

ВСТУП

Із року в рік зростає кількість авіап перевезень, що спричиняє збільшення викидів CO_2 в атмосферу. На сьогодні ця цифра складає 2.5%, а за даними експертів ця цифра до 2050 року може складати близько 25% [1]. Одним із шляхів вирішення даної проблеми може бути заміна у літаків звичайних двигунів на рідкому паливі на електричні двигуни. Отже, у даній роботі пропонується концесія масової заміни традиційних двигунів на електричні у тих випадках, де це є можливим.

Ключовими перевагами літальних апаратів з використанням електричних силових установок (ЛАЕСУ) є низький рівень шуму, більший ресурс, менша вірогідність відмови та менші експлуатаційні вимоги до двигунів порівняно з більш складними у конструкції турбореактивними та турбогвинтовими двигунами. ЛАЕСУ економічно вигідніший у довготривалій перспективі, тим більше частка відновлюваної енергії у світі зростає, що приводить до зменшення ціни на енергію, а викопні ресурси планети обмежені та продовжать зростати у ціні[2].

Однак ЛАЕСУ є певні недоліки:

- Значна вартість та порівняно велика вага батарей. На даний момент батареї мають нижчу відносну ємність енергії ніж рідке паливо.
- Заряджання батарей триває довше ніж заливання пального у баки.
- Обмежений ліміт кількості циклів заряджання-розряджання, тому на певній кількості експлуатаційних годин потребують повної заміни.

Не зважаючи на дані недоліки, створення ЛАЕСУ багатьма провідними аерокосмічними компаніями вважається перспективним напрямком розвитку авіації. До числа таких компаній відносяться Airbus, Boeing, Rolls-Royce, Wright Electric, Heart Aerospace та інші.

Метою даної магістерської дисертації є створення ближньомагістрального літака з дальністю польоту до 1200 км й тривалістю

до 2,5 годин. Це дозволяє, наприклад, перетнути всю Україну та дістатися з Луганську до Львова всього за 150 хвилин.

Дисертаційна робота включає: проектування, проведення порівняння з системами на основі рідкого палива та розробка стартап-проекту.

В процесі проектування, виконаного згідно методики [3], вирішені наступні задачі :

- Розрахунок маси у першому наближенні на основі відносних величин аналогів з рідкопаливними двигунами.
- Визначення основних геометричних характеристик та компонування ЛАЕСУ, тип та розміри крила, фюзеляжу, оперення.
- Внутрішнє компонування салону, вибір аеродинамічного профілю крила та оперення.
- Аеродинамічний розрахунок для визначення основних аеродинамічних характеристик. Підйомна сила, лобовий опір, моменти та стійкість ЛА.
- Розрахунок кількості та потужності електродвигунів, потрібна ємність батарей.

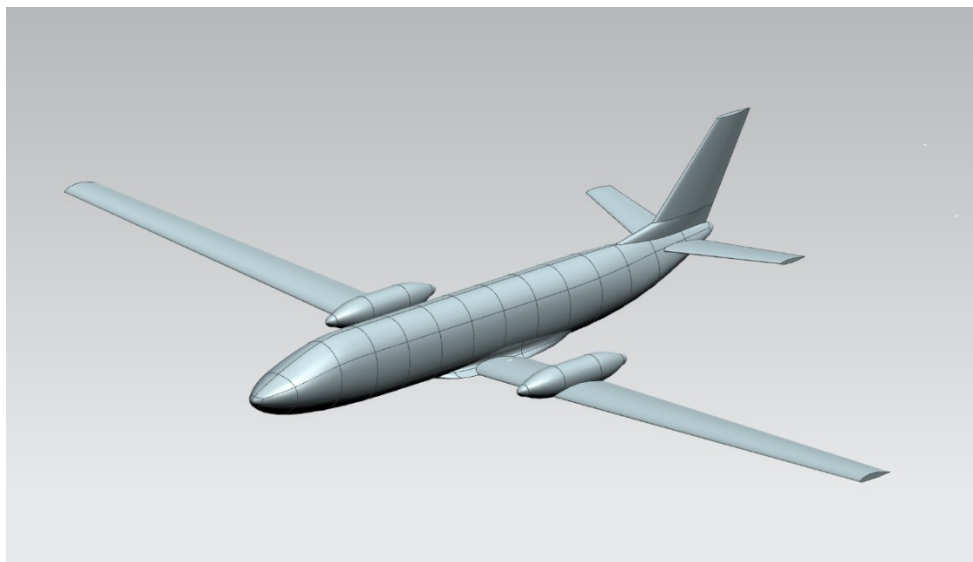


Рис. 1 Загальний вид ЛАЕД.

1. СТАН ПРОБЛЕМИ.

1.1. ОБГРУНТУВАННЯ ПОТРЕБИ У СТВОРЕННІ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ З ЕЛЕКТРИЧНИМИ СИЛОВИМИ УСТАНОВКАМИ.

Літаки які використовують рідке паливо для двигунів (ЛАРП) мають значні недоліки які можна вирішити заміною на літаки з електричними силовими установками (ЛАЕСУ).

Одним із недоліків ЛАРП є їхня низька екологічність, на даний момент частка шкідливих викидів в атмосферу становить 2.5%, але за даними міжнародної організації цивільної авіації ця цифра зросте до 25% до 2050 року.[1] На рис. 1 наведено прогнозоване зростання чистого викиду CO₂ в атмосферу в залежності від сценарію розвитку аерокосмічної галузі до 2050 року, згідно якого заміна ЛАРП на літаки з альтернативними джерелами енергії, якими є ЛАЕСУ, призведе до зменшення викиду CO₂, сценарію, показаному зеленою зоною на рисунку.

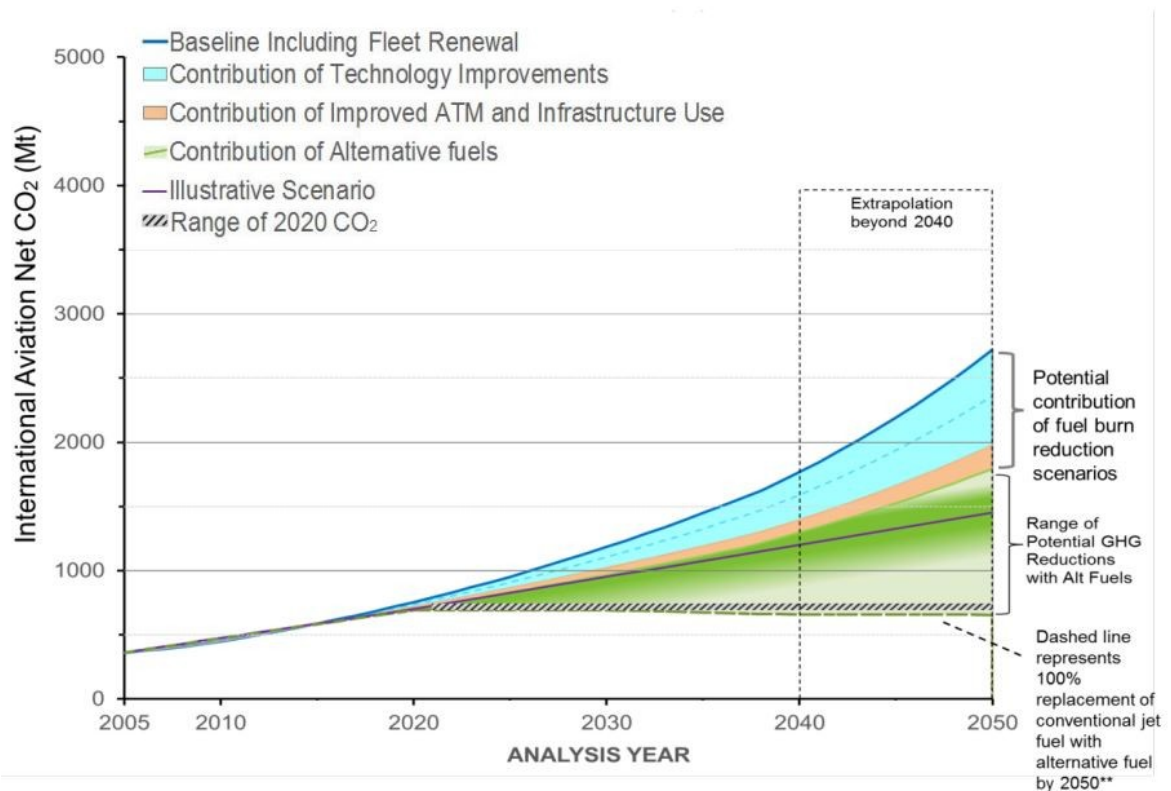


Рисунок 1.1. Aircraft CO₂ Emissions from International Aviation, 2005 to 2050, Updated to Include Alternative Fuels Life Cycle Emissions Reductions.[2]

Наступний недолік це шумове забруднення. Підвищений рівень шуму на робочому місці або інший шум може спричинити погіршення слуху, гіпертонію, ішемічну хворобу серця, роздратування, порушення сну та зниження продуктивності.[4] Німецьке федеральне агентство з навколишнього середовища, провели статистичне дослідження [5] впливу авіаційного шуму на здоров'я та зробили висновок, що авіаційний шум явно і значно погіршує здоров'я. Наприклад, середній рівень звукового тиску вдень 60 дБ збільшує ішемічну хворобу серця на 61% у чоловіків і на 80% у жінок. Ще один показник, середній нічний рівень звукового тиску в 55 дБ підвищував ризик серцевих нападів на 66% у чоловіків і на 139% у жінок. На рис 1.2. показано порівняння рівня шуму у дБ для поширених звуків.

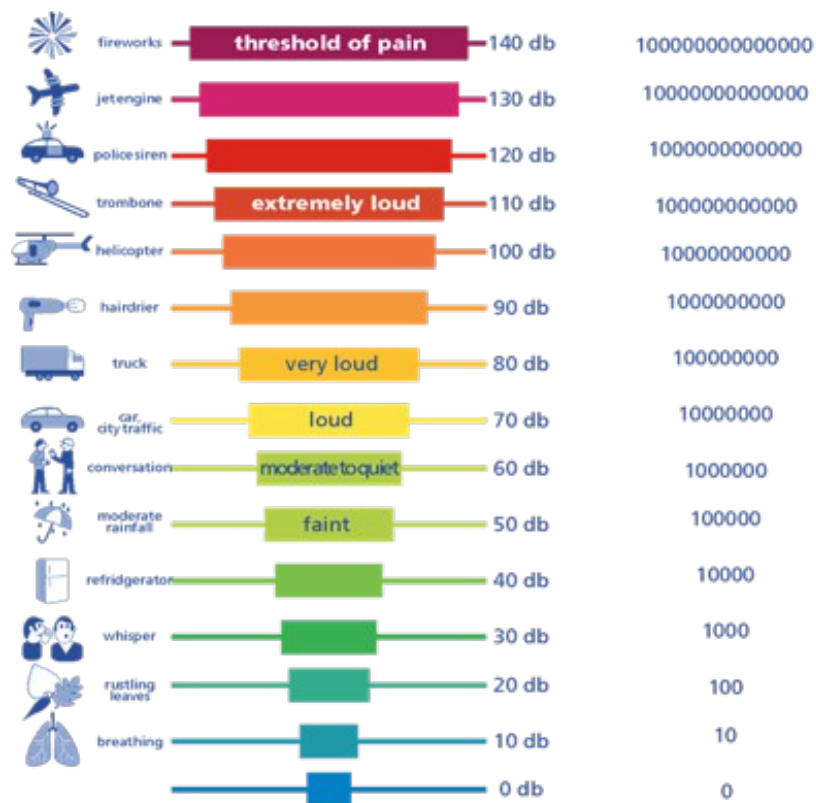


Рисунок 1.2. The decibel ratings for several common sounds.[6]

Опираючись на тестування компанії «magniX» їх електричний літак «eBeaver» має рівень шуму на 16-22 дБ менше ніж аналогічний літак з турбогвинтовим двигуном. [7]

Ще одною перевагою ЛАЕСУ над ЛАРПІ стане ресурс та підвищена безвідмовна робота. Електричні двигуни значно простіші в конструкції та надійніші. Із сумарних витрат на обслуговування та ремонт літака, на двигуни ЛАРПІ припадає 40.1% [8]. На рис.1.3 показано візуальну відмінність турбогвинтового (зліва) та електричного двигуна (справа).

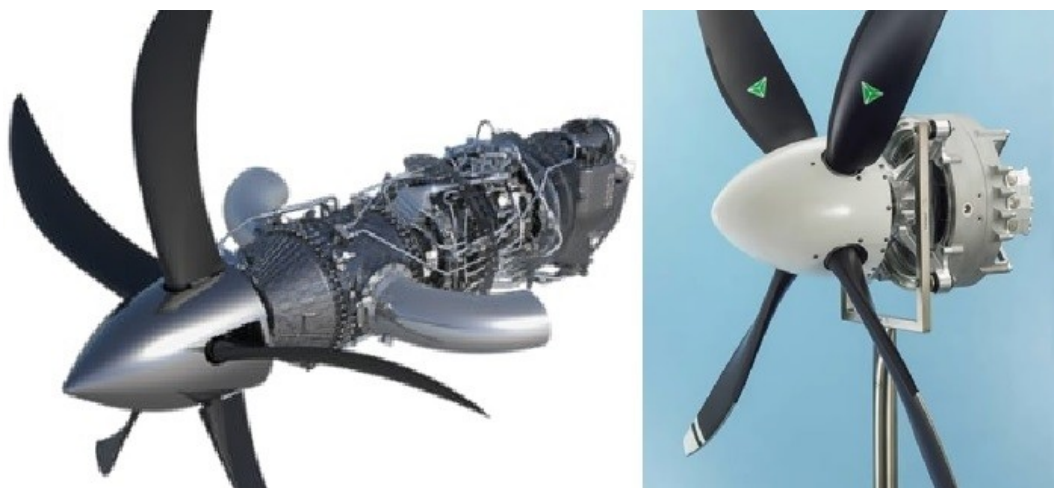


Рисунок 1.2. Турбогвинтовий та електричний двигун.[9][10]

Як і будь-яка технологія ЛАЕСУ має недоліки, основна частина яких припадає на джерело живлення. На момент написання роботи відносна ємність енергії батарей менша ніж у гасу. Приблизно 1 кг керосину має таку ж енергетичну ємність, як 25 кг батарей.[11] Також, батареї мають обмежену кількість циклів заряджання-розряджання, сучасні літій-іонні батареї мають до 4000 циклів[12], тому кожних 5-10 років ЛАЕСУ потребує заміни батареї.

1.2. ОГЛЯД НИНИ ІСНУЮЧИХ РІШЕНЬ ПРОБЛЕМИ.

На 2022 рік існує близько 100 різних проектів ЛАЕСУ які знаходяться в розробці по всьому світі. Створення ЛАЕСУ багатьма провідними аерокосмічними компаніями вважається перспективним напрямком розвитку авіації. [13] До числа таких компаній відносяться Airbus, Boeing, Rolls-Royce, Wright Electric, Heart Aerospace та інші.

Наприклад компанія Airbus має до 10 різноманітних проєктів у цій сфері:

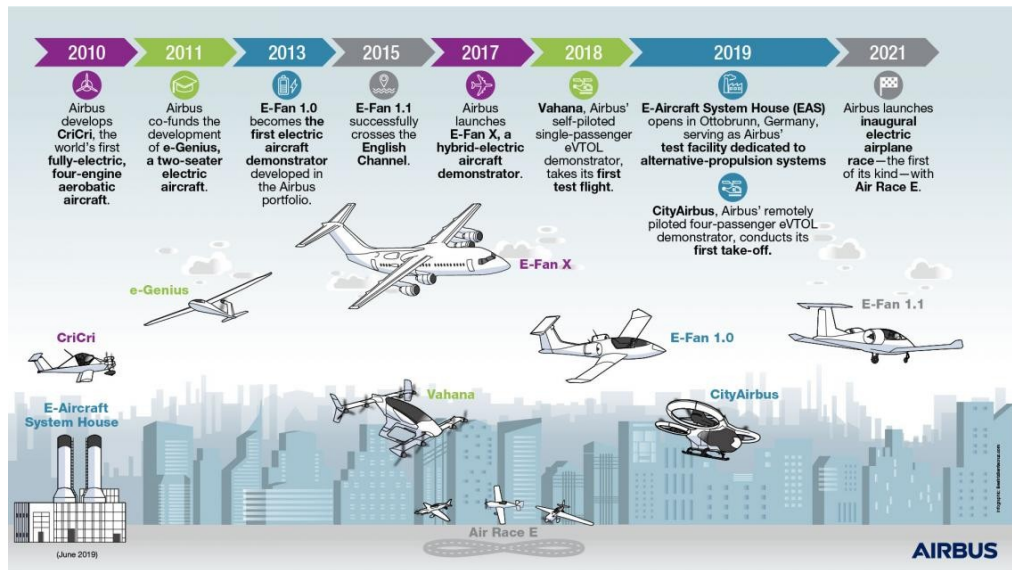


Рис. 1.3. Хронологія досягнень Airbus.

Літак Spirit of Innovation від Rolls-Royce, обладнаний силовою установкою у 400 кВт, яка живиться від батареї з номінальною напругою у 750 вольт. Це дозволило літаку досягти рекордної швидкості у 623 км/год для літаків з електричними двигунами[14].

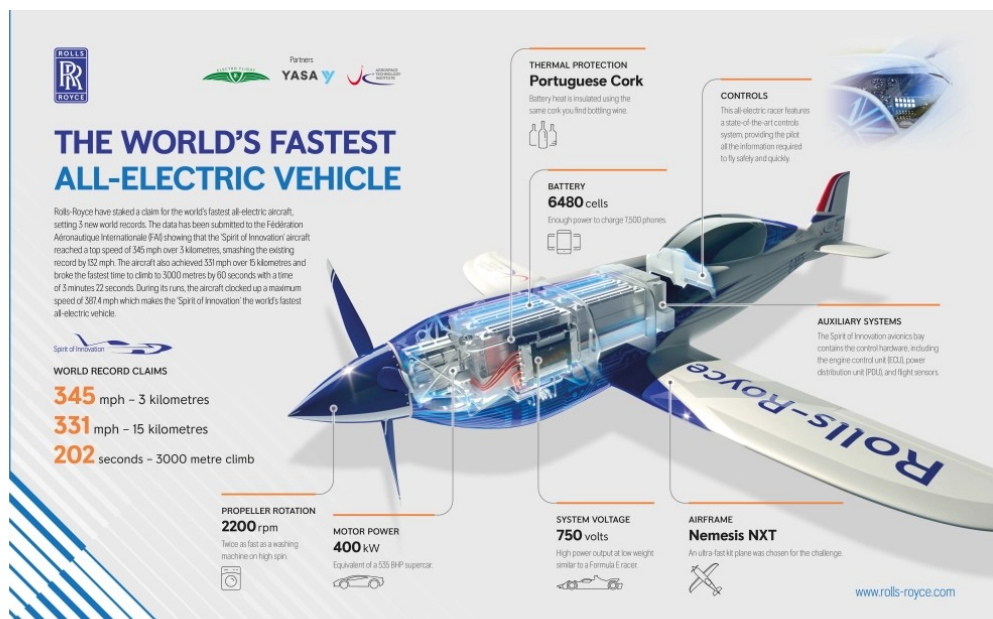


Рис. 1.4. Rolls-Royce's «Spirit of Innovation».

Американський стартап Wright Electric створює повністю електричний літак, який може обслуговувати одногодинні рейси та перевозити до 100 пасажирів, оснащений чотирма електричними двигунами потужністю 1000 кВт кожен. Літак планується ввести в експлуатацію у 2026 році [15].



Рис. 1.5. «The wright spirit».

Шведська компанія Heart Aerospace розробляє повністю електричний літак ES-19 для перевезень 19 пасажирів на відстань до 400 км. Обладнаний чотирма електричними двигунами 400 кВт кожен. Максимальна злітна маса такої системи буде становити 8600 кг. Перший комерційний політ також планується до кінця 2026 року [16].



Рис. 1.6. Heart Aerospace ES-19.

1.3. ВИБІР АНАЛОГУ З СИЛОВИМ АГРЕГАТОМ НА ОСНОВІ РІДКОГО ПАЛИВА.

Для того, щоб порівняти ефективність створеної моделі літака з електричними силовими установками, потрібно вибрати аналог на основі рідкого палива.

Так як літак ближньомагістральний маємо параметри пошуку:

- Корисне навантаження ~4500 кг;
- Швидкість польоту ~540 км/год;
- Дальність польоту ~1200 км;
- Кількість пасажирів ~45;

Усі технічні характеристики літаків наведено у таблиці 1.

ATR 42

ATR 42 – пасажирський двомоторний турбогвинтовий літак. Виробник — франко-італійський концерн ATR. Літак випускається з 1984 року як у Франції, так і в Італії. Номер «42» в назві літака означає кількість пасажирських місць, що варіюється між 40 і 50. На базі цього літака побудований ATR 42.



Рис. 1.7. «ATR 42»

Xian MA60

Xian MA60 – турбогвинтовий пасажирський літак виробництва китайської компанії Xi'an Industrial Corporation, що входить до корпорації AVIC I, є глибокою модернізацією радянського літака Ан-24. Оснащений сучасними двигунами, бортовим обладнанням та інтер'єром, літак MA60 призначений для польотів на регіональних авіалініях протяжністю до 1500 км. З 2004 року літак експлуатується у низці авіакомпаній Азії та Африки.



Рис. 1.8. «Xian MA60»

Saab 2000

Saab 2000 – шведський пасажирський турбогвинтовий літак. Розроблений та серійно вироблявся фірмою Saab. Один із найшвидших пасажирських турбогвинтових літаків у світі, крейсерська швидкість – близько 665 км/год, порівняємо за швидкістю з турбореактивними варіантами. Є подовженою версією літака Saab 340.



Рис. 1.9. «Saab 2000»

De Havilland Canada Dash 8

Bombardier DHC 8/Q Series — канадський двомоторний турбогвинтовий пасажирський літак для ліній ближньої та середньої дальності, розроблений у 1984 році та випускався канадською авіабудівною компанією de Havilland Canada до 1992 року. З 1992 року і до нашого часу виробляється канадською компанією Bombardier Aerospace. З 1996 року літак має позначення Q-Series.



Рис. 1.10. «Bombardier DHC 8»

Таблиця 1.1. Технічні характеристики аналогів.

№	Найменування параметру	<i>ATR 42</i>	<i>Xian MA60</i>	<i>Saab 2000</i>	<i>Bombardier DHC 8</i>
1	Тип та призначення літака	Турбогвинтовий регіональний авіалайнер	Турбогвинтовий регіональний авіалайнер	Турбогвинтовий регіональний авіалайнер	Турбогвинтовий регіональний авіалайнер
2	Кількість членів екіпажа, $n_{ек}$	3	2	2	2
3	Кількість пасажирів, $n_{пас}$	48	62	50-58	40
4	Маса пустого літака, $m_{пуст}$	11750	13700	13800	10477
5	Маса корисного навантаження, $m_{кн}$	5250	5500	5900	4647
6	Маса палива, $m_{пал}$	4500	4592	3300	2591
7	Маса злітна, m_0	18600	21800	22800	16466
8	Повна довжина літака, $l_{повн}$	22.7	24.7	27.3	22.25

9	Висота найбільша, h_{max}	7.59	8.86	7.73	7.42
10	Розмах крила, $l_{кр}$	24.57	29.2	24.76	25.89
11	Площа крила, $S_{кр}$	54.5	75	55.7	54.4
12	Діаметр фюзеляжу, $D_{ф}$	2.6	2.7	2.31	2.69
13	Швидкість крейсерська, $V_{кр}$, км/ГОД	535	430	665	537
14	Швидкість максимальна, V_{max} , км/ГОД	556	514	682	537
15	Висота польоту крейсерська, $H_{кр}$, м	7600	7620	9450	7620
16	Дальність польоту максимальна, L_{max} , км	1345	1600	2869	2084
17	Тип двигуна	турбогвинтовий	турбогвинтовий	турбогвинтовий	турбогвинтовий
18	Марка (найменування) двигуна	Pratt & Whitney PW127XT-M	Pratt & Whitney Canada PW127J	Allison AE 2100Aturboprop	Pratt & Whitney PW123C/D
19	Маса двигуна, $m_{дв}$, кг	480	480	790	450
20	Кількість двигунів, $n_{дв}$	2	2	2	2
21	Злітна потужність двигуна, $N_{дв} (P_{дв})$, Вт (кН)	2050	2148	3458	1800
22	Загальна злітна потужність силової установки, $N_{су} (P_{су})$, Вт (кН)	1800	2051	3096	1600
23	Питоме навантаження на крило, $p_{нит}$, кг/м ²	341	290	409	302

1.4. ВИСНОВКИ ПО РОЗДІЛУ.

В першому розділі наведено основні переваги та недоліки системи літака з електричними силовими установками в порівнянні з літаком який має двигун на рідкому паливі. Електричний літак менш шумний, екологічніший та більш надійний, але в свою чергу, на даний момент, має менш енергоефективні джерела енергії.

Незважаючи на недоліки, багато провідних компаній займаються розробкою ЛАЕСУ, в розділі наведені рішення від таких компаній як: Airbus, Heart Aerospace, Rolls-Royce та The Wright Spirit.

Об'єкт дослідження, регіональний пасажирський повністю електричний літак, тому для порівняння розробленої системи було наведено аналоги з двигунами на рідкому паливі, так як діючих аналогів об'єкта проектування на даний момент - немає. Для порівняння у розділі 8, обрано Bombardier DHC 8.

2. РОЗРАХУНОК МАСИ ЛІТАКА У ПЕРШОМУ НАБЛИЖЕННІ.

Для подальших розрахунків розрахуємо масу літака у першому наближенні за формулою[3]:

$$(m_0)_I = \frac{m_{ц.н.} + m_{сл}}{1 - (\bar{m}_{кон} + \bar{m}_{с.у.} + \bar{m}_{сист} + \bar{m}_{бат})}$$

де:

$m_{ц.н.}$ - маса цільового (корисного) навантаження;

$\bar{m}_{кон}$ - відносна маса конструкції (маса конструкції віднесена до злітної маси $m_{кон}/m_0$);

$\bar{m}_{с.у.}$ - відносна маса силової установки;

$\bar{m}_{сист}$ - відносна маса систем літака;

$\bar{m}_{бат}$ - відносна маса батарей. Приймаємо за відносну масу палива $\bar{m}_{пал}$;

$m_{сл}$ - маса службового навантаження, обладнання і спорядження;

$$m_{сл} = m_{ек} + m_{об} + m_{спецоб} + m_{сп} = 300 + 1593 + 597 + 765 = 3255 \text{ кг}$$

$$m_{ек} = 75 \cdot n_{ек} = 75 \cdot 4 = 300 \text{ кг}$$

$m_{ек} = 75 \cdot n_{ек}$ - для цивільних пасажирських літаків ($n_{ек}$ - кількість осіб екіпажу);

$m_{ек} = 90 \cdot n_{ек}$ - для військових літаків (з урахуванням рятувальних парашутів).

Маса обладнання літака:

$$m_{об} = 0.08 \cdot m_0^{cm} = 0.08 \cdot 19916 = 1593 \text{ кг}$$

$$m_{об} = (0,03..0,05) \cdot m_0^{cm} - \text{для літаків з } m_0^{cm} < 6 \text{ т};$$

$$m_{об} = (0,08..0,12) \cdot m_0^{cm} - \text{для літаків з } 6 \text{ т} \leq m_0^{cm} < 30 \text{ т};$$

$$m_{об} = (0,05..0,07) \cdot m_0^{cm} - \text{для літаків з } 30 \text{ т} \leq m_0^{cm} \leq 80 \text{ т};$$

$$m_{об} = (0,035..0,045) \cdot m_0^{cm} - \text{для літаків з } m_0^{cm} > 80 \text{ т}.$$

Де:

$$m_0^{cm} = (m_0^1 + m_0^2 + m_0^3 + m_0^4) / 4 = (18600 + 21800 + 22800 + 16466) / 4 = 19916 \text{ кг}$$

$m_0^1, m_0^2, m_0^3, m_0^4$ – злітні маси обраних аналогів

Обладнання літака включає:

- аеронавігаційне (прилади, пульти, автопілот);
- електрообладнання (генератори, акумулятори, перетворювачі енергії, електропроводка, арматура);
- радіообладнання (апаратура радіозв'язку, радіонавігації, радіолокаційне обладнання, системи автоматичного зльоту-посадки);
- гідропневматичне (джерела енергії, робоча рідина і стиснене повітря, баки, балони, арматура комунікацій);
- протипожежне та система запобігання льодоутворенню;
- обладнання кабін екіпажу (сидіння, теплозвукоізоляція, висотне, кисневе),
- обладнання пасажирських салонів (система кондиціонування і кисневе обладнання, обладнання кухонь, буфетів, гардеробів, туалетів, багажників, додаткове протипожежне обладнання в салонах).

Маса спеціального обладнання:

$$m_{\text{спецоб}} = (0,03..0,05) \cdot m_0^{cm} = 0,03 \cdot 19916 = 597 \text{ кг}$$

Спеціальне обладнання включає:

- для пасажирських літаків: масу пасажирських крісел, теплозвуковіброізоляцію, елементи внутрішнього оздоблення салонів, освітлення, обладнання кухонь, буфетів, гардеробів, туалетів, багажників;
- для вантажних і військово-транспортних літаків: вантажно-розвантажувальні пристрої (рампи, трапи, лебідки, рольганги), такелажні вузли та пристрої для скидання десанту і вантажів в польоті;

- для військових літаків - приціли, системи наведення, озброєння, бронювання, катапульти крісла екіпажу, фотообладнання.

Маса спорядження: $m_{en} = k \cdot n_{nac} = 17 \cdot 45 = 765 \text{ кг}$

$k=14$ при тривалості польоту до 2 год;

$k=17$ при тривалості польоту від 2 до 5 год;

$k=20$ при тривалості польоту більше 5 год.

Спорядження для різних типів літаків буває декількох видів:

- для супроводу вантажів і пасажирів;
- побутове (килими, література, чохли на пасажирські сидіння, аптечки);
- службове (чохли на агрегати літака, трапи, колодки, бортінструмент, запчастини, сигнальні ракети);
- аварійне (рятувальні човни, плоти, пояси, жилети, аварійні трапи, кисень);
- використовувані в польоті технічні рідини (вода в буфеті, умивальниках, туалетах);
- контейнери з продуктами, для багажу, вантажів, пошти;
- аварійний запас палива і мастила;
- підвісні баки (без палива).

Значення відносних мас беремо з Таблиці 2.1.:

Таблиця 2.1. Відносні маси конструкції, силової установки, обладнання і управління, а також палива літаків.

Призначення літака		$\bar{m}_{кон}$	$\bar{m}_{с.у.}$	$\bar{m}_{сист}$	$\bar{m}_{нал}$
Дозвукові пасажирські магістральні	легкі	0,25 .. 0,27	0,08 .. 0,10	0,07 .. 0,08	0,18 .. 0,22
	середі	0,23 .. 0,25	0,07 .. 0,08	0,06 .. 0,07	0,26 .. 0,30
	важкі	0,20 .. 0,22	0,05.. 0,07	0,04 .. 0,06	0,35 .. 0,40
Багатоцільові для місцевих авіаліній		0,24 .. 0,26	0,10 .. 0,12	0,06 .. 0,08	0,12 .. 0,18

Спортивно-пілотажні		0,27 .. 0,29	0,20 .. 0,22	0,05 .. 0,06	0,10 .. 0,15
Сільськогосподарські спеціалізовані		0,19 .. 0,23	0,08 .. 0,10	0,06 .. 0,08	0,08 .. 0,12
Легкі гідролітаки		0,29 .. 0,33	0,09 .. 0,10	0,08 .. 0,09	0,10 .. 0,20
Військово транспортні і вантажні	легкі	0,25 .. 0,27	0,08 .. 0,09	0,07 .. 0,08	0,20 .. 0,25
	середі	0,21 .. 0,23	0,07 .. 0,08	0,06 .. 0,07	0,25 .. 0,30
	важкі	0,23 .. 0,27	0,05 .. 0,06	0,04 .. 0,05	0,30 .. 0,35

Максимальна взлітна маса літака в першому наближенні:

$$(m_0)_I = \frac{m_{ц.н.} + m_{сл}}{1 - (\bar{m}_{кон} + \bar{m}_{с.у.} + \bar{m}_{сист} + \bar{m}_{пал})} = \frac{4500 + 3255}{1 - (0.2 + 0.1 + 0.08 + 0.35)} = 28725 \text{ кг}$$

Округлимо дане значення до 28800 кг.

2.1. ВИСНОВОК ПО РОЗДІЛУ.

У другому розділі роботи, розраховано масу ЛАЕСУ у першому наближенні. Електролітак має більшу масу в порівнянні з ЛАРП, так як у ЛАЕСУ закладено вдвічі більша відносна маса батарей в порівнянні з масою палива ЛАРП, що дозволить зменшити суттєву різницю в енергоємності ЛАРП та ЛАЕСУ.

3. ВИЗНАЧЕННЯ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ЛІТАКА.

3.1. ГЕОМЕТРИЧНІ ПАРАМЕТРИ ФЮЗЕЛЯЖУ.

Фюзеляж – це основна частина літака, яка зв'язує між собою частини літака, крила, оперення, двигун, шасі та інші агрегати. Переважно, основне призначення фюзеляжу розміщення корисного навантаження, екіпажу, пасажирів, вантажу. В залежності від компонування може вміщати у собі паливні баки та різні системи.



Рис. 3.1. Фюзеляж Boeing 737.

Для розрахунку геометричних параметрів фюзеляжу маємо вхідні дані та обмеження:

- Кількість пасажирських місць: 45;
- Мінімальна висота стелі у салоні 190 см.
- Максимальна ефективність використання внутрішнього простору.
- Достатній об'єм в нижній частині фюзеляжу для батарей: $> 1.3 \text{ м}^3$
- Мінімальна площа поперечного перерізу.

Так як тривалість польоту відносно невелика та для ефективного використання внутрішнього простору, було вибрано сидіння економ-класу. Оптимальною компоновкою сидінь для такої кількості пасажирів є 15 рядів у 3 сидіння. Це дозволить зробити фюзеляж достатньо вузьким та отримати значення видовження $\lambda_f = 9$, значення якого для сучасних літаків в межах від 8 до 15.

Аеродинамічно найкраща форма перерізу фюзеляжу це коло[18], але компоновання 3 сидінь у ширину у круглу форму міделя, зробить стелю нижчою ніж 190 см. Для забезпечення мінімальної площі міделя та ефективного використання внутрішнього простору фюзеляжу було вибрано поєднання форми еліпса та круга.

Розрахунок геометричних характеристик фюзеляжу було виконано з умовою використання батарей у нижній частині фюзеляжу та результати наведено у таблиці 3.1. та на рис. 3.2.

Таблиця 3.1.

№	Параметр	Значення
1.	Висота фюзеляжу	2.53 м
	Ширина фюзеляжу	18.5 м
	Довжина фюзеляжу	22.62 м
	Площа поперечного перерізу фюзеляжу	4.3 м ²
	Висота підлоги	0.52 м
	Висота стелі	1.9 м
	Компоновання сидінь:	
	- Висота сидіння	0.39 м
	- Висота спинки	0.79 м
	- Ширина сидіння	0.48 м
	- Ширина одного ряду	1.85 м
	- Ширина проходу	0.4 м
	- Крок сидінь	0.8 м
	Об'єм нижньої частини фюзеляжу	3.85 м ³

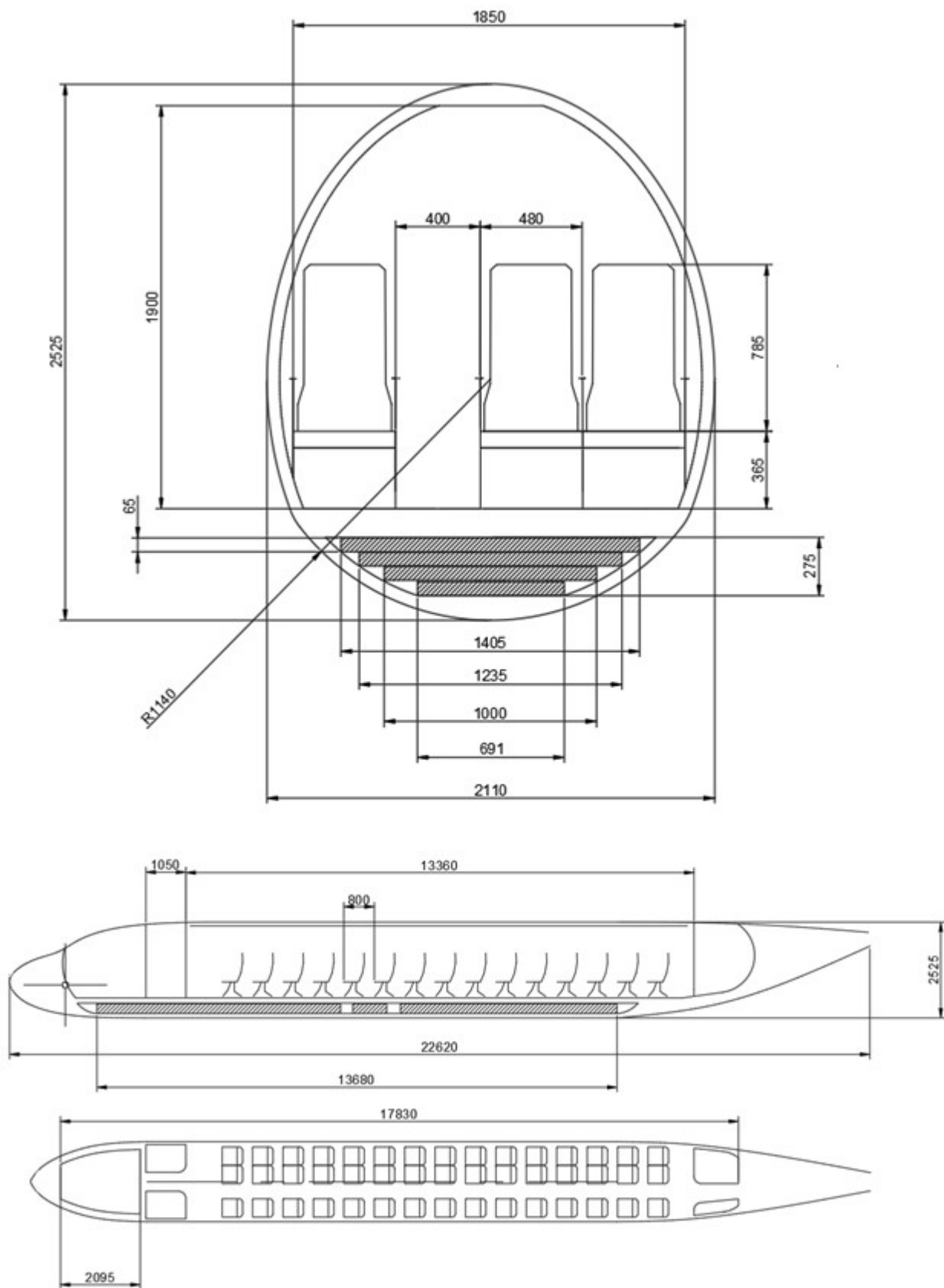


Рис. 3.2. Геометричні параметри фюзеляжу.

3.2. ПІДБІР ПРОФІЛЮ КРИЛА.

Поперечний перетин крила вертикальною площиною, називають аеродинамічним профілем. Від форми цього перетину залежать аеродинамічні характеристики об'єкта.

Основні геометричні параметри профілю є:

- b , довжина хорди;
- c , відносна товщина;
- f , відносна випуклість;
- x_c , x_f , відносне положення відносної товщини та відносної випуклості.

Вибір профілю крила опирається на порівнянні 7 профілів[19], з високим показником аеродинамічної якості. Геометричні параметри профілів наведені у таблиці 3.2.

Таблиця 3.2. Досліджувані профілі крила.

№	Профіль	c , %	f , %	x_c , %	x_f , %
1	Wortmann 74-130 WP2	13	4.3	43.5	46.7
2	EPPLER 668	13.9	4	37.3	47.8
3	EPPLER 393	11.5	4	32.3	46
4	Althaus AH 80-129	12.9	4.1	40.2	43.5
5	Eppler 434	13.3	4.3	38.6	38.6
6	Drela MRC-16	13.9	3	34.6	40.3
7	Eppler E207	12	2.5	29.6	38.6

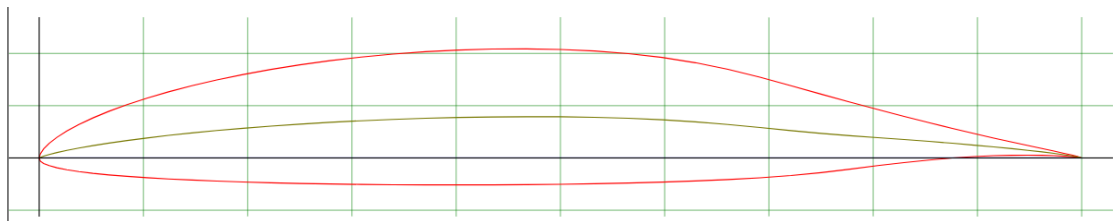


Рис. 3.3. Wortmann 74-130 WP2

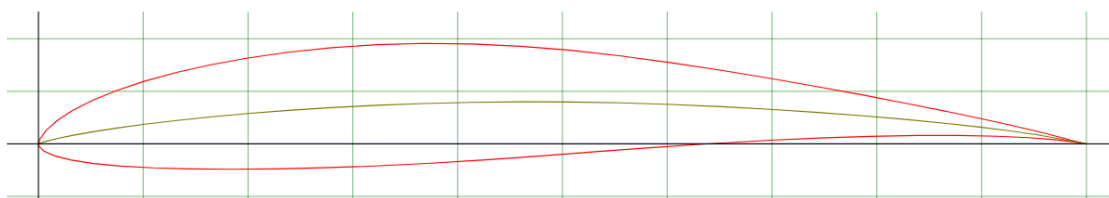


Рис. 3.4. EPPLER 668

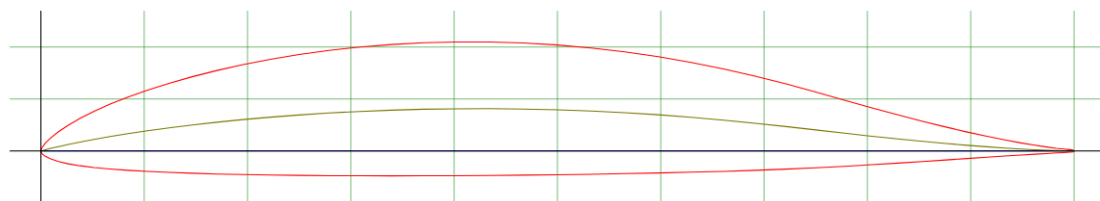


Рис. 3.5. EPPLER 393

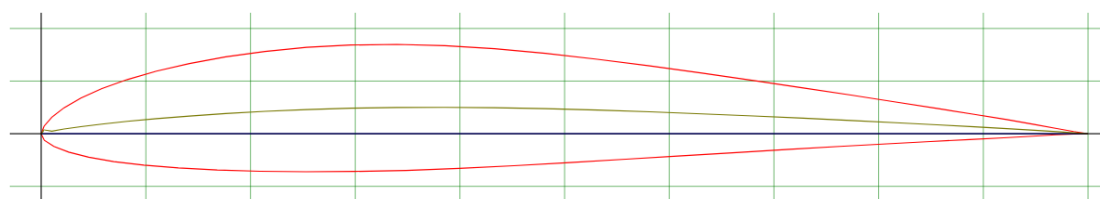


Рис. 3.6. Althaus AH 80-129

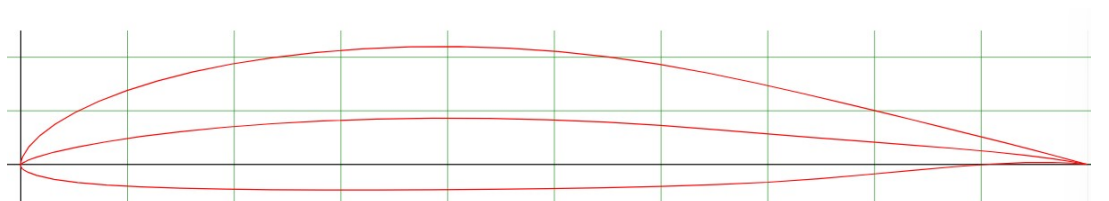


Рис. 3.7. Eppler 434

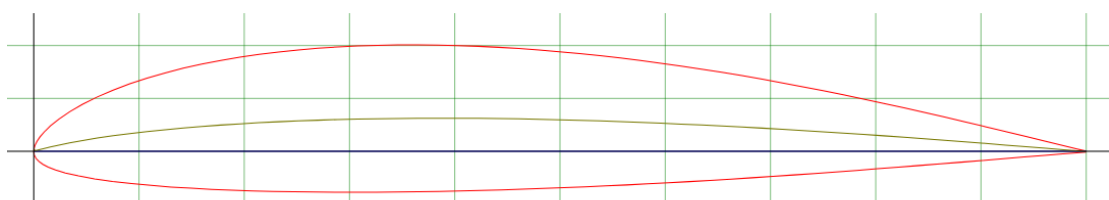


Рис. 3.8. Drela MRC-16

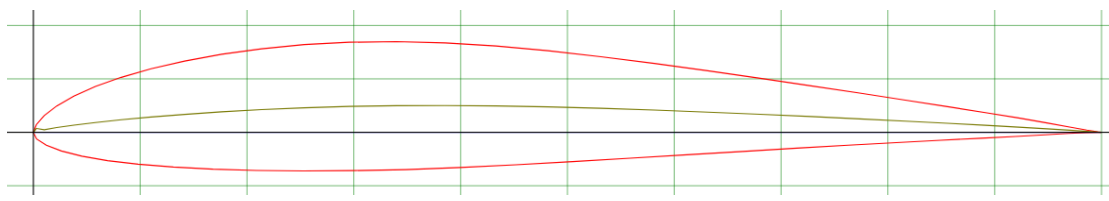


Рис. 3.9. Eppler E207

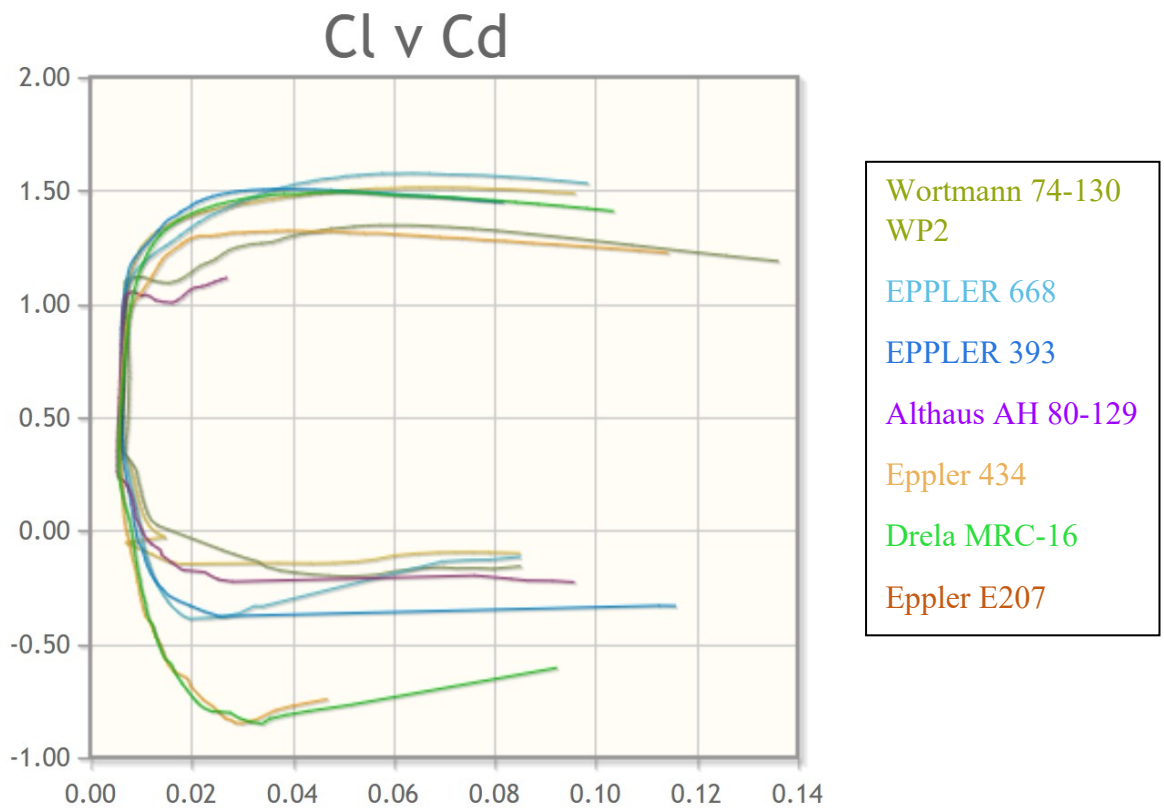


Рис. 3.10. Коефіцієнт лобового опору відносно коефіцієнту підйомної сили.

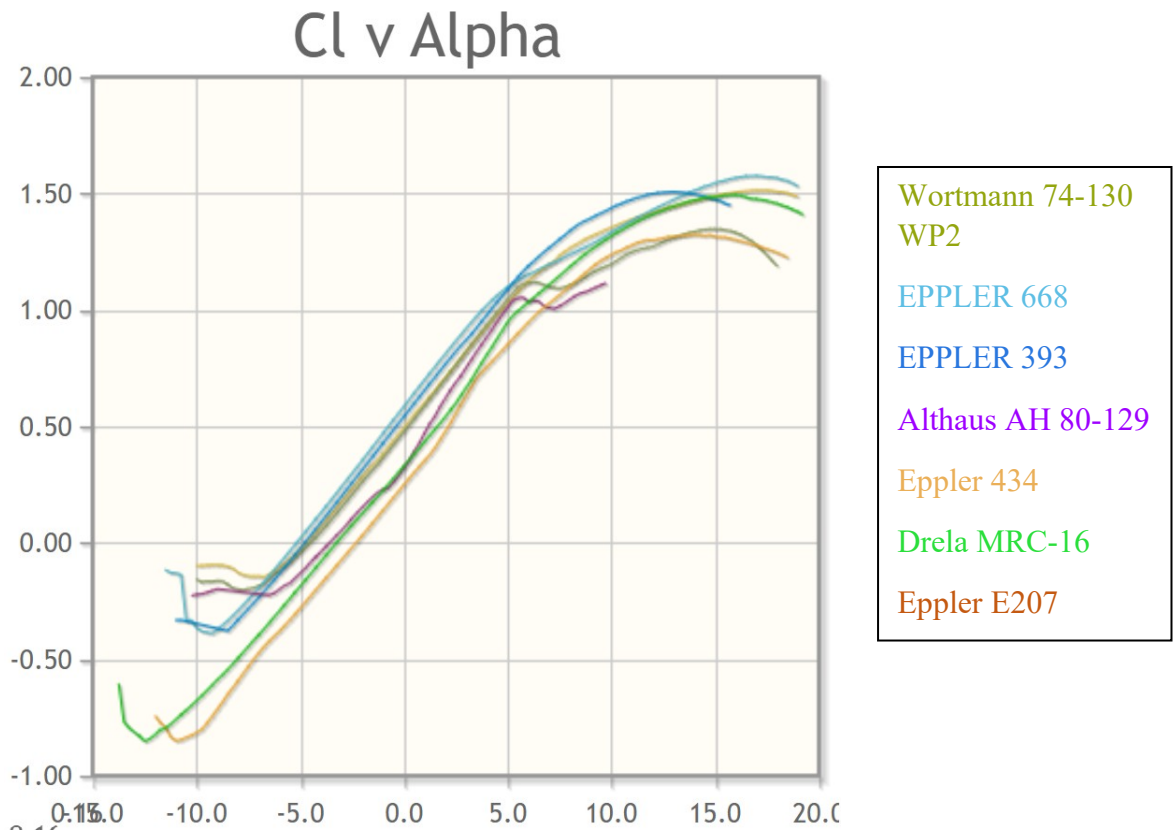
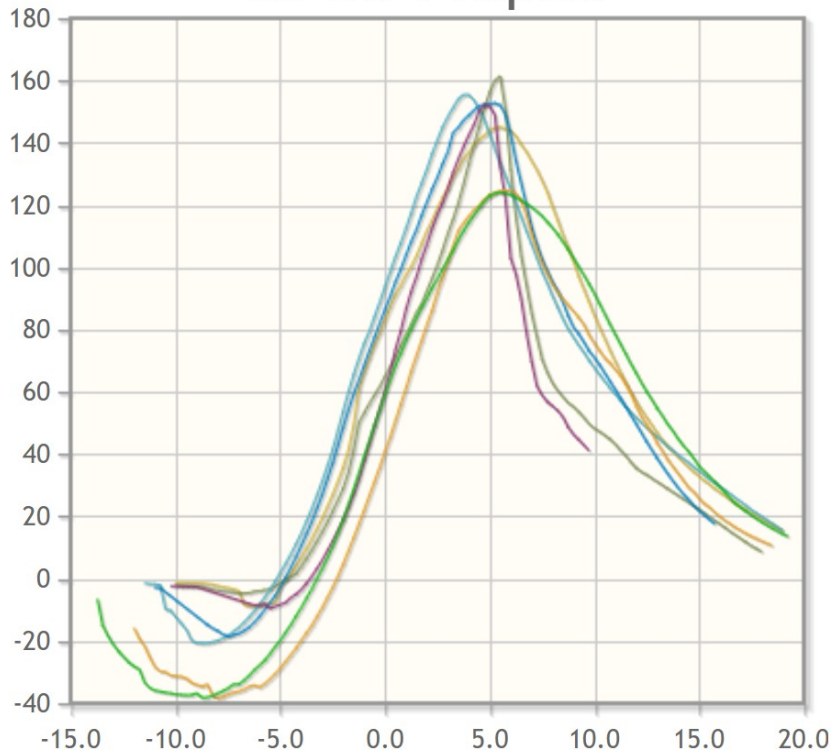


Рис. 3.10. Коефіцієнт підйомної сили відносно кута атаки.

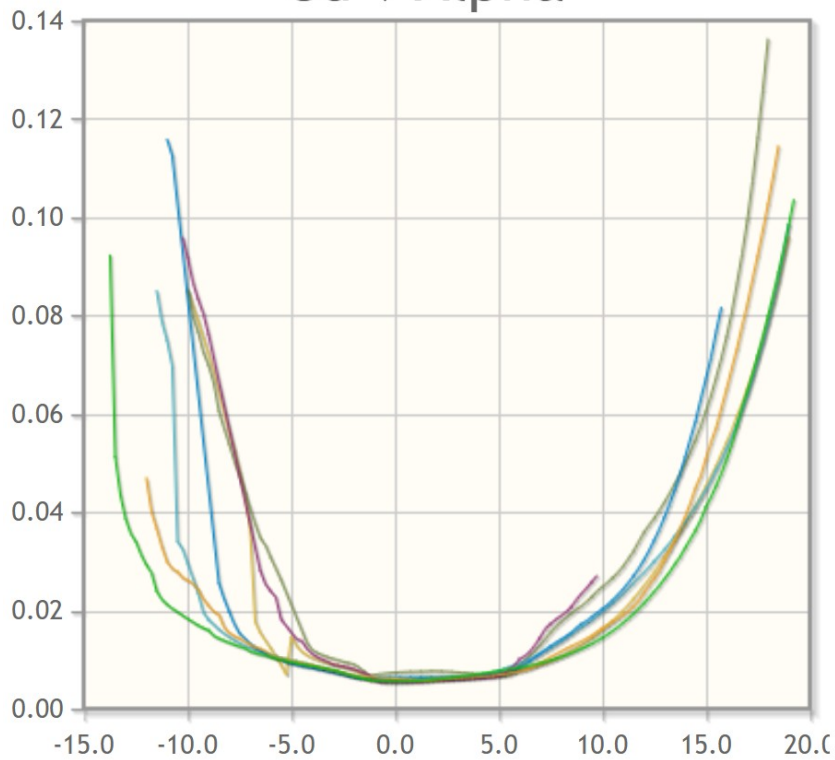
Cl/Cd v Alpha



Wortmann 74-130
WP2
EPPLER 668
EPPLER 393
Althaus AH 80-129
Eppler 434
Drela MRC-16
Eppler E207

Рис. 3.10. Аеродинамічна якість відносно кута атаки.

Cd v Alpha



Wortmann 74-130
WP2
EPPLER 668
EPPLER 393
Althaus AH 80-129
Eppler 434
Drela MRC-16
Eppler E207

Рис. 3.10. Коефіцієнт лобового опору відносно кута атаки.

За результатами порівняння було обрано аеродинамічний профіль EPPLER 434. Профіль має високий показник аеродинамічної якості та стабільні показники коефіцієнта підйомної сили при критичних кутах атаки.

3.3. ГЕОМЕТРИЧНІ ПАРАМЕТРИ КРИЛА.

Основне призначення крила - створення підйомної сили, необхідної для польоту літака. Крім того, крило забезпечує поперечну стійкість літака та несе на собі органи поперечного управління – елерони. До крила кріпляться засоби механізації та нерідко головні ноги шасі, гондоли двигунів, установки для кріплення ракет, бомб та підвісних паливних баків. Внутрішні обсяги крила використовують для розміщення палива, різного обладнання з комунікаціями[18].



Рис. 3.11. Крило Airbus A380.

Площа крила визначається з формули підйомної сили крила:

$$S_{кр} = \frac{2 * Y}{\rho * V^2 * C_y}$$

Де:

Y – підйомна сила крила, H .

ρ – густина повітря середовища, $кг/м^3$;

C_y – коефіцієнт підйомної сили;

V – швидкість польоту, м/с.

Так як головний елемент підйомної сили це крило, в стабільному горизонтальному польоті, значення підйомної сили крила еквівалентне вазі літака, але протилежне за напрямком:

$$P = Y$$

$$P = m \square_0 * g = 28800 * 9.8 = 282240 * H$$

Де:

$m \square_0$ – маса літака у першому наближенні, розрахована у розділі 2, кг.

g – прискорення вільного падіння, м/с²;

Густина повітря $\rho = 0.59 \text{ кг/м}^3$, для польоту на висоті 7000 метрів.

Кут встановлення крила (Рис. 3.12.) становить 3°, значення коефіцієнта підйомної сили C_y для обраного профіля EPPLER 434 – 0.645.

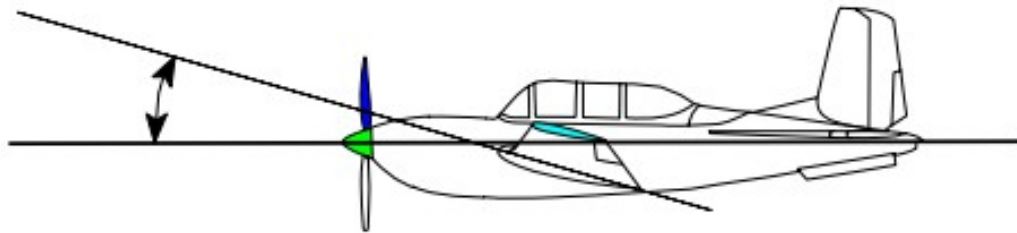


Рис. 3.12. Кут встановлення крила.

$$S_{кр} = \frac{2 * Y}{\rho * V^2 * C_y} = \frac{2 * 282240}{0.59 * 150^2 * 0.645} = 64.65 \text{ м}^2$$

Для форми крила обрано трапецієподібну з прямокутним центропланом. Трапецієподібні крила мають перевагу у відносній масі конструкції, використання прямокутного центроплана дозволяє розмістити додатковий пакет батарей та два двигуни у міжлонжеронний простір.

Стрілоподібність для дозвукових швидкостей не є доцільною, тому кут стрілоподібності 0°.

Видовження крила $\lambda_{кр} = 13.95$. Значне видовження крила дозволяє збільшити поперечну стійкість та зменшити індуктивний опір.

Звуження крила відбувається після осі розташування двигуна та складає $\eta_{кр} = 1.7$.

Поперечний кут крила становить 3° , для збільшення поперечної стійкості літака.

Середня аеродинамічна хорда крила (САХ) – це хорда рівного за площею еквівалентного прямокутного крила без кручення і з постійним по розмаху профілем, що характеризується тими ж само величинами аеродинамічних сил і повздовжніх моментів, що і дане крило довільної форми в плані.

Визначення САХ від’ємної частини крила аналітичним методом:

$$b_A = \frac{2}{3} b_0 \left(1 + \frac{1}{\eta_{кр} (1 + \eta_{кр})} \right) = \frac{2}{3} 2550 = 2.07 \text{ м}$$

Геометричні характеристики наведені на рис. 3.13.

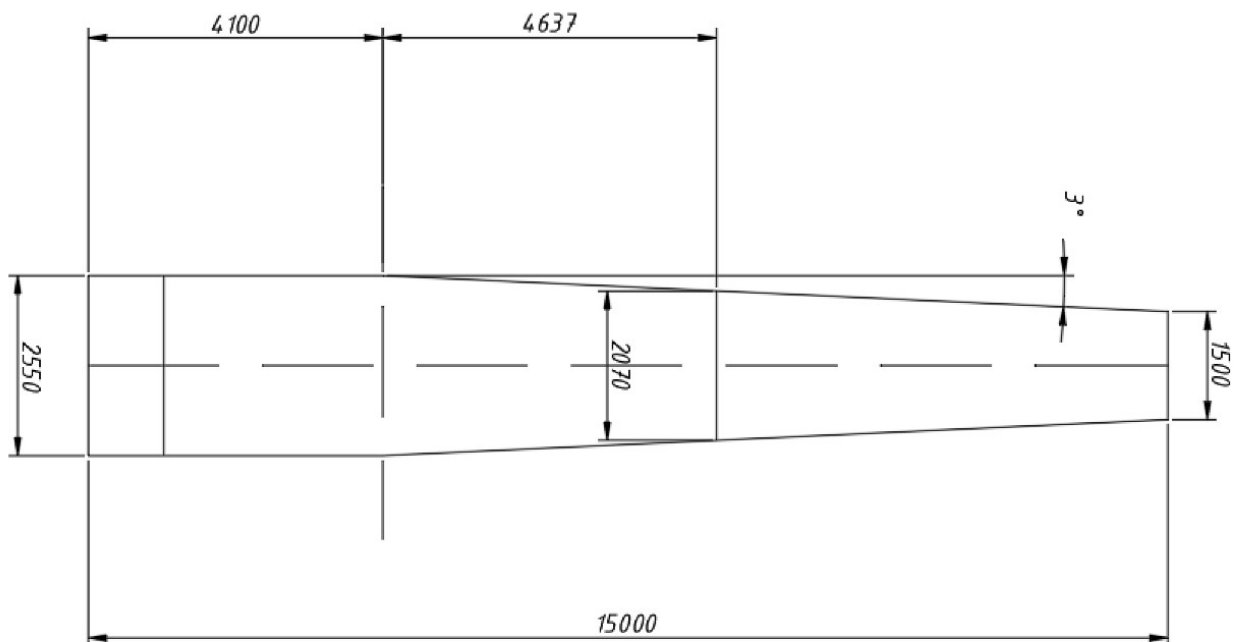


Рис. 3.13. Геометричні характеристики крила.

3.4. ГЕОМЕТРИЧНІ ПАРАМЕТРИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕННЯ

Поздовжня стійкість і керованість літака забезпечується ефективністю горизонтального оперення (ГО) і руля висоти (РВ), що досягається відповідним плечем $L_{ГО}$ і площею $S_{ГО}$.

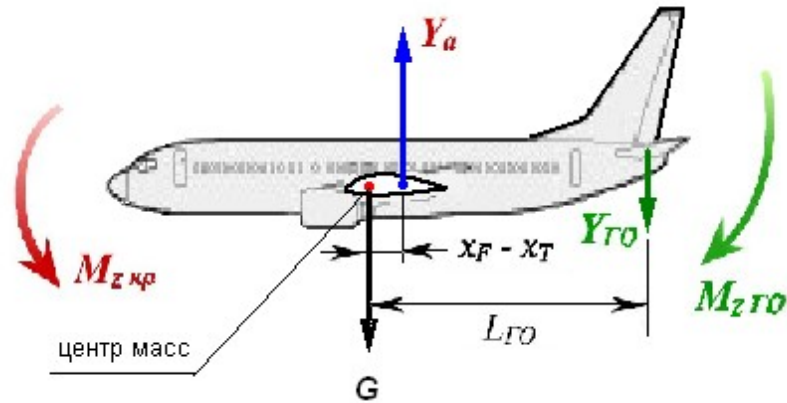


Рис. 3.13. Повздовжня стійкість та керованість літака.

Для розрахунку скористаємось віднесеними значеннями величин [3] $\bar{L}_{ГО}$ і $A_{ГО}$ з таблиці 5.

Площу горизонтального оперення можна визначити у першому наближенні як:

$$S_{ГО} = \frac{A_{ГО} S_{кр}}{\bar{L}_{ГО}} = \frac{0.7 * 64.7}{3.4} = 13.3 \text{ м}^2$$

Подовження $\lambda_{ГО} = 5.2$, звуження $\eta_{ГО} = 1.66$ та кут стрілоподібності $\chi = 17^\circ$ ґрунтуючись на значеннях аналогів.

Розмах ГО:

$$l_{ГО} = \sqrt{S_{ГО} * \lambda_{ГО}} = \sqrt{13.3 * 5.2} = 8.2 \text{ м}$$

Кінцева хорда ГО:

$$b_{кцГО} = \frac{2 S_{ГО}}{l_{ГО} * (1 + \eta_{ГО})} = \frac{2 * 13.3}{8.2 * (1 + 1.66)} = 1.2 \text{ м}$$

Коренева хорда ГО:

$$b_{0ГО} = \eta_{ГО} * b_{кцГО} = 1.66 * 1.2 = 2 \text{ м}$$

Результати проектування ГО, наведені на рис. 3.15.

Таблиця 3.3. Статистичні значення коефіцієнтів статичних моментів і відносних плеч.

Типи літаків	$A_{ГО}$	$A_{ВО}$	$\bar{L}_{ГО}$	$\bar{L}_{ВО}$
Легкі літаки	0,6..1,1	0,03..0,07	2..2,5	$\bar{L}_{ВО} = \frac{\bar{L}_{ГО} * b_A}{l_{кр}}$
Магістральні з ТВД	0,8..0,9	0,05..0,08	2..3	
Магістральні з ТРДД	0,65..0,8	0,08..0,12	2,5..3,5	
Важкі транспортні з прямим крилом	0,45..0,55	0,05..0,09	2..3	
Важкі транспортні зі стрілоподібним крилом	0,5..0,6	0,06..0,10	2,5..3,5	

3.5. ГЕОМЕТРИЧНІ ПАРАМЕТРИ ВЕРТИКАЛЬНОГО ОПЕРЕННЯ.

Курсова стійкість і керованість літака забезпечується ефективністю вертикального оперення (ВО) і руля напрямку (РН), що досягається відповідним плечем $L_{ВО}$ і площею $S_{ВО}$.

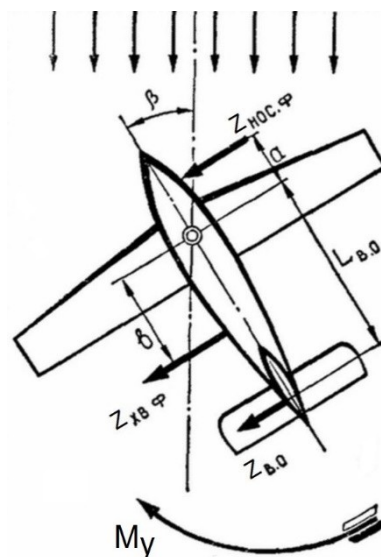


Рис. 3.14. Курсова стійкість та керованість літака.

Для розрахунку скористаємось віднесеними значеннями величин [3] $\bar{L}_{ВО}$ і $A_{ВО}$ з таблиці 5.

$$\bar{L}_{BO} = \frac{\bar{L}_{ГО} * b_A}{l_{кр}} = \frac{3.4 * 2.07}{30} = 0.234$$

Площу вертикального оперення можна визначити у першому наближенні як:

$$S_{BO} = \frac{A_{BO} S_{кр}}{\bar{L}_{BO}} = \frac{0.034 * 64.7}{0.234} = 9.4 \text{ м}^2$$

Подовження $\lambda_{BO} = 1.33$, звуження $\eta_{BO} = 2.33$ та кут стрілоподібності $\chi = 37^\circ$ ґрунтуючись на значеннях аналогів.

Висота ВО:

$$h_{BO} = \sqrt{S_{BO} * \lambda_{BO}} = \sqrt{13.3 * 5.2} = 3.53 \text{ м}$$

Кінцева хорда ВО:

$$b_{кцВО} = \frac{2 S_{BO}}{h_{BO} * (1 + \eta_{BO})} = \frac{2 * 9.4}{3.53 * (1 + 2.33)} = 1.6 \text{ м}$$

Коренева хорда ВО:

$$b_{0BO} = \eta_{BO} * b_{кцВО} = 2.33 * 1.6 = 3.7 \text{ м}$$

Результати проектування ВО, наведені на рис. 3.15.

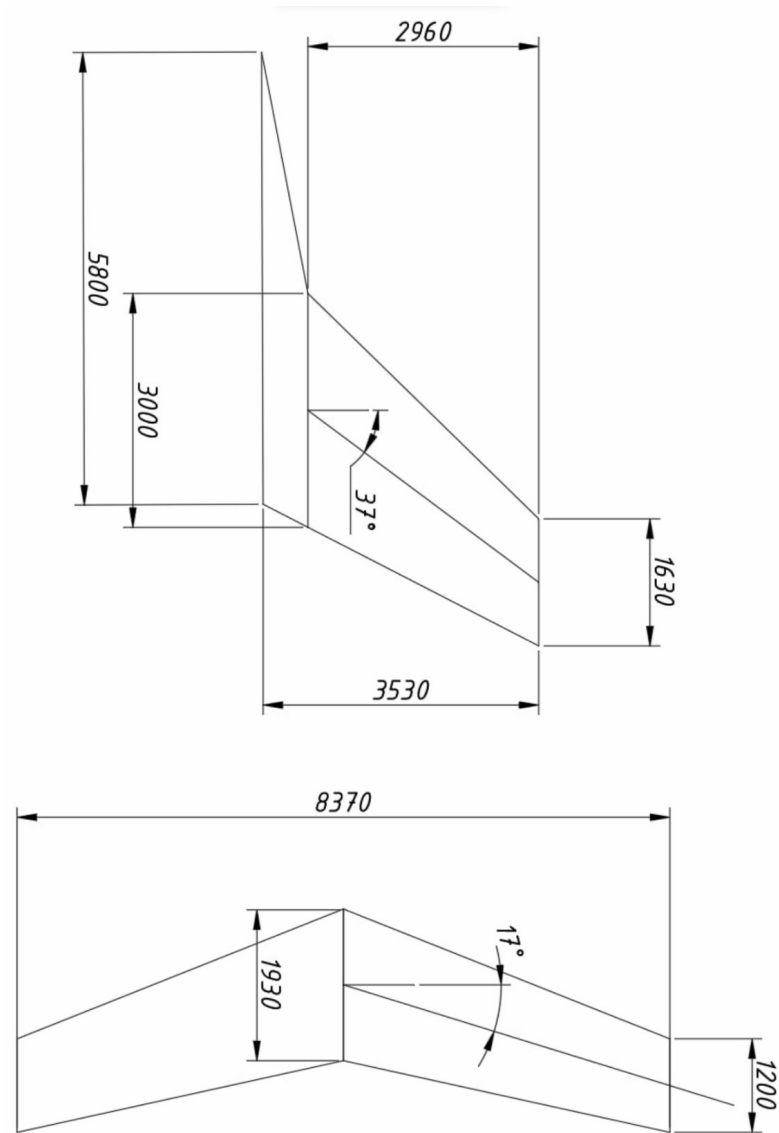


Рис. 3.15. Геометричні характеристики ГО та ВО.

3.6. ВИСНОВКИ ПО РОЗДІЛУ.

В даному розділі розраховано геометричні характеристики ЛАЕСУ. Для фюзеляжу було обрано форму міделя, компонування внутрішнього простору фюзеляжу та розраховано його основні розміри.

На основі дослідження аеродинамічних профілів, було вибрано профіль для крила EPPLER 434. Враховуючи аеродинамічні характеристики профіля та розраховану масу у другому розділі, розраховано площу крила та основні геометричні параметри. Форма крила – трапецієподібна.

Опираючись на характеристики крила, було розраховано горизонтальне та вертикальне оперення.

4. РОЗРАХУНОК АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАКА.

4.1. МЕТОДИ ВИЗНАЧЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК.

Аеродинамічні характеристики літака можна визначити різними методами:

Аналітичний метод

Метод використання формул аерокосмічної техніки на основі даних для опису використовуваних аеродинамічних профілів, параметрів крил та інших частин планера. У цьому методі використовуються двоетапні розрахунки, тобто обчислення підйомної сили крила до аеродинамічного опору, а потім підйомної сили до лобового опору всього літака.

Експериментальний метод

Метод, який використовує випробування в аеродинамічній трубі. Створені в заданому масштабі досліджувані моделі випробовуються в аеродинамічній трубі, а результати конвертуються відповідним чином, щоб отримати значення, що відповідають літакам реальних розмірів.[]



Рис. 4.1. Аеродинамічна труба NASA.

Числовий метод

Обчислювальна аеродинаміка (CFD) – розділ механіки суцільних

середовищ, яка використовує чисельний аналіз та структури даних для вирішення та аналізу проблем, пов'язаних з рухом рідин.

Чисельний розрахунок дозволяє отримати швидкість, тиск, густину, ступінь турбулентності в кожній точці розрахункової області з досить високою точністю, а також інтегральні характеристики – сили і моменти, що діють на тверде тіло.

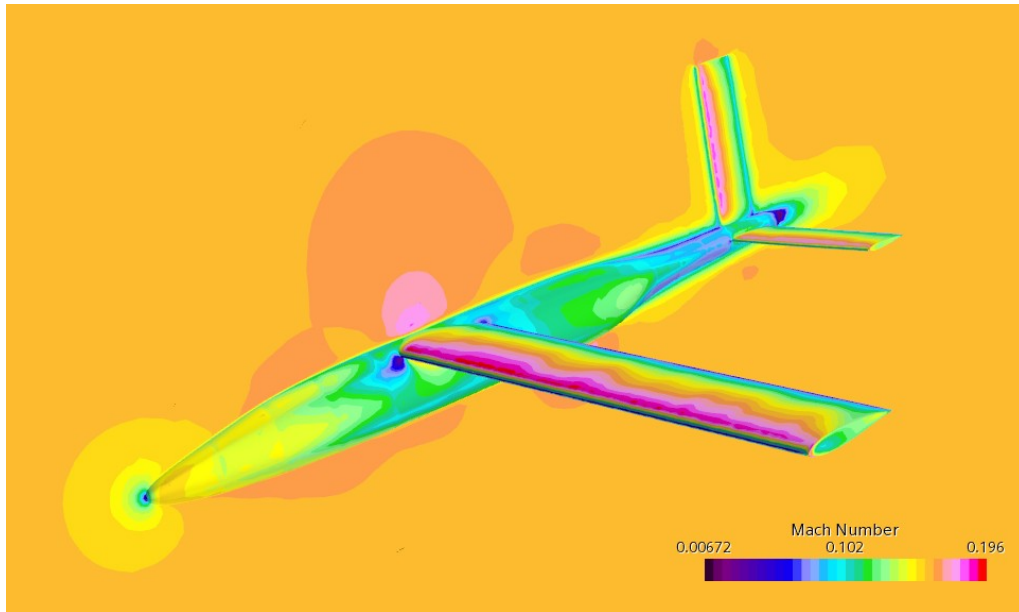


Рис. 4.2 Аеродинамічний розрахунок БПЛА числовими методами.

В даній роботі використаний саме чисельний метод, він є оптимальним рішенням для розрахунку поставлених задач. Так як аналітичним методом важко вирішити складну геометрію тіла, а експериментальний метод потребує спеціального обладнання та ресурсів.

4.2. ФІЗИЧНА МОДЕЛЬ ТА СІТКА.

Для розрахунку використані наступні фізичні моделі:

Простір – тривимірна модель простору, для роботи з тривимірною сіткою.

Матеріал – газ, а саме повітря, для висоти у 7000 метрів має наступні значення:

- Динамічна в'язкість: $1.561 \cdot 10^{-5}$ Па·с;
- Густина: 0.59 кг/м³.

Модель пливу – зв’язаний потік, модель пов’язаного потоку розв’язує рівняння збереження маси та імпульсу одночасно за допомогою підходу псевдокрокування в часі (надає початкове припущення для ітерації розрахунку диференціальних рівнянь).

Рівняння стану – постійна густина, густина незмінна в усьому континуумі.

Час – стаціонарний, концепція фізичного кроку в часі не має сенсу.

В’язкість – турбулентна модель потоку.

Модель турбулентності - Моделі турбулентності Нав’є-Стокса, усереднені за Рейнольдсом (НСУР). Моделі турбулентності НСУР забезпечують краще сходження для рівнянь, які керують перенесенням середніх величин потоку.

Тип РУНС – модель Спаларта-Аллмараса. Дозволяє обчислювати модифіковану дифузію для сходження рівнянь.

Метод пристінкових функцій – змішаний, будує граничний шар в залежності від якості сітки.

Область симуляції

Область симуляції представлена круговим прямим циліндром з розмірами $r = 75 \text{ м}$, $h = 160 \text{ м}$ та розміщеною моделлю літака в центрі.

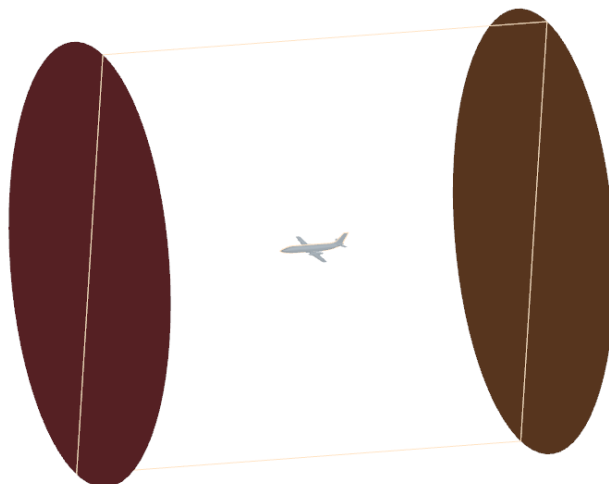


Рис. 4.3. Область симуляції.

Кругові поверхні циліндра є виходом та входом потоку. Границя входу має значення круїзної швидкості літака 150 м/с, а границя виходу нульовий тиск.

Об'єкт дослідження

Модель регіонального електричного літака спроектованого у попередніх розділах роботи, усі розміри наведені у креслені 1 в додатку до роботи.



Рис. 4.4. Тривимірна твердотільна модель електролітака.

Сітка

Для побудови сітки було обрано тримерний генератор елементів сітки, який забезпечує надійний і ефективний метод створення високоякісної сітки як для простих, так і для складних проблем створення сітки.

Опцію генерування граничного призматичного шару має поверхня літака, відстань граничного шару від поверхні складає 0.1 метр.

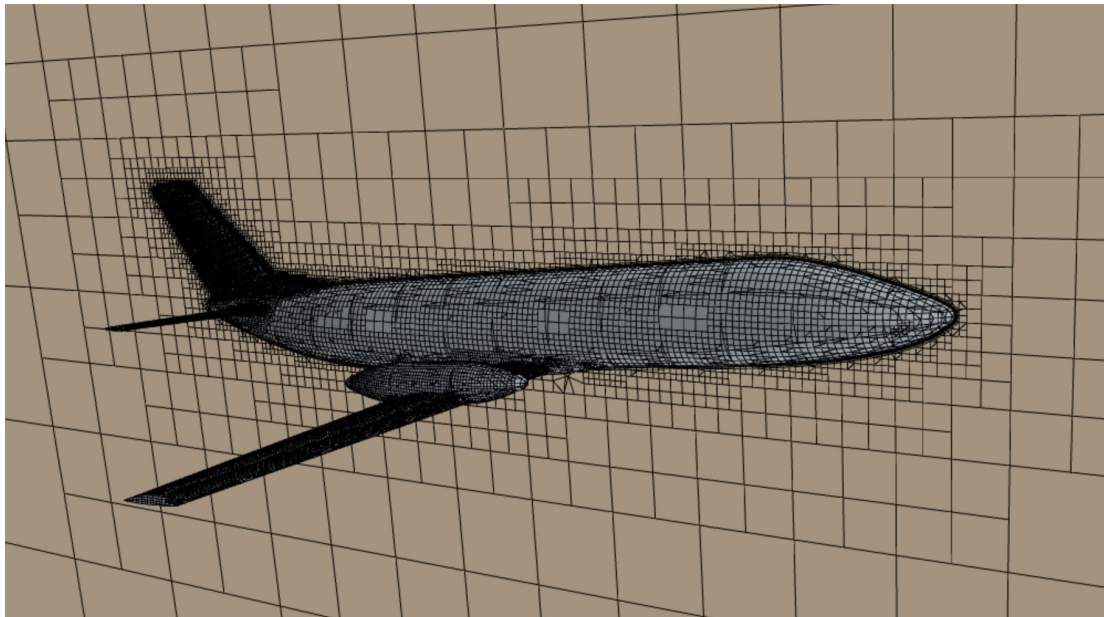


Рис. 4.4. Результат генерації сітки.

Загальна кількість елементів складає 980 тис., мінімальний розмір елемента 0.01 метр.

Кількість ітерацій

При тестуванні симуляції, її збіжність досягається після 120 кроку, але для розрахунку вибрано значення у 180 кроків на випадок помилкових ітерацій.

4.3. РЕЗУЛЬТАТИ РОЗРАХУНКУ.

Мета розрахунку, це визначення аеродинамічних характеристик об'єкта досліджень на різних кутах атаки. Розрахунок проводився на області кутів атаки від -7° до 15° з кроком в 1° , всього 23 випадки. Обчислення тривали 9 годин та 35 хвилин, на один випадок припадає в середньому 25 хвилин.

Таблиця 4.1. Аеродинамічні характеристики отримані у результаті розрахунку.

Кут атаки	C_x	C_y	F_x	F_y	K	M_z
-7	0,0431 57	- 0,1775 6	63446, 23	- 261034	- 4,1142 6	611438
-6	0,0327 05	- 0,1365 8	48192, 8	- 201261	- 4,1761 7	534714 ,9
-5	0,0229	-	33837,	-	-	447877

	14	0,0882 7	16	130354	3,8524 1	
-4	0,0155 96	- 0,0331 3	23064, 79	- 48997, 9	- 2,1243 6	384244
-3	0,0111 1	0,0235 45	16448, 71	34857, 94	2,1191 9	330146 ,9
-2	0,0075 9	0,0795	11253, 89	117871	10,473 67	273689 ,6
-1	0,0077 95	0,1350 49	11563, 59	200328	17,324 04	221509 ,4
0	0,0072 65	0,1955 78	10782, 68	290266 ,4	26,919 68	171251 ,7
1	0,0079 57	0,2536 26	11814, 31	376582 ,6	31,875 12	133354 ,2
2	0,0096 75	0,3136 93	14364, 36	465717 ,3	32,421 73	88126, 43
3	0,0118 42	0,3687 12	17571, 15	547114 ,3	31,137 08	53739, 7
4	0,0145 2	0,4251 44	21529, 78	630386 ,9	29,279 76	18624, 82
5	0,0179 66	0,4809 83	26612, 54	712460 ,9	26,771 63	- 12630, 9
6	0,0223 27	0,5365 5	33034, 58	793864 ,9	24,031 33	- 66849, 7
7	0,0272 98	0,5865 64	40327, 92	866558 ,5	21,487 81	- 105985
8	0,0337 44	0,6427 55	49725, 81	947175	19,047 95	- 147377
9	0,0409 32	0,6871 76	60239, 39	101132 4	16,788 42	- 193639
10	0,0512 58	0,6916 6	75227, 02	101509 7	13,493 78	- 229418
11	0,0620 17	0,6567 77	90767, 41	961246	10,590 21	- 276529
12	0,0774 92	0,6388 41	113087 ,7	932286 ,4	8,2439 24	- 402624
13	0,0899 79	0,5913 09	130799 ,4	859566	6,5716 35	- 409206
14	0,1045 79	0,5763 58	151467 ,9	834775 ,3	5,5112 37	- 486969
15	0,1192 64	0,5761 32	172039 ,2	831071 ,7	4,8307 12	- 534726

Розподіл тиску при куті атаки 0° Рисунок 4.6, -7° Рисунок 4.5, 15°
Рисунок 4.5:

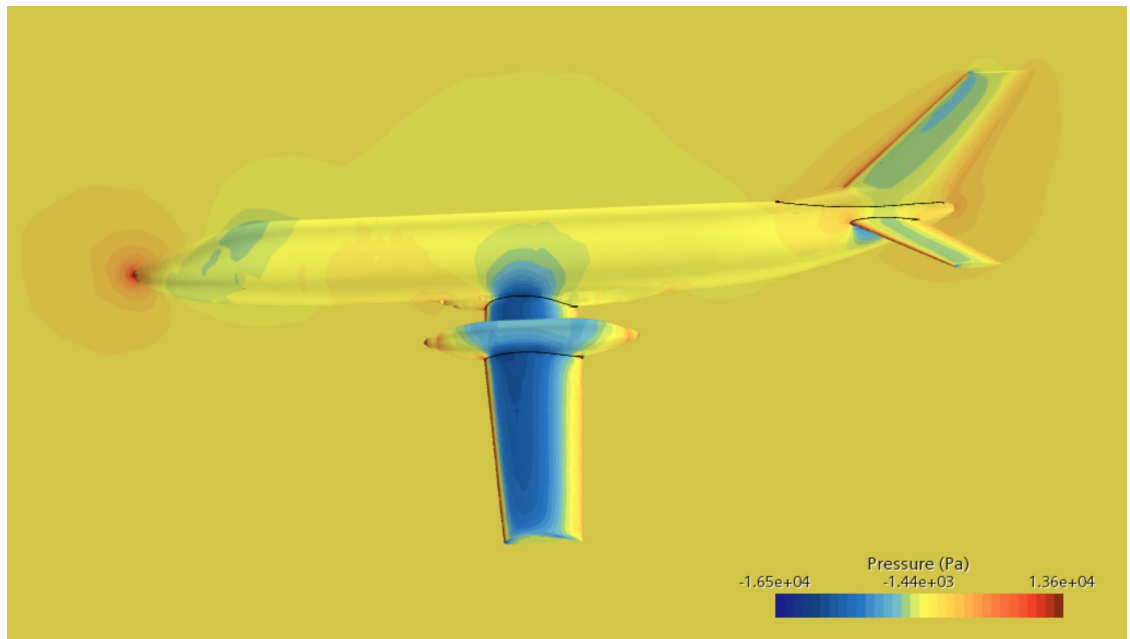


Рис. 4.5. Розподіл тиску при куті атаки 0° .

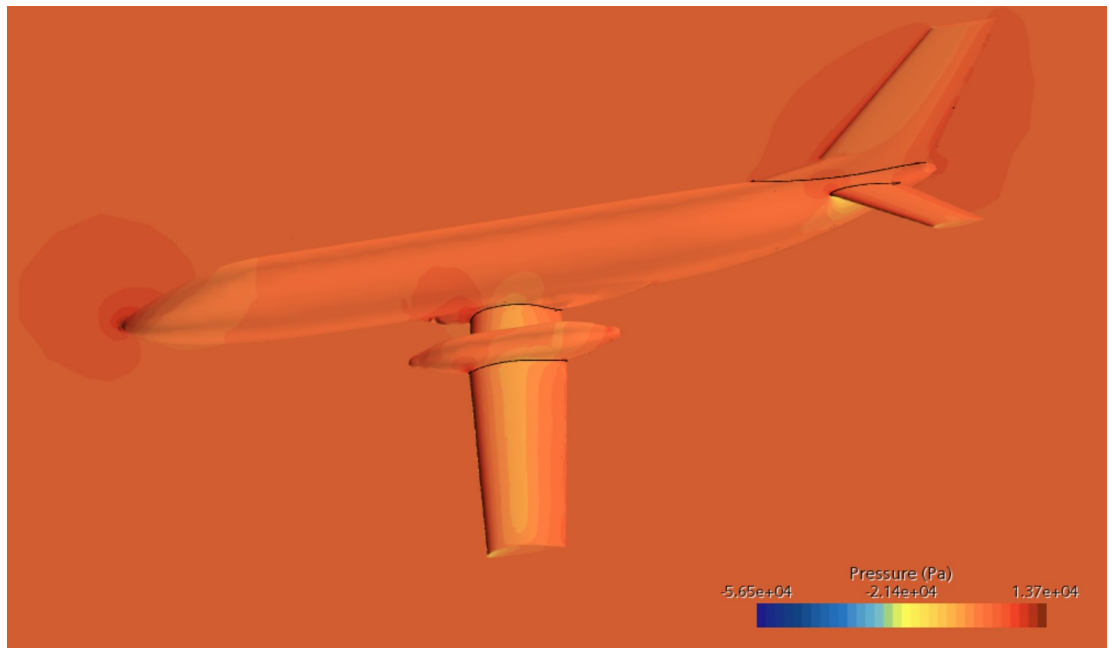


Рис. 4.6. Розподіл тиску при куті атаки -7° .

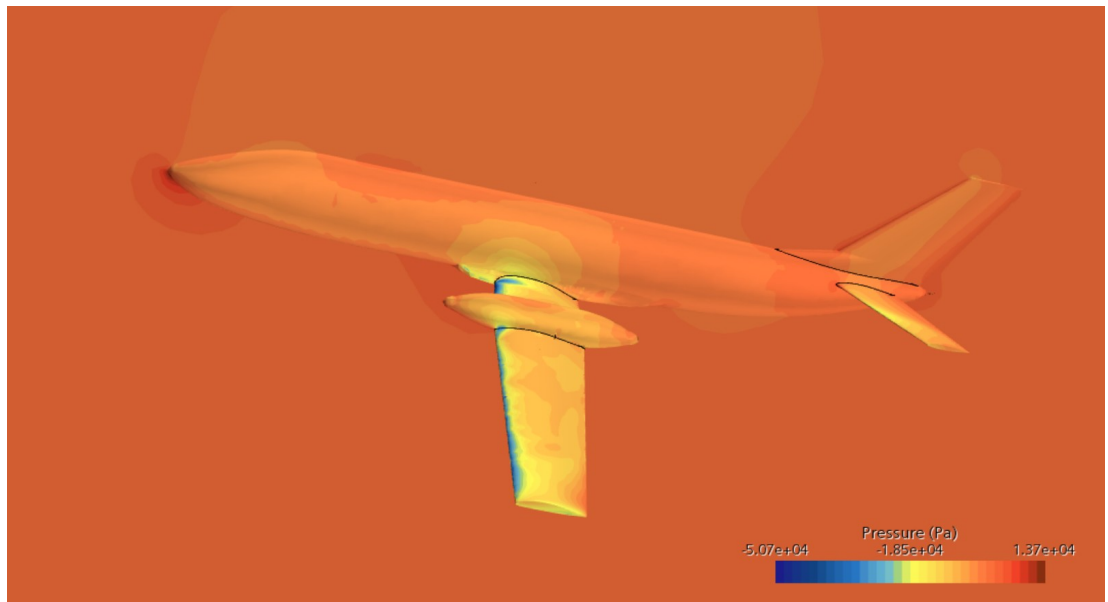
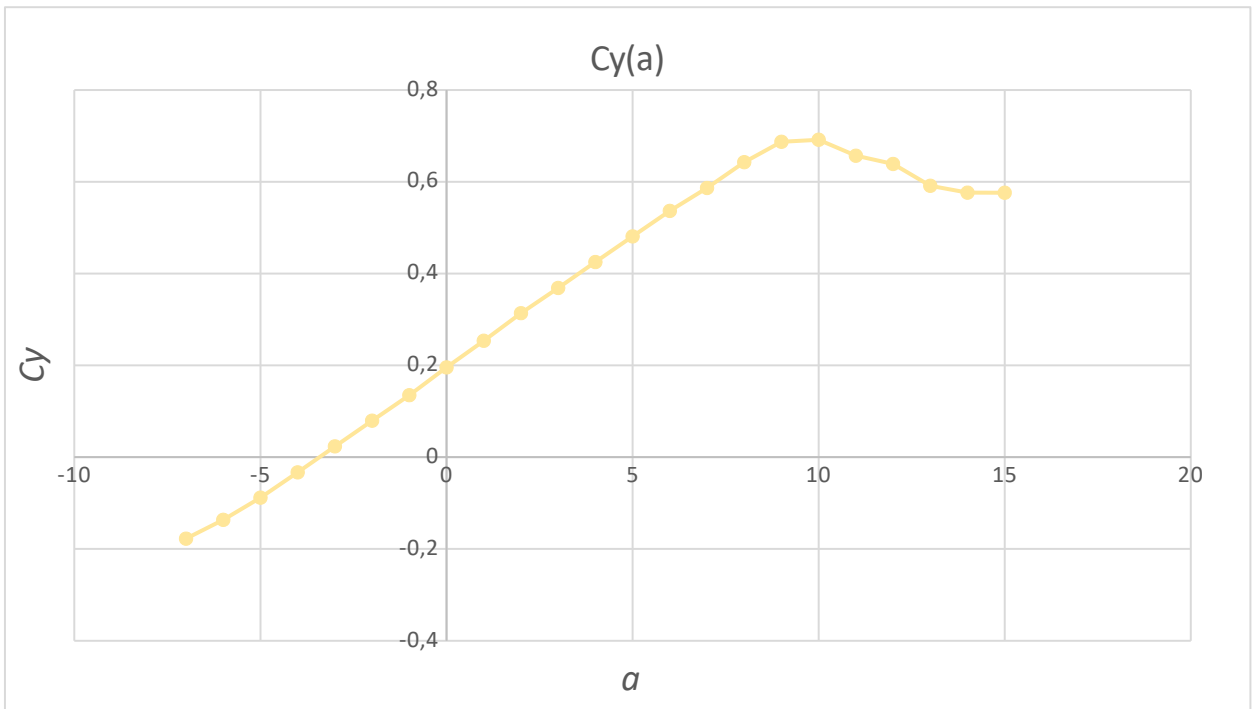
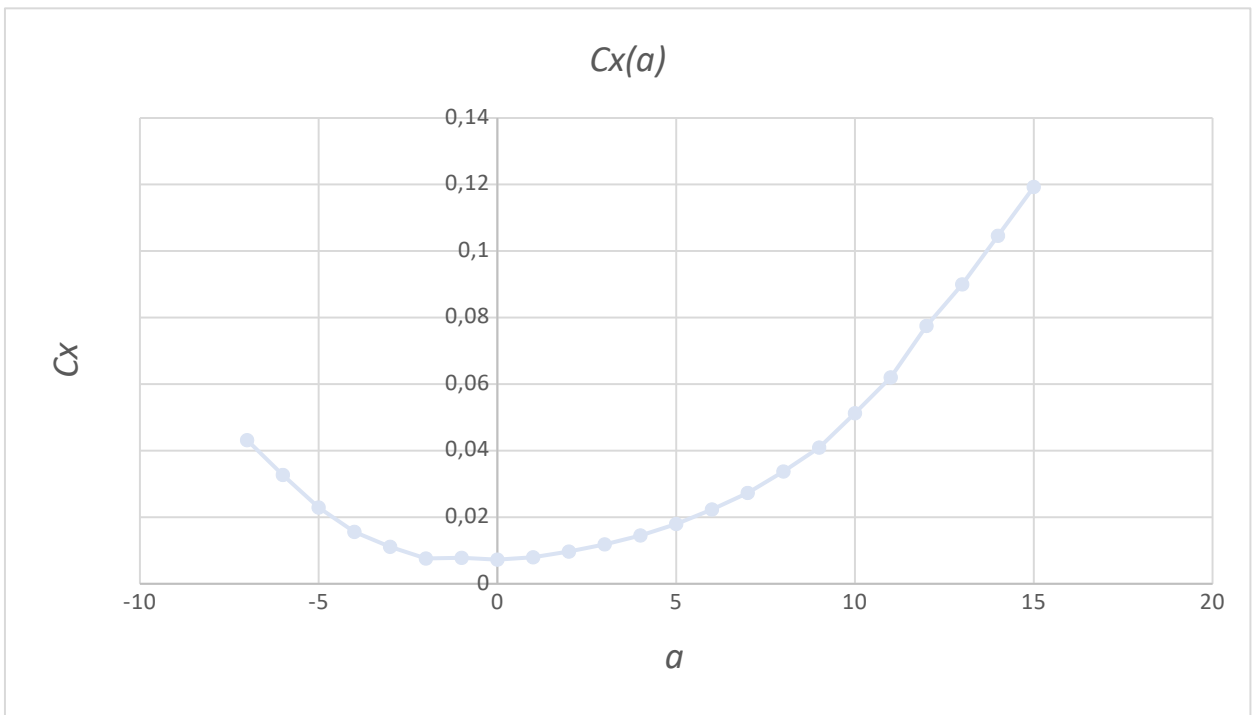


Рис. 4.7. Розподіл тиску при куті атаки 15° .

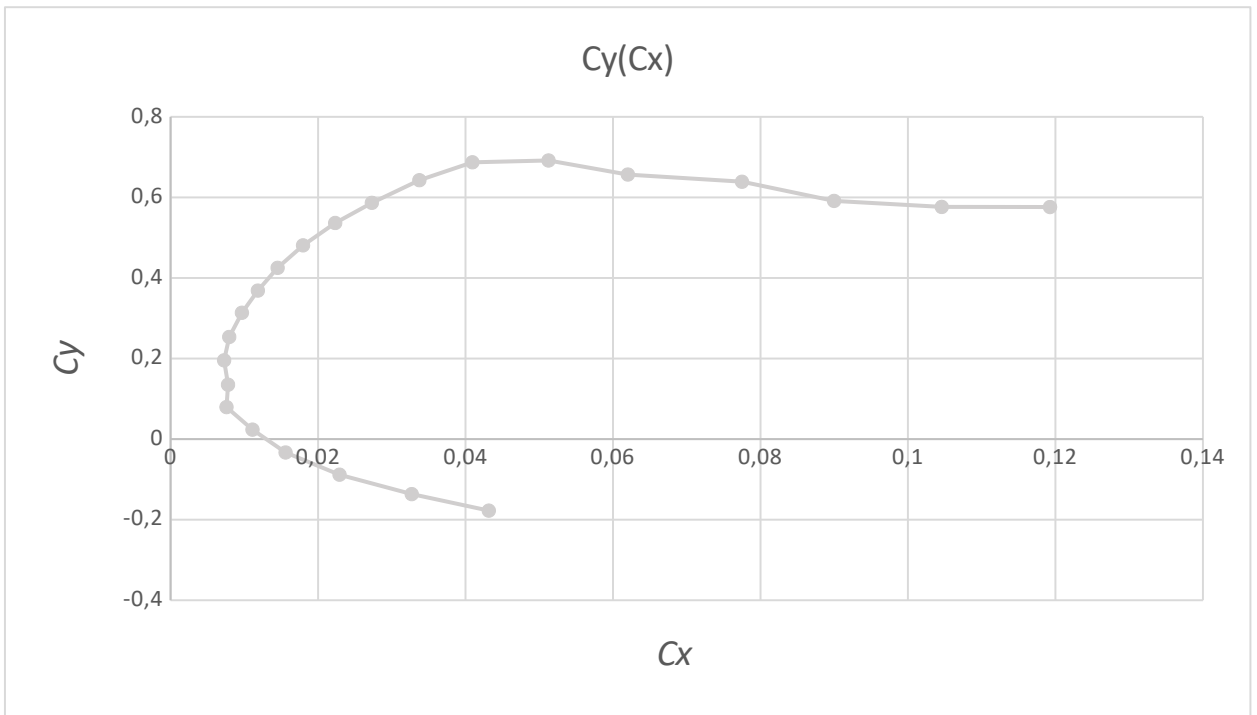
Графіки основних співвідношень аеродинамічних показників:



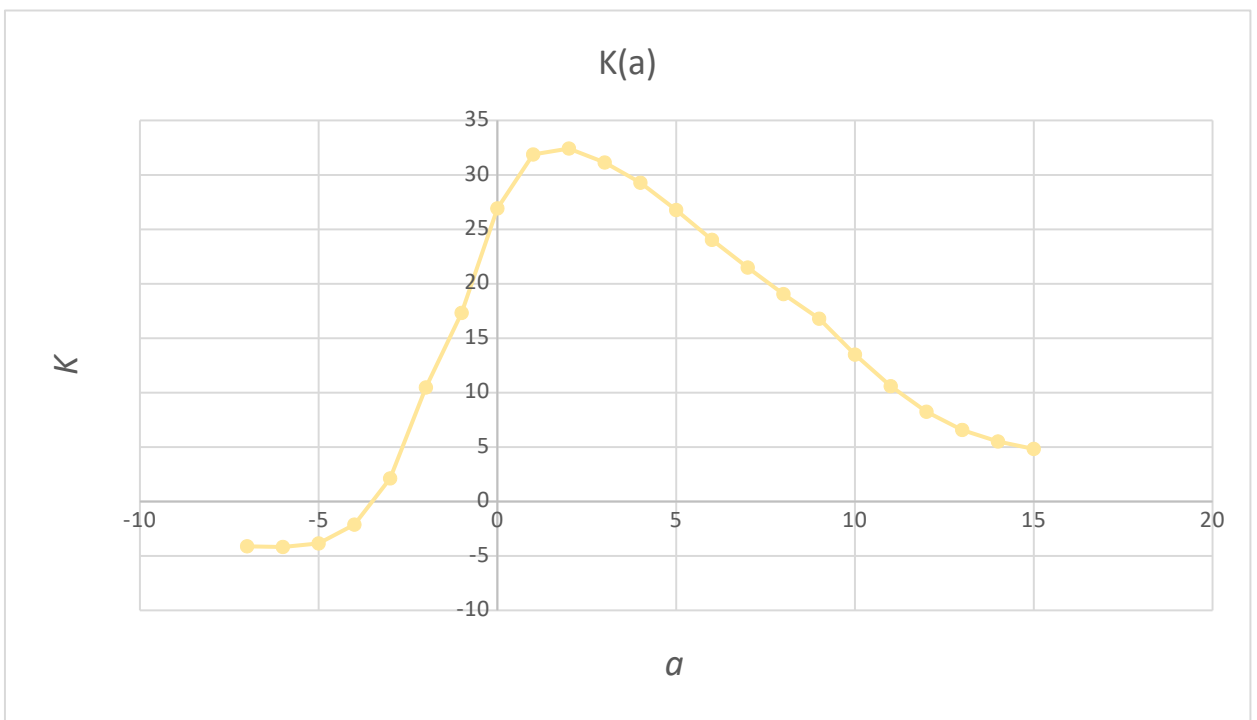
Графік 4.1. Коефіцієнт підйомної сили C_y відносно кута атаки a :



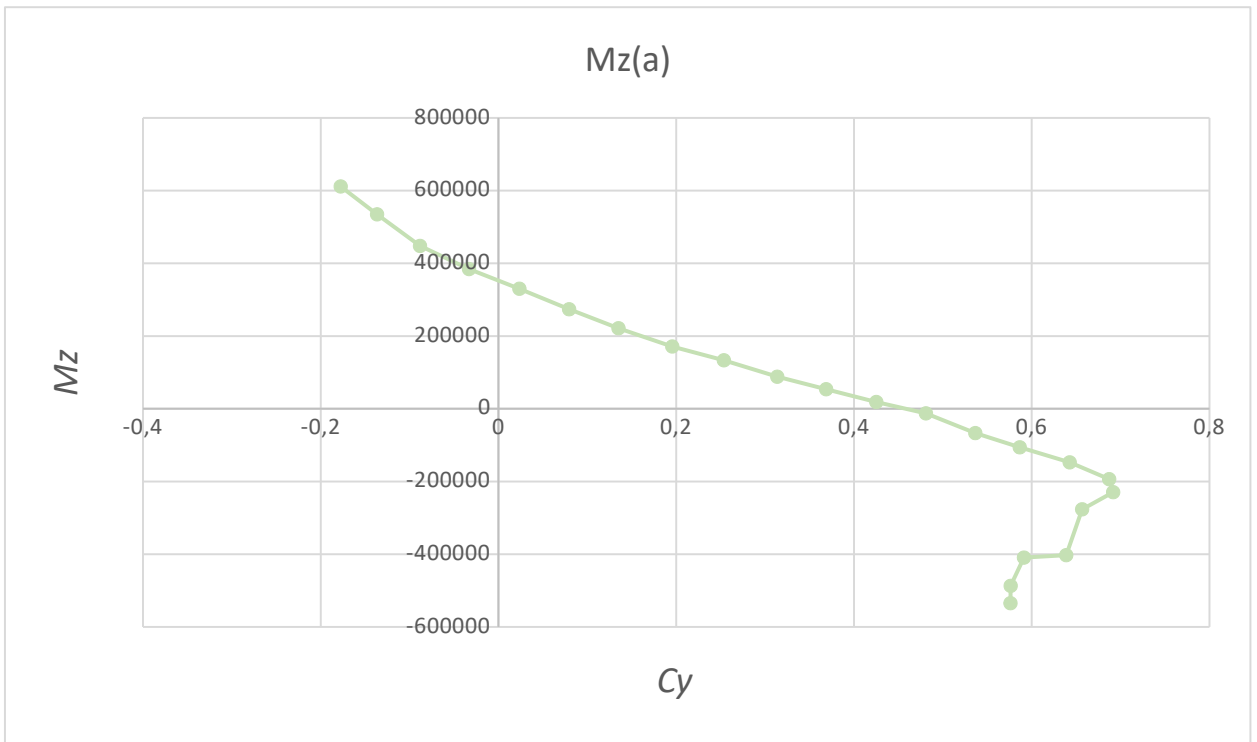
Графік 4.2. Коефіцієнт лобового опору C_x відносно кута атаки a .



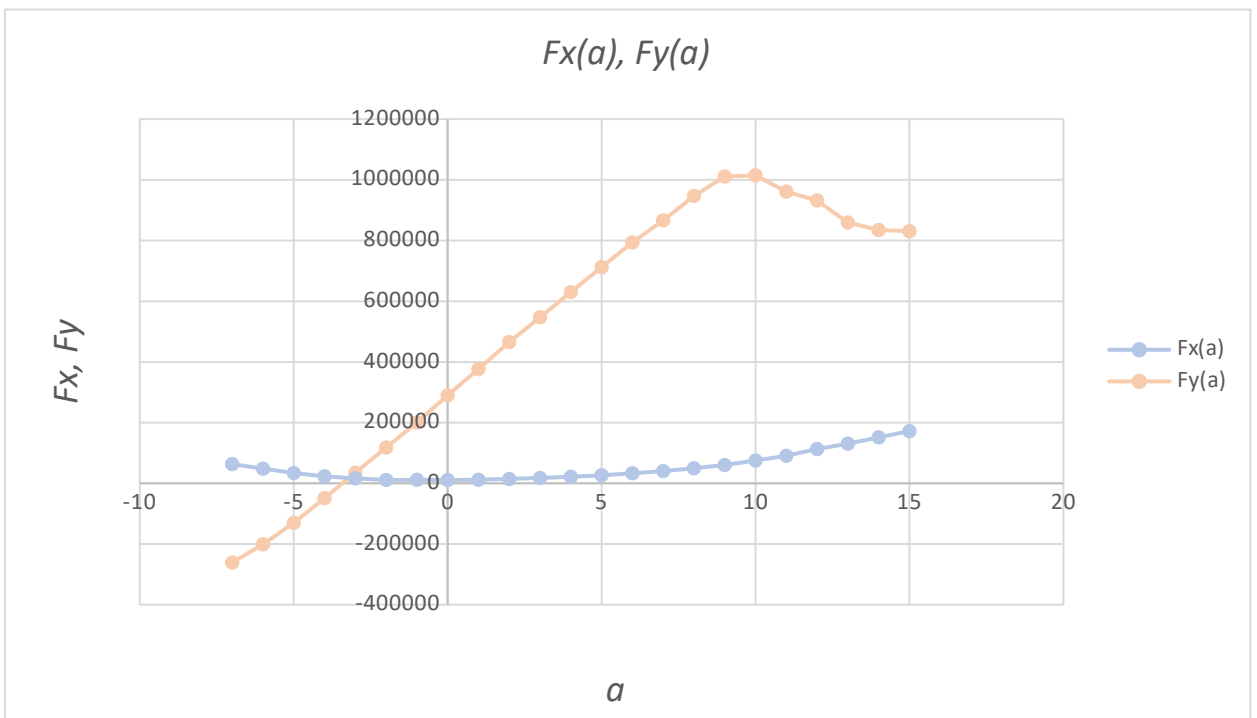
Графік 4.3. Поляра першого роду. Коефіцієнт підйомної сили C_y відносно лобового опору C_x .



Графік 4.4. Коефіцієнт аеродинамічної якості K відносно кута атаки α .



Графік 4.5. Момент навколо поперечної осі відносно коефіцієнта підйомної сили C_y .



Графік 4.6. Значення підйомної сили F_y та сили лобового опору F_x відносно кута атаки α .

Наочним показником поведінки потоку навколо літака є лінії потоку. Наведено на рисунку 4.5.

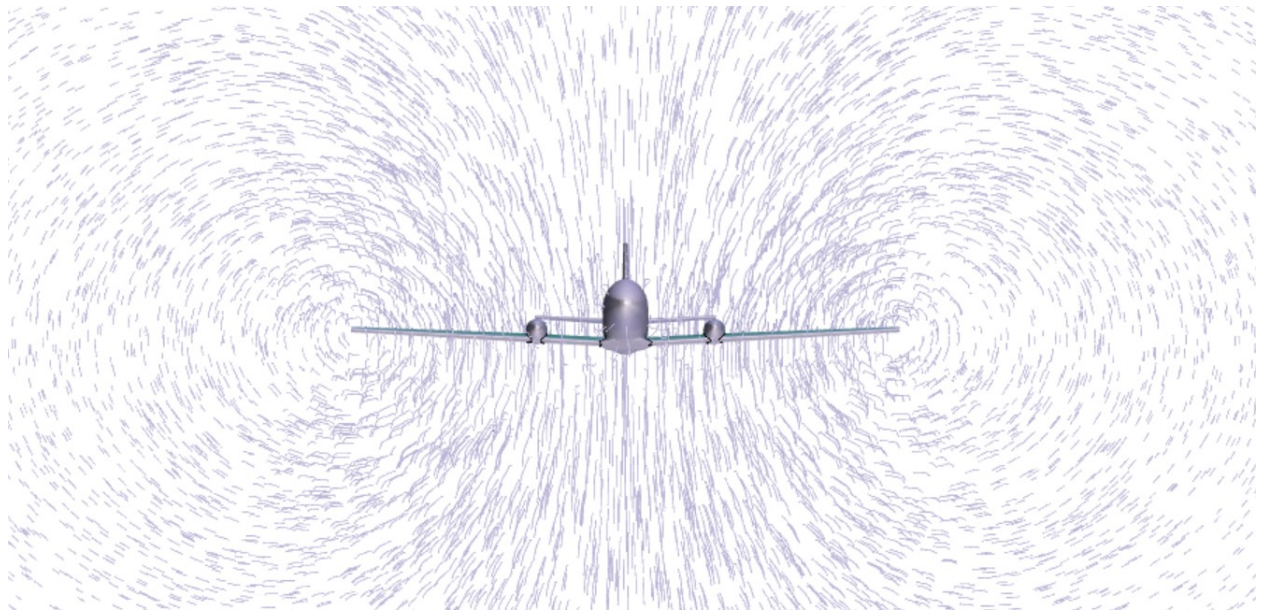


Рис. 4.8. Лінії потоку.

4.4. ВИСНОВКИ ПО РОЗДІЛУ.

В четвертому розділі проведено розрахунок аеродинамічних характеристик літака за допомогою обчислювальної гідродинаміки.

Розрахунок виконано для 23 значень кута атаки, від -7° до 15° , на висоті 7000 метрів при швидкості 150 м/с. Наведено початкові умови та параметри симуляції.

Отримані значення підйомної сили відповідають закладеним на етапі проектування у попередніх розділах. Графік залежності поперечного моменту від коефіцієнта підйомної сили підтверджує стійкість літального в поперечній площині. Значення сили лобового опору будуть використанні в наступному розділі для вибору силової установки та джерела живлення.

Результат розрахунку представлено графічним зображенням розподілу тиску по поверхні літака, таблицею з отриманими значеннями для зазначених вище кутів атаки та графіками залежностей основних аеродинамічних характеристик.

5. ПІДБІР ОПТИМАЛЬНИХ ПАРАМЕТРІВ ДВИГУНА ДЖЕРЕЛА ЖИВЛЕННЯ ТА ГВИНТА.

5.1. ВИБІР ДВИГУНА.

В попередньому розділі за допомогою обчислювальної гідродинаміки було розраховано значення сили лобового опору F_x . Для забезпечення стабільного горизонтального польоту літака, тяга силової установки T має бути еквівалента F_x , але протилежна за напрямком:

$$-T = F_x = 10782 \text{ Н}$$

Для розрахунку потужності двигунів W , що зможуть забезпечити потрібну тягу T , використаємо формулу тяги гвинта при набігаючому потоці v :

$$T = \frac{\eta * P}{v} \rightarrow P = \frac{T * v}{\eta}$$

Де:

η – коефіцієнт ефективності гвинта, для сучасних літаків це значення становить 0.85...0.95.

v – швидкість потоку набігаючого на гвинт, тобто швидкість *ЛА*.

$$P = \frac{T * v}{\eta} = \frac{(10782 * 150)}{0.9} = 1797 \text{ кВт}$$

Для ЛАЕСУ обрано кількість двигунів $N = 4$, тобто потужність одного двигуна $P_N = 449$ кВт.

Так як серійний авіаційний електричний двигун наведеної потужності не знайдено, було обрано менший за потужністю електродвигун від компанії Siemens SP260D (Рисунок 5.1.) та застосовано масштабування його характеристик.

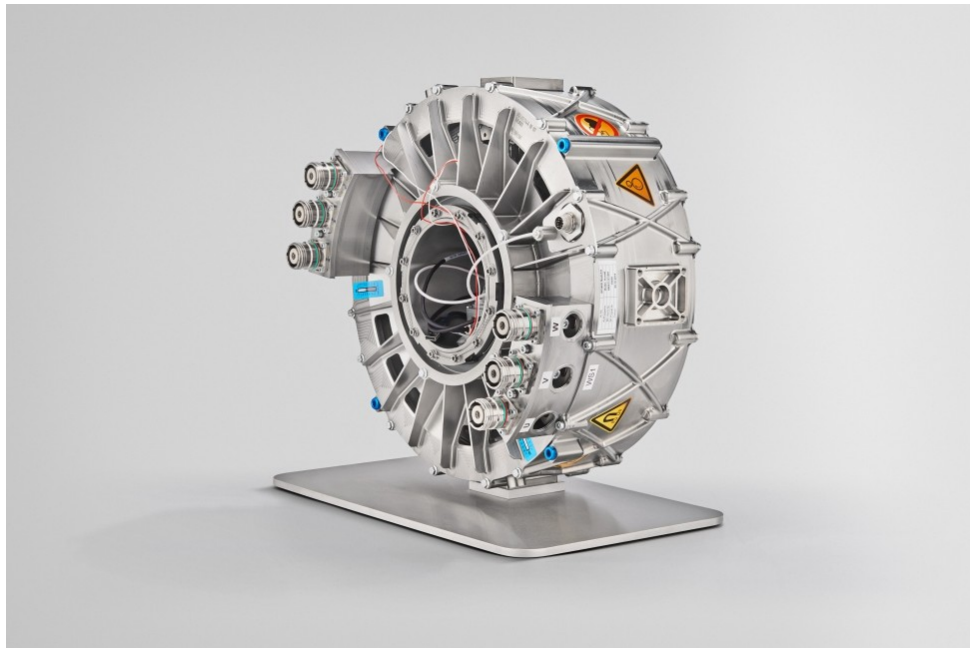


Рис.5.1. Siemens SP260D.

Siemens SP260D:

- Тип: безшітковий авіаційний електродвигун;
- Діаметр: 418 мм;
- Маса: 50 кг;
- Довжина: 300 мм;
- Потужність: 261 кВт;
- Ефективність: 95%.

Коефіцієнт масштабування:

$$K = \frac{P_{\square N}}{P_{\square SP260D}} = 1.721$$

Отримані характеристики двигуна:

- Діаметр: 719 мм;
- Маса: 86 кг;
- Довжина: 560 мм;
- Потужність: 449 кВт;
- Ефективність: 95%.

5.2. ПОРІВНЯННЯ ЕНЕРГОНОСІЇВ ДЛЯ ЗАЗНАЧЕНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛАЕСУ.

Для порівняння енергонісіїв, критерієм оцінки буде тривалість польоту ЛАЕСУ на конкретному типі батареї. Формула тривалості польоту:

$$t = \eta_{\text{дв}} \frac{m_{\text{Б}} Q_{\text{Н}}}{m_{\text{Н}} P} = \eta_{\text{дв}} q_{\text{Н}} \frac{m_{\text{Б}}}{P}$$

Де:

$m_{\text{Б}} = 10080$ кг – загальна маса батарей, яку може підняти літак.
Складає 35% від злітної маси літака (Розділ 2);

$Q_{\text{Н}}$ – ємкість одиниці енергоносія, Вт·год;

$m_{\text{Н}}$ – маса одиниці енергоносія, кг;

$\eta_{\text{дв}}$ – ефективність двигуна;

$q_{\text{Н}}$ – питома ємність енергоносія, Вт·год/кг.

Порівнюються енергосії які використовуються в системах, технології які тільки впроваджуються та нові розробки.

Свинцево-кислотний акумулятор

Свинцево – кислотний акумулятор – це тип акумуляторної батареї, вперше винайдений у 1859 році французьким фізиком Гастоном Планте . Це перший тип акумулятора, який коли-небудь створювався. У порівнянні з сучасними акумуляторними батареями, свинцево-кислотні батареї мають відносно низьку щільність енергії. Саме цей тип переважно використовують у автомобілях для запуску двигуна, через їх здатність забезпечувати високі імпульсні струми[20].

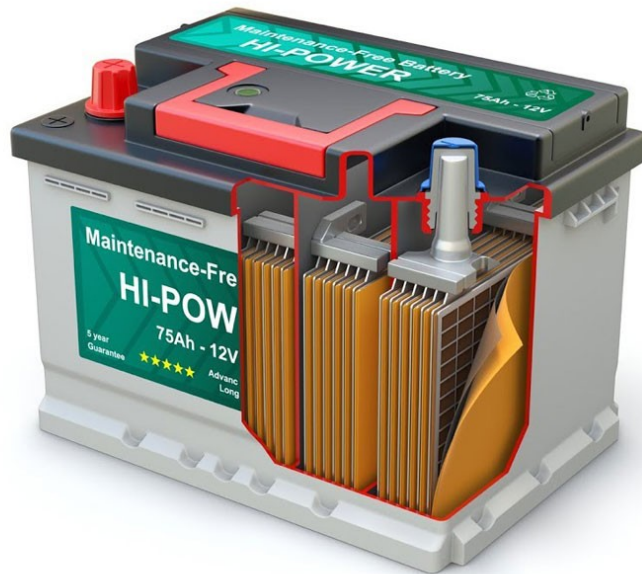


Рис. 5.2. Свинцево-кислотний акумулятор HI-POWER.

Ємність свинцево-кислотного акумулятора на 1 кілограм ваги складає 35-40 Вт·год. Він є поганим варіантом для використання у ЛАЕСУ, через низьку питому ємність, але також наведений для порівняння на графіку 5.8.

Літій-іонний акумулятор

Літій-іонна батарея – це тип акумуляторної батареї, яка використовує оборотне відновлення іонів літію для накопичення енергії, принцип роботи наведено на рисунку 5.3. Прорив, який створив першу форму сучасної літій-іонної батареї, був зроблений британським хіміком М. Стенлі Вітінгемом в 1974 році.

Це нині поширений тип батареї, який використовується в портативній електроніці, електромобілях та аерокосмічній галузі.

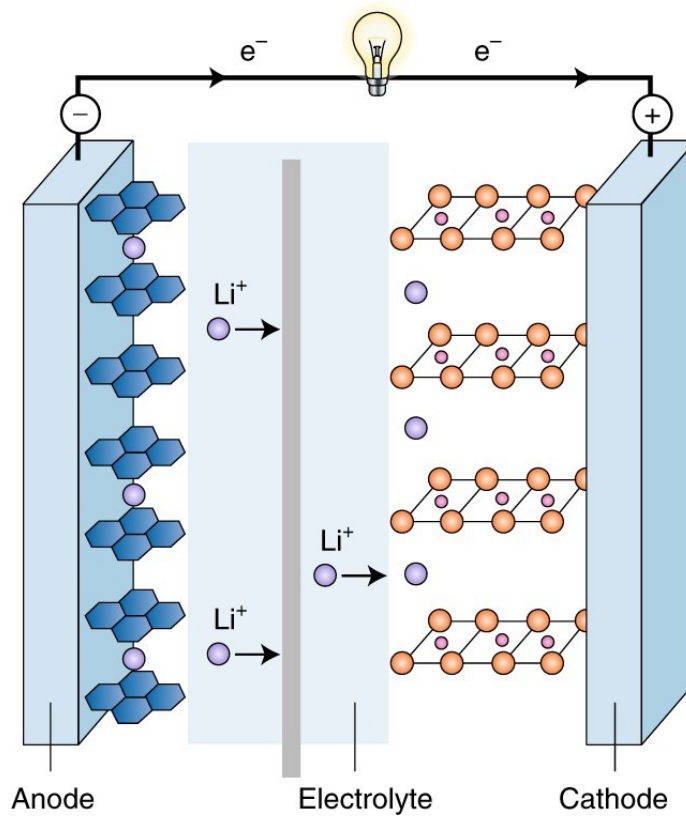


Рис. 5.3. Принцип літій-іонного акумулятора.

Хімічний склад, продуктивність, вартість і характеристики безпеки різняться залежно від типу літій-іонних батарей, тому розглянемо найбільш перспективніші з них.

Tesla 18650



Рис. 5.4. Tesla 18650.

Tesla використовує елементи 18650, виготовлені компанією Panasonic в Азії, для своїх автомобілів моделей S і X з 2013 року. Однак розмір елемента

трохи більший, ніж у стандартних елементів АА. Розміри циліндричних комірок 18 мм в діаметрі і 65 мм в довжину.

Акумуляторні блоки Tesla з батареями Panasonic 18650 можуть заряджатися не швидше ніж від 20 до 40 хвилин залежно від використання. Однак це найшвидший акумулятор, який можна зарядити[21][].

Ємність на 1 кілограм складає 200 Вт·год.

Tesla 4680



Рис. 5.5. Tesla 4680.

Акумулятор 4680 — літій-іонний акумулятор, названий на честь його циліндричного розміру 46 мм × 80 мм. Найбільша розроблена циліндрична батарея для електромобілів Tesla, яка зараз використовується в Tesla Model Y. Наразі виготовляється у Техасі на потужностях самої компанії[22].

На даний момент є ранньою версією з точки зору хімії та нової технології сухих електродів Tesla. Нині заявлена ємність на 1 кілограм складає 297 Вт·год. Третє покоління 2024 року прогнозовано буде мати ємність на 1 кілограм у 333 Вт·год.

Amprius Technologies



Рис. 5.6. Amprius Tech Batteries у різних форм-факторах.

Місія Amprius Technologies полягає в тому, щоб виробляти літій-іонні акумулятори з найвищою щільністю енергії в світі. Ключем до вдосконаленої технології є аноди на основі кремнію та вертикально орієнтовані нанотрубки, які використовує Amprius. Графітова решітка, яка зазвичай використовується в анодах, замінена кремнієвими нанотрубками, які можуть зберігати в 10 разів більше літію, ніж графіт.

Amprius Technologies представив перший із своїх нових літій-іонних елементів з високою щільністю енергії, ємність якого складає 450 Вт·год на 1 кілограм ваги. Amprius заявляють, що розроблена батарея зможе заряджатися від 0% до 80% рівня заряду всього за шість хвилин[23].

Літій-повітряний акумулятор

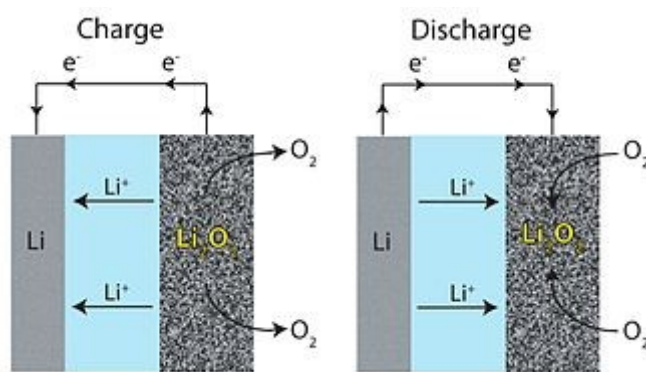


Рис. 5.7. Принцип роботи літій-повітряного акумулятора.

Літій - повітряна батарея (Li-air) – це електрохімічний елемент метал-повітря або хімічна батарея, яка використовує окислення літію на аноді та відновлення кисню на катоді для індукції струму.

Теоретично, ємність неводної літій-повітряної батареї в зарядженому стані на 1 кілограм літію, без урахування маси кисню, становить 11140 Вт·год/кг. На практиці було продемонстровано літій-повітряні батареї з ємністю 1700 Вт·год на 1 кг літію на рівні елемента. Однак практична потужність і життєвий цикл літій-повітряних батарей потребують значних покращень, перш ніж вони зможуть знайти ринкову нішу[24].

Енергоносії обрані для порівняння та їхні питомі ємності наведені у таблиці 5.1.

Таблиця 5.1. Порівнювані енергоносії.

№	Найменування	Тип	Питома ємність, Вт·год/кг
1	<i>Свинцево-кислотний акумулятор</i>	Lead–acid	40
2	<i>Літій-іонний акумулятор Tesla 18650</i>	Li-ion	249
3	<i>Літій-іонний акумулятор Tesla 4680</i>	Li-ion	297, 333 (2024)
4	<i>Літій-іонний акумулятор Amprius Technologies</i>	Li-ion	450
5	<i>Літій-повітряний акумулятор</i>	Li-air	1700

Розрахована тривалість та дальність польоту ЛАЕСУ при використанні наведених вище типів енергоносіїв показана у вигляді діаграм на рисунках 5.8-9.

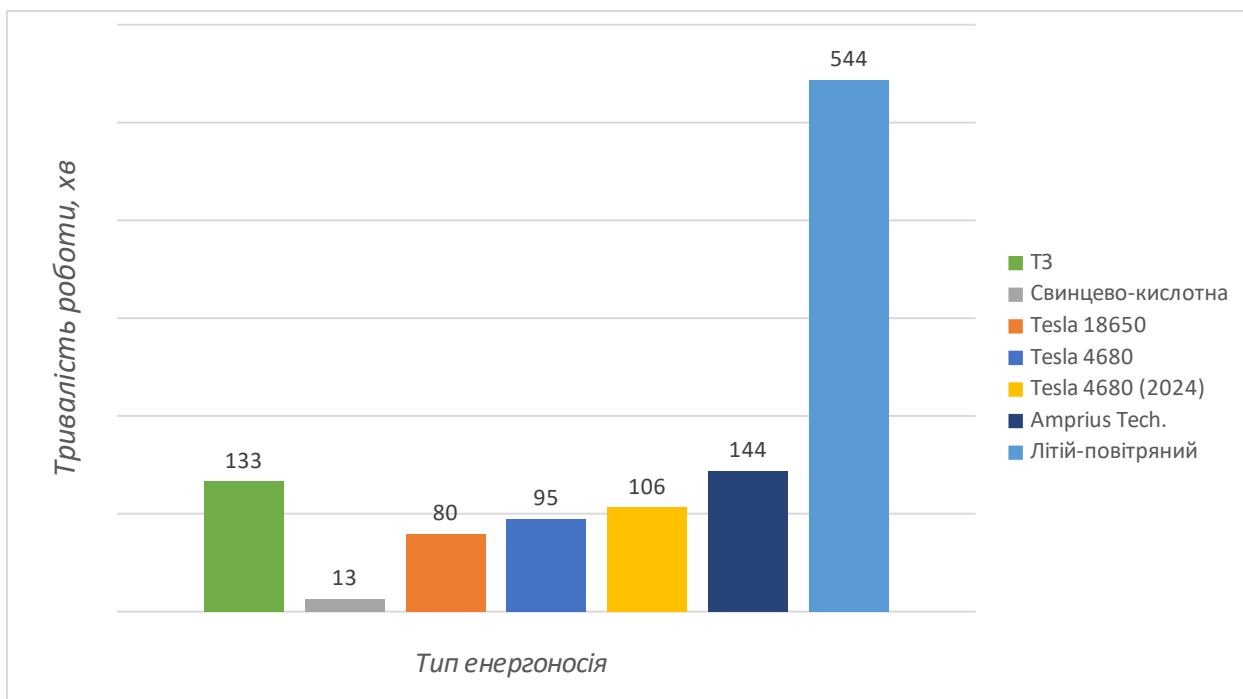


Рис. 5.8. Діаграма порівняння тривалості роботи різних типів енергоносіїв

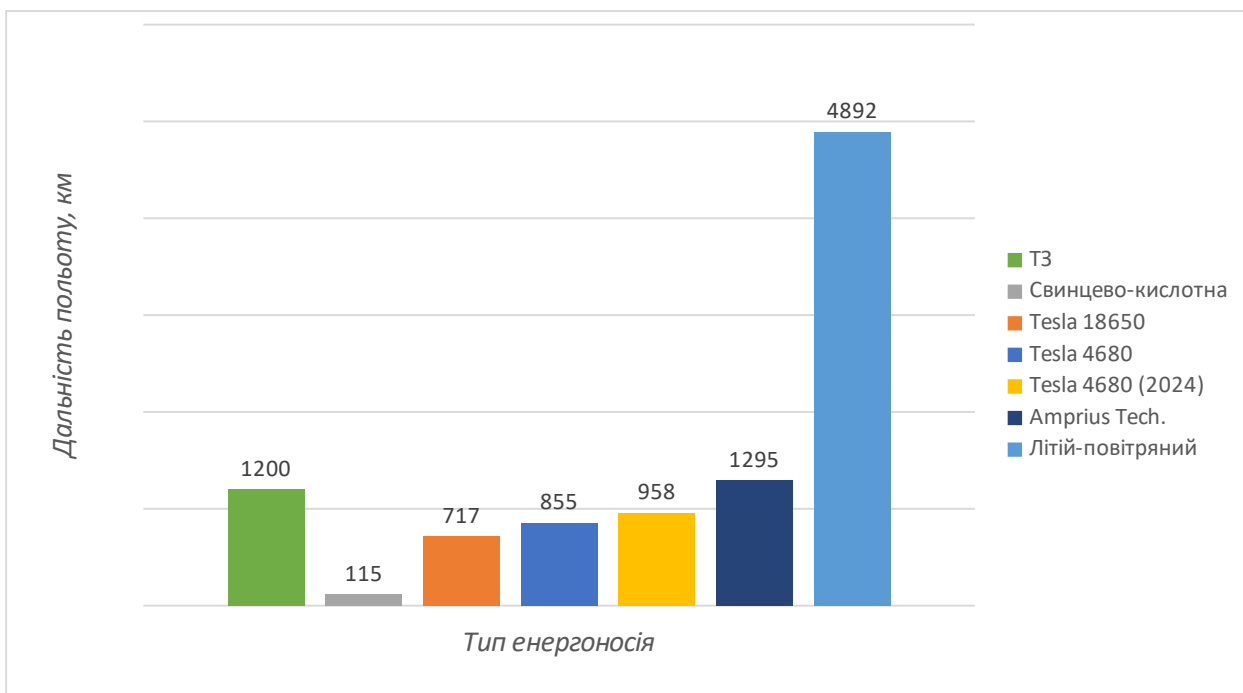


Рис. 5.8. Діаграма порівняння тривалості роботи різних типів енергоносіїв

5.3. ВИСНОВКИ ПО РОЗДІЛУ.

За результатом розрахунку тривалості роботи різних типів енергоносіїв, для забезпечення дальності польоту ЛАЕСУ заявленого у ТЗ підходять лише два типи акумуляторів: літій-іонні від Amprius Tech. та технологія літій-повітряної батареї, яка ще знаходиться на стадії розробки. Тому для використання у ЛАЕСУ був обраний акумулятор від Amprius Tech. Хоча, більш комерційно успішні батареї від Tesla, можуть використовуватись у ЛАЕСУ для обслуговування коротших, але популярних рейсів, наприклад:

Мельбурн – Сідней, дистанція: 713 км;

Чеджу – Сеул, дистанція: 454 км;

Сан-Паулу – Ріо-де-Жанейро, дистанція: 358 км;

Лос-Анджелес – Сан-Франциско, дистанція: 559 км;

6. ПОШУК ТА ДОСЛІДЖЕННЯ МЕТОДІВ ПОКРАЩЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАКА.

6.1. КОМПОЗИТНІ МАТЕРІАЛИ.

Композитні матеріали широко використовуються в авіаційній промисловості та дозволили інженерам подолати перешкоди, які виникли під час використання матеріалів окремо. Структурні матеріали зберігають свою ідентичність у композитах і не розчиняються або не зливаються один з одним. Разом ці матеріали створюють «гібридний» матеріал із покращеними структурними властивостями[25].

Розробка легких, стійких до високих температур композитних матеріалів дозволить матеріалізувати наступне покоління високоефективних, економічних конструкцій літаків. Використання таких матеріалів зменшить споживання палива, підвищить економічність і знизить прямі експлуатаційні витрати літаків.

Композитним матеріалам можна формувати різні форми, і, за бажанням, волокна можна щільно намотувати для підвищення міцності. Корисна особливість композитів полягає в тому, що їх можна складати шарами, причому волокна в кожному шарі рухаються в іншому напрямку. Це дозволяє інженеру проектувати конструкції з унікальними властивостями. Наприклад, конструкцію можна спроектувати так, що вона буде згинатися в одному напрямку, але не в іншому.

Скловолокно є найпоширенішим композитним матеріалом і складається зі скляних волокон, введених у смоляну матрицю. Скловолокно широко використовувалося в 1950-х роках для човнів і автомобілів. Скловолокно вперше було використано в пасажирському літаку Boeing 707 у 1950-х роках, де воно становило близько двох відсотків конструкції. Кожне покоління нових літаків, розроблених компанією Boeing, мало підвищений відсоток використання композитних матеріалів; найвищим є 50% композитних матеріалів в 787 Dreamliner:

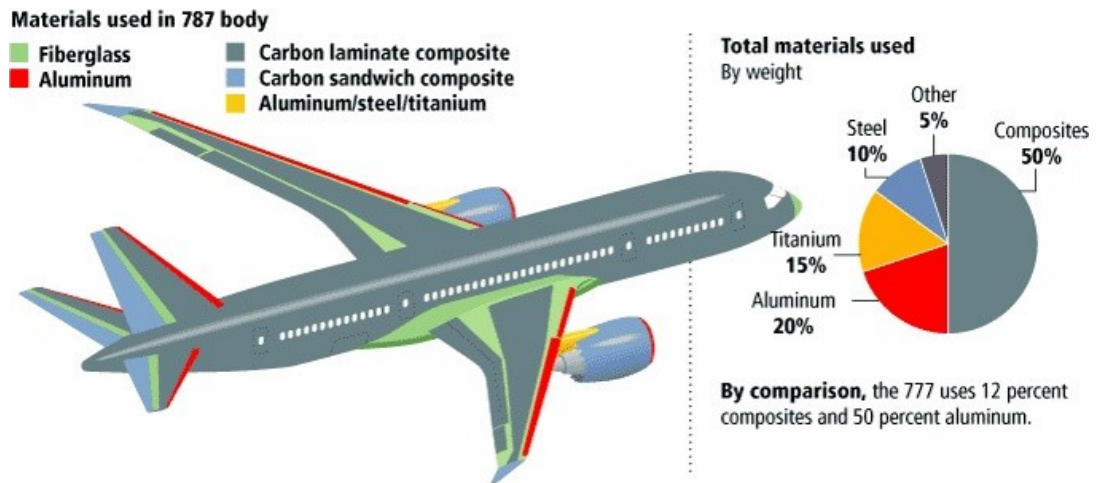


Рис. 6.1. Матеріали використані у Boeing 787 Dreamliner.

6.2. ВІНГЛЕТИ.

Вінглети були вперше задумані в 1897 році Фредеріком В. Ланчестером. Ланчестер вивчав сріблястих чайок і помітив, як вони летіли з піднятими вгору кінчиками крил. Це спостереження частково надихнуло його опублікувати «Літання птахів і можливості механічного польоту» за цілих 6 років до першого польоту з двигуном[27].



Рис. 6.2. Вінглети Airbus A350.

У сучасних літаках вінглети допомагають зменшити опір, мінімізуючи розмір вихору, де стикаються зони високого та низького тиску на кінці крила.

Нижчий опір призводить до кращої ефективності палива та менших викидів вуглецю. Обмеження розміру та ваги або альтернативні форми крил призводять до того, що не всі літаки мають крила.

Згідно з даними[26], вінглети можуть знизити споживання палива від 1% до 10%. Переглядаючи вибірку польотів з усього світу наприкінці грудня, літаки з вінглетами споживали в середньому на 3,45% менше пального.

6.3. СИСТЕМИ КОНТРОЛЮ ЛАМІНАРНОСТІ ПОТОКУ

Найефективніші аеродинамічні характеристики профілю досягаються при високому ступені обтікання його ламінарним потоком. Ламінарне обтікання, завдяки зменшенню опору, збільшує паливну ефективність.

Є кілька способів контролювати/підтримувати природний ламінарний потік. Найбільш поширеними і використовуваними, практично на кожному літаку, є передкрилки і закрилки. Інші способи полягають у тому, щоб або продути повітря над верхньою частиною крила, щоб буквально розширити ламінарний потік, або висмоктати турбулентний граничний шар і дозволити зберегтися природному ламінарному потоку. Для цього потрібні тисячі крихітних отворів на поверхні крил, а також повітропроводи під обшивкою.

Видування повітря виявилось більш складним і вимагає більшої потужності для досягнення ламінарного потоку, коли всмоктування використовує природні зони низького тиску навколо літака, щоб витягнути повітря з меншою необхідною потужністю[29].

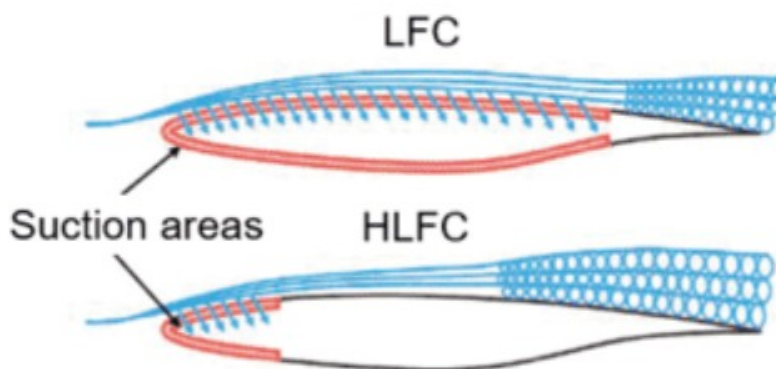


Рис. 6.3. Системи контролю ламінарності потоку.

Метод всмоктування (LFC, рис. 5.9.), для досягнення максимальної ефективності, потребує всмоктування повітря по всій верхній і нижній поверхні, що механічно дуже важко зробити, і для цього потрібно багато енергії.

Гібридна версія (HLFC, рис. 5.9.) всмоктує повітря лише над верхньою передньою кромкою, де природний повітряний потік починає порушуватися під час польоту. Гібридна версія контролю забезпечує найкраще загальне зниження опору, HLFC простіший з механічного боку, потребує меншу потужність, необхідну для всмоктування, і його легше обслуговувати.

Гібридна система контролю ламінарності потоку, може підвищувати паливну ефективність до 15%.

6.4. ВИСНОВКИ ПО РОЗДІЛУ.

Наведені технології можуть значно покращити характеристики ЛАЕСУ, наприклад одночасне використання вінглетів, системи контролю ламінарності потоку та заміна 50% відсотків конструктивних елементів з алюмінію на композитні матеріали можуть підвищити паливну ефективність від +15% до +30%. Що дозволить зменшити вагу літака або збільшити тривалість роботи електродвигунів.

Недоліком використання великої кількості нових технологій призведе до збільшення витрат на розробку та виробництво ЛАЕСУ.

7. РОЗРОБКА СХЕМИ КОМПОНУВАННЯ ОСНОВНИХ АГРЕГАТИВ ЛІТАКА

7.1. ЕЛЕКТРИЧНА СХЕМА КОМПОНУВАННЯ БАТАРЕЙ ТА ДВИГУНА.

Розрахована кількість батарей Amprius Tech. потрібних для живлення чотирьох електродвигунів Siemens SP260D становить – 140 тис. Короткі характеристики однієї комірки:

- Вага: 68.1 грам;
- Розміри: 4.5 x 50 x 105 мм;
- Напруга: 3.62 Вольт;
- Питома ємність: 450 Вт·год/кг;

Вибрана оптимальна напруга для двигуна 72В та сила струму 620А при номінальній потужності 449 кВт.

Для простоти розуміння схеми було розроблену систему блоків. Перший блок у 20 послідовно з'єднаних комірок дає напругу у 72.4В, номінальна потужність 586Вт, неведений на рисунку 7.1.

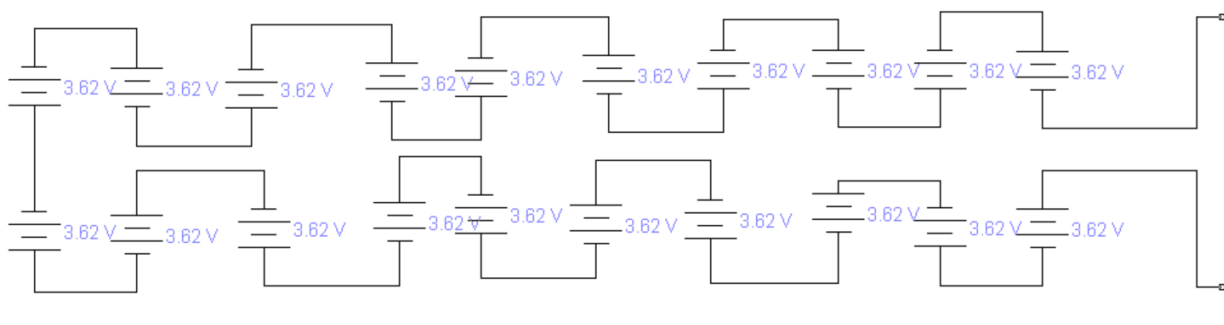


Рис. 7.1. Блок 72V586W

Наступний блок, це послідовно з'єднані 10 блоків 72V586W, отриманий блок дає напругу у 724В при потужності 5860Вт, неведений на рисунку 7.3. Загальна кількість елементів: 200.

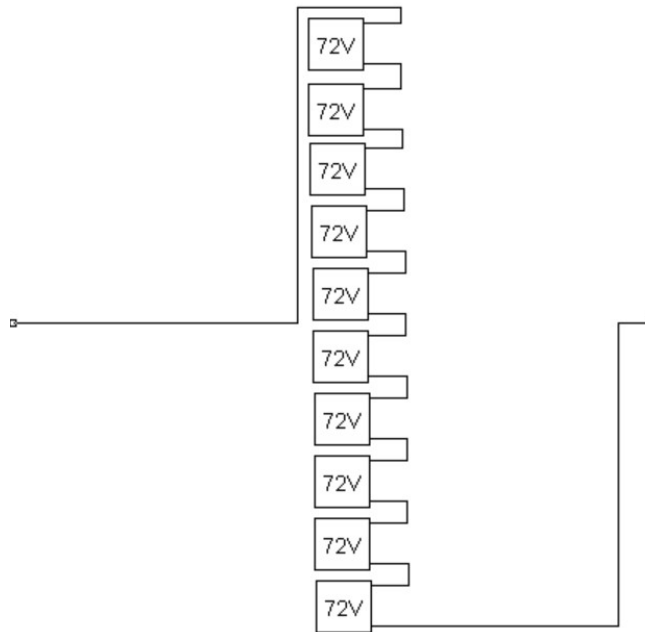


Рис. 7.2. Блок 724V5860W

Третій блок є сьома паралельно з'єднаними блоками 724V5680W, має напругу у 724В та номінальну потужність 41 кВт. Загальна кількість елементів: 1400. Наведений на рисунку 7.3.

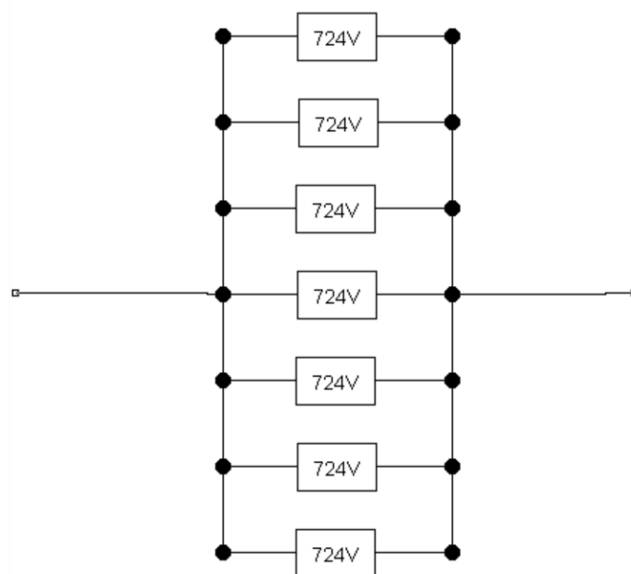


Рис. 7.3. Блок 724V41kW

Блок 724V1MW є загальною схемою джерела живлення для живлення двигуна у 449 кВт. Має потужність у 1030 кВт при напрузі у 724В. Складається з 25 блоків 724V41kW. Наведений на рисунку 7.4. Загальна кількість елементів: 35000.

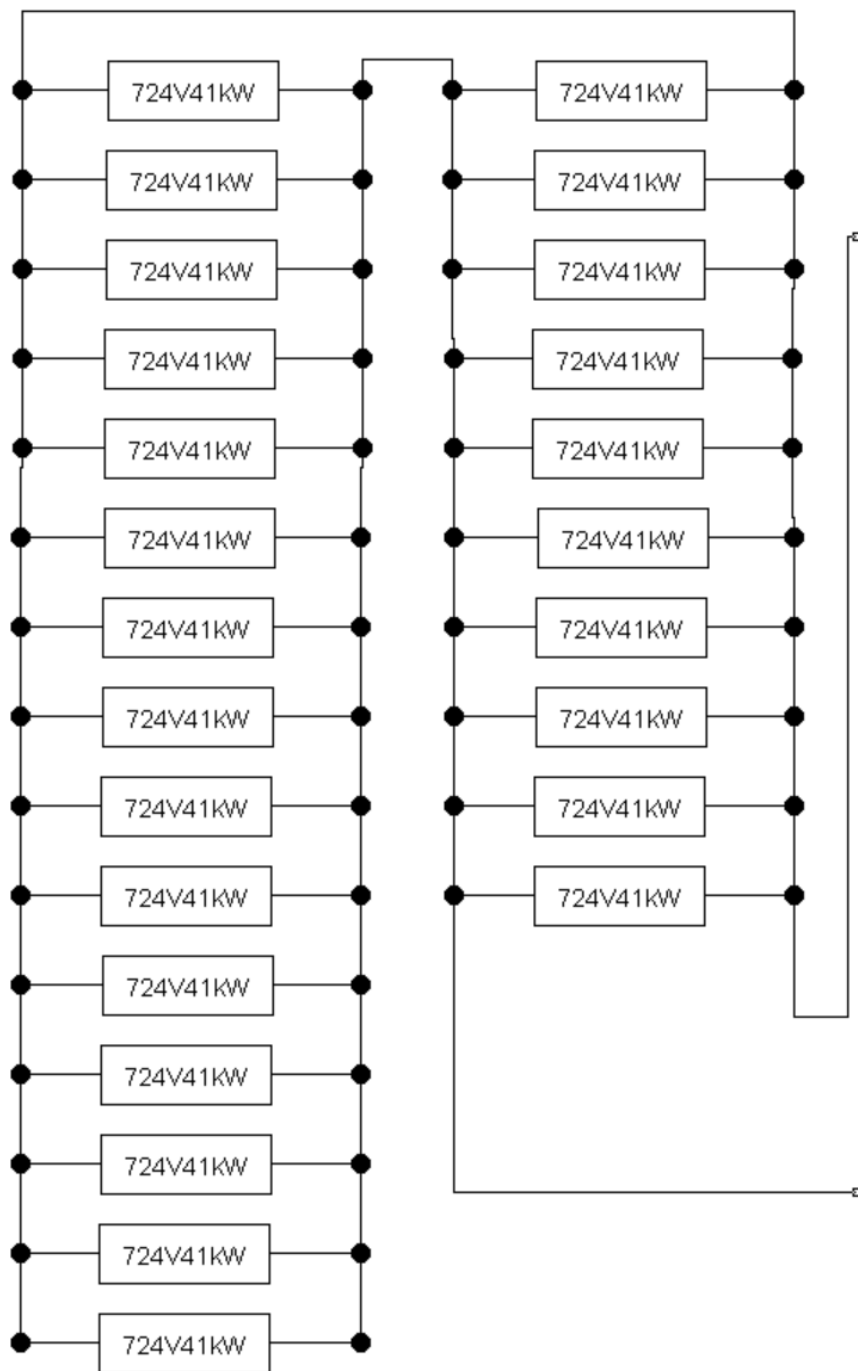


Рис. 7.4. Блок 724V1MW

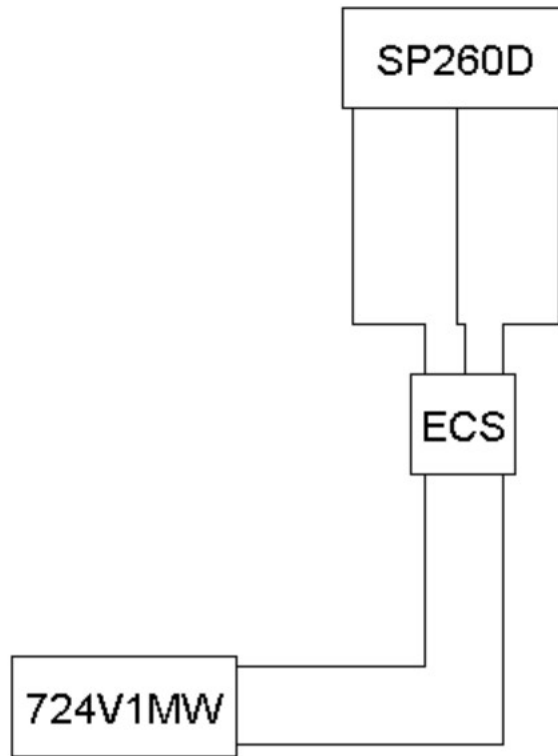


Рис. 7.5. Схема живлення електродвигуна

7.2. СХЕМА КОМПОНУВАННЯ АГРЕГАТІВ

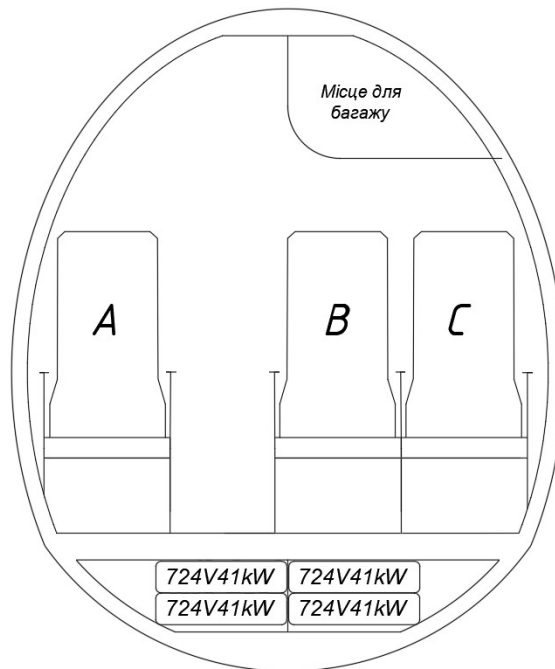


Рис.7.6. Компонування внутрішнього простору фюзеляжу.

Для компоновання батарей у ЛАЕСУ було обрано блоки 724V41kW. Основна частина акумуляторів знаходиться у нижній частині фюзеляжу, інша частина розташована у центроплані крила. Результати компоновання наведені на рисунку 7.6. та на рисунку 7.7.

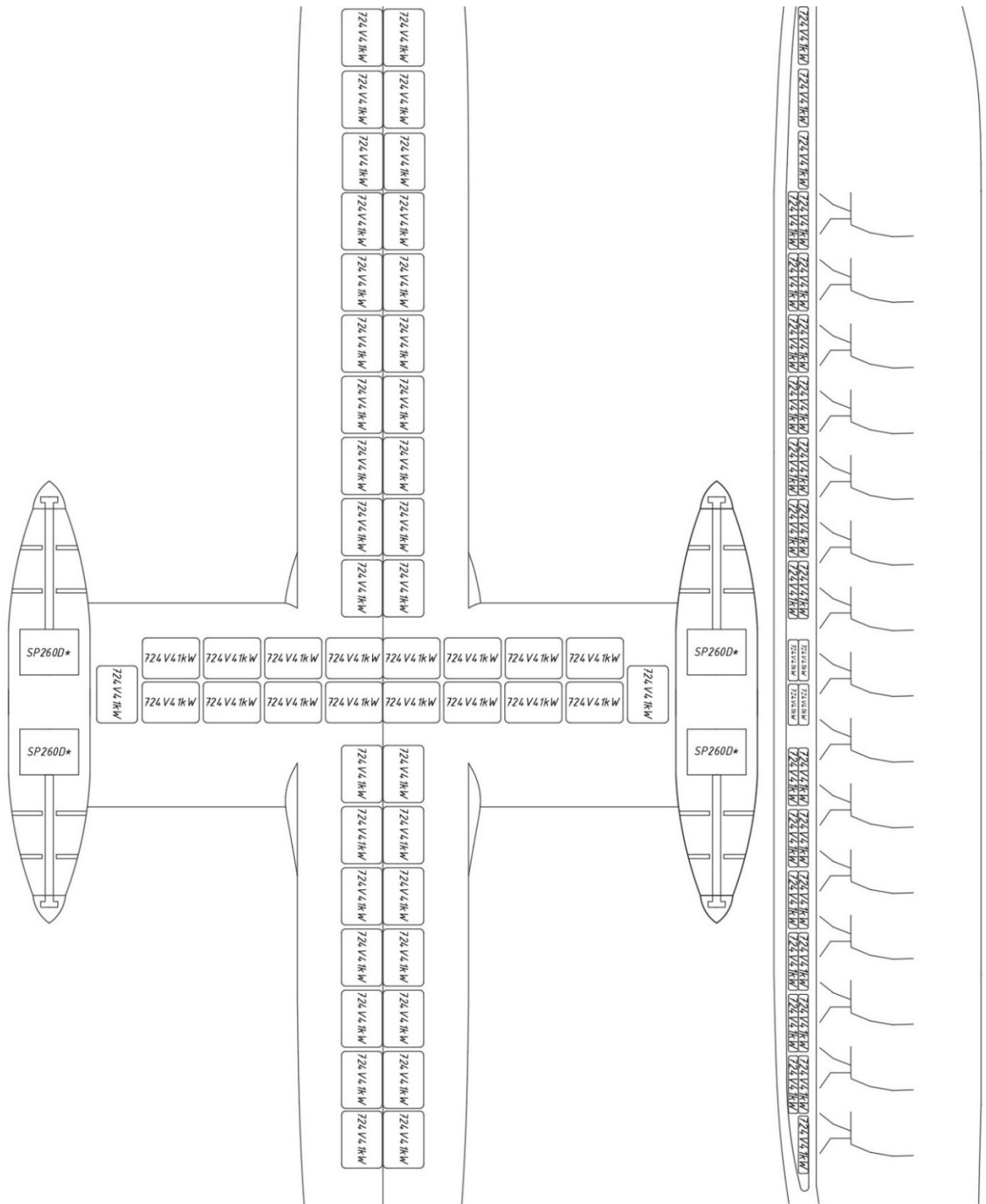


Рис. 7.7. Схема компоновання силової установки та елементів живлення.

7.3. ВИСНОВКИ ПО РОЗДІЛУ.

У цьому розділі роботи розроблено електричну схему блоків поєднаних батарей для забезпечення оптимальної потужності двигуна. З урахування розроблених блоків батарей, розроблено компоувальну схему силової установки та енергоносіїв.

8. ПОРІВНЯННЯ РОЗРОБЛЕНОЇ СИСТЕМИ З СИСТЕМАМИ НА ОСНОВІ РІДКОГО ПАЛИВА.

8.1. ПОРІВНЯННЯ ТЕХНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛАЕСУ ТА ЛАРП – DASH 8

Для порівняння розробленого ЛАЕСУ з ЛАРП, вибрано De Havilland Canada Dash 8 Q200.

Порівняння наведено у таблиці 8.1. нижче:

Таблиця 8.1. Порівняння ЛАЕСУ та аналогу ЛАРП.

№	Найменування параметру	ЛАЕСУ	Bombardier DHC 8
1	Тип та призначення літака	Електричний регіональний авіалайнер	Турбогвинтовий регіональний авіалайнер
2	Кількість членів екіпажа, $n_{ек}$	2	2
3	Кількість пасажирів, $n_{пас}$	45	40
4	Маса пустого літака, $m_{пуст}$	14220	10477
5	Маса корисного навантаження, $m_{кн}$	4500	4647
6	Маса батарей/палива $m_{бат}, m_{пал}$	10080	2591
7	Маса злітна, m_0	28800	16466
8	Повна довжина літака, $l_{повн}$	27.3	22.25
9	Висота найбільша, h_{max}	7.73	7.42
10	Розмах крила, $l_{кр}$	24.76	25.89
11	Площа крила, $S_{кр}$	55.7	54.4
12	Діаметр фюзеляжу, $D_{ф}$	2.31	2.69
13	Швидкість крейсерська, $V_{кр}$, КМ/ГОД	540	537

14	Швидкість максимальна, V_{max} , км/год	540	537
15	Висота польоту крейсерська, $H_{кр}$, м	7000	7620
16	Дальність польоту максимальна, L_{max} , км	1295	2084
17	Тип двигуна	електричний	турбогвинтовий
18	Марка (найменування) двигуна	Siemens SP260D(x1.7)	Pratt & Whitney PW123C/D
19	Маса двигуна, $m_{дв}$, кг	86	450
20	Кількість двигунів, $n_{дв}$	4	2
21	Злітна потужність двигуна, $N_{дв} (P_{дв})$, Вт (кН)	449	1800
22	Загальна злітна потужність силової установки, $N_{су} (P_{су})$, Вт (кН)	449	1600
23	Питоме навантаження на крило, $p_{нит}$, кг/м ²	446	302

8.2. ПОРІВНЯННЯ ЕКОНОМІЧНИХ ПОКАЗНИКІВ ЛАЕСУ ТА ЛАРП – DASH 8.

Для оцінки рентабельності розробленої системи, проведено розрахунок вартості квитка на рейс Київ – Одеса (442 км), при умові окупності однієї машини за період у 20 років. У день виконується 4 рейси, всього 1460 на рік. Подібний розрахунок виконано для аналогу ЛАРП – Dash 8.

У вартість квитка входить:

- Обслуговування літака в аеропорті;
- Витрати електроенергії на заряджання акумуляторів/витрата палива;
- Кредитування;
- Заміна батареї раз у 5 років;
- Заробітня плата пілотів;
- Обслуговування та ремонт.
- Податок
- Страхування літака
- Прибуток авіалінії у 7%.

Розрахунок та порівняння наведено у Таблиці 8, нижче:

№	Вид витрати	Опис	ЛАЕСУ	Dash 8
			Вартість за один рейс, \$	
	<i>Обслуговування літака в аеропорті</i>	Аеропорт Жуляни/Одеса		
1	Збір за посадку – зліт	2.5\$ за кожен тону взлітної маси	72.5	42.5
2	Збір за обслуговування пасажирів в аеровокзалі	2.5\$ за одного пасажирів	112.5	100
3	Збір за забезпечення авіаційної безпеки	1\$ за одного пасажирів	45	40
4	Послуги з диспетчеризації	50\$ за рейс	50	50
5	Комплекс послуг з пасажирського обслуговування та центрування	2.5\$ за одного пасажирів	112.5	100
6	Витрати електроенергії на заряджання акумуляторів	Літак заряджається один раз на два рейси,	13.37	-

		вартість МВт/год – 9.09\$. Всього потрібно 3.33 кВт на 1 км шляху.		
	Витрата палива	Витрата палива 680 л/год типового польоту. 1 л гасу – 0.7\$	-	394
7	Кредитування	При собівартості літака у 1200000\$, виплата по кредиту на місяць становить 49290\$	411	411
8	Заміна батареї раз у 5 років	Всього 148000 комірок, по 7.1\$	145	-
9	Заробітня плата пілотів	Середня заробітня плата пілота в Україні – 1950\$. 4 пілоти у 2 зміни.	65	65
10	Обслуговування та ремонт	450000\$ у рік ЛАРП, 62% складють витрати на обслуговування двигуна на рідкому паливі, тому річні витрати на ЛАЕСУ – 171000\$	117	308
11	Страховання	200\$ в рік на кожні 100000\$ вартості літака.	16	16
	Сума	Витрати на рейс без прибутку та податку	1143	1510
12	Податок	20% вартості квитка	235	302
13	Прибуток компанії	7%	99	105.7

	Вартість квитка	4 рейси за добу	32\$ - 1177 грн	43\$ - 1567 грн
	Вартість квитка	8 рейси за добу	28\$ - 1030 грн	39\$ - 1422 грн
	Вартість квитка	4 рейси за добу при умові відміни податку	27\$ - 993 грн	36\$ - 1324 грн
	Вартість квитка	8 рейси за добу при умові відміни податку	24\$ - 883 грн	33\$ - 1214

8.3. ВИСНОВКИ ПО РОЗДІЛУ.

У даному розділі проведено технічне та економічне порівняння розробленого ЛАЕСУ та ЛАРП - De Havilland Canada Dash 8 Q200. В результаті розроблений ЛАЕСУ в однакових умовах, в порівнянні з ЛАРП, на 33% економічно вигідніший, хоча має, при невеликій різниці у корисному навантаженні, максимальну взлітну масу на 70% більшу. Через те має на 18% більшу площу крила та на 47% більше питоме навантаження.

9. РОЗРОБКА СТАРТАП-ПРОЕКТУ.

9.1. ОПИС ІДЕЇ ПРОЄКТУ

На основі спроектованого ЛАЕСУ, розроблено стартап-проект за методикою[29], опис його ідеї наведено у таблиці 9.1.

Таблиця 9.1. Опис ідеї стартап-проекту

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигода для користувача
Серійне виробництво електричного ближньомагістрального літака	1. Пасажироперевезення. 2. Перевезення вантажу.	1. Економія часу. 2. Економія коштів 3. Зменшення рівня шуму. 4. Екологічність. 5. Надійність.

Конкурентами розробленого ЛАЕСУ є ЛАРП з аналогічними технічними характеристиками. Аналіз техніко-економічних переваг ідеї порівняно з пропозиціями конкурентів наведено у Таблиці 9.2

Таблиця 9.2. Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проекту.

№	Техніко-економічні характеристики ідеї	Мій проєкт ЛАЕСУ	Аналоги ЛАРП
1	Екологічність	S	W
2	Маса	W	N
3	Економічність	S	W
4	Дальність	W	S
5	Рівень шуму	S	W
6	Швидкість польоту	N	N
7	Складність виробництва	N	N
8	Надійність	S	N

Визначений перелік слабких, сильних та нейтральних характеристик та властивостей ідеї потенційного товару є підґрунтям для формування його конкурентоспроможності.

9.2. ТЕХНОЛОГІЧНИЙ АУДИТ ПРОЕКТУ

В даному підрозділі проведено технологічний аудит технологій, за допомогою яких створення ЛАЕСУ є можливим.

Таблиця 9.3. Технологічний аудит проекту.

<i>№</i>	<i>Ідея проекту</i>	<i>Технології реалізації</i>	<i>Наявність технології</i>	<i>Доступність технології</i>
1	Батареї з високою питомою ємністю	Літій-іонні батареї	Створено	Потребує масштабування виробничих потужностей
2	Швидке ітераційне проектування	PLM системи	Створено	Необхідна закупівля ліцензій
3	Легкі та потужні двигуни	Двигуни з внутрішньою катушкою – англ. Inrunner.	Створено	Потребує масштабування виробничих потужностей
4	Легка та міцна конструкція	Композитні матеріали	Створено	Нині широко розвинена галузь
5	Аеродинамічно ефективна форма літаку	Прогресивні системи обчислювальної гідродинаміки	Створено	Необхідна закупівля ліцензій

За результатами технологічного аудиту проекту всі технології для створення ЛАЕСУ створено та можна виділи те, що більшість технологій потребуують значного вкладення ресурсів.

9.3. АНАЛІЗ РИНКОВИХ МОЖЛИВОСТЕЙ ЗАПУСКУ СТАРТАП-ПРОЕКТУ

Це є важливий етап який дозволяє спланувати напрями розвитку проекту із урахуванням конкурентів, потреб потенційних клієнтів та ринку.

Проведено аналіз попиту, попередня характеристика потенційного ринку стартап-проекту наведено у таблиц 9.4.

Таблиця 9.4. Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проекту.

<i>№</i>	<i>Показники стану ринку</i>	<i>Характеристика</i>
1	Кількість головних гравців, од	4
2	Загальний обсяг продаж, ум.од	440 млн. грн.
3	Динаміка ринку	Зростає
4	Наявність обмежень для входу	Ні
5	Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	Сертифікації потребує кожна деталь
6	Середня норма рентабельності в галузі, %	10%

Визначено потенційні групи клієнтів та їх характеристики. Сформовано орієнтований перелік вимог до ЛАЕСУ для кожної групи. Характеристуку наведено у таблиці 9.5.

Таблиця 9.5. Характеристика потенційних клієнтів проекту.

<i>Потреба, що формує ринок</i>	<i>Цільова аудиторія</i>	<i>Вимоги споживачів до послуги</i>
Швидші, надійніші, економічніші	Авіакомпанії та державні структури.	Надійність, економічність, гарантійна підтримка

літальні апарати.		
-------------------	--	--

Після визначення потенційних груп клієнтів проведено аналіз ринкового середовища: складено таблиці факторів, що сприяють ринковому впровадженню проекту, та факторів, що йому перешкоджають. Наведено у таблиця 9.6-7.

Таблиця 9.6. Фактори загроз.

<i>№</i>	<i>Фактор</i>	<i>Зміст загрози</i>	<i>Можлива реакція компанії</i>
1	Повільна розробка	Великі гравці ринку за допомогою більших ресурсів створять розробку швидше	Залучення більшої кількості інвесторів, ставити реалістичну стратегію розробки
2	Спад популярності технології	Втрата інтересу інвесторів.	Розробка власної технологічної бази

Таблиця 9.7. Фактори можливостей.

<i>№</i>	<i>Фактор</i>	<i>Зміст можливості</i>	<i>Можлива реакція компанії</i>
1	Перший регіональний електричний літак	Впізнаваність компанії, більша довіра інвесторів.	Анонсування нових розробок компанії, відкритість до залучення інвестицій
2	Співпраця з державними установами	Більша довіра від інвесторів, юридично більш захищені	Спеціалізовані розробки для інтересів держави

Для визначення можливості виходу на ринок було проведено аналіз конкуренції в галузі за М. Портером. Результати аналізу наведено у таблиці 9.8.

Таблиця 9.8. Аналіз конкуренції в галузі за М. Портером.

<i>Складові аналізу</i>	<i>Прямі конкуренти в галузі</i>	<i>Потенційні конкуренти в галузі</i>	<i>Поставники</i>	<i>Клієнти</i>	<i>Послуги - замітники</i>
		Великі конструкторські бюро	Приватні конструкторські бюро	Компанія матеріалів та ПЗ	Авіакомпанії та державні установи
Висновки:	Великі компанії зацікавлені в розробці	Велика кількість потенційних конкурентів	Формують ціни	Вимоги до розробки	Ще на стадії концепту та мають ряд недоліків

За результатом аналізу можна зробити висновок про високий рівень складності виходу на ринок.

Проведено аналіз сильних та слабких сторін стартап-проекту за визначеними факторами конкурентноспроможності, результати наведено у таблиці 9.9.

Таблиця 9.9. Порівняльний аналіз сторін проекту відносно ЛАРП.

№	Фактори конкурентноспроможності	Рейтинг товарів-конкурентів у порівнянні з ЛАРП						
		-3	-2	-1	0	+1	+2	+3
1	Ціна				V			
2	Висока рентабельність проекту відносно аналогів конкурентів						V	

3	Надійність системи							V
4	Попит на міжнародних ринках						V	
5	Час на розробку та виробництво		V					
6	Кількість потрібних ресурсів	V						

Фінальним етапом ринкового аналізу можливостей впровадження проекту є складання SWOT-аналізу (матриці аналізу сильних (Strength) та слабких (Weak) сторін, загроз (Troubles) та можливостей (Opportunities) на основі виділених ринкових загроз та можливостей, та сильних і слабких сторін (табл. 9.9.). Перелік ринкових загроз та ринкових можливостей складається на основі аналізу факторів загроз та факторів можливостей маркетингового середовища. Ринкові загрози та ринкові можливості є наслідками впливу факторів, і, на відміну від них, ще не є реалізованими на ринку та мають певну ймовірність здійснення. Проведений SWOT-аналіз наведено у таблиці 9.10.

Таблиця 9.10. SWOT аналіз проекту.

<i>Мета проекту</i>		
+	S Висока рентабельність проекту відносно аналогів конкурентів Надійність системи	O Попит на міжнародних ринках Стрімке зростання ринку
-	W Тривалий час на розробку та виробництво	T Аналоги-проекти швидше створюють серійний продукт

	Потребує велику кількість інвестицій перед тим як почати приносити прибуток	Здорожчення електричних компонентів може сильно знизити ефективність розробки
--	---	---

На основі SWOT-аналізу розроблено конструктивні рішення для наведених факторів аналізу, результати наведено у таблиці 9.11.

Таблиця 9.11. Конструктивні рішення.

	<i>Мета проекту</i>	
	<i>O</i>	<i>T</i>
<i>S</i>	Один із пріоритетів – вихід на міжнародний ринок	Власне науково-технічне забезпечення
<i>W</i>	Використання швидкої взаємодії між різними частинами проекту за допомогою PLM систем	

9.4. РОЗРОБЛЕННЯ РИНКОВОЇ СТРАТЕГІЇ ПРОЕКТУ

Для розробки ринкової стратегії першим кроком визначення стратегії охоплення ринку є опис цільових груп потенційних споживачів (Таблиця 9.12.).

Таблиця 9.12. Вибір цільових груп потенційних споживачів.

<i>№ п/п</i>	<i>Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів</i>	<i>Готовність в споживачі в прийняти продукт</i>	<i>Орієнтовний попит в межах цільової групи</i>	<i>Інтенсивність в конкуренції</i>	<i>Простота входу в сегмент</i>

1	Авіакомпанії	Висока	Високий	Висока	Висока
2	Державні структури	Низька	Високий	Низька	Висока

За результатами аналізу потенційних груп, для роботи в обраних сегментах ринку обрано базову стратегію конкурентної поведінки. (Таблиця 9.13.)

Таблиця 9.13. Визначення базової стратегії конкурентної поведінки.

№	Чи є проект першопроходьцем на ринку	Пошук нових споживачів, або забирати існуючих у конкурента	Чи буде компанія копіювати основні характеристики послуги конкурента	Стратегія конкурентної поведінки
1	Ні	Забирати існуючих у конкурента	Частково	Стратегія виклику лідера

9.5. МАРКЕТИНГОВА ПРОГРАМИ СТАРТАП-ПРОЕКТУ

Маркетингова програма буде опиратися на основні ключеві переваги, які буде отримувати клієнт від послуг компанії наведені у таблиці 9.14.

Таблиця 9.14. Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

№	Потреба	Вигода яку пропонує послуга	Ключові переваги перед конкурентом
1	Зниження впливу шуму на здоров'я людей	Електричний літак	На 80% менш шумний

2	Зниження викидів CO ₂	Електричний літак	Значне зменшення прямих викидів CO ₂ в атмосферу
3	Дешеві авіаційні перевезення	Електричний літак	В середньому на 33% дешевші квитки

9.6. ВИСНОВКИ ПО РОЗДІЛУ.

У даному останньому розділі проведено розробку стартап-проекту для спроектованого ЛАЕСУ, в результаті якої наведено опис ідеї, визначено стабкі та сильні сторони проекту, проведено технологічний аудит, проаналізовано ринкові можливості запуску стартап-проекту, проведено SWOT-аналіз проекту, розроблено ринкову стратегію та маркетингову програму.

В результаті, спроектований ЛАЕСУ може бути конкуретноспроможним проектом на авіаційному ринку, при наявному фінансуванні, створенню власної науково-технічної бази та правильному-менеджменту.

ВИСНОВКИ

В результаті даної роботи було спроектовано ближньомагістральний літак з електричними силовими установками (ЛАЕСУ).

В першому розділі роботи було проаналізовано стан проблеми, наведено основні переваги та недоліки ЛАЕСУ, розглянуто рішення проблеми від відомих компаній та проведено вибір аналогу з двигунами на рідкому паливі (ЛАРП).

У другому розділі було розраховано максимальну взлітну масу ЛАЕСУ у першому наближенні. В результаті електролітак має більшу масу в порівнянні з ЛАРП, так як у ЛАЕСУ закладено вдвічі більша відносна маса батарей в порівнянні з масою палива ЛАРП, що дозволило зменшити суттєву різницю в енергоємності ЛАРП та ЛАЕСУ.

В третьому розділі розраховано геометричні характеристики ЛАЕСУ. Для фюзеляжу було обрано форму міделя, компоновання внутрішнього простору фюзеляжу та розраховано його основні розміри. На основі дослідження аеродинамічних профілів, було вибрано профіль для крила EPPLER 434. Враховуючи аеродинамічні характеристики профіля та розраховану масу у другому розділі, розраховано площу крила та основні геометричні параметри. Форма крила – трапецієподібна. Опираючись на характеристики крила, було розраховано горизонтальне та вертикальне оперення.

В четвертому розділі проведено розрахунок аеродинамічних характеристик літака за допомогою обчислювальної гідродинаміки. Розрахунок виконано для 23 значень кута атаки, від -7° до 15° , на висоті 7000 метрів при швидкості 150 м/с. Наведено початкові умови та параметри симуляції.

Отримані значення підйомної сили відповідають закладеним на етапі проектування у попередніх розділах. Графік залежності поперечного моменту від коефіцієнта підйомної сили підтверджує стійкість літального в

поперечній площині. Значення сили лобового опору були використанні в п'ятому розділі для вибору силової установки та джерела живлення.

Результат розрахунку представлено графічним зображенням розподілу тиску по поверхні літака, таблицею з отриманими значеннями для зазначених вище кутів атаки та графіками залежностей основних аеродинамічних характеристик.

У п'ятому розділі роботи виконано розрахунок й вибір двигуна, проведено порівняння та вибір джерела живлення. У якості електродвигуна вибрано Siemens SP260D, а у якості енергоносія – батареї високої ємності від Amprius.

Шостий розділ дисертації має за мету дослідження технологій здатних покращити характеристики ЛА. Розглянуті технології можуть значно покращити характеристики ЛАЕСУ, наприклад одночасне використання вінглетів, системи контролю ламінарності потоку та заміна 50% відсотків конструктивних елементів з алюмінію на композитні матеріали можуть підвищити паливну ефективність від +15% до +30%. Що дозволить зменшити вагу літака або збільшити тривалість роботи електродвигунів.

У сьомому розділі роботи розроблено електричну схему блоків поєднаних батарей для забезпечення оптимальної потужності двигуна. З урахування розроблених блоків батарей, розроблено компоувальну схему силової установки та енергоносіїв.

Восьмий розділ включає технічне та економічне порівняння розробленого ЛАЕСУ та ЛАРП - De Havilland Canada Dash 8 Q200. В результаті розроблений ЛАЕСУ в однакових умовах, в порівнянні з ЛАРП, на 33% економічно вигідніший, хоча має, при невеликій різниці у корисному навантаженні, максимальну взлітну масу на 70% більшу. Через те має на 18% більшу площу крила та на 47% більше питоме навантаження.

У даному останньому розділі проведено розробку стартап-проекту для спроектованого ЛАЕСУ, в результаті якої наведено опис ідеї, визначено стабілізатори та сильні сторони проекту, проведено технологічний аудит,

проаналізовано ринкові можливості запуску стартап-проекту, проведено SWOT-аналіз проекту, розроблено ринкову стратегію та маркетингову програму. В результаті, спроектований ЛАЕСУ може бути конкурентноспроможним проектом на авіаційному ринку, при наявному фінансуванні, створенню власної науково-технічної бази та правильному-менеджменту.