_{ВО}$$

Для розрахунку площі та вносу використовуються формули:

$$S_{ГО} = A_{ГО} * b_a * S / L_{ГО}$$

$$S_{ВО} = B_{ВО} * l * S / L_{ВО}$$

Виходячи з рекомендацій [2] обираємо:

$$L_{ГО} = L_{ВО} = (2,5..3) b_a = 2,55 b_a$$

$$L_{ГО} = L_{ВО} = 3,05 \text{ м}$$

$$A_{ГО} = 0,45..0,55 = 0,5$$

$$B_{ВО} = 0,04..0,055 = 0,04$$

Отримуємо:

$$S_{го}=0,5*1,1*14,4/3,05=2,6 \text{ м}^2$$

$$S_{во}=0,04*12*14,4/3,05=2,26 \text{ м}^2$$

1.1.6 Визначення геометричних розмірів і форми горизонтального оперення

Для горизонтального оперення застосован профіль GOTTINGEN-409. Для простоти будівництва, цей профіль буде модифікований таким чином, що криволінійні поверхні між носком та хвостовою частинами замінюється прямолінійними.

З точки зору технологічності, найбільш сприятливе оперення – прямокутне в плані.

На малих дозвукових швидкостях польоту ефективність руля висоти можна оцінювати по формулі:

$$k_{рв} = \sqrt{\frac{S_{рв}}{S_{го}}}$$

Оскільки руль висоти буде виконаний по всьому розмаху оперення:

$$k_{рв} = \sqrt{\frac{b_{рв}}{b_{го}}}$$

Згідно рекомендацій [2], $\overline{b_{рв}}=0,3..0,5$.

Графіки на рис. 1.13 показують залежність ефективності руля висоти та шарнірного моменту від відносної хорди руля висоти.

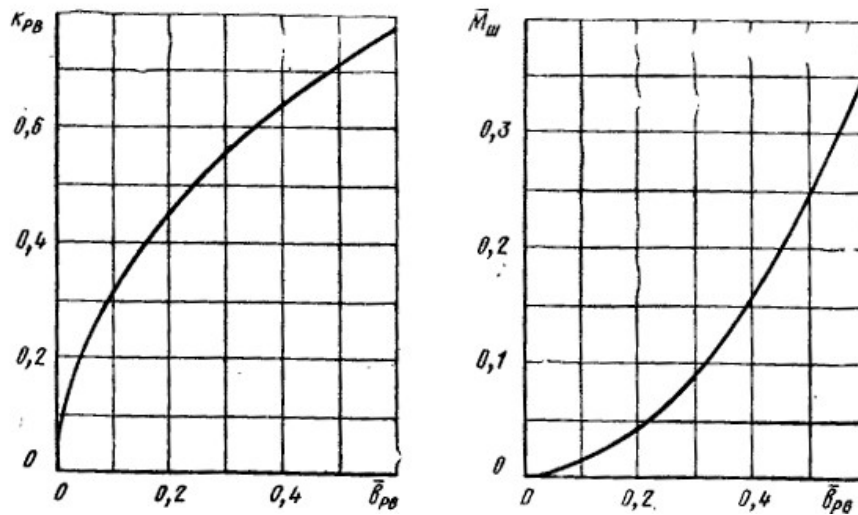


Рис. 1.13 Залежність ефективності руля висоти та шарнірного моменту від відносної хорди руля висоти

$$b_{рв \text{ відн}} = 0,5$$

$$\lambda_{го} = 3,75$$

$$S_{го} = l_{го} * b_{го}$$

$$l_{го} = 3,75 b_{го}$$

$$S_{го} = 3,75 b_{го}^2$$

$$b_{го} = 0,85 \text{ м}$$

$$b_{рв} = 0,425 \text{ м}$$

$$l_{го} = 3,2 \text{ м}$$

1.1.7 Визначення геометричних розмірів і форми вертикального оперення

$$S_{рн \text{ відн}} = 0,4$$

$$S_{\text{PH}} = 2,26 \cdot 0,4 = 0,9 \text{ м}^2$$

Визначаємо розмах ВО літака l_{BO} :

$$l_{\text{BO}} = \sqrt{\lambda_{\text{BO}} \times S_{\text{BO}}}$$

$$l_{\text{BO}} = \sqrt{1 \cdot 2,26} = 1,5 \text{ м.}$$

де λ_{BO} – подовження ВО;

Визначаємо кореневу – b_0 і кінцеву – b_k хорд ВО.

Корнева і кінцева хорди ВО визначаються із залежності:

$$b_{0\text{BO}} = \frac{S_{\text{BO}}}{l_{\text{BO}}} \times \frac{2 \times \eta_{\text{BO}}}{\eta_{\text{BO}} + 1}$$

$$b_{0\text{BO}} = \frac{2,26}{1,71} \cdot \frac{2 \cdot 2}{(2 + 1)} = 1,76 \text{ м.}$$

$$b_{k\text{BO}} = \frac{b_{0\text{BO}}}{\eta_{\text{BO}}}$$

$$b_{k\text{BO}} = \frac{1,76}{2} = 0,88 \text{ м.}$$

Визначаємо САХ і її координати із залежності:

$$b_{\text{ABO}} = \frac{2}{3} \times b_{0\text{BO}} \times \frac{\eta_{\text{BO}}^2 + \eta_{\text{BO}} + 1}{\eta_{\text{BO}} \times (\eta_{\text{BO}} + 1)}$$

$$b_{ABO} = \frac{2}{3} \cdot 1,76 \cdot \frac{4^2 + 2 + 1}{2 \cdot (2 + 1)} = 3,71 \text{ м.}$$

Координати САХ знаходимо на осях ОУ, ОХ, по залежностям:

$$y_{CAХBO} = \frac{l_{BO}}{6} \times \frac{\eta_{BO} + 2}{\eta_{BO} + 1}$$

$$y_{CAХBO} = \frac{1,5}{6} \cdot \frac{2 + 2}{(2 + 1)} = 0,33 \text{ м}$$

$$x_{CAХBO} = y_{CAХBO} \cdot tg\chi_{пкBO}$$

$$x_{CAХBO} = 0,33 \cdot tg40 = 0,2739 \text{ м}$$

де $\chi_{пкBO}$ – стріловидність ВО по передній кромці.

Визначимо плече вертикального оперення L_{BO} (відстань від центру мас літака до центру тиску вертикального оперення):

$$L_{BO} = A \times b_A$$

де A – коефіцієнт береться зі статистики;

b_A – величина середньої аеродинамічної хорди крила.

$$L_{BO} = 2,57 \cdot 1,2 = 3,084 \text{ м.}$$

1.1.8 Вибір двигуна та його розташування на ЛА

З конструктивних міркувань, більш доцільним розташування двигуна та гвинта є позаду пілота з штовхаючим повітряним гвинтом.

Це дає можливість зробити силову раму, що сприйматиме усі навантаження від двигуна, гвинта, сил тяжіння, рулів та інші дуже компактною, а отже легкою. Також в фюзеляжі доцільно розташувати бак з хімікатами. Це основні важкі речі у літаку, а при подібній компоновці вони будуть розташовані дуже близько до центру ваги, що зменшить моменти інерції та покращить керування ЛА.

Для силової установки проектного літака був обраний двигун марки Ford.

Основні критерії вибору були:

- легкість обслуговування;
- висока питома потужність;
- компактність;
- ресурс;
- ціна.

У таблиці 1.6 наведено порівняння двох обраного двигуна з типовим для ЛА двигуном фірми виробника UL Power.

Таблиця 1.6 – Порівняння двигунів

	Автомобільний конвертований двигун*	Авіаційний поршневий двигун**
Сервіс:	Просте, багато оф. дилерів з сервісами	Фірма-виробник
Питома потужність:	1,28 к.с./кг	1,4 к.с./кг
Маса:	97 кг	100 кг
Ресурс:	На режимі макс. $M_{кр} > 2000$ год	2500 год
Вартість:	~ \$7,000 + редуктор	\$35,060

*Ford 1.0 31 Ecoboost

**ULPower UL390i

1.1.9 Вибір схеми шасі

Літак повинен бути здатний виконати аварійну посадку без значних пошкоджень фюзеляжа, шасі, внутрішніх агрегатів, бо у його баці можуть бути високотоксичні хімікати.

З міркувань універсальності та міцності у проектного ЛА буде 3-х точечне шасі з хвостовим колесом. Ця схема широко розповсюджена у будівництві повітряних «всюдиходів», що використовуються для STOL-літаків.

$$B=0,13..0,2 \text{ л}$$

$$B=1,6 \text{ м.}$$

В якості колес будуть використані пневматики 26” (650 мм) спереду та 11” (280 мм) ззаду.

Це надасть додаткову амортизацію за рахунок деформації резини.

1.1.10 Визначення злітної маси в другому наближенні

1.1.10.1 Визначення маси крила

Для обчислення маси крила використовуємо формулу Чернобровкіна [6]:

$$m_{кр} = m_0 - \frac{m_0 - \left[\frac{Sl}{100\bar{c}} + 2,9S + 5 \right]}{1 + 0,85 \times 10^{-5} n_p l \left(\frac{\lambda}{\bar{c}} + 17 \right)},$$

де m_0 – злітна маса ЛА;

$m_{кр}$ – маса крила;

n_p – розрахункове перенавантаження;

l – розмах крила;

S – площа крила;

λ – подовження крила;

\bar{c} – відносна товщина профіля у кореневої частини крила.

$$m_{кр'} = 800 - \frac{800 - \left[\frac{14,5 * 12}{100 * 15} + 2,9 * 14,5 + 5 \right]}{1 + 0,85 \times 10^{-5} * 4 * 12 \left(\frac{10}{15} + 17 \right)} = 800 - \frac{752,83}{1,00725}$$

$$m_{кр'} = 52,55 \text{ кг}$$

Дана формула не враховує конструктивне виконання крила. Для крила будут використані підкоси, тож дана маса буде уточнюватися.

На етапі проектування можна ввести коефіцієнт, що врахує подальше обтяження крила $k_1=1,3$.

$$m_{кр} = m_{кр'} * k_1$$

$$m_{кр} = 68,3 \text{ кг}$$

1.1.10.2 Визначення маси фюзеляжу

Для визначення маси фюзеляжу у другому наближенні використовуємо формулу:

$$m_{\text{ф}} = 2,5S_{\text{п.ф.}} + 4S_{\text{фон}} + 20,$$

де $S_{\text{п.ф.}}$ – площа поверхні фюзеляжу;

$S_{\text{фон}}$ – площа поверхні кляної кабіни;

20 – приблизна маса обов'язкових вузлів (приборне обладнання, елементи системи керування, крісло пілота, кріплення та ін.)

$$S_{\text{фон}} = 1,035 \text{ м}^2$$

$$S_{\text{п.ф.}} = 8,78 \text{ м}^2$$

$$m_{\text{ф}} = 2,5 * 8,78 + 4 * 1,035 + 20 = 46,1 \text{ кг}$$

1.10.3 Визначення маси оперення

Для легких літаків 1 м^2 оперення важить 5..6 кг за умови його консольної конструкції.

$$m_{\text{в.о.}} = 6S_{\text{в.о.}}$$

$$m_{\text{г.о.}} = 6S_{\text{г.о.}}$$

$$m_{\text{в.о.}} = 6 * 2,26 = 13,5 \text{ кг}$$

$$m_{\text{г.о.}} = 6 * 2,6 = 15,6 \text{ кг}$$

1.1.10.4 Визначення маси силової установки

Для розрахунку маси силової установки використовуємо формулу:

$$m_{cy} = m_{дв} * k_{р.гв.},$$

де $m_{дв}$ – фактична вага двигуна,

$k_{р.гв.}$ – коефіцієнт для урахування редуктора (для ремінної передачі $k_{р.гв.}=1,25$).

$$m_{cy} = 97 * 1,25 = 121 \text{ кг}$$

1.1.10.5 Визначення маси шасі

Для шасі були обрані пневматики:

- 26” (650 мм) Airstreak 20, що важать 11,3 кг для передніх опор;
- 8” (200 мм) Alaskan Baby Bushwheel, що важить 3,5 кг ззаду.

Масу центральної ресори рахуємо з урахуванням застосування технології виготовлення зі склопластику.

Вага: 4800 г.

Вага з полувіссю та диском 12950 г.

Сумарна маса шасі розраховється за наступною формулою:

$$m_{ш} = 2 * (m_{к.п.} + m_{ресори}) + m_{х.к.}$$

$$m_{ш} = 2 * (11,3 + 12,95) + 3,5 = 52 \text{ кг}$$

1.1.10.6 Визначення маси керування

Масу елементів керування у другому наближенні розраховується за наступною формулою:

$$m_{\text{кер}} = 0,75 * m_{\text{п.м.}}(l + L) + 3Z_{\text{к.р.}}$$

де $m_{\text{п.м.}}$ – маса одного погонного метра проводки;

l – розмах крила;

L – довжина фюзеляжу;

$Z_{\text{к.р.}}$ – кількість місць з органами керування.

$m_{\text{п.м.}} = 0,24$ кг для гнучкої проводки;

$$m_{\text{кер}} = 0,75 * 0,24(12 + 5) + 3 = 6,05 \text{ кг}$$

1.1.10.7 Визначення маси приборного обладнання

Враховуючи необхідність лише найбільш важливого обладнання (варіометр, датчик швидкості польоту, висотомір, датчик ковзання, тахометр, GPS, датчик температури двигуна) сумарна вага буде складати не більше 5 кг.

1.1.10.8 Перевірка рівняння існування ЛА

$$m_0 = m_{\text{кр}} + m_{\text{ф}} + m_{\text{оп}} + m_{\text{су}} + m_{\text{ш}} + m_{\text{кер}} + m_{\text{об}} + m_{\text{п}} + m_{\text{кор}} + m_{\text{піл}}$$

$$\begin{aligned} m_0 &= 68,3 + 29,16 + 32,6 + 121 + 52 + 6,05 + 5 + 37 + 250 + 80 \\ &= 681,11 \text{ кг} \end{aligned}$$

З рівняння ми бачимо, що з вкладеними до ТЗ параметрами літак існувати може, навіть є «запас» по масі. Виходячи з того, що додатково буде встановлюватися обладнання для виконання авіахімробіт, цей результат є задовільним.

Таблиця 1.7 – Проектні параметри літака і його агрегатів

Відносний параметр	Познач.	Величина
Площа крила	S	14,4 м ²
Розмах крила	l	12 м
Коренева хорда	b_0	1,2 м
Кінцева хорда	b_k	1,2 м
Середня аеродинамічна хорда крила	b_A	1,2 м
Координати Сах (OZ, OX)	$Z_{САХ}$ $X_{САХ}$	3 м 0,6 м
Довжина фюзеляжа	L_{ϕ}	5,05 м
Площа горизонтального оперення	$S_{ГО}$	2,6 м ²
Розмах ГО	$l_{ГО}$	3,2 м
Коренева хорда ГО	$b_{ГО}$	0,85 м
Середня аеродинамічна хорда ГО	$b_{АГО}$	0,85 м
Координати Сах ГО (OZ, OX)	$Z_{САХГО}$ $X_{САХГО}$	0,8 м 0,425 м
Плече горизонтального оперення	$L_{ГО}$	2,8 м
Площа вертикального оперення	$S_{ВО}$	2,26 м ²
Розмах ВО	$l_{ВО}$	1,5 м
Коренева хорда ВО	$b_{ОВО}$	1,77 м
Кінцева хорда ВО	$b_{кВО}$	0,88 м
Середня аеродинамічна хорда ВО	$b_{АВО}$	1,6 м
Координати САХ ВО (OY, OX)	$y_{САХВО}$ $x_{САХВО}$	2.03 м 1.7 м
Плече вертикального оперення	$L_{ВО}$	3 м
База шасі b	b	3,8 м
Винос задньої опори	a	3,23 м
Винесення головних коліс літака	e	0,57 м
Колія головних коліс літака	B	1,6 м

1.1.11 Розробка конструктивно-силового компоунвання. Розрахунок центрування і моментів інерції літака

1.1.11.1 Розробка конструктивно-силового компоунвання

Вибір і обґрунтування КСС крила.

Крило – підкісне. Для розрахунку обчислюємо навантаження в містах кріплення підкосу до крила та до фюзеляжу:

$$R_{\Pi} = \frac{ql^2}{8l_{\Pi}}$$

$$R_{\Phi} = R_{\Pi} - \frac{ql}{2}$$

де l_{Π} – відстань між вузлами кріплення консолі.

$$q=64,5 \text{ Н/м}$$

$$Q_{\text{ж}} = 0$$

$$Q_{\text{В}} = -3,5q = -3,5 * 64,5 = -225,75 \text{ Н}$$

$$R_{\Pi} = \frac{64,5 * 12^2}{8 * 2} = 580 \text{ Н}$$

$$Q_{\text{А}} = Q_{\text{В}} + R_{\Pi} - 2 * q$$

$$Q_{\text{А}} = -225,75 + 580 - 2 * 64,5 = 225,25 \text{ Н}$$

Для відображення характеру розподілення напружень побудовані епюри для декількох перетинів.

З конструктивних міркувань обирається дерево як основний матеріал для будування крила.

Схема крила обирається з двома лонжеронами.

Крило утворено лонжеронами, нервюрами, стрінгерами, м'якою обшивкою. До крила кріпляться закрилки, елерони.

Форма крила в плані – прямокутна.

Поздовжній силовий набір складається з 2-х лонжеронів, розташованих на 25% і 65% хорд.

Поперечний набір консолі крила складається з 24 нервюр, 12 з них силові. Бортова нервюра – №1, кінцева – №12. До нервюрам №3, 5,7,10 кріпляться вузли навішування механізації крила та елерони. Нервюри розташовані перпендикулярно до лонжеронів, крок між ними 600 мм.

Конструктивно-силова схема крила показана на малюнку 1.14

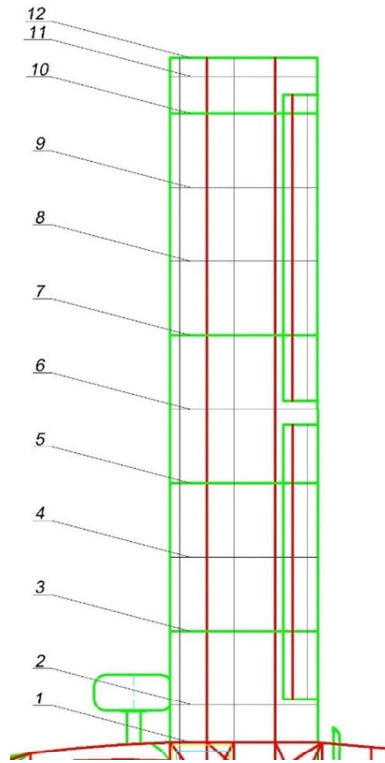


Рисунок 1.14 – Конструктивно-силова схема крила

Вибір конструктивно-силової схеми фюзеляжу.

В даному літаку застосована фермово-каркасна схема фюзеляжу.

Поперечний набір нижньої частини фюзеляжу складається з 13 прямокутних наборів з перехресними посилювачами з кроком 400 мм.

Поздовжньо нижня частина являє собою каркасну конструкцію з чотирма основними несучими балками. 2 з них прямі, 2 – ні. Посилені місця установки обладнання для хімічних робіт, місце установки підкосу, шасі,

Верхня частина фюзеляжу – просторова ферма з посилювачами біля крил, місця під установку двигуна, редуктора, а також відсіку, у якому розташовується бак з хімікатами чи іншим корисним навантаженням.

Посилені балки застосовані по контуру фонаря задля забезпечення безпеки при аварійній ситуації (наліт на лінії електропередач та ін.)

Конструктивно-силова схема фюзеляжу показана на рисунку 1.16.

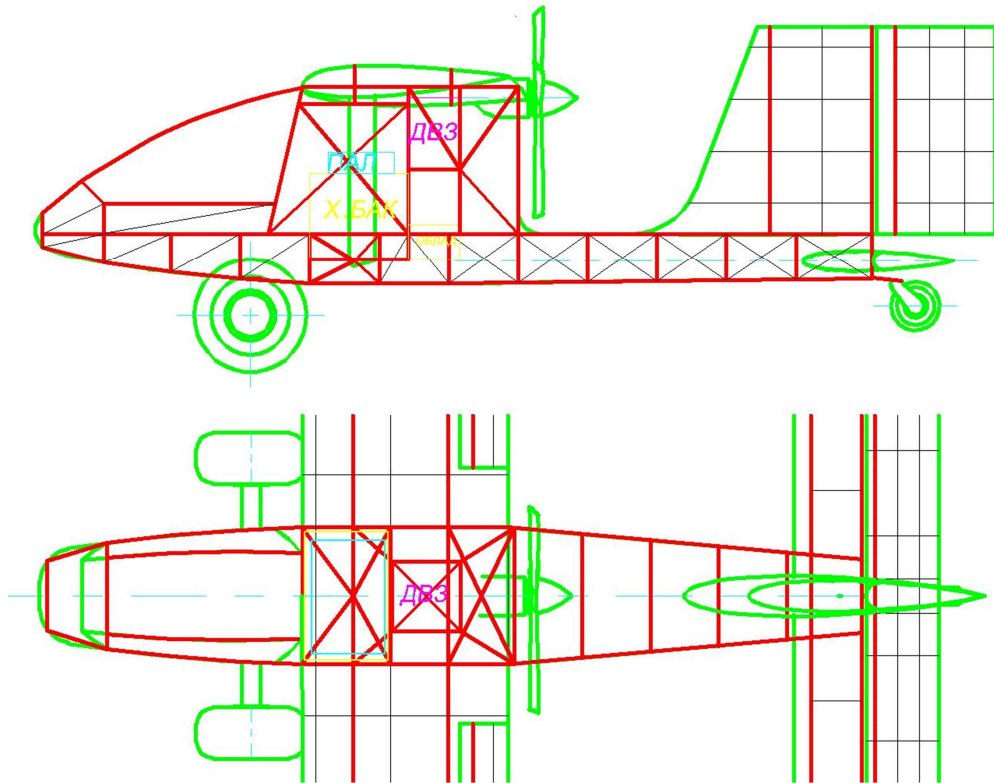


Рисунок 1.15 – КСС фюзеляжу

Вибір і обґрунтування КСС оперення.

Силкові елементи горизонтального і вертикального оперень повинні бути пов'язані один з одним силовими елементами фюзеляжу, розташування яких залежить від компоновання хвостової частини.

Все оперення складається з горизонтального оперення (стабілізатора з кермом висоти) і вертикального оперення (кіля з кермом напрямку), закріплених на хвостовій частині фюзеляжу.

Стабілізатор складається з двох консолей. Кожна консоль включає 2 лонжерона, силові і звичайні нервюри, хвостову частину і кронштейни навіски

рулів висоти. Поперечний набір складається з 4 нервюр, з них 3 посилені № 1, 2, 3. До них кріпляться вузли навішування керма висоти.

Конструктивно-силова схема ГО показана на рисунку 1.16.

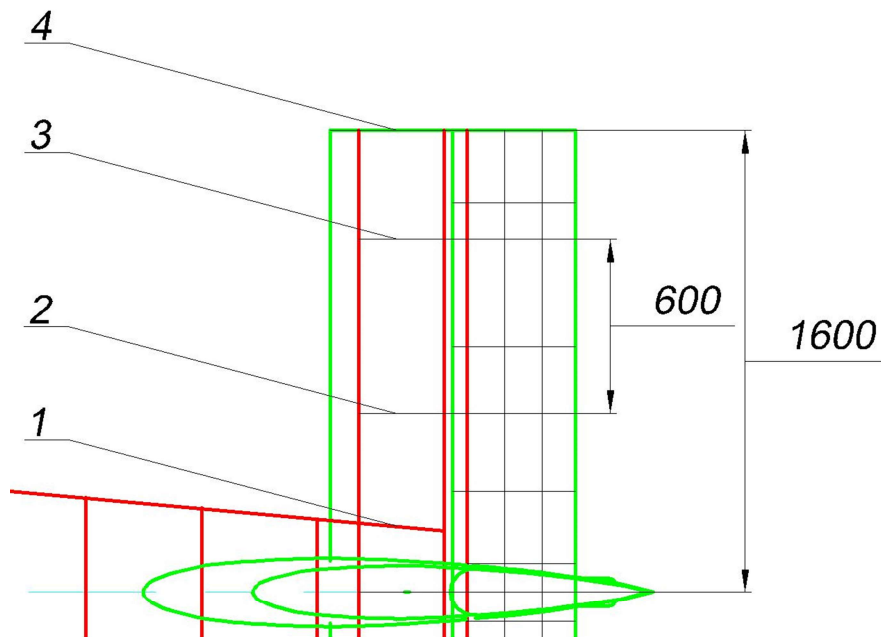


Рисунок 1.16 – КСС ГО

Кіль складається з 2 лонжеронів, 13 нервюр, 6 з яких силові і стрингерів. До нервюр 1, 3, 5 кріпляться вузли навішування керма напряму. Нервюри розташовані перпендикулярно лонжеронам, крок нервюр 300 мм. Конструктивно-силова схема ВО показана на рисунку 1.18.

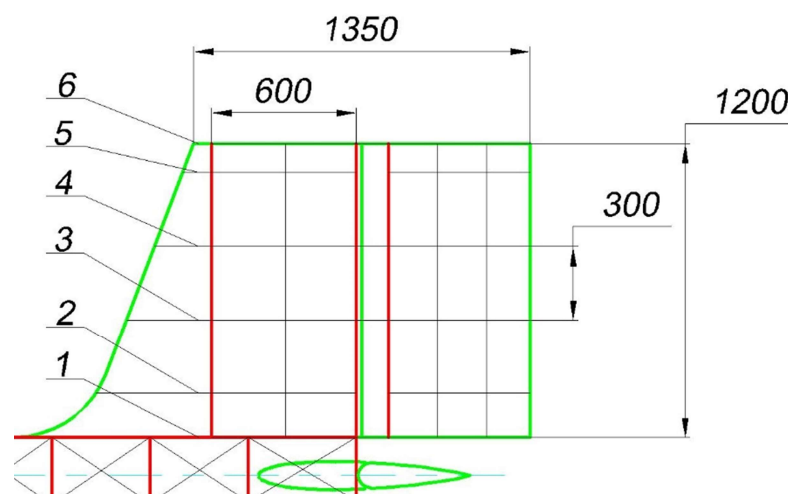


Рисунок 1.17 – КСС ВО

Вибір КСС шасі.

Схема шасі – трьох опорна ресорного типу з задньою опорою. Шасі не вбирається.

Шасі з трьома опорами з хвостовим колесом є більш витривалим в умовах зльоту-посадки на непідготовлені майданчики. Також воно набагато простіше для компонування літака.

Конструктивно-силова схема шасі і схема його прибирання повинні забезпечувати:

- найменшу масу шасі;
- заданий ресурс експлуатації літака.

Матеріал для виконання ресори шасі – склопластик.

Виготовлення з склопластику: тканина Т10(14) + однонаправлена тканина.

Смола Ероху – 619 и отверджувач Telalite-0600 вакуумно-автоклавним методом з термостабілізацією при 150 градусах та надлишковому тиску 2 атмосфери.

Товщина ресори 35мм.

Метод кріплення – зацімлена балка. Для кріплення у КСС фюзеляжу є посилені місця.

1.1.11.2 Розрахунок центрування і моментів інерції літака

Положення центру мас літака визначають по двох осях ОХ и ОУ (рисунок 1.18).

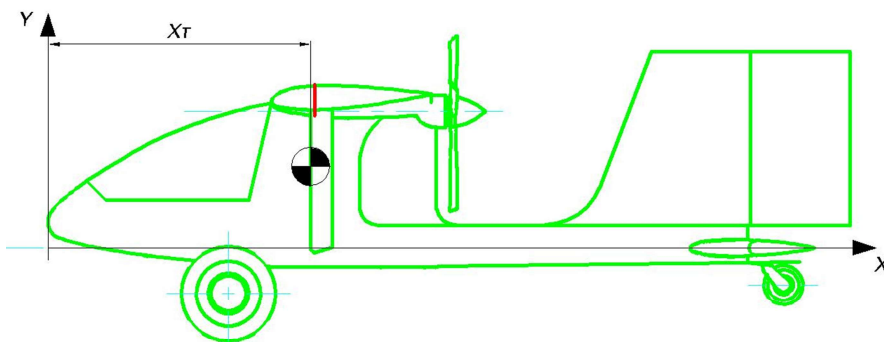


Рисунок 1.18 – Положення центру мас літака

За початок координат приймаємо носок фюзеляжу, вісь ОХ поєднуємо з віссю нижньої частини фюзеляжа.

Для розрахунку центрування складають центрувальну відомість літака (табл. 1.8). До центрувальної відомості включають маси всіх основних елементів, що є на літаку, їх координати в прийнятій системі і величини статичних моментів щодо початку координат.

Таблиця 1.8 – Центрувальна відомість

Величини	G, кг	X, м	Gx, кг·м
Крило	68	1,84	125,12
Фюзеляж	50	1,98	99
ГО	15,6	4,68	73,008
ВО	13,5	4,65	62,775
Основна опора шасі	48,5	1,24	60,14
Хвостова опора шасі	3,5	5	17,5
Силова установка	121	2	242
Паливо	37	1,65	61,05
Радіонавігації.	5	0,45	2,25
Екіпаж	80	1,25	100
Устаткування	250	1,6	400
Додаткове обладнання	50	2,15	107,5

За початок координат приймаємо носок фюзеляжу. Координату центру мас літака визначають за формулою:

$$X_T = \frac{\sum m_i g x_i}{\sum m_i g},$$

Визначаємо значення центрування за формулою:

$$\overline{x_T} = \frac{X_T - X_a}{b_a},$$

де X_a – відстань від носка середньої аеродинамічної хорди крила по нормалі до осі Y літака, проведеної через носок фюзеляжу: $X_a = 1,64$ м;

Визначимо значення центрування для всіх розрахункових випадків:

Визначаємо центр ваги для двох випадків:

- 1) Літак з повністю заправлений паливом та повним корисним завантаженням:

$$X_T = 1,81;$$

$$\bar{x}_T = \frac{1,8 - 1,64}{1,2} = 0,15.$$

- 2) Літак з мінімальним залишком палива та без корисного навантаження:

$$X_T = 1,93 \text{ м};$$

$$\bar{x}_T = 0,247.$$

У першому наближенні центрування даного літака повинно знаходитися у межах 0,15 ... 0,25.

Положення центру мас у всіх випадках повністю задовольняє заданим вимогам.

Висновки: Призначено тактико-технічні вимоги до літака. Оброблено статистичні данні та вибрано основні відносні початкові параметри літака. Розраховано масу літака в першому та другому наближеннях. Підібрана силова установка. Визначені проектні параметри літака і його агрегатів. Розраховано центрування і моменти інерції літака.

У програмному комплексі Autodesk AutoCAD 13 побудовані креслення загального виду літака та конструктивно-силове компонування літака у додатках А, Б.

За допомогою програми «Siemens NX» розроблено майстер-геометрію поверхні літака. Майстер-геометрія поверхні літака показана на рисунку 1.21.



Рисунок 1.19 – Майстер-геометрія поверхні літака

1.2 *Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання елерону
проектowanego літака*

1.2.1 *Розробка майстер-геометрії агрегату*

Комп'ютерна модель елерону з вузлами навіски та керування виконано у програмі SIEMENS NX 7.5 (Рисунок 1.19).

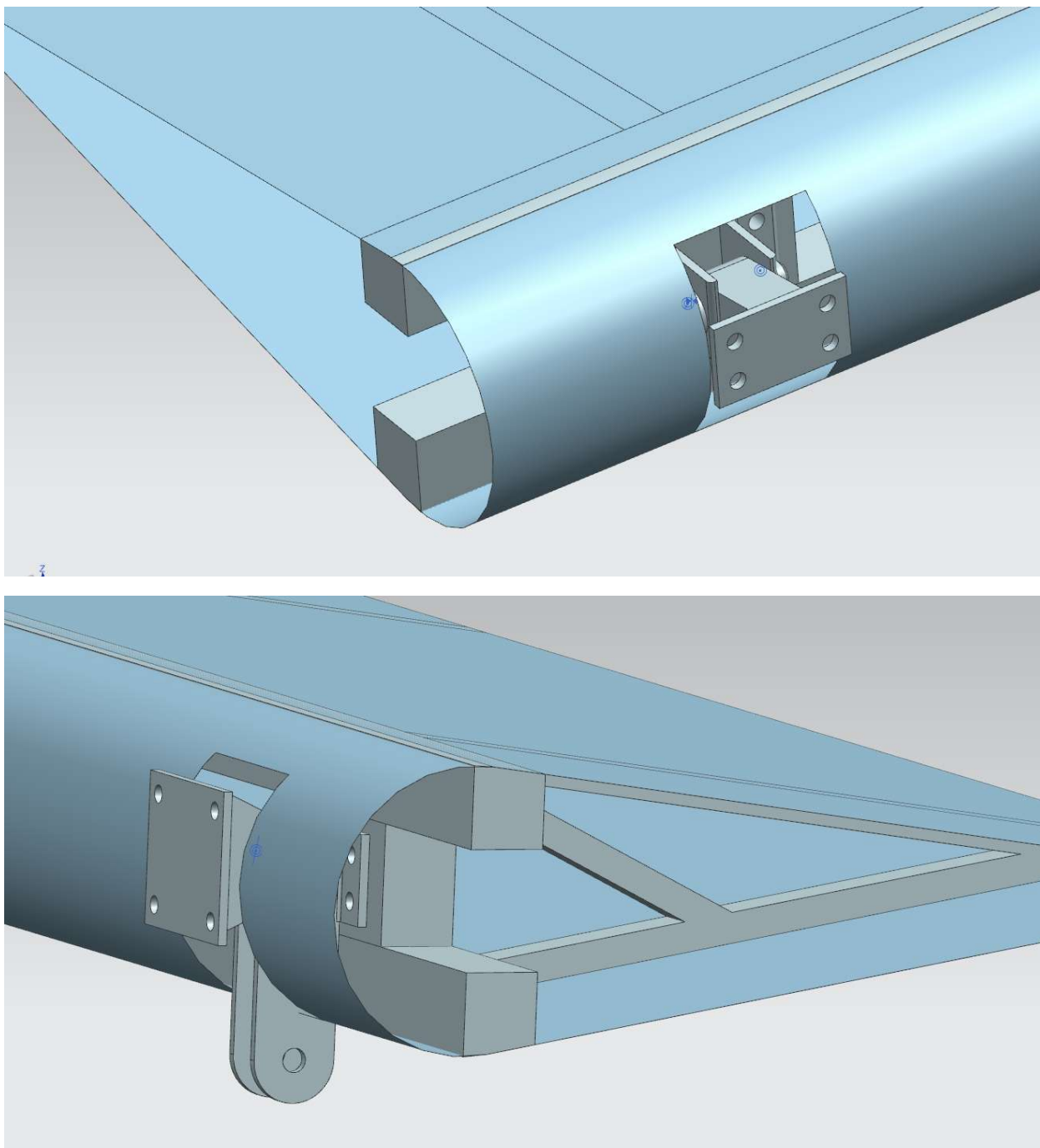


Рисунок 1.20 – Майстер-геометрія елерону

1.2.2 Вибір схеми розміщення і обґрунтування кінематичної конструктивно-силової схеми шасі

Для проектного літака буде використана схема елерону з одним лонжероном, силовими та типовими нервюрами.

Вузли кріплення елерону будуть розташовані на 7 та 10-й нервюрах крила.

Для кріплення будуть використані 2 кронштейна. Їх модель представлена на рис. 1.20.

Навантаження, що діють на елерон, розраховуємо за формулою:

$$P_{ел} = 6,1 \overline{S}_{ел} V_{max}^2,$$

де $\overline{S}_{ел}$ – відносна площа елеронів;

V_{max} – максимальна швидкість польоту, м/с.

$$P_{ел} = 6,1 * 0,115 * 44,44^2 = 1385 \text{ кгс}$$

$$P_{ел.розп} = \frac{P_{ел}}{l_{ел}}$$

$$P_{ел.розп} = \frac{1385}{2,8 * 2} = 247,32 \text{ кгс/м}$$

Оскільки хорди елерону змінюються по розмаху крила, ми вважаємо, що навантаження розподіляється рівномірно.

1.2.3 Розрахунок вузлів кріплення на міцність

Навантаження в вузлах кріплення показані на рис. 1.20 .

Найбільше навантаження сприймає опора D, що становить $R_d=409,1$ кгс.

Для закріплення використовується схема с двома провушинами. З графіка на рис. 1.21 знаходимо необхідний діаметр бовта (два кріплення будуть виконані однаковими для спрощення виготовлення).

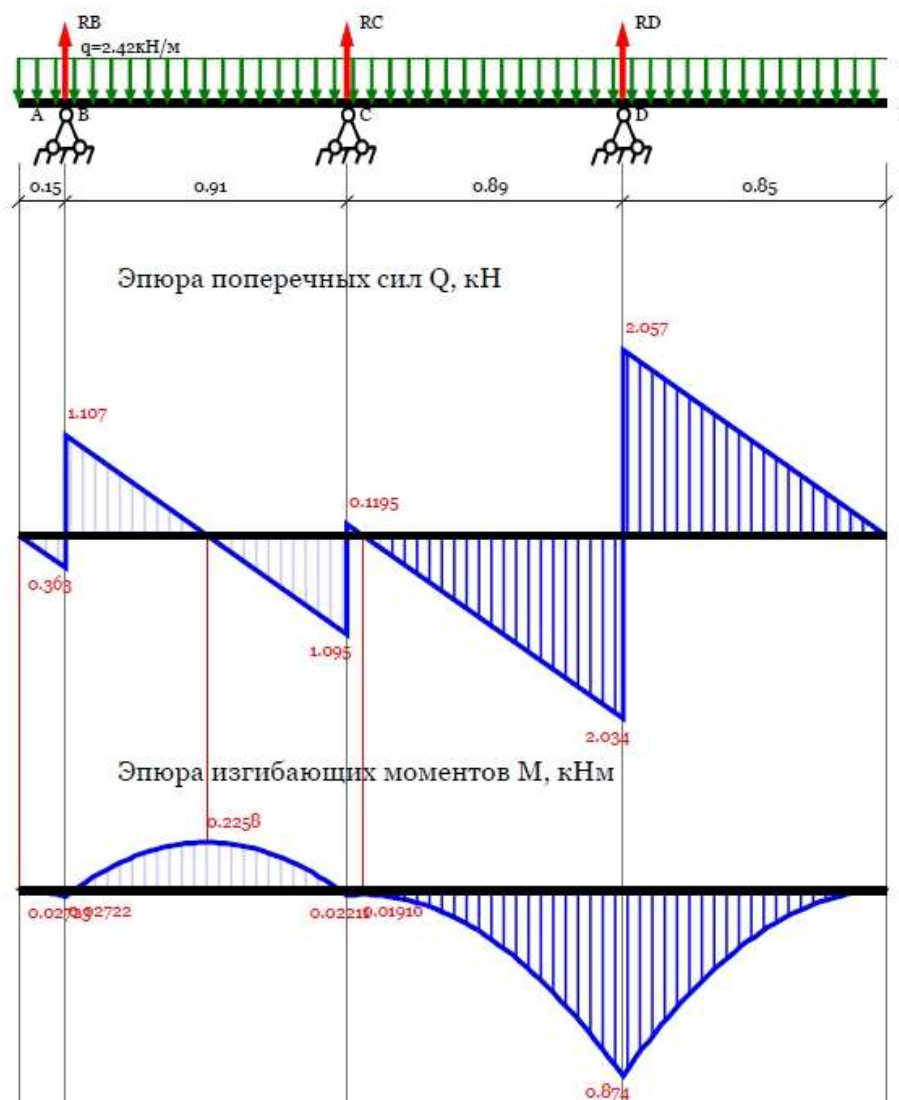


Рис. 1.21 Розрахунок навантажень, що діють в вузлах кріплення елерона

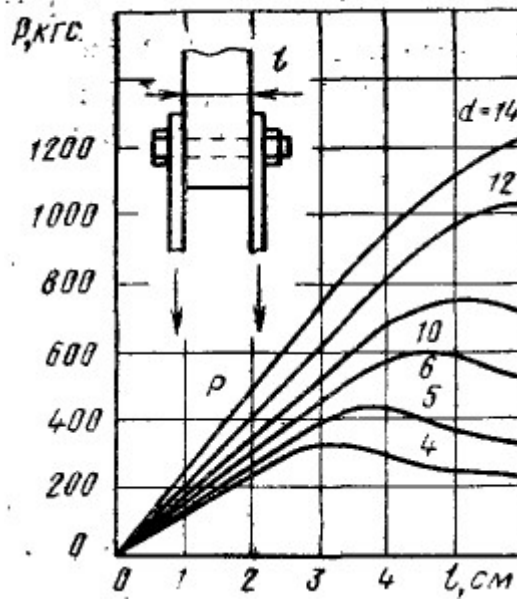


Рис. 1.22 Залежність необхідного діаметра бовта від прольоту та навантаження

$$\tau_{\text{ср}} \leq \tau_{\text{в}}$$

$$\tau_{\text{ср}} = \frac{Q}{F},$$

де Q – поперечна сила;

F – площа зрізу.

Для вуглеводистих сталей $\tau_{\text{в}} = 0,65..0,7\sigma_{\text{в}}$

Для виготовлення болтів використовуємо сталь 40Х ($\sigma_{\text{в}} = 980$ МПа).

$$\tau_{\text{в}} = 0,65 * 1080 = 702 \text{ МПа.}$$

$$\tau_{\text{ср}} = \frac{4090}{\pi * 10^2} = 20,35 \text{ МПа}$$

Діаметр болта 10 мм та прольот у 2 см повністю задовольняє вимоги міцності на зріз.

1.2.4 Розрахунок на міцність при крученні

Максимальне напруження кручення знаходиться за формулою:

$$\tau_{кр} = \frac{M_{кр}}{W_p},$$

де $M_{кр}$ – крутний момент,

W_p – полярний момент профілю.

$$M_{кр} = P_{ел} / 2 * 0,35 b_{ел}$$

$$M_{кр} = 1385 / 2 * 0,35 * 350 = 84831 \text{ кгс/мм}^2$$

$$W_{p_x} = 0,167 * b * \frac{h^3 - h_1^3}{h}$$

$$W_{p_y} = 0,167 * b^2 (h - h_1)$$

Для елерону обираємо полий прямокутний лонжерон.

Висновки: Розроблена конструкція елерона для легкого одномоторного літака. Обрана схема с прямокутним лонжероном. Зроблено розрахунок навантажень, що діють на лонжерон, а також на вузли кріплення.. Виконано креслення елерону з вузлами навіски та вузлом керування (Додаток В), а також створено майстер-геометрію елерону.

2 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

Техніко-економічне обґрунтування і оцінка проектного легкого сільськогосподарського літака, як товару, що підлягає реалізації на ринку збуту.

2.1 Конкурентні переваги проектного літака і оцінка можливих обсягів його реалізації на ринках збуту

2.1.1 Характеристика тактико-економічних показників проектного легкого літака, як товарного продукту

Основними параметрами, що впливають на економічні показники, є:

- злітна маса літака до 800 кг;
- корисне навантаження $m_{ц.н.} = 250$ кг;
- екіпаж – 1 пілот;
- витрата палива на рівні 15 л/год;
- здатність виконувати зліт та посадку на будь-якій ділянці;
- висока безпека експлуатації;
- легкість та доступність експлуатації.

2.1.2 Споживчі якості літака, що впливають на конкурентні переваги і економічні витрати при проектуванні конструкцій літака в ОКБ

Проектований літак є одним з небагатьох легких літаків, який можна застосувати для сільського господарства.

Застарілий Ан-2 може виконати будь-яку роботу, проте його дуже дорого утримувати, розхід палива робить його застосування занадто дорогим для невеликих господарств.

Основна ціль проектованого літака – бути доступним для середньостатистичного фермера з полем, що може потребувати подібний вид обробки.

Цей літак може застосовуватися для УМО оприскування, що корисно для ранньої весняної обробки полів та у боротьбі зі шкідниками упродовж всього року. Також він може обробляти будь-які ділянки локально, дає змогу оглядати невеликі місця локального ураження хворобою.

Крейсерська швидкість 120 км/год є оптимальною для оприскування. Також, враховуючи розмах та профіль крил, цей літак дає можливість дуже повільно облітати угіддя.

Великий розмах крила дав змогу застосувати довгі лінії для подачі хімікатів. Це зменшує потрібну кількість прольотів літака у порівнянні з іншими С/Г літаками (МВЕН-500, Фермер-2, Stelak) та ін.

Літак, що проектується в РФ (МВЕН-500, Фермер-2) не становитимуть конкуренцію цьому літаку в цій категорії.

Надалі будуть розглянуті періоди, необхідні для окупності літака.

2.1.3 Аналіз ринку збуту на основі маркетингових досліджень і визначення обсягу можливих продажів готових літаків

Згідно статистики, середній розмір поля в Україні становить 109 га. Для порівняння, середні розміри полів у Польщі – 5,2 га, Німеччині – 17 га, Фінляндії – 13 га, а у Голандії – від 5 до 30.

На Рис. 2.1 представлена концентрація посівів на території різних стран.



Рис. 2.1

Розміри для порівняння наведені на рис. 2.2.

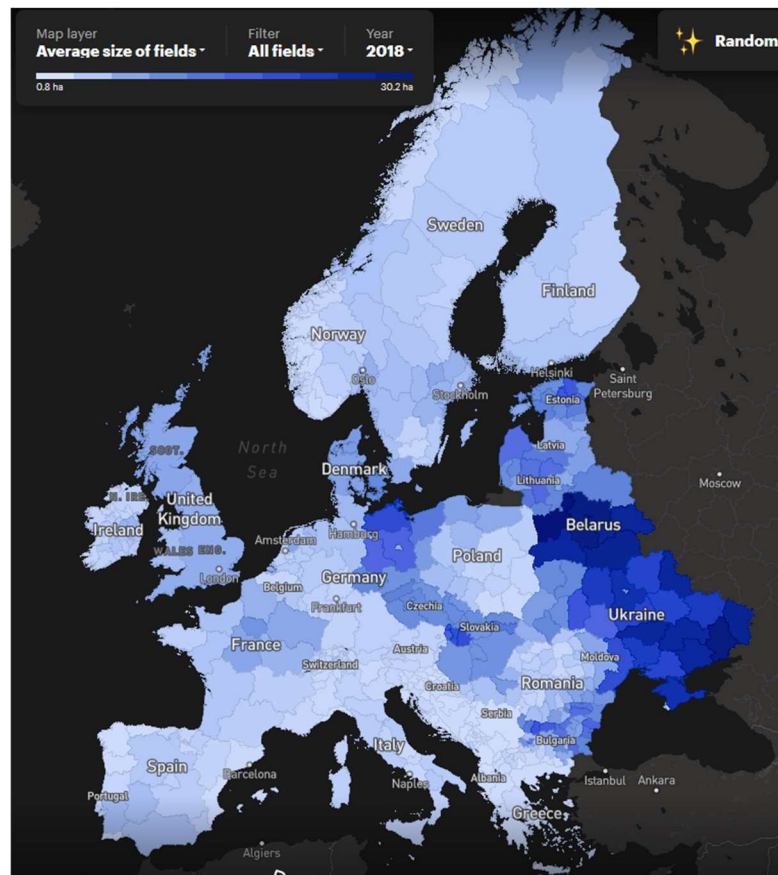


Рис. 2.2 Розміри посівів в різних країнах

Щодо українських земель, держстат наводить таку статистику для різних посівних культур.



Рис. 2.3 Обсяг збору посівних культур в Україні

Ми можемо побачити, що найбільш розповсюджені культури у наших краях це борошно та соняшник.

Для обробки соняшника (десикації) необхідно використовувати виключно авіацію. Якщо це зробити, згідно статистичних даних, можна підвищити врожайність ділянки з 17 ц/га до 45..50 ц/га.

Тобто, застосування с/г авіації може призвести до подвійного чи потрійного врожаю.

Розрахунок того наскільки це вигідно наведено далі.

Для порівняння розрахунки проводяться між наземними обприскувачами, літаками малої авіації АН-2 з нормою внесення робочої рідини 50-150 л / га і проектним літаком, на якому використовується сучасна технологія УМО (ультра-малооб'ємним обприскування). При обробці УМО норма внесення робочого розчину скорочується до 4-5 л/га.

Додаткові витрати

Для наземних обприскувачів:

- оплата праці робочого персоналу (3 особи);
- паливо для заправки техніки (3 одиниці – обприскувач, бензовоз, водовоз);
- втрати з технічної колії.

Для літака АН-2:

- оплата за переліт до місця проведення робіт;
- паливо для заправки техніки (2 одиниці – бензовоз, водовоз);
- оплата праці робочого персоналу (2 людини);
- оплата за роботу (фіксована вартість).

Для проектного літака:

- оплата за переліт до місця проведення робіт;
- паливо для заправки техніки (1 одиниця – водовоз);
- оплата праці робочого персоналу (1 особа);
- оплата за роботу (фіксована вартість).

Очевидною перевагою власних обприскувачів в даному випадку можна назвати відсутність плати за переліт. Істотним недоліком – втрату 5-7% врожаю під технологічними коліями.

Глобальний мінус АН-2 – занадто велика витрата палива – близько 200 л/год, тоді як проєктований літак витрачає за годину польоту близько 20 літрів. Ці показники також впливають на підсумкову вартість послуг, що надаються.

Для підрахунків будемо брати середні показники. За оброблювану культуру візьмемо озиму пшеницю. Урожайність і вартість зерна будемо враховувати за даними 2018-2019 рр. Ціни на паливо беремо актуальні на 2019 рік.

Таблиця 2.1

Обприскування озимої пшениці гербіцидами	Наземная техника	АН-2	Проект
Витрата води, л / га	150	50	4
К-ть необхідних ходок водовози (5 т) на 1000 га	30	10	1
Норма внесення ЗЗР (Гранстар), г / га	30	30	30
Ціна ЗЗР (Гранстар), грн / га	70,50	70,50	70,50
Фіксована вартість обробки, з уч. палива грн / га	—	150	97
Швидкість обробки га / год	12,50	100	60
Витрати палива наземної техніки на 1 га (л)	1,5*3 ед.	1,5*2 ед.	1,5*1 ед.
Ціна палива, дизель, грн	25	25	25
Витрати на паливо, грн / га	112,5	60	45
Загальна сума витрат, з урахуванням хімії, грн / га	$70,50 + 112,5 = 183$	$70,50 + 150 + 75 = 295,5$	$70,50 + 97 + 45 = 212,5$

Додаткові витрати

Оплата праці, грн / га	оператор – 50 водовозчик – 10 заправник – 10	водовозчик – 10 заправник – 10	водовозчик – 10
Витоптування колесами, % / га	7	—	—
Пор. врожайність, т / га	3	3	3
Втрати по тех. колії, т / га	0,21	—	—
Ціна за тону, весна 2019 рік, грн	8950	8950	8950
Втрати по тех. колії, грн / га	1880	—	—
Сума витрат, грн / га	847	20	10
Ремонт і утримання техніки, грн / рік	3000	—	—
Переліт, грн / 100 км	—	ок. 4000	ок. 500
Загальна сума витрат, грн	$160,50 + 847 + 3000 = 4007,50$	$280,50 + 20 + 4000 = 4300,50$	$197,50 + 10 + 500 = 707,5$
Витрати на обробку 1 га оз. пшениці гербіцидами, з урахуванням ціни хімії, грн	$183 + 847 = 1030$	$295,50 + 20 = 315,50$	$212,5 + 10 = 222,50$

Як бачимо, в підсумковому підрахунку навіть замовлення літака АН-2 для обробки посівів гербіцидами, незважаючи на велику витрату палива, обходиться значно дешевше в порівнянні з наземними обприскувачами.

Проектований літак надасть найбільшу вигоду. Необхідно також враховувати важливий позитивний момент – відсутність технологічної колії при авіаційної обробці, що в результаті на кожному гектарі дозволяє не втрачати, а додатково отримувати 7% до врожайності культури.

Вигода з кожного га поля при застосуванні проектного літака замість наємної техніки:

$$1880 \text{ грн. (Дод. врожайність)} + 807,5 \text{ грн. (різниця собівартості обробки / га)} \\ = 2687,5 \text{ грн.}$$

Для середнього поля в Україні вигода становитиме:

$$2687,5 * 100 = 268\ 750 \text{ грн}$$

Додаємо до цього розрахунку збільшення врожайності з коефіцієнтом 1.5.

Середня врожайність даної породи за останні 5 років становить 4,8 т/га.

$$1.5 * 4,8 = 7,2 \text{ т/га.}$$

Якщо використовувати авіаційну обробку згідно рекомендацій аграрного управління, то, наростивши врожайність на 50%, за рік з одного поля 100 га можна отримати додатковий прибуток у розмірі 2 148 000 грн (еквівалент ~\$76 тис.) (не враховуючи скорочення розходів на його утримання та обробку).

У даній дипломній роботі представлений проект легкого одномоторного літака націленого на с/г використання.

Літак має наступні основні характеристики:

- можливість зльоту-посадки на будь-які ділянки;
- максимальне корисне навантаження – 250 кг;
- максимальна швидкість – 160 км/год;
- робоча швидкість – 110-120 км/год;

На літаку використовується двигун Ford 1.0l Ecoboost.

Літак передбачає польоти на короткі дистанції на надмалих висотах, тому компоновка забезпечує пілоту відмінну видимість. За рахунок великого розмаху, літак обробляє більшу площину за один прольот. Підкоси дозволяють вдало розгрузити крило, що надає змогу використовувати найпростіші матеріали для його конструювання. У крилі та системах керування широко застосовується дерево. Оббивка крила – м'яка, тканинна. Це спрощує його ремонт при можливих пошкодженнях, робить виробництво дешевшим.

Перспективними ринками літаків для українських виробників є країни Азії і Африки, в яких попит на дорогі, але не завжди якісніші американські і європейські літаки, залишається досить низьким. До таких країн, першу чергу, слід віднести Пакистан, Лівію, Саудівську Аравію, ОАЕ, Єгипет. Також напрямом експорту українських літаків традиційно залишаються країни СНД.

2.2 Вихідні дані для розрахунку техніко-економічних показників ефективності створення літака

2.2.1 Дані для розрахунку витрат у дослідно-конструкторському бюро

Для розрахунку витрат в дослідно-конструкторському бюро знадобляться масові характеристики конструкції і устаткування літака, швидкісні характеристики, а саме максимальне число Маха польоту і максимальна швидкість польоту V_{\max} в км/год.

Масові характеристики літака:

- $m_{пл} = 0,26$ т – маса планеру літака;
- $m_{об} = 0,17$ т – маса устаткування.

Швидкісні характеристики:

- $M_{\max} = 0,13$ – максимальне число Маха літака;
- $V_{\max} = 160$ км/год.

2.2.2 Дані для розрахунку витрат на серійне виробництво літака

Для розрахунку витрат на серійне виробництво знадобляться відносні параметри літака, запланований обсяг випуску літаків, статистика.

2.3 Розрахунок основних техніко-економічних показників проектування і виробництва літака

Як видно з графіку на рис. 3.4, для легких літаків можна вивести такий параметр, як «питома ціна».

Така методика використовується у різних галузях техніки для попередньої оцінки вартості виробництва. Це допустимо, якщо відомо які технології використовує конкурент та ви можете також їх використати.

Якщо ця умова виконується – можна оцінювати виробництво 1 кг товару.

Щодо літаків – ми маємо справу с опитним виробництвом літака. Це завжди дорожче, ніж серійне виробництво, є необхідність закупки обладнання, виробництва оснастки.

Проте у конструкторську проектного літака були введені дуже технологічні рішення такі як застосування тканинної обивки фюзеляжу, крил, оперення.

Також велику економію може принести використання конвертованої силової установки. Виготовлення одноступеневого ремінного редуктора на спеціалізованих виробництвах буде коштувати не більше \$2 тис. При цьому економія на кожному літаку становить мінімум \$20 тис., що зробить його більш привабливим для покупки.

Для оцінки цього літака, згідно графіку **, треба рахувати питому ціну \$140..150 за кг.

Маючи злітну вагу літака без СУ 258 кг, отримуємо:

$$C_{\text{літ}} = C_{\text{літ пит}} * m_{\text{порожнього без СУ}}$$

$$C_{\text{літ}} = 145 * 258 = 37410 \text{ USD}$$

$$C_{\text{літ повн}} = C_{\text{літ}} + C_{\text{су}}$$

$$C_{\text{літ повн}} = 37410 + 9000 = 46410 \text{ USD}$$

Отже, не враховуючи спрощення конструктивні, простіші та дешевші матеріали, а також виготовлення в Україні (що призведе до пониження собівартості виробу за рахунок нижчої оплати труда), літак у описаній конфігурації коштуватиме ~\$46 тис.

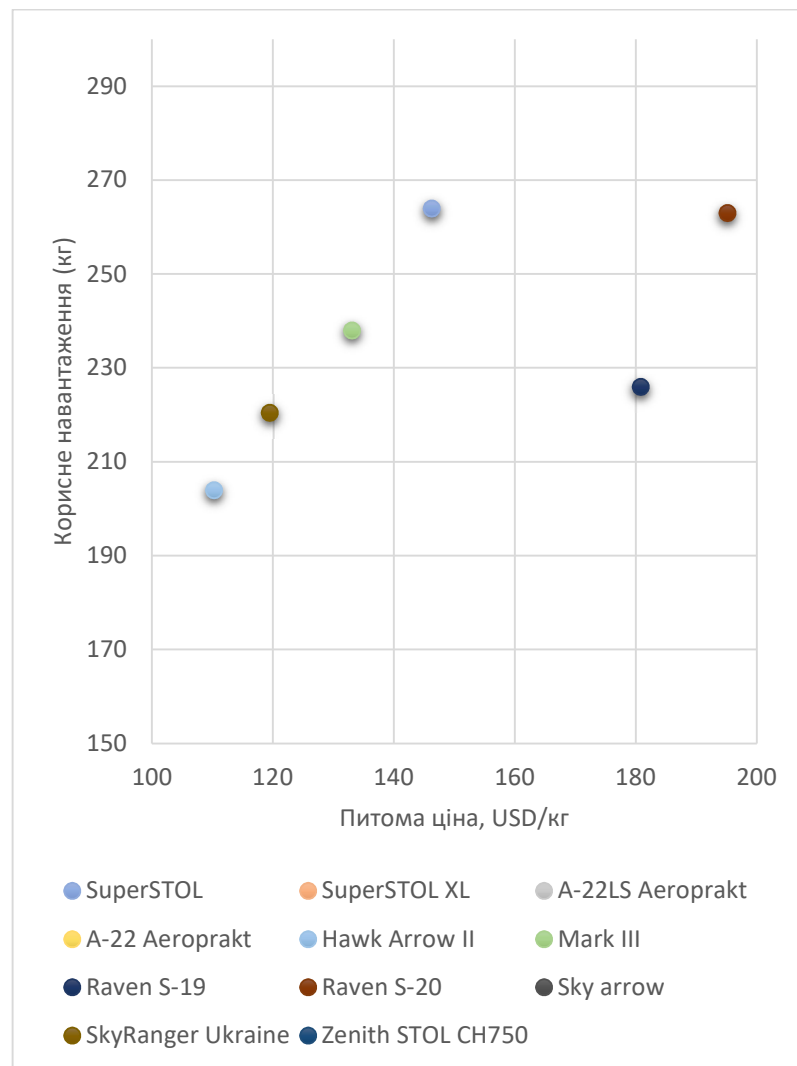


Рис. 2.4 Графік корисного навантаження – питомої ціни

Цей літак може стати вигідною інвестицією для тих господарств, чії поля становлять від 50 га. Інвестиція у подібну техніку окупить себе за 1,5-2 сезони,

якщо буде використовуватися згідно рекомендацій аграрних управлінь щодо регулярного внесення добрив та обробки посівів.

Висновки: У цьому розділі проведено:

- 1) Аналіз ринку та потенційних клієнтів.
- 2) Розраховано характеристики економічної ефективності, описане порівняння використання різних типів техніки для використання на полі.
- 3) Розрахована ціна виготовлення одного літака.

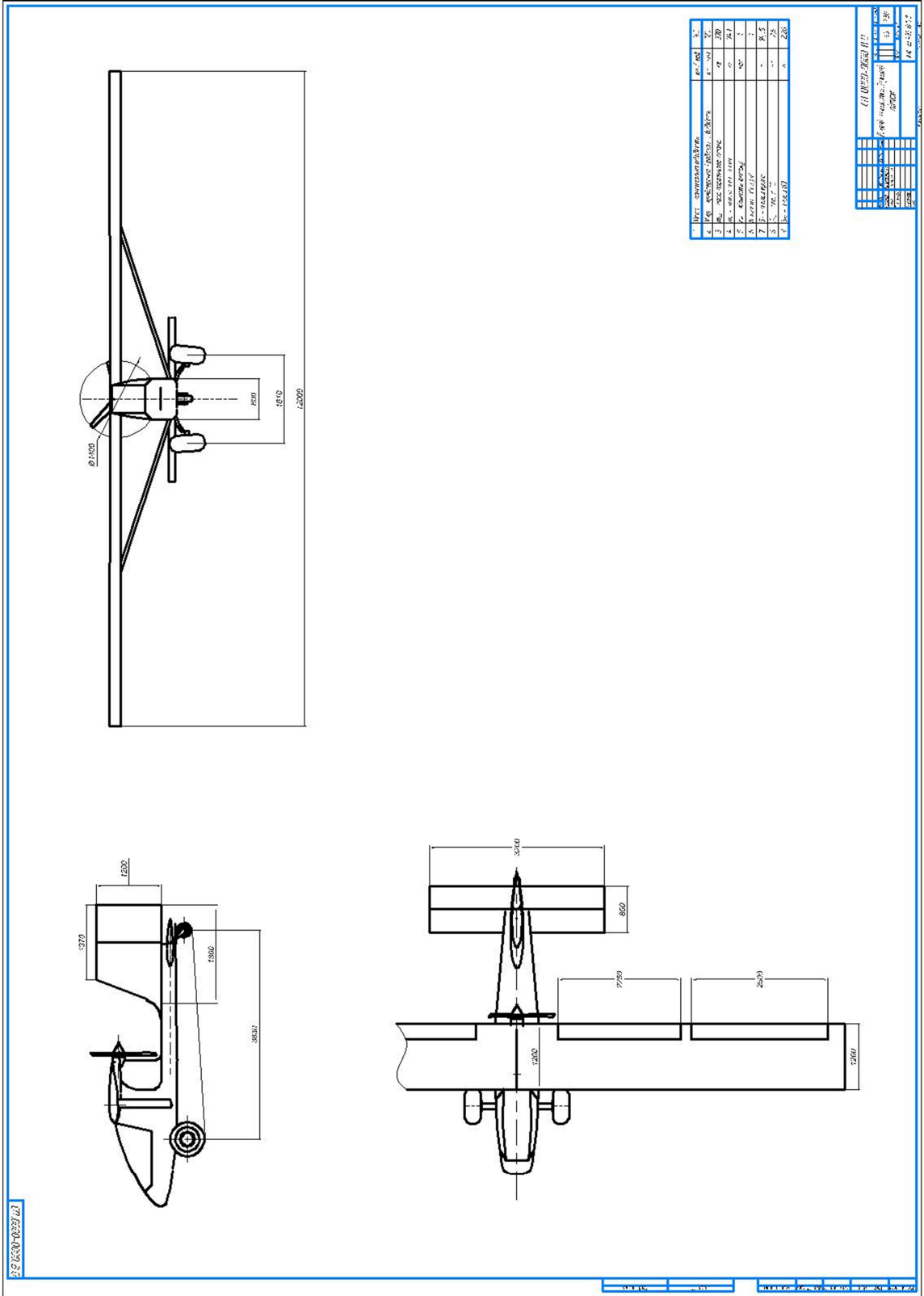
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Розробка аванпроекта літака: учеб. пособие / А. К. Мялица, Л. А. Малашенко, А. Г. Гребеников, Е. Т. Василевский [и др.]. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского "Харьк. авиац. ин-т", 2010. – 233 с.
2. Расчет, проектирование и постройка сверхлегких самолетов/ П. И. Чумак, В.Ф. Кривокрысенко – Москва: «Патриот», 1991. -239 с.
3. [Електронний ресурс] Режим доступу: <http://www.airwar.ru/>
4. Проектування рухомих частин крила і оперення / Л.А. Малашенко – Учеб. пособие.– Харьков: Нац. Аэрокосм. Ун-т «Харьк. Авиац. Ин-т», 2004. – 70 стр.
5. Наближене визначення основних параметрів літака: навч. посібник з курсу "Загальна будова літаків і агрегатів"/ В. Н. Клименко, А. А. Кобылянский, Л. А. Малашенко. - Х.: ХАИ, 1986. - 40 с.
6. Технологія виробництва літальних апаратів: Курсове проектування / Под. ред. Кононенко В.Г. Киев: Вища школа, 1974 – 224 с.
7. «Обзор рынка 2017-2036» [Електронний ресурс] . Режим доступу: uacrussia.ru/upload/iblock/9f3/9f381b3b71c64fc49e94e91076549c2d.pdf
8. Техніко-економічне обґрунтування конструкцій літаків і двигунів/ Бабушкин А.И., Пильщиков В.А., Резник В.А. и др. Х.: Нац. Аэрокосм. Ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» 2013.
9. Бабушкін А.І. Економіка підприємства Х.: Нац. Аэрокосм. Ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» 2013.

ДОДАТОК А

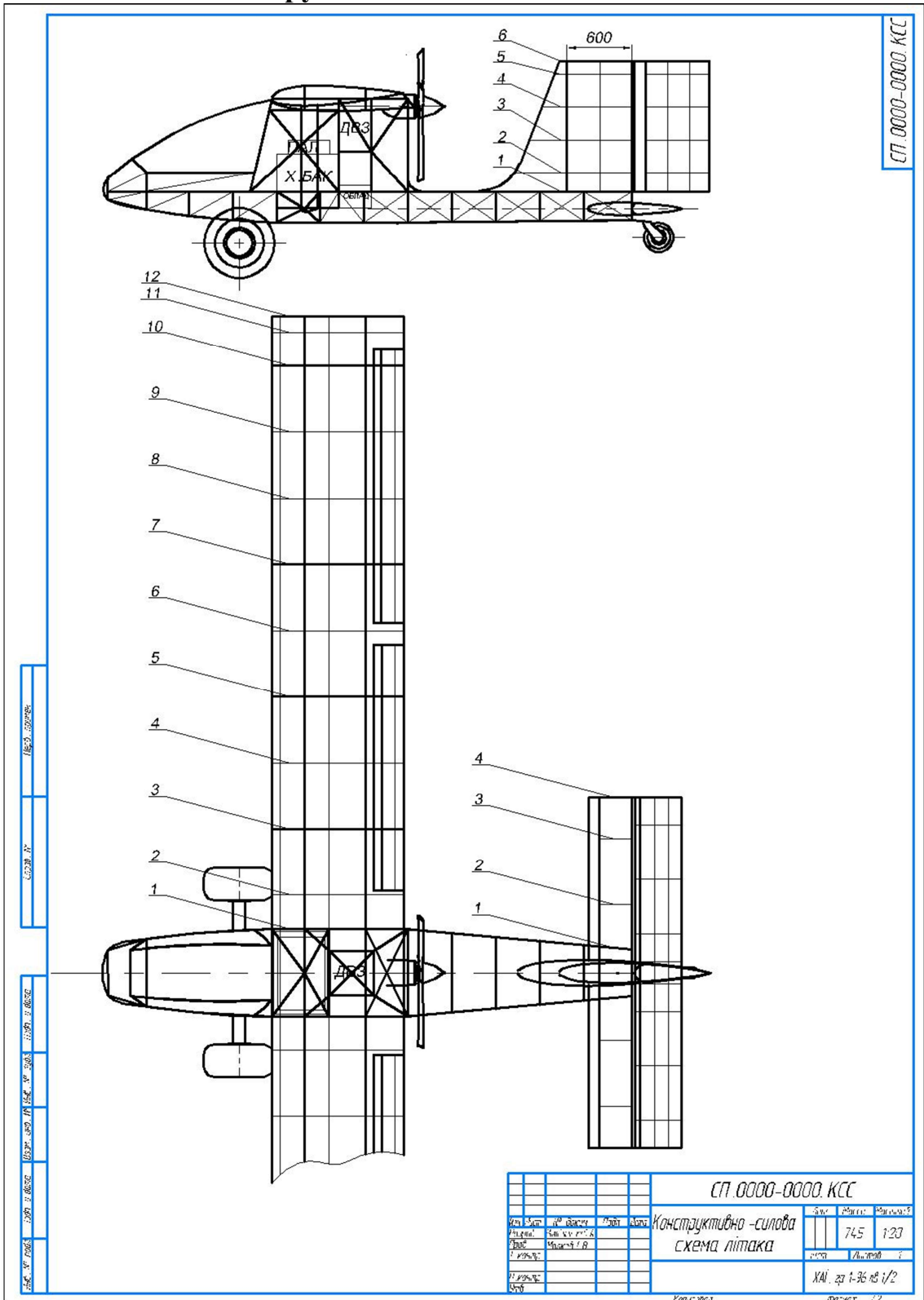
Загальний вид літака

6



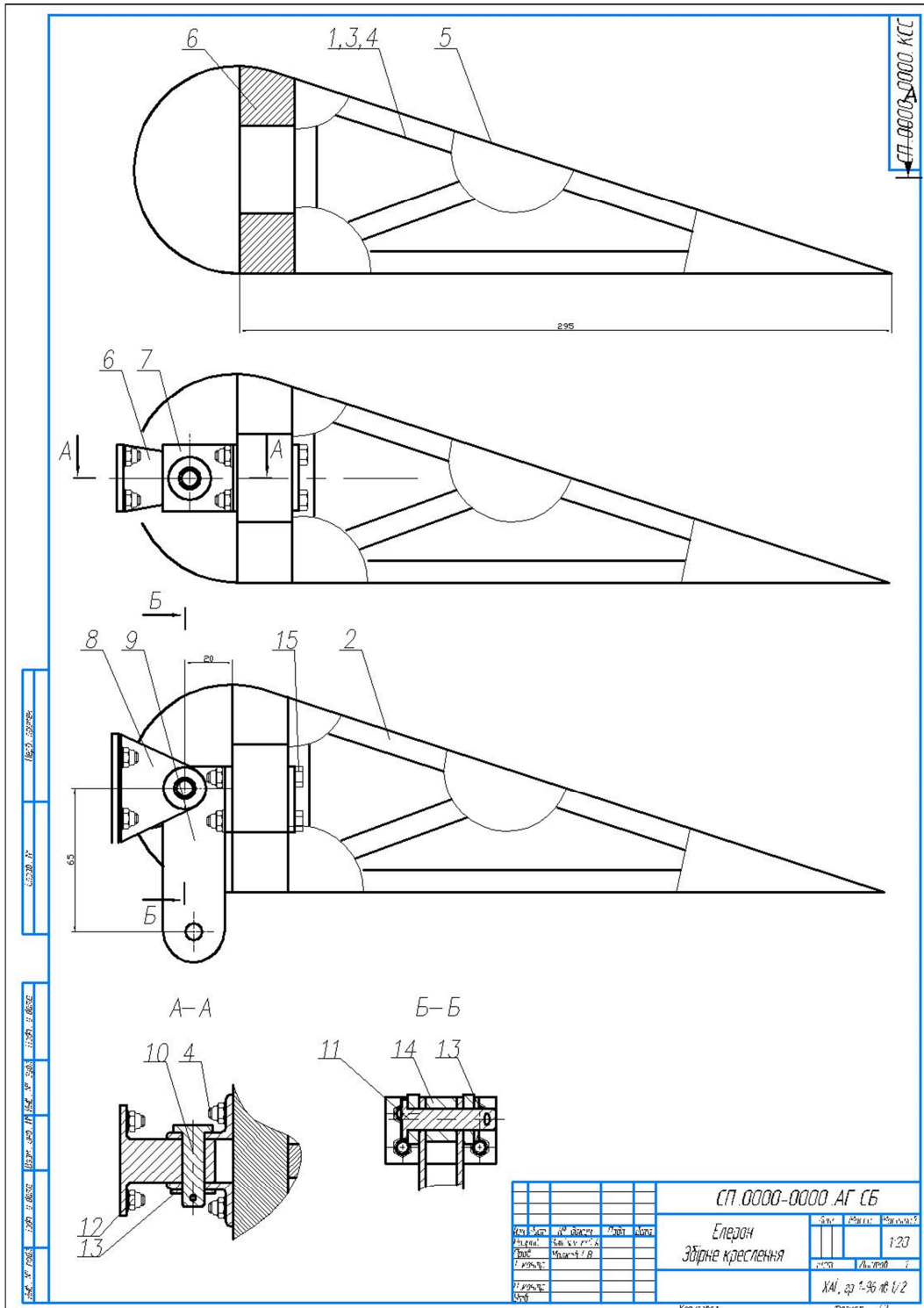
ДОДАТОК Б

Конструктивно-силова схема літака



ДОДАТОК В

Складальне креслення



СП.0000-0000 АГ СБ				
Елестон				
Збирне креслення				
		Лист		1/23
		Квал.		1/2
		Масштаб		1:1
		Дата		12.12.2012
		Вибрано		1/2

ДОДАТОК Г

Специфікація

Формат Зона	Поз.	Обозначение	Наименование	Кол.	Примечание
Лист примен.					
			<u>Документация</u>		
Стор. №	A1	СП. 0000-0000АГ СБ	Елерон		
			<u>Сборочные единицы</u>		
	1	0000-0001СБ	Нервюра №1	1	
	2	0000-0002СБ	Нервюра №2	1	
	3	0000-0003СБ	Нервюра №3	1	
	4	0000-0004СБ	Нервюра №4	1	
	5	0000-0005СБ	Наружна обивка	1	
Лист и дата					
Инд. № дубл.			<u>Детали</u>		
Взам. инд. №	6	0000-0006	Лонжерон	1	
	7	0000-0007	Кронштейн нависки	2	
Лист и дата	8	0000-0008	Кронштейн елерона	2	
Инд. № подл.	0000-0000АГ				
	Изм	Лист	№ докум.	Подп.	Дата
	Разраб.	Михайленко О.А.			
	Проб.	Забонавич В.А.			
Исполн.					
Утв.	Забонавич В.А.				
Елерон			Лит.	Лист	Листов
				1	2
ХАИ					

Копировал

Формат А4

Формат	Зона	Лист	Обозначение	Наименование	Кол	Примечание	
		9	0000-0009	Кранштейн навіски керування	1		
		10	0000-0011	Кранштейн елерона керуючий	1		
		11	0000-0012	Вісь	2		
		12	0000-0013	Вісь	1		
		13	0000-0014	Гайка самоконтрольна	24		
		14	0000-0015	Шайба	3		
		15	0000-0016	Втулка	1		
		16	0000-0017	Болт	24		
		0000-0000AГ				/Лист	
		2					

Маб. № лист
 Подп. и дата
 Взам. инв. №
 Инв. № дубл.
 Подп. и дата