

# **ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА**

**до дипломного проекту**

**на тему: «Легкий багатоцільовий літак. Силова установка»**

**Київ 2023**

## ЗМІСТ

<b>ВСТУП</b> .....	9
<b>РОЗДІЛ 1. ОГЛЯД ТА АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ ДЛЯ ЛІТАКІВ ЛЕГКОГО КЛАСУ</b> .....	11
<b>1.1 Поршневі двигуни</b> .....	11
<b>1.2. Турбогвинтові двигуни</b> .....	13
<b>1.3. Електричні силові установки</b> .....	15
<b>1.4. Огляд силових установок літаків-аналогів проекту</b> .....	22
<b>1.5. Висновок до розділу</b> .....	38
<b>РОЗДІЛ 2. РОЗРАХУНОК ПОТРІБНОЇ ЕНЕРГООСНАЩЕНОСТІ</b> .....	39
<b>2.1. Розрахунок енергооснащеності на режимі крейсерського польоту</b>	39
<b>2.2. Розрахунок енергооснащеності для забезпечення даної довжини розбігу</b> .....	40
<b>2.3. Розрахунок потужності двигуна</b> .....	41
<b>2.4. Висновок до розділу</b> .....	42
<b>РОЗДІЛ 3. ВИБІР ТИПУ ДВИГУНА ДЛЯ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ ЛІТАКА</b> .....	43
<b>3.1. Вибір двигуна для проекту</b> .....	43
<b>3.2. Висновок до розділу</b> .....	46
<b>РОЗДІЛ 4. РОЗРАХУНОК ПОВІТРЯНОГО ГВИНТА</b> .....	47
<b>4.1. Класифікація повітряних гвинтів</b> .....	47
<b>4.2. Розрахунок основних параметрів повітряного гвинта</b> .....	48
<b>4.2. Підбір повітряного гвинта</b> .....	50
<b>4.3. Висновок до розділу</b> .....	51
<b>РОЗДІЛ 5. ПРОЕКТУВАННЯ МОТОРНОЇ РАМИ</b> .....	52
<b>5.1. Види моторних рам</b> .....	52
<b>5.2. Проектування та розрахунок моторної рами симетричного типу</b> ..	53
<b>5.3. Висновок до розділу</b> .....	58
<b>ВИСНОВОК</b> .....	59
<b>СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ</b> .....	60

## **Анотація**

Метою даної роботи є проектування силової установки для легкого багатоцільового літака нормальної категорії.

У дипломному проекті представлені результати проектування силової установки, а саме результати розрахунків потрібної енергооснащеності, підбір двигуна, вибір повітряного гвинта та проектування моторної рами.

В процесі виконання роботи використано програмне забезпечення: Autocad для 2D-проектування, побудови схем; Creo Parametric та Fusion 360 для 3D-проектування; EXCEL та Mathcad - для здійснення розрахунків та побудови графіків; FrameWork3D – для розрахунку міцності ферменної моторної рами.

Пояснювальна записка до дипломного проекту містить 57 сторінок, 37 рисунків, 10 таблиць та 15 бібліографічних джерел.

Ключові слова: літак, багатоцільовий, силова установка, двигун, мотор, турбогвинтовий, повітряний гвинт, моторна рама.

## **Abstract**

The purpose of this work is to design a power plant for a light multipurpose aircraft of normal category.

The diploma project presents the results of power plant design: the results of calculations of the required power equipment, engine selection, propeller selection and engine frame design.

In the process of work, the following software was used: Autocad for 2D design, construction of diagrams; Creo Parametric and Fusion 360 for 3D design; EXCEL and Mathcad - for calculations and graphing; FrameWork3D - for calculating the strength of the truss motor frame.

The explanatory note to the diploma project contains 57 pages, 37 figures, 10 tables and 15 bibliographic sources.

Key words: aircraft, multi-purpose, power plant, engine, motor, turboprop, propeller, motor frame.

## ВСТУП

З моменту появи реактивних двигунів об'єм промисловості повітряного транспорту подвоювався кожні 20 років, що є найвищим показником у транспортному секторі, і очікується, що зростання продовжуватиметься в аналогічному темпі або навіть більше у наступні роки.

Крім традиційних комерційних авіап перевезень, чимало зростає попит на спеціалізовані авіаційні послуги. Даний сектор ринку з легкістю може заповнити багатоцільова авіація, яка здатна задовольнити різноманітні потреби сучасного суспільства. Дані літаки розроблені таким чином, щоб бути універсальними і пристосованими до різних місій - від пошуково-рятувальних робіт до пожежогасіння, від вантажних та комерційних перевезень до аерофотозйомки, від військових операцій до гуманітарної допомоги. Вони оснащені технологіями та функціями, які дозволяють їм працювати в різних умовах, від різноманітних погодних умов до віддалених і важкодоступних місць. Багатоцільова авіація пропонує гнучкі та економічно ефективні рішення для широкого спектру застосувань і стала важливим інструментом для багатьох галузей промисловості, організацій та урядів по всьому світу.

Ключовою перевагою багатоцільової авіації є її здатність забезпечити швидке та ефективне реагування на надзвичайні ситуації та катастрофи. Будь то проведення пошуково-рятувальних операцій, надання послуг з медичної евакуації або доставка гуманітарної допомоги в райони, що постраждали від стихійного лиха, багатоцільові літаки мають вирішальне значення для забезпечення своєчасного та ефективного реагування на критичні ситуації. Вони також використовуються для пожежогасіння, допомагаючи контролювати і гасити лісові пожежі, які можуть становити загрозу життю і майну.

Крім реагування на надзвичайні ситуації, багатоцільові літаки також використовуються для широкого спектру комерційних цілей. Вони зазвичай використовуються для вантажних перевезень, забезпечуючи швидке і ефективне переміщення товарів і продуктів на великі відстані. Також

використовуються для аерофотозйомки і топографічної зйомки, надаючи зображення з високою роздільною здатністю і дані, які можуть бути використані в різних галузях, таких як сільське господарство, будівництво і гірничодобувна промисловість.

Загалом, багатоцільова авіація - це швидко зростаюча і динамічна галузь, в якій постійно з'являються нові технології і можливості.

Метою дипломного проекту є створення легкого багатоцільового літака для перевезень пасажирів або вантажу та вибір потрібної силової установки для нього. Конкретно проектування літака розбите на декілька ключових пунктів та розподілено між чотирма студентами:

- Загальне проектування літака та аеродинамічний розрахунок
- Конструкція планера та загальне компоновання
- Силова установка
- Шасі

Ціллю даного дипломного проекту є підбір двигуна потрібного енергооснащення та під конкретний спектр задач літака, розрахунок повітряного гвинта та моторної рами.

# РОЗДІЛ 1. ОГЛЯД ТА АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ ДЛЯ ЛІТАКІВ ЛЕГКОГО КЛАСУ

Для легких літальних апаратів зазвичай використовують поршневі, турбогвинтові, електродвигуни. Також на даний час набирають популярності так звані гібридні силові системи з використанням газотурбінних установок в комбінації з електродвигунами.

## 1.1 Поршневі двигуни

**Поршковий двигун** - це тепловий двигун, який використовує один або більше поршнів, що обертаються, для перетворення високої температури та високого тиску в обертовий рух.

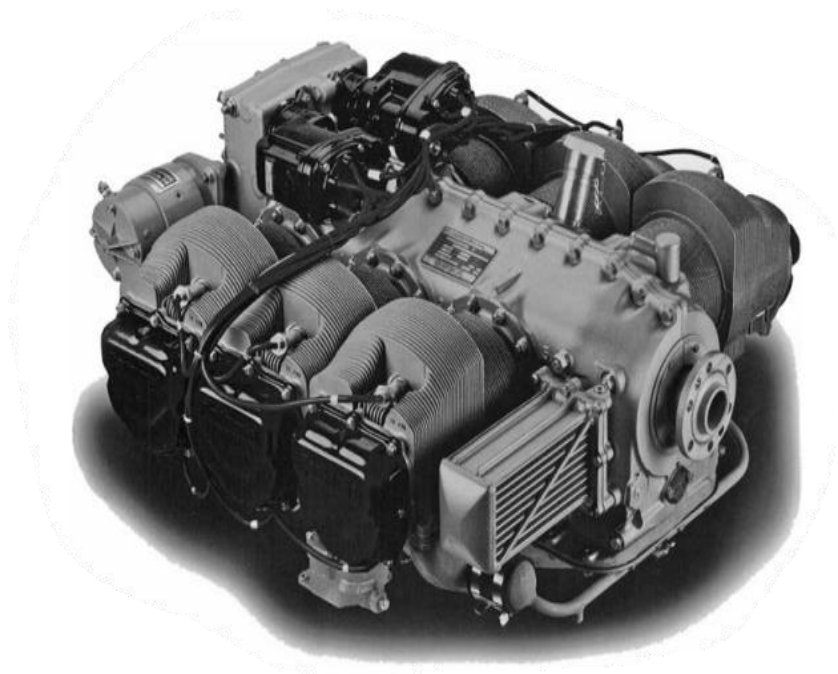


Рис.1.1.1 Авіаційний поршковий двигун Continental Motors 400 series

За конструктивними ознаками можна класифікувати на:

- За способом введення палива в циліндри: карбюраторні та інжекторні.
- За способом зв'язку з повітряним гвинтом: пряма або через редуктор.

- За способом подачі повітря: нормальна, з нагнітачем, з турбокомпресором.
- За способом охолодження: повітряне або рідинне.
- За розташуванням циліндрів: радіальні (Рис.1.1.2,а), рядні (Рис.1.1.2,б,в), опозитні (Рис.1.1.2,г), V-подібні (Рис.1.1.2,г,д) та інші.
- За кількістю циліндрів.

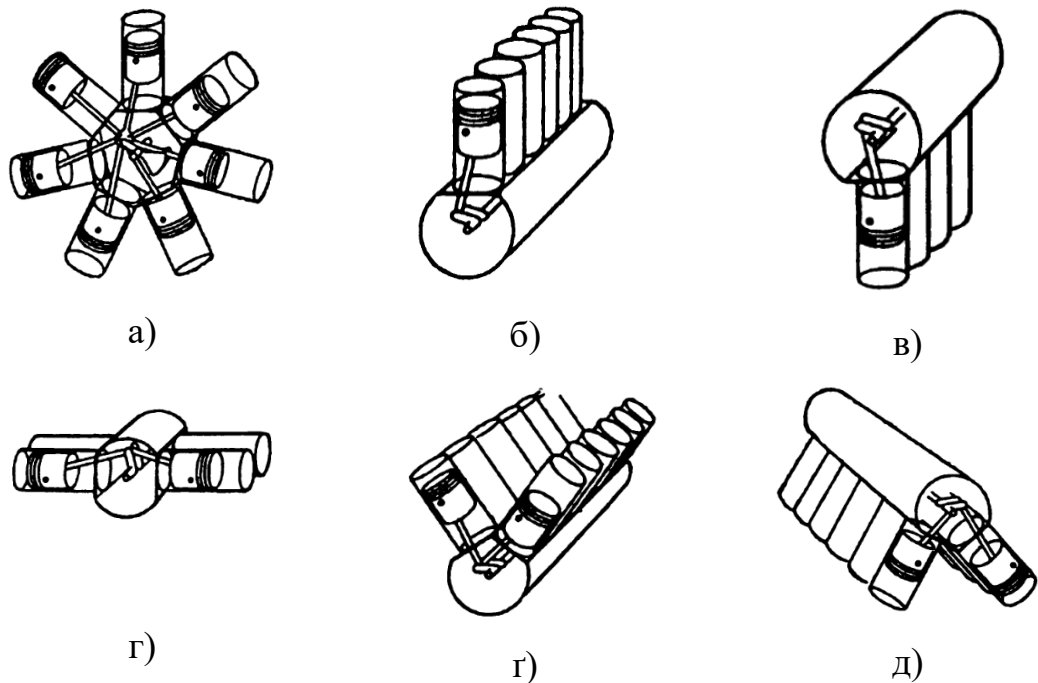


Рис.1.1.2 Види за розташуванням циліндрів

Перевагами поршневого авіаційного двигуна відносно турбогвинтового є:

- Нижча питома витрата палива за тягою
- Нижча вартість придбання
- Легше технічне обслуговування з точки зору складності механізму двигуна
- Широка доступність палива, можливість деяких двигунів використовувати бензинове пальне
- Менший параметр  $\frac{cost}{TBO}$  (*time between overhauls* (час між капітальними ремонтами))



Недоліками є:

- Велика маса та габарити
- Дорожча вартість ТО
- Вартість палива для поршневого двигуна більша, ніж авіаційного керосина для турбогвинтових.

Для радіального двигуна характерно здебільшого повітряне охолодження набігаючим потоком, короткий колінчастий вал від циліндрів до повітряного гвинта. Головним недоліком є великий опір від набігаючого потоку на двигун.

В той час рядний двигун має здебільшого рідинне охолодження і не створює додаткового опору.

## 1.2. Турбогвинтові двигуни

**Турбогвинтовий двигун** - належить до класу газотурбінних, які розроблялися на заміну турбореактивних для зменшення використання палива при тому збереження невеликих габаритів, на відміну від поршневих двигунів. В результаті їх стали широко використовуватися в авіації.

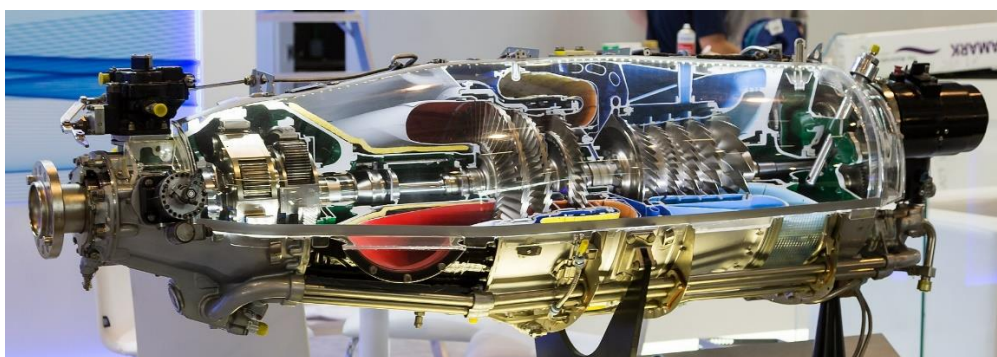


Рис.1.2.1. Турбогвинтовий двигун Pratt & Whitney Canada PT6

До конструкції зазвичай входить:

- редуктор;
- повітряний гвинт;

- камера згоряння;
- компресор;
- сопло.

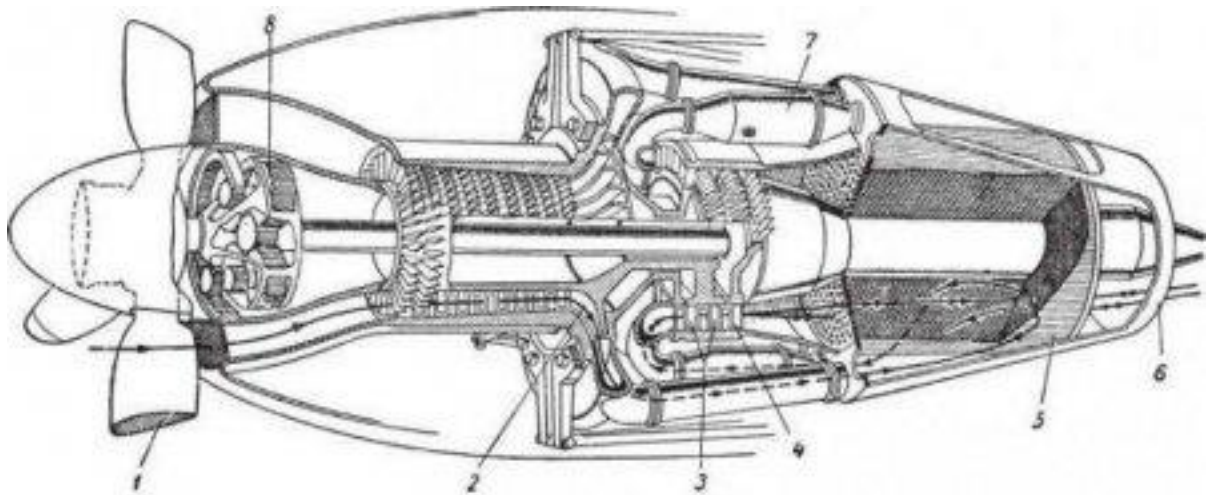


Рис.1.2.2. Схема турбогвинтового двигуна з комбінованим компресором  
 1 – повітряний гвинт; 2 – комбінований компресор; 3 – двохступінчаста турбіна привода компресора; 4 – одноступінчаста турбіна привода компресора; 5 – регенератор; 6 – сопло; 7 – камера згоряння; 8 – редуктор.

#### Переваги:

- Високий Power/weight ratio
- Висока надійність та безпека
- Менше падіння тяги зі збільшенням висоти та швидкості, ніж у поршневих двигунів
- Компактність та невелика маса
- Авіаційний керосин є значно дешевше бензина

#### Недоліки:

- Слабким місцем конструкції є редуктор
- Висока вартість придбання
- Більший *TBO*, але важке технічне обслуговування

### 1.3. Електричні силові установки

**Електрична силова установка (електродвигун)** - це складний комплекс різноманітних агрегатів, серед яких безпосередньо двигун це лише одна з багатьох частин електричної силової установки. Вона складається також з енергоячейки, силова та керуюча електроніка, розподільчі вузли, система охолодження тощо.



Рис.1.3.1. Авіаційний електромотор виробництва компанії Siemens

Також сьогодні широко розвиваються технології використання електричних силових установок разом з газотурбінними. За допомогою такої комбінації здавалось різних за принципами, за механічною частиною технологій вдається отримати переваги обох. В той же час комбінуються і їхні недоліки, а також можуть з'явитися і нові. Однак з широкою популяризацією даної комбінованої технології можна зробити висновок, що для конкретних певних задач, плюсів все ж отримуємо більше, ніж мінусів.

Таким чином можемо поділити еАрхітектуру на 3 види:

- Турбо-електрична - газотурбінний двигун з'єднується з генератором, який продукує електроенергію, яка надалі живить електродвигун. В цьому типі акумулятори, батареї не використовуються.
- Гібридна - використовуються і газотурбінні двигуни, і акумулятори для живлення. В свою чергу поділяються ще на підвиди в залежності від схеми підключення.
- Повністю електрична - живлення йде тільки від енергоячеськ.

Розглянемо детальніше кожен з видів.

**Турбо-електрична** - штраф ефективності в порівнянні з прямим використанням газотурбінного двигуна дорівнює приблизно 10%. Однак спостерігати переваги даної комбінації можна в синергії при використанні методів інтеграції двигуна/планера, це Distributed Propulsion та Boundary Layer Ingestion. Оскільки єдиною роллю газотурбінного двигуна є виробництво електроенергії, ця конфігурація найкраще підходить для DP, де вироблена потужність може розподілятися на кілька електродвигунів. Цей підхід призводить до збільшення effective Bypass ratio (BPR) із відповідним зниженням коефіцієнта тиску вентилятора. Підвищення BPR підвищує пропульсивну ефективність. У поєднанні з BLI рушійна ефективність підвищується завдяки зменшенню опору, спричиненого планером та двигуном.

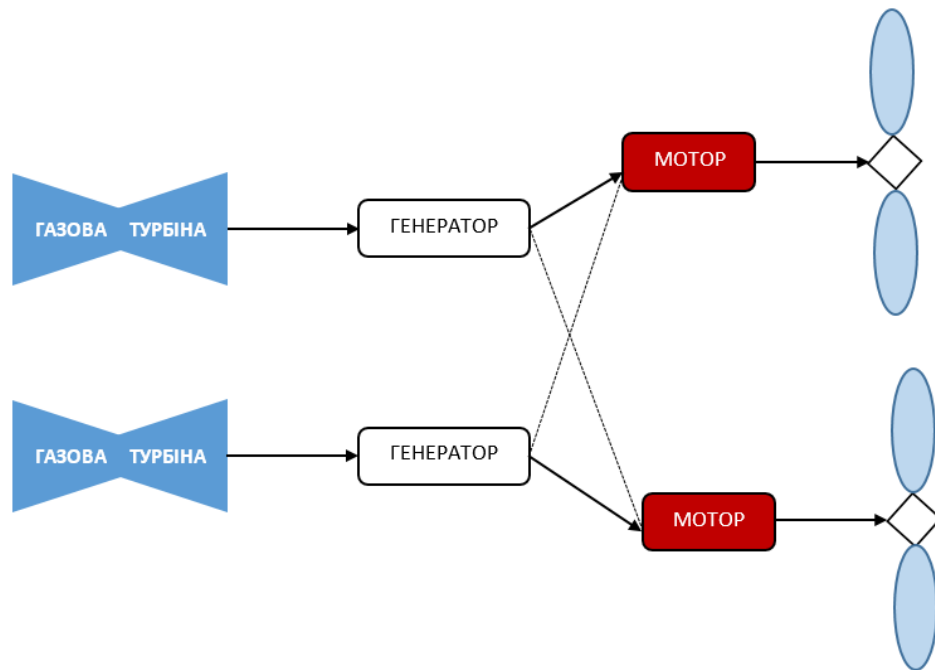


Рис.1.3.2. Схема турбо-електричної конфігурації

Концепція, що лежить в основі **гібридної** конфігурації, полягає в тому, щоб скористатися перевагами синергії між двома технологіями шляхом спільного використання газотурбінного двигуна(ГТД) та електродвигуна(ЕМ), зокрема energy density (щільності енергії) ГТД і ефективності ЕМ. Малі літаки можуть отримати вигоду за рахунок зменшення спалювання палива, викидів і збільшення дальності.

Розглядаються два типи гібридних конфігурацій: послідовно-гібридні та паралельно-гібридні конфігурації.

### **Послідовно-гібридна**

У послідовно-гібридній конфігурації газова турбіна відокремлена від пропеллера, а карданний вал приводиться в рух тільки електродвигуном. Ця система схожа на турбо-електричну архітектуру, за винятком того, що батарея зберігає енергію та сприяє руху.

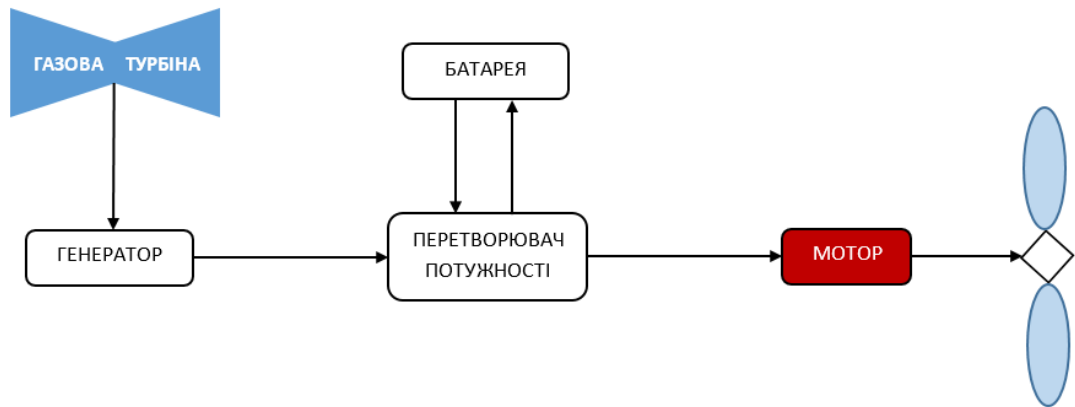


Рис.1.3.2. Схема послідовно-гібридної конфігурації

Оскільки між пропелером і газовою турбіною немає прямого зв'язку, газова турбіна може працювати в оптимальних робочих умовах на всіх етапах польоту, що призводить до значного зменшення спалювання палива порівняно з паралельно-гібридною конфігурацією. Крім того, ця конфігурація проста, забезпечує більшу гнучкість у розташуванні турбіни та вимагає менше місця. Однак потреба в генераторі на додаток до батареї в цій конфігурації означає, що вона важча, ніж турбо-електрична та паралельно-гібридна конфігурації.

Також, аналізуючи фактор гібридизації таких систем, доведено, що послідовні системи страждають від втрат потужності порівняно з паралельними через використання перетворювачів енергії для перетворення вихідної потужності генератора перед подачею електроенергії на двигун. Цей процес призводить до значного зниження ефективності. Крім того у цій конфігурації немає резервування в разі відмови електромотора.

Основна перевага архітектури послідовної полягає в тому, що газова турбіна не має механічного зв'язку з генерацією тяги, і тому може постійно працювати з найкращою робочою потужністю та швидкістю. Крім того, простота концепції забезпечує легке керування силовою установкою. Недоліком є те, що електромотор повинен забезпечувати всю потужність рушійної сили сам, тому його потрібно вказати для максимальної потужності, через що збільшується його маса. Послідовна конфігурація підходить для застосування з високим крутним моментом і низькою швидкістю, але менш

ефективна, ніж паралельна. Для цього також потрібні більші батареї та потужніша електроніка, тобто збільшується маса та об'єм силової установки в цілому.

### Паралельно-гібридна

У паралельно-гібридній конфігурації газотурбінний двигун і електродвигун з'єднані через механічну муфту з пропелером, що дозволяє обом силовим агрегатам одночасно або окремо створювати та передавати енергію. Ця конфігурація спричиняє додаткову механічну складність, і двигуни не працюють на постійній максимальній ефективній швидкості, що призводить до більшого спалювання палива. Тому одні вважають паралельно-гібридну менш ефективною, ніж послідовну архітектуру.

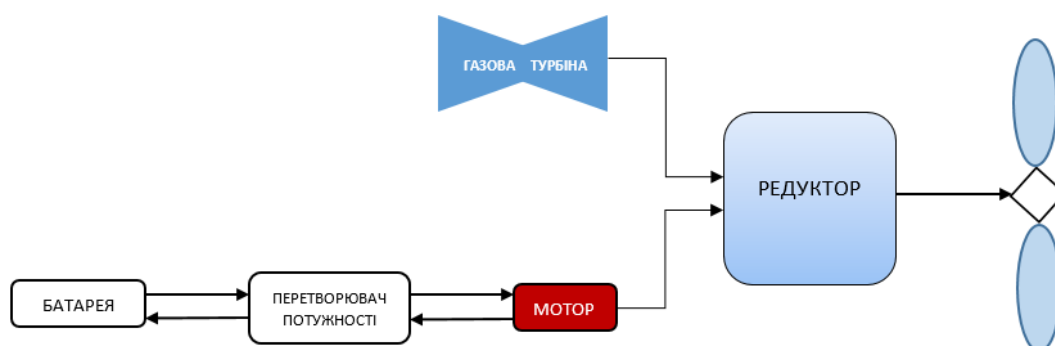


Рис.1.3.2. Схема паралельно-гібридної конфігурації

Перевагою даної конфігурації є те, що можна досягти зменшення ваги за рахунок зменшення масштабу електродвигуна або газової турбіни та збереження тієї самої продуктивності. Порівнюючи послідовну та паралельно-гібридну конфігурації, також існує думка, що кращою є паралельно-гібридна конфігурація через зменшення загальної маси та ваги палива.

Крім того, коли літальний апарат працює на режимі газової турбіни, електродвигун може виконувати роль генератора, який заряджає батарею. Також зменшуються втрати потужності через перетворення енергії, оскільки ця конфігурація не потребує перетворювачів на газовій турбіні.

Недоліками паралельно-гібридної конфігурації є додаткова маса за рахунок механічного зчеплення та потреба у більш складній системі керування силовою установкою. Крім того, робота газотурбінного двигуна може бути менш оптимальною на різних етапах польоту, ніж у послідовній конфігурації, оскільки він бере участь у створенні тяги.

### **Повністю електрична**

Повністю електрична конфігурація літака є найпростішою з усіх електричних архітектур з точки зору компонування. Єдиним джерелом живлення в цій архітектурі є акумуляторна батарея, підключена безпосередньо до електродвигуна через систему керування живленням, яка приводить в рух пропеллер.

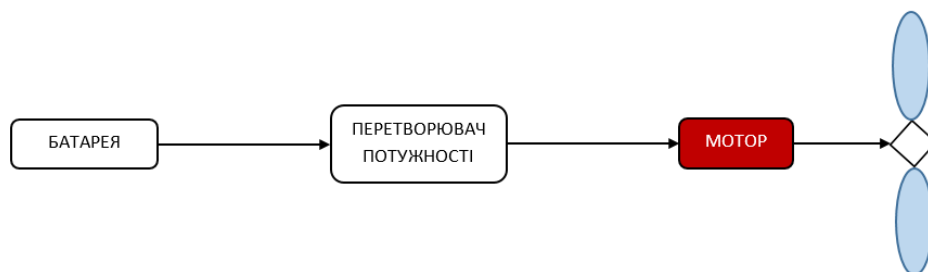


Рис.1.3.2. Схема повністю електричної конфігурації

На відміну від гібридних архітектур, ця конфігурація не дозволяє заряджати батареї під час польоту, тому батареї потрібно заряджати на землі перед будь-яким польотом. Незважаючи на те, що повністю електричні літаки мають багато переваг, включаючи нульовий рівень викидів, низький рівень шуму та зниження експлуатаційних витрат, технологія батареї не досягла достатньої зрілості, щоб дозволити долати ті самі відстані, що й літаки, з традиційними силовими установками. Це обмежує поточні конструкції електричних літальних апаратів до легких літаків і малої відстані.

Повністю електричний двигун наразі придатний для широкого спектру літальних апаратів. Це включає в себе літаки з вертикальним зльотом і посадкою (eVTOL), модернізацію силових агрегатів звичайних літаків з



нерухомим крилом і нові концепції літаків з нерухомим крилом з використанням електродвигунів.

У той час як турбо-електричні та гібридні конфігурації літаків зменшують викиди CO<sub>2</sub> на частку, повністю електрична конфігурація усуває викиди CO<sub>2</sub> разом із парниковими газами, такими як NO<sub>x</sub> і водяна пара, що робить її найбільш екологічною формою технології, яка здатна забезпечити нульові викиди під час польоту.

Хоча архітектури, що працюють від акумуляторів, включаючи гібридні та повністю електричні системи, можуть значно зменшити викиди, пов'язані з авіацією, чистий ефект CO<sub>2</sub> значною мірою залежатиме від джерела електроенергії, яке використовується для заряджання акумуляторів. Згідно з World Energy Data, виробництво чистої енергії становить 38% світового енергетичного балансу. Це означає, що електричні літаки будуть більш ніж на 30% чистішими протягом свого життєвого циклу, враховуючи нинішні рівні генерації енергії.

#### 1.4. Огляд силових установок літаків-аналогів проекту

**Cessna Skymaster** - це американський двомоторний літак багатоцільового призначення, розроблений та виготовлений спільно компаніями "Cessna" та "Reims Aviation" побудований у конфігурації "push-pull".



Рис.1.4.1. Військовий варіант O-2 Skymaster

На літаку Cessna 337D Skymaster встановлені два шестициліндрові поршневі двигуни Continental IO-360-C інжекторного типу впрыскування палива та з повітряним охолодженням. Кожен з них має по 210 к.с. або 160 кВт потужності. Його двигуни встановлені в носовій і задній частинах фюзеляжу та працюють в різних конфігураціях, один в штовхаючій, другий - тягучій. Саму тягу створює 2-лопатевий пропеллер McCauley постійної швидкості.



Рис.1.4.2. Continental IO-360-C

Наземне обслуговування силової установки вимагає певної уваги та певних процедур. Задній двигун схильний до перегріву і може заглохнути під час руління в дуже спекотні дні.

Технічні характеристики **Cessna Skymaster** з **Continental IO-360-C** наведені в Табл. 1.4.1.

Табл.1.4.1.

Загальні характеристики	
Кількість екіпажу, шт	1
Кількість пасажирів, шт	5
Геометричні характеристики	
Довжина, м	9.07
Висота, м	2.84
Розмах крила, м	11.81
Площа крила, м <sup>2</sup>	18.7

Масові характеристики	
Маса пустого, кг	1204
Маса корисного навантаження, кг	-
Маса злітна, кг	1996
Льотні характеристики	
Крейсерська швидкість польоту, км/год	232
Максимальна швидкість польоту, км/год	320
Дистанція польоту, км	1553
Характеристики силової установки	
Назва двигуна	Continental IO-360-C
Кількість двигунів, шт	2
Вага двигуна, кг	151.8
Тип двигуна	Поршневий
Кількість циліндрів, шт	6
Тип охолодження	Повітряний
Потужність, к.с./кВт	210/160
Power-to-weight ratio, кВт/кг	1.054
Compression ratio	8.5:1

**Cessna 172 Skyhawk** - американський чотиримісний одномоторний літак в конфігурації високоплан, виготовлений компанією Cessna. За довговічністю та популярністю Cessna 172 є найуспішнішим літаком в історії. Cessna поставила першу серійну модель у 1956 році, а станом на 2015 рік компанія та її партнери виготовили понад 44 000 одиниць. Він залишається у виробництві і до сьогодні.



Рис.1.4.3. Cessna 172 Skyhawk

Літак оснащений одним чотирьохциліндровим поршневим двигуном Lycoming O-360-L2A з інжекторним впорскуванням палива. Потужність його становить 160 к.с. або 120 кВт.

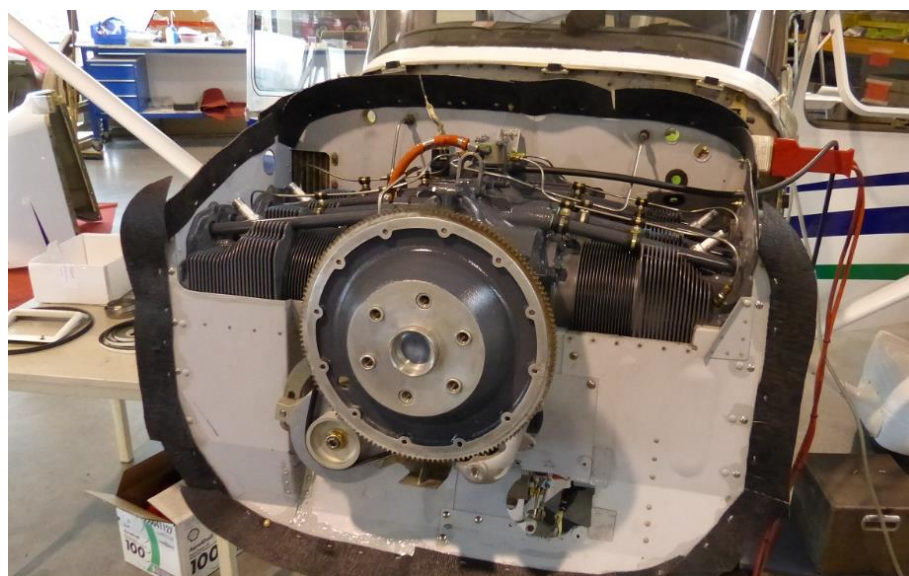


Рис.1.4.4. Lycoming O-360-L2A

Технічні характеристики Cessna 172 Skyhawk(172R) з Lycoming O-360-L2A наведені в Табл.1.4.2.

Табл.1.4.2

Загальні характеристики	
Кількість екіпажу, шт	1
Кількість пасажирів, шт	3
Геометричні характеристики	
Довжина, м	8.28
Висота, м	2.72
Розмах крила, м	11.00
Площа крила, м <sup>2</sup>	16.2
Масові характеристики	
Маса пустого, кг	767
Маса корисного навантаження, кг	-
Маса злітна, кг	1111
Льотні характеристики	
Крейсерська швидкість польоту, км/год	226
Максимальна швидкість польоту, км/год	302
Дистанція польоту, км	1289

Характеристики силової установки	
Назва двигуна	Lycoming O-360-L2A
Кількість двигунів, шт	1
Вага двигуна, кг	117
Тип двигуна	Поршневий
Кількість циліндрів, шт	4
Тип охолодження	Повітряний
Потужність, к.с./кВт	160/120
Power-to-weight ratio, кВт/кг	1.026
Compression ratio	8.5:1

**De Havilland Canada DHC-2 Beaver** — це одномоторний літак короткого зльоту та посадки з конфігурацією високоплан, розроблений і виготовлений компанією de Havilland Canada. В основному використовувався для вантажопасажирських перевезень, авіахімічних робіт, в експедиціях, пошуково-рятувальних операціях, а також у ВПС різних країн як легкий універсальний транспорт. Понад 1 600 літаків було побудовано до закінчення виробництва у 1967 р., і навіть в даний час попит на ці літаки досить високий. Справедливо вважається одним з найбільш вдалих в світі літаків для експлуатації на неосвоєних територіях.



Рис.1.4.5. DHC-2 Beaver

Перші DHC-2 Beaver були оснащені одним радіальним двигуном Pratt & Whitney R-985 Wasp Junior потужністю 450 к.с. Щоб забезпечити необхідний баланс ваги для оптимальної гнучкості завантаження, двигун був встановлений якомога далі назад, що призвело до того, що елементи вторглися в простір кабіни, наприклад масляний бак, розташований у центральній консолі між ногами пілота та другого пілота, і основний паливний бак у передній частині літака, що також покращує доступність для поповнення.



Рис.1.4.6. Pratt & Whitney R-985 Wasp Junior



Технічні характеристики **DHC-2 Beaver з Pratt & Whitney R-985 Wasp Jr. SB** наведені в Табл.1.4.3.

Табл.1.4.3.

Загальні характеристики	
Кількість екіпажу, шт	1
Кількість пасажирів, шт	6
Геометричні характеристики	
Довжина, м	9.22
Висота, м	2.74
Розмах крила, м	16.63
Площа крила, м <sup>2</sup>	23
Масові характеристики	
Маса пустого, кг	1361
Маса корисного навантаження, кг	953
Маса злітна, кг	2314
Льотні характеристики	
Крейсерська швидкість польоту, км/год	230
Максимальна швидкість польоту, км/год	255
Дистанція польоту, км	732

Характеристики силової установки	
Назва двигуна	Pratt & Whitney R-985 Wasp Jr. SB
Кількість двигунів, шт	1
Вага двигуна, кг	290
Тип двигуна	Поршневий
Кількість циліндрів, шт	9
Тип охолодження	Повітряний
Потужність, к.с./кВт	450/340
Power-to-weight ratio, кВт/кг	1.172
Compression ratio	6.0 :1

Сучасна модифікація даного літака – DHC-2T Turbo Beaver – оснащена турбогвинтовим двигуном Pratt & Whitney Canada PT6A-27/-28/-34 від компанії Pratt & Whitney Canada потужністю 680 к.с. Дана турбіна є однією з найпопулярніших серед двигунів даного типу, через її здатність холодного запуску, плавну роботу, швидку та економічну експлуатацію, перевірену безпеку та високу надійність. А широка мережа сервісного обслуговування робить можливе технічне обслуговування майже в будь-якій точці світу.



Рис.1.4.7. DHC-2T Turbo Beaver

Технічні характеристики **DHC-2 Beaver з Pratt & Whitney Canada PT6A-27/28/34** наведені в Табл.1.4.4

Табл.1.4.4

Загальні характеристики	
Кількість екіпажу, шт	1
Кількість пасажирів, шт	8 (опціонально 10)
Геометричні характеристики	
Довжина, м	10.74
Висота, м	3.35
Розмах крила, м	14.63
Площа крила, м <sup>2</sup>	-

Масові характеристики	
Маса пустого, кг	-
Маса корисного навантаження, кг	-
Маса злітна, кг	2722
Льотні характеристики	
Крейсерська швидкість польоту, км/год	226
Максимальна швидкість польоту, км/год	283
Дистанція польоту, км	972
Характеристики силової установки	
Назва двигуна	Pratt & Whitney Canada PT6A-27/28/34
Кількість двигунів, шт	1
Вага двигуна, кг	143
Тип двигуна	Турбогвинтовий
Потужність, к.с./кВт	680/510
Power-to-weight ratio, кВт/кг	3.566
Compression ratio	6.3 : 1

Незабаром також відбудеться перший політ DHC-2 Beaver з поршнеvim двигуном RED A03 від німецької компанії RED Aircraft GmbH. Цей дванадцятициліндровий двигун має потужність 550 к.с. і повністю

алюмінієвий, він описується як найпотужніший авіаційний поршневий. RED A03 працює на реактивному паливі, спалює на 50% менше палива, ніж аналогічний турбінний двигун, і має концепцію резервування двох циліндрів для підвищення безпеки.



Рис.1.4.8. Двигун RED A03-005 на DHC-2 Beaver

Технічні характеристики **RED A03-005** наведені в Табл.1.4.5.

Табл.1.4.5.

Характеристики силової установки	
Назва двигуна	RED A03
Кількість двигунів, шт	1
Вага двигуна, кг	357
Тип двигуна	Поршковий

Кількість циліндрів, шт	12
Тип охолодження	Рідинний
Потужність, к.с./кВт	550/405
Power-to-weight ratio, кВт/кг	1.135
Compression ratio	-

Також на стадії польотних випробувань знаходиться експериментальна електрична модифікація DCH-2 Beaver. Канадська чартерна авіакомпанія Harbour Air обладнала літак електричним двигуном Magni650 EPU виробництва MagniX потужністю 750-860 к.с. Це перший повністю електричний комерційний літак, який успішно здійснив свій перший політ.

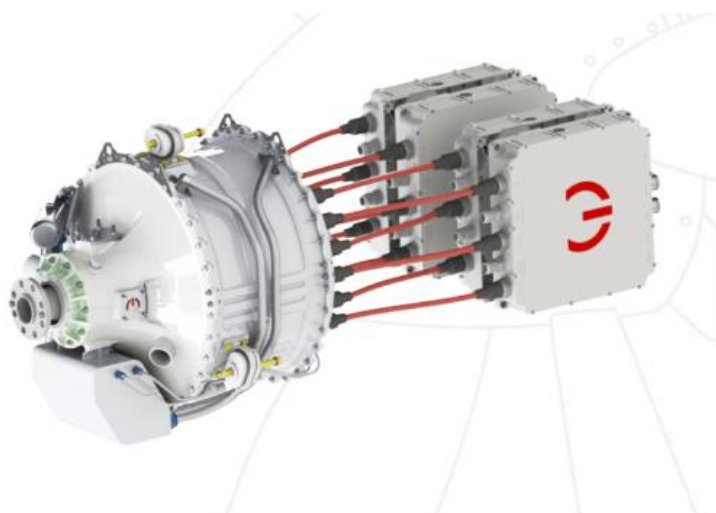


Рис.1.4.9. Електромотор Magni650 EPU з чотирма контроллерами magniDrive 100

Технічні характеристики **Magni650 EPU** наведені в Табл.1.4.6.

Табл.1.4.6.

Характеристики силової установки	
Назва двигуна	Magni650 EPU
Кількість двигунів, шт	1
Вага двигуна, кг	200
Тип двигуна	Електричний
Потужність, к.с./кВт	750–860/560–640
Power-to-weight ratio, кВт/кг	2.8-3.2

**Cessna 208 Caravan** - легкий одномоторний турбогвинтовий літак загального призначення з фіксованим шасі. Випускається компанією «Cessna» з 1984 року у різних модифікаціях: пасажирські, вантажопасажирські, вантажні, літак-амфібія. Окрім двох проектних завдань – перевезення пасажирів та вантажів, випускалися ще й військові модифікації літака.



Рис.1.4.10. Cessna 208 Caravan

Cessna 208 - моноплан із крилом типу високоплан і оснащений одним турбогвинтовим двигуном Pratt & Whitney Canada PT6A-114A потужністю 675 к.с.



Рис.1.4.11. Pratt & Whitney Canada PT6A-114A

Технічні характеристики Cessna 208 Caravan з Pratt & Whitney Canada PT6A-114A наведені в Табл.1.4.7.

Табл.1.4.7.

Загальні характеристики	
Кількість екіпажу, шт	1-2
Кількість пасажирів, шт	9-13
Геометричні характеристики	
Довжина, м	11.46
Висота, м	4.53
Розмах крила, м	15.87



Площа крила, м <sup>2</sup>	25.96
Масові характеристики	
Маса пустого, кг	2145
Маса корисного навантаження, кг	1500
Маса злітна, кг	3629
Льотні характеристики	
Крейсерська швидкість польоту, км/год	344
Максимальна швидкість польоту, км/год	-
Дистанція польоту, км	1982
Характеристики силової установки	
Назва двигуна	Pratt & Whitney Canada PT6A-114A
Кількість двигунів, шт	1
Вага двигуна, кг	163
Тип двигуна	Турбогвинтовий
Потужність, к.с./кВт	675/503
Power-to-weight ratio, кВт/кг	3.086
Compression ratio	6.3 : 1

## **1.5. Висновок до розділу**

В даному розділі було проведено огляд існуючих авіаційних двигунів різних типів, проаналізовано їхні переваги та недоліки. А також проведено збір та аналіз статистичних даних по силовим установкам аналогічних літаків того ж класу, які вже були створені та продемонстрували свої якості в реальній експлуатації;

## РОЗДІЛ 2. РОЗРАХУНОК ПОТРІБНОЇ ЕНЕРГООСНАЩЕНОСТІ

В попередньому розділі ми визначились, що на даний момент найкращим варіантом для проєктованого літака буде турбогвинтовий двигун. Виходячи з цього та отримавши потрібні параметри від колег, а саме аеродинамічні, швидкісні показники та характеристики ЗПС, можемо розрахувати необхідну енергоснащеність літака під час різних етапів польоту.

### 2.1. Розрахунок енергооснащеності на режимі крейсерського польоту

Необхідна енергооснащеність літака з умови забезпечення необхідної, заданої в технічному завданні, крейсерської швидкості на кінцевому етапі набору розрахункової висоти польоту знаходиться за формулою (2.1):

$$N_{зл}^I = \frac{g \cdot V_{кр}}{K_{кр}^{max} \cdot \eta_{гв} \cdot \sqrt{\Delta_H}} = 136.253 \quad [\text{Вт/кг}] \quad (2.1)$$

де:

$$g = 9,81 \text{ [кг} \cdot \text{м/с}^2\text{]};$$

$V_{кр} = 340 \text{ [м/с]}$  – крейсерська швидкість польоту в м/с, задана в ТЗ

$K_{кр}^{max} = 12,48$  – максимальна аеродинамічна досконалість літака для крейсерського режиму польоту, отримана з розрахунку аеродинаміки визначається за графіком залежності  $K(C_y)$  (Рис.2.1.1), необхідно взяти максимальне значення  $K_{max}$ ;

$\eta_{гв} = 0,7 \cdot 0,8$  – к.к.д. повітряного гвинта на режимі крейсерського польоту, беремо 0,8;

$\Delta_H = \rho_H / \rho_0 = 6,01166$  – відносна густина повітря на розрахунковій висоті польоту, береться у довіднику.



Рис.2.1.1. Аеродинамічна досконалість для крейсерського режиму та взльоту-посадки

## 2.2. Розрахунок енергооснащеності для забезпечення даної довжини розбігу

Необхідна енергооснащеність літака з умови забезпечення заданої довжини розбігу знаходиться за формулою (2.2):

$$N_{\text{зл}}^{\text{II}} = \frac{g \cdot V_{\text{відр}}}{\eta_{\text{гв.зл}}} * \left[ \frac{V_{\text{відр}}^2}{2 * g * L_{\text{розб}}} + \frac{1}{3} * \left( 2 * f_{\text{розб}} + \frac{1}{K_{\text{розб}}} \right) \right] \quad [\text{Вт/кг}] \quad (2.2)$$

де:

$$g = 9,81 \quad [\text{кг} \cdot \text{м/с}^2];$$

$$V_{\text{відр}} = 33,33 \quad [\text{м/с}] \text{ – швидкість відриву літака;}$$

$C_{y_{зл}}^{max} = 2,0066$  – максимальне значення коефіцієнта підйомної сили для злітної конфігурації літака, визначається за графіком (Рис.2.1.1) залежності  $C_y(\alpha)$ , необхідно взяти значення  $C_y$  при  $\alpha \approx 6..8^\circ$  на залежності для злітної конфігурації літака);

$\eta_{гв.зл} = 0,45..0,5$  – к.к.д гвинта на зльоті, беремо 0,5;

$f_{розб}$  – коефіцієнт тертя коліс шасі під час розбігу;

$f_{розб} = 0,02$  – для злітно-посадкових смуг (ЗПС) з бетонним покриттям;

$f_{розб} = 0,07$  – для ЗПС з твердим ґрунтовим покриттям;

$f_{розб} = 0,08$  – для ЗПС з трав'яним покриттям;

$K_{розб} = 7,495$  – аеродинамічна досконалість літака під час розбігу визначається за графіком залежності  $K(C_y)$ , необхідно взяти значення  $K$  при  $C_{y_{зл}}^{max}$  ( $C_y$  при  $\alpha \approx 6..8^\circ$ ).

Розрахуємо  $N_{зл}^{II}$  для ЗПС з бетонним покриттям:

$L_{розб} = 350$  [м] – довжина розбігу,

$$N_{зл}^{II} = 143,59 \text{ [Вт/кг]}$$

Розрахуємо  $N_{зл}^{II}$  для ЗПС з ґрунтовим покриттям:

$L_{розб} = 400$  [м] – довжина розбігу,

$$N_{зл}^{II} = 152,165 \text{ [Вт/кг]}$$

### 2.3. Розрахунок потужності двигуна

Обираємо найбільше значення енергооснащеності літака серед розрахованих вище, тоді необхідна злітна потужність одного двигуна буде розрахована за формулою (2.3):

$$N_{ном.дв} = \frac{N_{зл} * m_0^I}{n_{дв}} = 485,41 * 10^3 \text{ [Вт]} \quad (2.3)$$

де:

$m_0^I = 3190$  [кг] – злітна маса літака, розрахована колегами;

$n_{дв} = 1$  – кількість двигунів на літаку.

$$N_{зл} = N_{зл}^{II} = 152,165 \text{ [Вт/кг]}$$

## 2.4. Висновок до розділу

В даному розділі було розраховано необхідне енергооснащення для двох найважливіших режимів польоту – це крейсерський режим та етапи зльоту і посадки. Необхідна потужність двигуна для нашого літака вийшла  $N_{\text{дв}} = 485,4$  кВт. На основі отриманого результату стає можливим здійснити підбір двигуна для силової установки проєктованого літака.

## РОЗДІЛ 3. ВИБІР ТИПУ ДВИГУНА ДЛЯ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ ЛІТАКА

### 3.1. Вибір двигуна для проекту

Під час вибору компоновки двигуна та гвинта потрібно враховувати не тільки вимоги аеродинаміки, а і конструктивні, вагові, технологічні та експлуатаційні фактори.

Для літаків з одним двигуном основний вибір є між силовою установкою з штовхаючим або тянучим гвинтом. Відносно цього буде визначатись розташування самого двигуна. Враховуючи вибрану двохбалкову схему планеру для нашого проекту, було б логічним та найкращим розташування двигуна в задній частині фюзеляжу, це б збільшило ККД гвинта і відповідно його тягу. Однак в проекті позаду фюзеляжу повинна бути рампа для полегшення виконання вантажних операцій, відповідно будемо використовувати силову установку з тянучим гвинтом, яка буде розміщена у носовій частині фюзеляжу. Це також дозволить знизити рівень шуму від повітряного гвинта, адже перед ним не буде ніяких конструктивних елементів, які би збурювали потік повітря і створювали завихрення.

Виходячи з попередніх розрахунків необхідного енергооснащення було проаналізовано існуючі двигуни (Табл.3.1), які задовільняють даний параметр.

Табл.3.1.

Назва двигуна	Тип двигуна	Потужність, кВт	Вага, кг	Потужність
				Вага кВт/кг
Pratt & Whitney Canada PT6A-27	Турбо-гвинтовий	507	153	3.314
Pratt & Whitney Canada PT6A-34	Турбо-гвинтовий	560	154	3.636
Pratt & Whitney Canada PT6A-114A	Турбо-гвинтовий	503	163	3.086

На основі геометричних розмірів літака в першому наближенні, експлуатаційних вимог, зібраних даних про переваги та недоліки силових установок літаків-аналогів та ряд інших параметрів, для даного проекту було обрано двигун Pratt & Whitney Canada PT6A-114A (Рис.3.1), його характеристики показано в Табл.3.2.

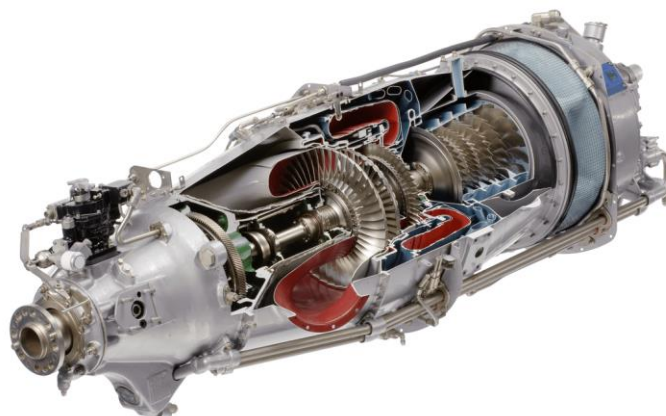


Рис.3.1. Pratt & Whitney Canada PT6A-114A в розрізі.

Табл.3.2.

Назва двигуна	Pratt & Whitney Canada PT6A-114A
Довжина $L_{дв}$ , м	1.6
Діаметр $D_{дв}$ , м	0.48
Вага двигуна $m_{дв}$ , кг	163
Потужність $N_{дв}$ , к.с./кВт	675/503
Потужність/вага, кВт/кг	3.086
Тип палива	Авіаційний керосин
Питома витрата палива $C_{дв}$ , кг/кВт	0.39
Частота обертання вала, об/хв	1900
Ступінь стиснення повітря	6.3 : 1



Даний двигун має високий показник відношення потужності до ваги – 3.086, його питома витрата палива  $C_{дв} = 0,39$  кг/кВт. За багато років використання він довів свою високу надійність, ефективність, легкість в експлуатації та має широку мережу сервісного обслуговування. Згідно з габаритними розмірами двигуна було проведено компонування в носову частину літака (Рис.3.2). Як видно він ідеально вміщується всередині та не буде заважати компонуванню інших елементів.

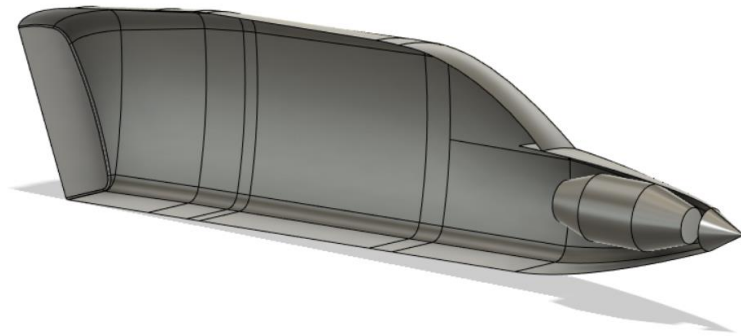


Рис.3.2. Компонування силової установки

### **3.2. Висновок до розділу**

В даному розділі був обраний двигун для силової установки проектованого літака. Ним став - Pratt & Whitney Canada PT6A-114A. Це дає змогу розрахувати параметри повітряного гвинта, здійснити розрахунок дальності та часу польоту, спроектувати моторну раму тощо.

## РОЗДІЛ 4. РОЗРАХУНОК ПОВІТРЯНОГО ГВИНТА

### 4.1. Класифікація повітряних гвинтів

Повітряний гвинт повинен підходити під наступні критерії:

- Гвинт повинен бути міцним, жорстким та легким;
- Повинен мати вагову, геометричну та аеродинамічну симетрію;
- Повинен розвивати необхідну тягу на різних режимах польоту;
- Повинен мати найбільший коефіцієнт корисної дії.

Для зменшення аеродинамічного опору на гвинт встановлюють обтічник, він може бути еліптичний, конічний та інший. Його використання може повисити ККД гвинта на 2-6%.

По конструкції повітряні гвинти поділяють на одинарні, дворядні, співвісні та гвинт в кільці.

- Одинарний гвинт – це гвинт, осі лопастей якого лежать в одній площині, нормальній до осі обертання.
- Дворядний гвинт складається з двох одинарних розташованих один за одним, які обертаються в одному напрямку.
- Співвісним називають дворядний, гвинти якого обертаються у різних напрямках.

За способом установки лопастей розрізняють гвинти фіксованого кроку та гвинти змінного кроку. Перевагами ГФК є їхня простота в виробництві, низька вага та не потребують затратного обслуговування. Зазвичай їх ставлять на легких літаках з потужністю двигуна до 200 к.с. Для турбогвинтових двигунів використовують ГЗК з постійною частотою обертання.

Також повітряні гвинти класифікують за:

- Розташуванням на двигуні – це штовхаючі та тянучі гвинти;
- Числом лопастей;
- Формою лопастей – звужені (Рис.4.1.1,а), веслоподібні (Рис.4.1.1,б), саблеподібні (Рис.4.1.1,в);

- Напрямком обертання;
- Матеріалом.

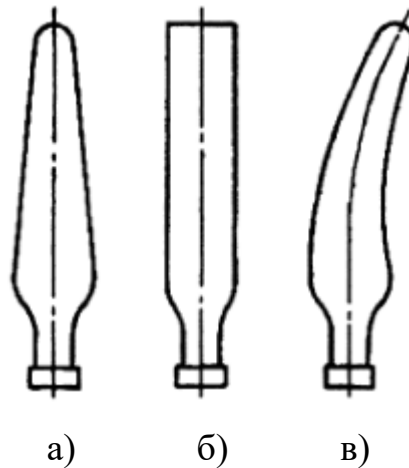


Рис.4.1.1 Форми лопастей

## 4.2. Розрахунок основних параметрів повітряного гвинта

Для літаків з турбогвинтовим двигуном розрахункові умови будуть відповідати крейсерському польоту літального апарату на крейсерському режимі роботи самого двигуна.

Існує декілька способів приблизного визначення діаметру гвинта літака. Ми будемо використовувати тільки два з них.

Перший спосіб:

За статистичною формулою (4.2.1):

$$D_{\text{ГВ}} = k_D * \left( \frac{N_{\text{крейс}}}{V_{\text{крейс}} * \Delta H * (60 * n_c)^2} \right)^{0.25} \quad (4.2.1)$$

де:

$N_{\text{крейс}} = 675$  [к.с] – потужність двигуна на крейсерському режимі польоту;

$V_{\text{крейс}} = 340$  [км/год] – крейсерська швидкість польоту;

$k_D$  – статистичний коефіцієнт, вибирається за Табл.4.2.1

$n_c = 31,67$  [об/с] – частота обертання вихідного валу двигуна.

Табл.4.2.1

Тип гвинта	Матеріал				
	Дерево			Метал	
	Кількість лопастей				
	2	3	4	2	3
Швидкісний	98	87	82	96	89
Швидкопідйомний	110	99	92	108	103
Економічний	104	94	89	103	99

Проведемо декілька розрахунків за формулою (4.2.1) з різними комбінаціями кількості лопастей та типами гвинта, матеріал же у всіх випадках буде однаковий - метал.

1. 2 лопасті, економічний:

$$D_{ГВ} = 1,79 \text{ [м]}$$

2. 2 лопасті, швидкопідйомний:

$$D_{ГВ} = 1,88 \text{ [м]}$$

3. 2 лопасті, швидкісний:

$$D_{ГВ} = 1,67 \text{ [м]}$$

4. 3 лопасті, економічний:

$$D_{ГВ} = 1,72 \text{ [м]}$$

Другий спосіб:

Діаметр гвинта можна визначити з умови обмеження швидкості кінців лопасті. Ця умова – найбільш важливий фактор при зменшенні шуму від гвинта і визначається на режимі зльоту та посадки. Тоді формула (4.2.2) буде мати вигляд:

$$D_{ГВ} = \frac{V_{звук}}{\pi * n_{с\text{ вzl}}} * \sqrt{M_{\text{кінц}}^2 - M^2} = 2,89 \text{ [м]} \quad (4.2.2)$$

де:

$V_{\text{звуку}} = 340$  [м/с] – швидкість звуку, береться на рівні моря.

$n_{c \text{ вкл}} = n_c = 31,67$  [об/с] – частота обертання вихідного валу двигуна при режимі зльоту та посадки, в нашому випадку частота обертання валу ТГД однакова на всіх режимах.

$$M = \frac{V_{\text{відр}}}{V_{\text{звуку}}} = 0,098$$

$M_{\text{кінц}} \approx 0,87$  – для гвинтів швидкісного літака.

## 4.2. Підбір повітряного гвинта

З отриманих результатів робимо висновок, що обирати повітряний гвинт будемо діаметром найближчим до значення 2,89 м. Також виходячи з параметрів турбогвинтового двигуна Pratt & Whitney Canada PT6A-114A, а саме з максимальної потужності 675 к.с. та частотою обертання вихідного валу – 1900 об/хв, і з його розташування - далі будемо підбирати гвинт підходящий під ці дані. Проаналізувавши існуючі моделі повітряних гвинтів виберемо 2,7 метровий (106 дюйма), трилопатевий повітряний гвинт масою  $m_{\text{гв}} = 66,5$  кг від компанії Hartzell(Рис.5.2). Даний гвинт довів свою ефективність, економічність, легкість в ремонті та сумісність з двигуном PT6A-114A , так як його встановлюють на Cessna 208 Caravan.



Рис.5.2

### **4.3. Висновок до розділу**

В даному розділу було виконано розрахунок та підбір повітряного гвинта потрібних параметрів для проєктованого літака. Ним став гвинт діаметром 2,7 м від компанії Hartzell.

## РОЗДІЛ 5. ПРОЕКТУВАННЯ МОТОРНОЇ РАМИ

### 5.1. Види моторних рам

Існує декілька способів кріплення двигуна:

1. Симетрична установка ферменного типу (Рис.5.1.1);
2. Асиметрична установка, також ферменного типу (Рис.5.1.2);
3. Комбінована установка (Рис.5.1.3);
4. Кріплення двигуна за допомогою кільця (Рис.5.1.4);
5. Кріплення безпосередньо до шпангоуту.

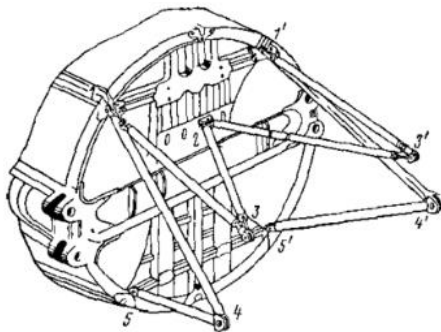


Рис.5.1.1

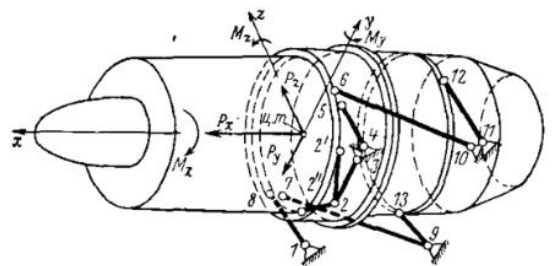


Рис.5.1.2

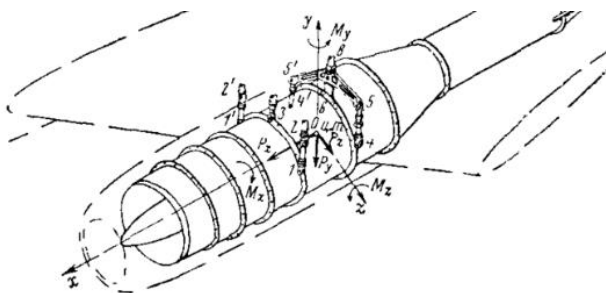


Рис.5.1.3

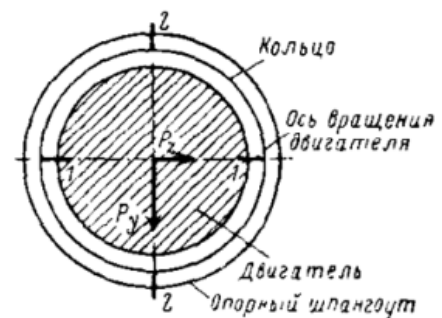


Рис.5.1.4

Для легких літаків з одним двигуном найчастіше використовують перший спосіб – симетричну установки ферменного типу, тому розглядати будемо саме її.



## 5.2. Проектування та розрахунок моторної рами симетричного типу

В програмі Fusion 360 моделюємо моторну раму (Рис.5.2.1), яка складається з 17 стержнів з резиновими демпферами для гасіння вібрацій від двигуна.

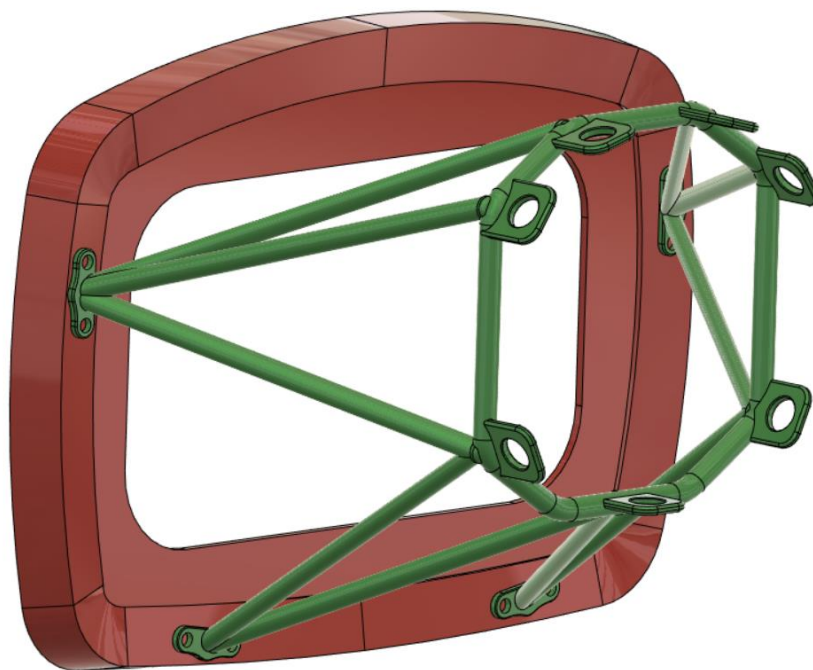


Рис.5.2.1. Моторна рама

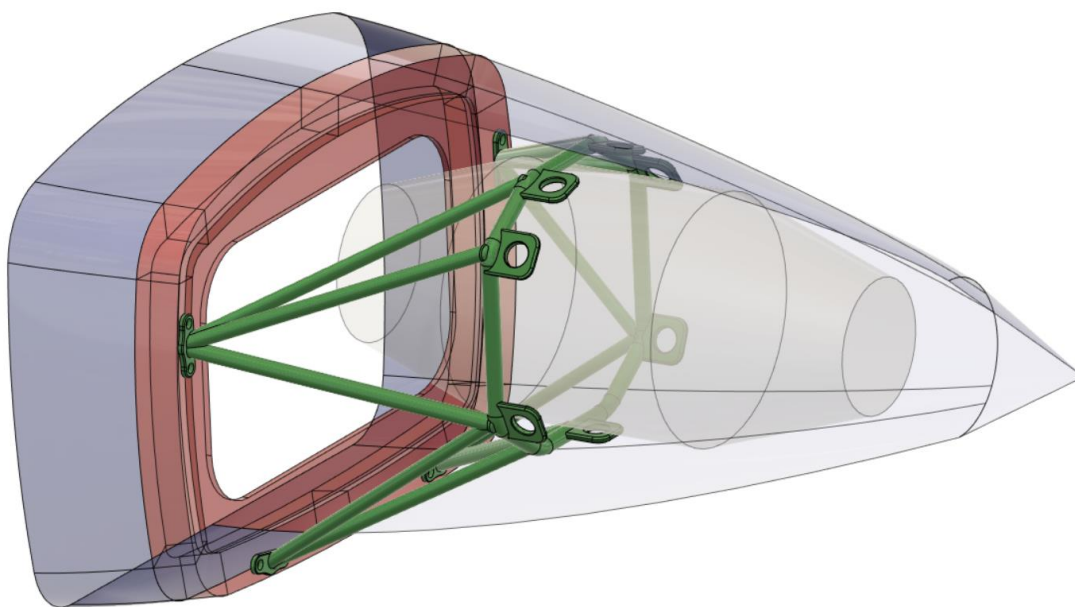


Рис.5.2.2.

Моторна рама сприймає такі навантаження: сила тяги двигуна  $F_{\text{тяги}}$ , реактивний момент гвинта  $M_{\text{реак}}$  та вага двигуна з гвинтом  $F_{m_{\text{дв+гв}}}$ .

$$F_{\text{тяги}} = 7,5 * \sqrt[3]{(N_{\text{дв}} * D_{\text{гв}})^2} = 1119 \text{ [кг]}$$

$$\text{Переведемо в кН: } F_{\text{тяги}} = 11,19 \text{ [кН]}$$

де:

$N_{\text{дв}} = 675 \text{ [к.с.]}$  – потужність двигуна Pratt & Whitney Canada PT6A-114A;

$D_{\text{гв}} = 2,7 \text{ [м]}$  – діаметр повітряного гвинта Hartzell.

$$M_{\text{реак}} = f * 716,2 * \frac{N_{\text{дв}}}{n_c} = 318,049 \text{ [Н*м]}$$

де:

$N_{\text{дв}} = 675 \text{ [к.с.]}$  – потужність двигуна Pratt & Whitney Canada PT6A-114A;

$f = 1,25$  – коефіцієнт безпеки, за FAR23;

$n_c = 1900 \text{ [об/хв]}$  – частота обертання вихідного валу двигуна.

$$m_{\text{дв+гв}} = m_{\text{дв}} + m_{\text{гв}} = 229,5 \text{ [кг]}$$

де:

$m_{\text{дв}} = 163 \text{ [кг]}$  – маса двигуна Pratt & Whitney Canada PT6A-114A;

$m_{\text{гв}} = 66,5 \text{ [кг]}$  – маса повітряного гвинта Hartzell.

$$F_{m_{\text{дв+гв}}} = m_{\text{дв+гв}} * g = 2.25 \text{ [кН]}$$

де:

$$g = 9,81 \text{ [кг*м/с}^2\text{]};$$

Далі, отримані дані будемо використовувати для розрахунку в програмі FrameWork3D, для отримання епюр сил та моментів, а також значення переміщення стержнів.

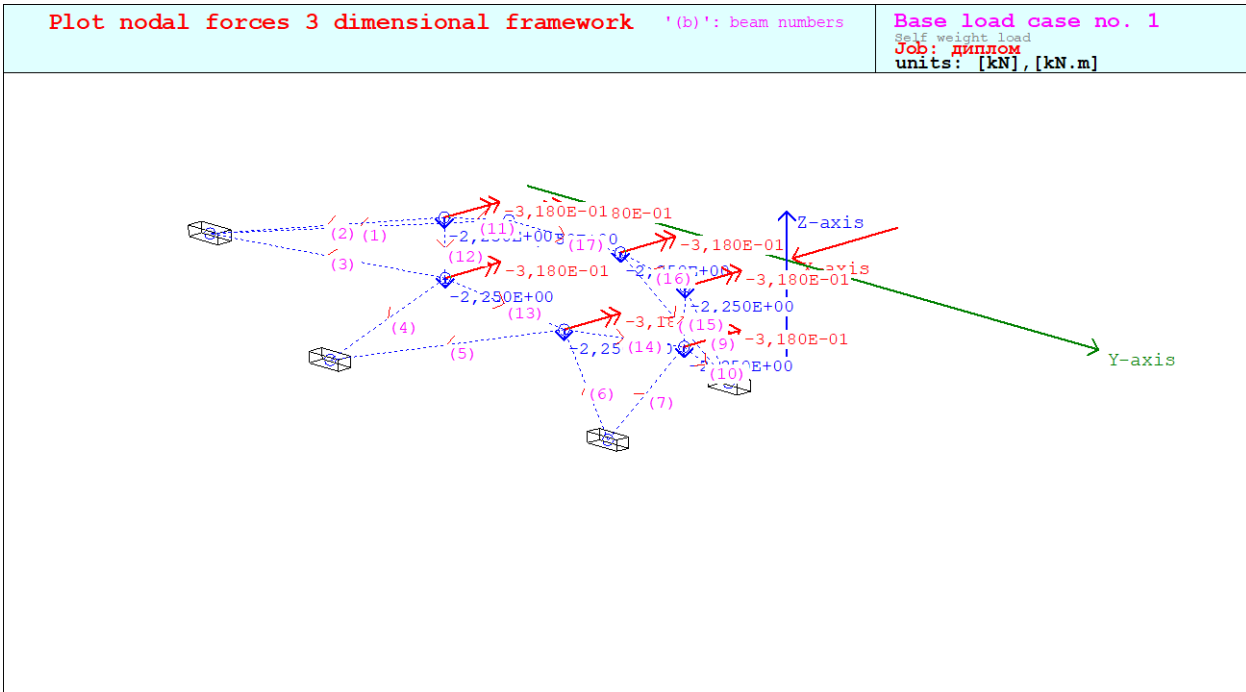


Рис.5.2.2. Змодельована ферма в FrameWork3D,  
з прикладеними навантаженнями

**\*\* DISPLACEMENTS in relation to the GLOBAL system of axes \*\***

Node no.	Ux [m]	Uy [m]	Uz [m]	phi-x [degrees]	phi-y [degrees]	phi-z [degrees]
1	-1,689E-03	-8,265E-05	-2,508E-03	-3,476E-01	-3,378E-01	-7,417E-02
2	-1,164E-03	-1,093E-03	-9,258E-04	-2,408E-01	-3,852E-01	-6,098E-05
3	-3,521E-04	-3,612E-04	-8,337E-04	1,562E-03	3,545E-03	1,813E-03
4	-1,672E-04	-6,308E-07	-1,135E-04	-3,801E-03	-2,885E-07	-7,729E-03
5	0,000E+00	0,000E+00	0,000E+00	0,000E+00	0,000E+00	0,000E+00
6	0,000E+00	0,000E+00	0,000E+00	0,000E+00	0,000E+00	0,000E+00
7	-1,588E-03	-1,499E-05	-2,480E-03	3,068E-01	-3,378E-01	-5,592E-03
8	-1,073E-03	9,589E-04	-9,500E-04	2,086E-01	-3,321E-01	3,399E-03
9	-3,581E-04	3,674E-04	-8,547E-04	1,562E-03	-3,546E-03	1,815E-03
10	0,000E+00	0,000E+00	0,000E+00	0,000E+00	0,000E+00	0,000E+00
11	0,000E+00	0,000E+00	0,000E+00	0,000E+00	0,000E+00	0,000E+00
Maximum	0,000E+00	9,589E-04	0,000E+00	3,068E-01	3,545E-03	3,399E-03
Minimum	-1,689E-03	-1,093E-03	-2,508E-03	-3,476E-01	-3,852E-01	-7,417E-02

Рис.5.2.3. Переміщення стержнів

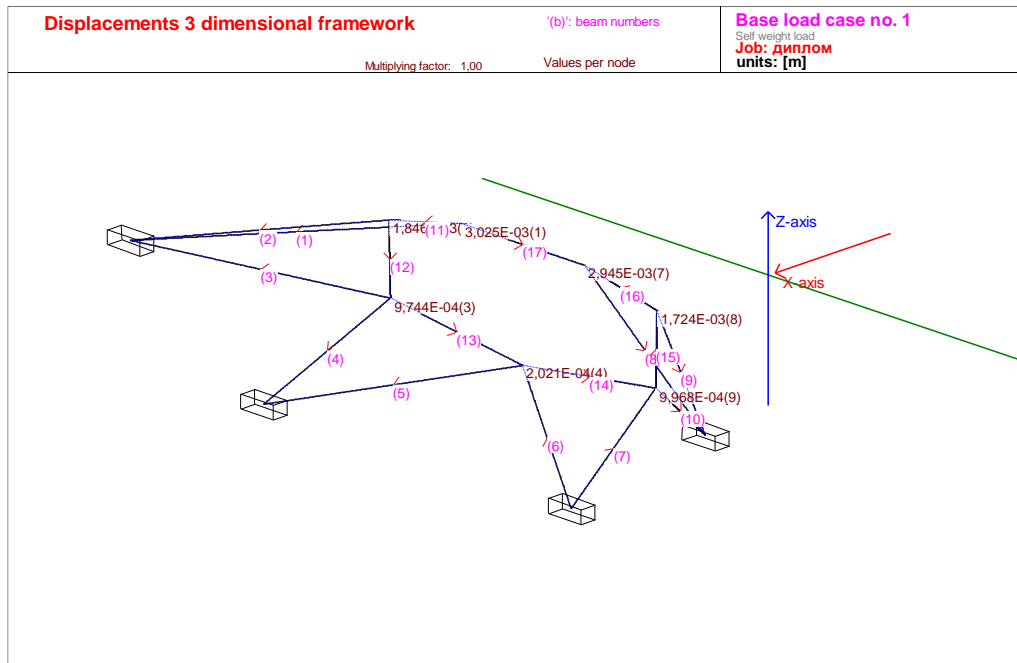


Рис.5.2.4. Графічне відображення переміщення

**\*\* BEAM FORCES in relation to the LOCAL system of axes \*\***

Beam no.	Node no.	Normal Fx [kN]	Shear Fy [kN]	Shear Fz [kN]	Torsion Mxx [kN.m]	Bending Myy [kN.m]	Bending Mzz [kN.m]
1	1	1,773E+01	2,789E-01	-1,506E-01	9,646E-01	1,448E-01	1,348E-01
	5	1,772E+01	2,789E-01	-1,298E-01	9,646E-01	2,286E-02	-1,078E-01
2	2	1,361E+01	3,975E-01	-5,005E-01	7,503E-01	2,731E-01	1,459E-01
	5	1,360E+01	3,975E-01	-4,824E-01	7,503E-01	-8,759E-02	-1,459E-01
3	3	3,186E+01	1,198E-01	1,877E-01	1,365E-01	-7,263E-02	4,407E-02
	5	3,187E+01	1,198E-01	2,058E-01	1,365E-01	7,334E-02	-4,483E-02
4	3	-1,947E+01	9,786E-02	2,241E-01	-5,909E-01	-8,459E-02	3,534E-02
	6	-1,948E+01	9,786E-02	2,396E-01	-5,909E-01	8,499E-02	-3,623E-02
5	4	7,694E+00	3,280E-02	2,387E-02	1,119E-01	-1,107E-02	1,419E-02
	6	7,686E+00	3,280E-02	4,198E-02	1,119E-01	1,417E-02	-1,095E-02
6	11	7,741E+00	-7,242E-03	-4,813E-02	2,858E-01	1,574E-02	-4,393E-03
	4	7,748E+00	-7,242E-03	-3,001E-02	2,858E-01	-1,421E-02	1,158E-03
7	11	-2,017E+01	-1,069E-01	-2,327E-01	7,128E-01	8,395E-02	-3,866E-02
	9	-2,016E+01	-1,069E-01	-2,173E-01	7,128E-01	-8,059E-02	3,955E-02
8	7	1,788E+01	-1,571E-01	-1,228E-01	-4,320E-01	1,281E-01	-6,733E-02
	10	1,788E+01	-1,571E-01	-1,020E-01	-4,320E-01	3,027E-02	6,936E-02
9	8	1,245E+01	-3,615E-01	-3,924E-01	-2,049E-01	2,209E-01	-1,334E-01
	10	1,244E+01	-3,615E-01	-3,743E-01	-2,049E-01	-6,048E-02	1,320E-01
10	9	3,259E+01	-1,281E-01	1,802E-01	4,677E-01	-6,832E-02	-4,788E-02
	10	3,259E+01	-1,281E-01	1,983E-01	4,677E-01	7,209E-02	4,713E-02
11	1	-7,332E-01	-7,789E-01	9,196E+00	-2,503E-01	-8,794E-01	-1,823E-02
	2	-7,361E-01	-7,789E-01	9,201E+00	-2,503E-01	1,032E+00	1,436E-01
12	2	-1,448E+01	8,124E-01	2,276E+00	-3,131E-01	-5,587E-01	3,073E-01
	3	-1,449E+01	8,124E-01	2,276E+00	-3,131E-01	3,859E-01	-2,989E-02
13	3	1,717E+01	-4,279E-01	2,005E+00	1,746E-01	-3,435E-01	-7,809E-02
	4	1,717E+01	-4,279E-01	2,013E+00	1,746E-01	3,486E-01	6,934E-02
14	4	1,711E+01	5,072E-01	-2,035E+00	1,699E-01	3,478E-01	9,176E-02
	9	1,711E+01	5,072E-01	-2,026E+00	1,699E-01	-3,519E-01	-8,301E-02
15	9	-1,513E+01	-7,132E-01	-1,927E+00	3,256E-01	3,260E-01	-3,082E-02
	8	-1,512E+01	-7,132E-01	-1,927E+00	3,256E-01	-4,737E-01	2,652E-01
16	8	-1,467E+00	1,625E+00	-9,978E+00	4,919E-01	1,106E+00	1,612E-01
	7	-1,464E+00	1,625E+00	-9,974E+00	4,919E-01	-9,663E-01	-1,764E-01
17	1	1,531E+01	4,062E-01	5,056E-01	3,146E-01	-3,991E-01	9,477E-02
	7	1,531E+01	4,062E-01	5,133E-01	3,146E-01	-2,463E-01	-2,709E-02

Рис.5.2.4. Внутрішні зусилля та моменти в стержнях

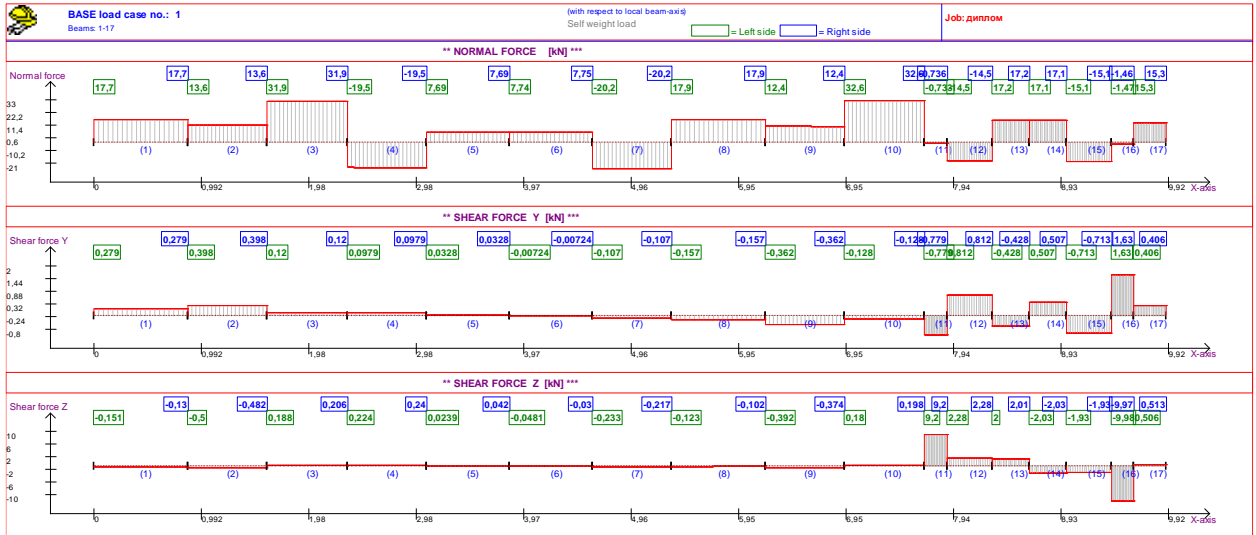


Рис.5.2.4. Епюри внутрішніх зусиль

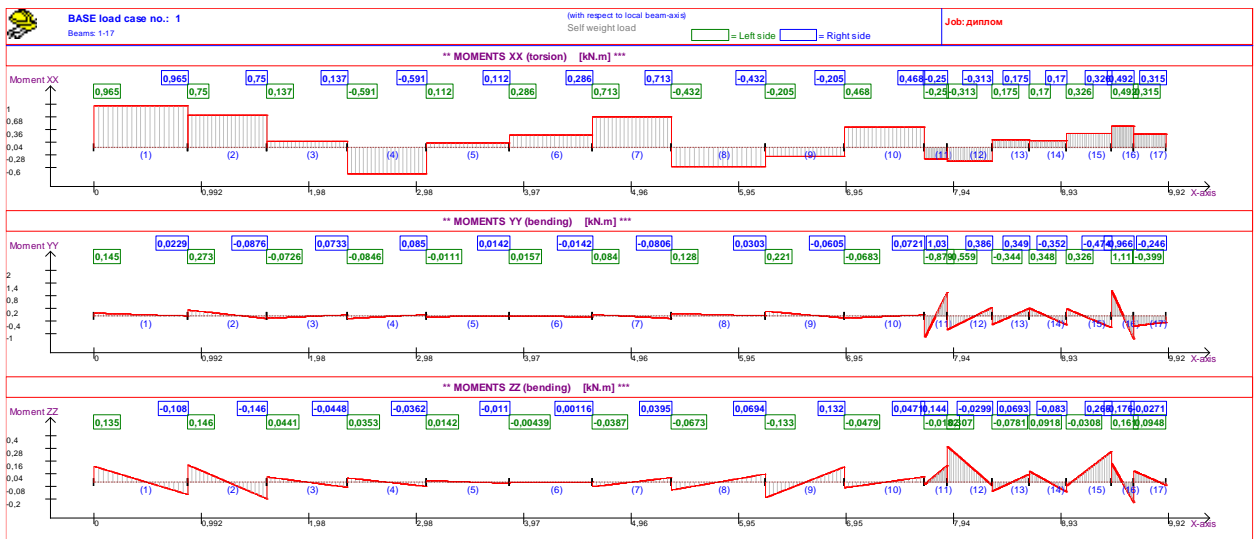


Рис.5.2.4. Епюри моментів

Розрахунки були проведені для стержнів круглого трубчастого перерізу зовнішнім діаметром 40 мм і внутрішнім діаметром 20 мм з матеріалу Д16Т. Маса даної конструкції вийшла 25,9 кг.

### 5.3. Висновок до розділу

В даному розділі було спроектовано моторну раму ферменного типу для двигуна Pratt & Whitney Canada PT6A-114A. Було визначено її геометричні параметри, виконано поєднання рами з двигуном та силовою конструкцією фюзеляжу літака, а також виконаний силовий розрахунок.

Вибраним матеріалом для стержнів буде Д16Т, круглого трубчастого перерізу зовнішнім діаметром 40 мм і внутрішнім діаметром 20 мм. Маса рами дорівнює 25,9 кг. Найбільше переміщення становить 3,025 мм, що є допустимим для даної конструкції. З отриманих результатів внутрішніх зусиль та моментів – всі стержні витримують задане навантаження.

## ВИСНОВОК

Під час виконання дипломного проекту було проведено збір та аналіз даних по силовим установкам літаків-аналогів того ж класу, які вже були створені та продемонстрували свої якості в реальній експлуатації;

На основі заданих параметрів в технічному завданні, створеної 3Д-моделі та аеродинамічних розрахунків розрахована потрібна енергооснащеність на різних етапах польоту.

З отриманих даних було здійснено вибір типу двигуна для силової установки. Ним став турбогвинтовий двигун Pratt & Whitney Canada PT6A-114A, як найбільш оптимальний та ефективний за критеріями потужність, паливна ефективність, надійність для літака обраної категорії.

Був проведений розрахунок повітряного гвинта та виконано його підбір з існуючих моделей і ним став трилопатевий повітряний гвинт Hartzell діаметром 2,6 м.

На останньому етапі проектування силової установки для нашого літака була спроектована симетрична моторна рама ферменного типу, визначено її геометричні розміри, розроблено з'єднання з двигуном та силовою конструкцією фюзеляжу, проведений розрахунок на міцність її елементів.

## СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Арепьев А.Н. Проектирование легких пассажирских самолетов. М.: Изд-во МАИ, 2006. - 640 с: ил. ISBN 5-7035-1720-6
2. Гарькавый А.А. Двигатели летательных аппаратов. Учебник для авиационных техникумов. – М.: Машиностроение, 1987 – 288 с: ил.
3. Егер С.М. Проектирование самолетов. М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
4. Чумак П.И. Расчет, проектирование и постройка сверхлегких самолетов. – М.: Патриот, 1991.- 238 с: ил.
5. Кан С.Н., Свердлов И.А. Расчет самолета на прочность. Изд. 5-е, переработанное и дополненное. – М.: Машиностроение, 1966. – 521 с.
6. Vikingair [Электронный ресурс] – Режим доступа до ресурсу:  
<https://www.vikingair.com/>
7. Vikingair [Электронный ресурс] – Режим доступа до ресурсу:  
<https://cessna.txtav.com/>
8. Jackson, Paul; Munson, Kenneth; Peacock, Lindsay etc. Jane`s All the World`s Aircraft. Surrey: Jane`s Information Group.
9. Thomas W. Wild. Aircraft powerplants. Ninth edition. ISBN: 978-1-25-983570-4
10. EASA [Электронный ресурс] – Режим доступа до ресурсу:  
<https://www.easa.europa.eu/en>
11. Bright Appiah Adu-Gyamfi, Clara Good. Review. Electric aviation: A review of concepts and enabling technologies  
[https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2666691X2200032X?  
via%3Dihub](https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2666691X2200032X?via%3Dihub)
12. ICAO [Электронный ресурс] – Режим доступа до ресурсу:  
<https://www.icao.int/>
13. IATA [Электронный ресурс] – Режим доступа до ресурсу:  
<https://www.iata.org/>



14. Manuel A. Rendón, Carlos D. Sánchez R., Josselyn Gallo M.,  
Alexandre H. Anzai. Aircraft Hybrid-Electric Propulsion: Development  
Trends, Challenges and Opportunities  
<https://doi.org/10.1007/s40313-021-00740-x>
15. Hartzell [Электронный ресурс] – Режим доступа до ресурсу:  
<https://hartzellprop.com/>