

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

Інститут аерокосмічних технологій

Кафедра авіа- та ракетобудування

«На правах рукопису»
УДК 629.735.33

До захисту допущено:

В. о. завідувача кафедри

_____ Володимир КАБАНЯЧИЙ

«__» _____ 2020 р.

Магістерська дисертація

на здобуття ступеня магістра

за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»

зі спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

**на тему: «Методика вибору параметрів літального апарату з сонячними
елементами»**

Виконав:

студент VI курсу, групи АЛ-91мп

Мороз Валентин Володимирович _____

Керівник:

Професор, д.т.н., професор кафедри

Сухов Віталій Вікторович _____

Консультант :

Рецензент:

С.н.с., к.т.н., доцент кафедри

Пономаренко Сергій Олексійович _____

Засвідчую, що у цій магістерській
дисертації немає запозичень з праць
інших авторів без відповідних
посилань.

Студент _____

Київ – 2020 року

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Інститут аерокосмічних технологій
Кафедра авіа- та ракетобудування

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність – **134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»**

Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ

В. о. завідувача кафедри

_____ Володимир КАБАНЯЧИЙ

«__» _____ 2020 р.

ЗАВДАННЯ
на магістерську дисертацію студенту
Морозу Валентину Володимировичу

1. Тема дисертації «Методика вибору параметрів літального апарату з сонячними елементами», науковий керівник дисертації Сухов Віталій Вікторович, д.т.н., професор кафедри, затверджені наказом по університету від «04» грудня 2020 р. № 3455-с.
2. Термін подання студентом дисертації 10 грудня 2020 р.
3. Об'єкт дослідження літальний апарат з сонячними елементами
4. Вихідні дані Час польоту - 5 год.
Висота польоту - 300м.
Розмах - 1.5-2м.
Швидкість – 10-15 м/с
Тип сонячних елементів – монокристалічні.
КПД сонячних елементів – мінімум 20%.
5. Перелік завдань, які потрібно розробити.
 - 5.1. Аналіз літератури по створенню літальних апаратів (ЛА) на сонячній енергії (СЕ).
Огляд існуючих ЛА на СЕ.
 - 5.2. Розрахунок енергетичних характеристик ЛА.
 - 5.3. Розрахунок впливу параметрів акумулятора на час польоту.
 - 5.4. Проектування ЛА на СЕ.
 - 5.5. Методика впровадження сонячних елементів живлення у вже розроблений ЛА.
 - 5.6. Розробка конструкторської документації ЛА з СЕ.
 - 5.7 Розробка стартап-проекту.

6. Орієнтовний перелік ілюстративного матеріалу

6.1. Огляд аналогів.

6.2. Енергетичний розрахунок ЛА з СЕ.

6.3. Підбір параметрів батареї.

6.4. Аеродинамічне проектування ЛА з СЕ.

6.5. Креслення загального виду ЛА з СЕ.

6.6. Впровадження СЕ на БПЛА «Spectator».

7. Орієнтовний перелік публікацій

7.1. Доповідь на науково-технічній конференції з публікацією тез.

8. Дата видачі завдання 01.10. 2019

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1.	Аналіз літератури по створенню літальних апаратів (ЛА) на сонячній енергії. Огляд існуючих ЛА з сонячними елементами (СЕ). Постановка завдання.	до 29.11.2019 р.	
2.	Визначення характерних параметрів ЛА на СЕ.	до 01.02.2020 р.	
3.	Розрахунок енергетичних характеристик ЛА. Вивід рівняння енергобалансу.	до 09.05.2020 р.	
4.	Дослідження залежності між параметрами обраного акумулятора та часом польоту.	до 01.07.2020 р.	
5.	Аеродинамічне проектування ЛА.	до 31.10.2020 р.	
6.	Розробка конструктивно-силової схеми ЛА.	до 20.11.2020 р.	
7.	Розробка конструкторської документації на ЛА з СЕ.	до 30.11.2020 р.	
8.	Розробка стартап-проекту.		
9.	Оформлення пояснювальної записки та ілюстративного матеріалу.	до 03.12.2020 р.	
10.	Перевірка на плагіат.	до 5.12.2020 р.	

Студент

Валентин МОРОЗ

Науковий керівник

Віталій СУХОВ

Реферат

Магістерська дисертація: "Методика вибору параметрів літального апарату з сонячними елементами", 85 сторінок, 32 рисунки, 11 таблиць, 28 посилань.

Актуальність: Зменшення ціни години польоту залишається одним з пріоритетних завдань конструкторів сучасності. Оптимізація конструкції, аеродинаміки не дозволяє отримати суттєву перевагу і збільшити час перебування у повітрі. Для таких видів завдань як тривалий моніторинг земної поверхні в цивільних і військових цілях, ретрансляція зв'язку, контроль навколишнього середовища тощо потрібен інший підхід в проектуванні авіаційної техніки. Пропонується використання сонячних елементів живлення.

Мета роботи: Визначити особливості ЛА на СЕ та розробити методику побудови такого БЛА.

Об'єкт дослідження: Літальний апарат на сонячних елементах.

Вихідні дані: Час польоту: 5 год, висота польоту: 300м, розмах: 1.5м, швидкість: 10 м/с, тип сонячних елементів: монокристалічні, розміри сонячних елементів: 156x156 мм.

Методи дослідження: аналіз літератури, аналіз вже наявних моделей та розробок, результатів їх експериментів. Розгляд геометричних параметрів ЛА з умови використання сонячної енергії, розташування сонячних елементів на поверхні крила.

Наукова новизна одержаних результатів: проведено проектувальний розрахунок енергетичних характеристики БпЛА, встановлено залежність необхідної площі СЕ від умов навколишнього середовища (зокрема освітленості), маси ЛА, швидкості горизонтального польоту; проведено аеродинамічний розрахунок ЛА: знайдено розміри рульових поверхонь, з умови забезпечення необхідної керованості ЛА, визначені геометричні

розміри елементів хвостового оперення, підраховані плечі стабілізатора та кіля.

Практичне значення одержаних результатів: Для моніторингу невеликої території не потрібні камери високої якості, які дорогі та часто багато важать. Оскільки для отримання чіткого зображення можна зайняти невелику висоту, але при цьому буде потрібно більше пролетіти, щоб охопити задану площу. У випадку ЛА на СЕ це не буде проблемою, так як постачальником енергії є саме Сонце.

За таких умов доцільно створювати БПЛА категорії «міні» - тобто вагою до 2 кг та висота польоту яких не перевищує 300 м. Їхня вартість буде найменшою, а виготовлення, експлуатація – найпростішими.

Такі ЛА підходять для використання у військових цілях. Єдиним недоліком буде можливість візуального виявлення через малу висоту польоту.

Зате в цивільних цілях обмеження по висоті не має великого значення. А всі зазначені переваги зможуть привабити навіть незаможних аграріїв. Можливості переобладнання вже існуючих ЛА на сонячну енергію.

Конференції: участь у науково-практичній конференції «Авіа-ракетобудування: перспективи та напрямки розвитку».

Ключові слова: сонячна енергія, сонячний елемент, крило великого подовження.

Abstract

Master's dissertation: "Methods of choosing the parameters of the aircraft with solar cells", 85 pages, 32 figures, 11 tables, 28 references.

Relevance: Reducing the price of an hour of flight remains one of the priorities of modern designers. Optimization of the design, aerodynamics does not allow to obtain a significant advantage and increase the time spent in the air. For such types of tasks as long-term monitoring of the earth's surface for civil and military purposes, communication relay, environmental control, etc., a different approach is required in the design of aircraft. The use of solar batteries is proposed.

Purpose: To determine the features of the aircraft on the SE and to develop a method of constructing such a UAV.

Object of research: Solar cell aircraft.

Initial data: Flight time: 5 h, flight altitude: 300 m, range: 1.5 m, speed: 10 m/s, type of solar cells: monocrystalline, dimensions of solar cells: 156x156 mm.

Research methods: analysis of the literature, analysis of existing models and developments, the results of their experiments. Consideration of the geometric parameters of the aircraft from the condition of using solar energy, the location of solar cells on the wing surface.

Scientific novelty of the obtained results: design calculation of energy characteristics of UAVs is carried out, dependence of the required area of SE on environmental conditions (including illumination), mass of the aircraft, speed of horizontal flight is established; the aerodynamic calculation of the aircraft was carried out: the dimensions of the rudder surfaces were found, in terms of ensuring the necessary controllability of the aircraft, the geometric dimensions of the tail elements were determined, the stabilizer and keel arms were calculated.

Practical significance of the obtained results: High quality cameras, which are expensive and often weigh a lot, are not required for monitoring a small area. Because you can take a small height to get a clear image, but it will take more

to fly to cover a given area. In the case of aircraft on the CE, this will not be a problem, as the supplier of energy is the Sun.

Under such conditions, it is advisable to create UAVs of the "mini" category - ie weighing up to 2 kg and whose flight altitude does not exceed 300 m. Their cost will be the lowest, and manufacture, operation - the simplest.

Such aircraft are suitable for military use. The only drawback will be the possibility of visual detection due to the low altitude.

But for civilian purposes, the height limit does not matter much. And all these benefits will be able to attract even poor farmers. the possibility of converting existing aircraft to solar energy.

Conferences: participation in scientific and technical conference with publication of abstracts.

Key words: solar energy, solar element, wing of great elongation.

Зміст

Перелік умовних скорочень	10
Вступ	11
1. Аналіз літератури	13
Висновки по розділу	13
2. Огляд аналогів	14
Висновки по розділу	24
3. Сонячні елементи	25
Висновки по розділу	32
4. Вимоги до профілю крила	33
Висновки по розділу	34
5. Крило ЛА на СЕ	35
5.1. Прямі крила (прямокутні та трапецієподібні)	35
5.2. Трапецієподібні крила	35
5.3. Шляхи забезпечення жорсткості крила	36
5.4. Моделювання навантаження крила	37
5.5. Крило з підкосом	38
Висновки по розділу	39
6. Розрахунок енергетичних характеристик ЛА	40
6.1. Визначення ефективності сонячної панелі	40
6.2. Визначення потрібної електричної потужності для ГП ЛА	43
7. Вибір батареї	46
7.1 Вибір акумулятора	46

					<i>АЛмп9111.16.00.00.00 ПЗ</i>			
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата				
Розроб		Мороз В.В.			<i>Методика вибору параметрів літального апарату на сонячних елементах</i>	Літ.	Арк.	Акрцшів
Перевір.		Сцхов В.В.				8	85	
Реценз.						<i>КПІ ім. І.Сікорського Каф. АРБ гр.АЛ-91мп</i>		
Н. Контр.		Поваров С.А.						
Затверд.		Кабанячий В.						

7.2. Дослідження залежності між параметрами обраного акумулятора та часом польоту	49
Висновки по розділу	51
8. Проектування власного ЛА на СЕ	52
8.1. Профіль крила.....	52
8.2. Вихідні дані для розрахунків	54
8.3. Визначення розмірів та розташування елеронів.....	55
8.4. Визначення плеча оперення.....	56
8.8. Визначення розмірів та форми вертикального оперення	59
8.9. Розрахунок лонжерону	61
8.10. Навантаження на крило	61
8.11. Матеріал	63
8.12. Параметри лонжерону	63
Висновки по розділу	65
9. Розгляд можливостей переобладнання звичайного ЛА на такий, що використовую СЕ живлення.....	66
9.1. БПЛА «Spectator M1»	67
9.2. Розрахунок параметрів.....	67
Висновки по розділу	71
10. Розробка стартап-проекту.....	74
Висновки по розділу	80
Висновки	81
Список використаної літератури.....	83

Перелік умовних скорочень

ЛА – літальний апарат;

НЛА – надлегкий літальний апарат;

ТЗ – технічне завдання;

БпЛА – безпілотний літальний апарат

СЕ – сонячні елементи

ККД – коефіцієнт корисної дії

ГП – горизонтальний політ

Вступ

З другої половини минулого століття все частіше з'являються безпілотні літальні апарати (БПЛА) військового, сільськогосподарського призначення, для геодезичних досліджень тощо. Їх відрізняє ряд переваг порівняно з пілотованими літаками, вертольотами. Безпілотники мають менші розміри, простіші в виготовленні, експлуатації, не потребують кваліфікованого пілота, сам політ не пов'язаний з безпосереднім ризиком людському життю, а головне – БПЛА мають більшу економічну ефективність при вирішенні ряду задач.

За типом енергоносія їх можна поділити на електричні та паливні.

ЛА на електричній тязі віддається більша перевага як серед любителів, так і серед професіоналів. Електрольоти безпечні, мають менші енерговтрати порівняно з безпілотниками з двигунами внутрішнього згорання, екологічні, дешевші в експлуатації тощо. Їхнім основним недоліком є досить обмежений запас енергії на борту ЛА. Акумуляторні батареї мають питому енергоемність на порядок меншу, ніж керосин.

Доки не виготовлено більш ефективні носії електричної енергії, пропонується застосовувати дозарядку у повітрі – через елементи сонячного живлення. Що дозволяє збільшити час польоту, не втручаючись у конструкцію, аеродинаміку БЛА.

Актуальність роботи: зменшення ціни години польоту залишається одним з пріоритетних завдань конструкторів сучасності. Оптимізація конструкції, аеродинаміки не дозволяє отримати суттєву перевагу і збільшити час перебування у повітрі. Для таких видів завдань як тривалий моніторинг земної поверхні в цивільних і військових цілях, ретрансляція зв'язку, контроль навколишнього середовища тощо потрібен інший підхід в проектуванні авіаційної техніки. Пропонується використання БпЛА з сонячними елементами живлення.

Мета роботи: визначити особливості ЛА на СЕ та розробити методику побудови такого БЛА.

Задачі дослідження:

1. Дослідивши аналоги та проаналізувавши особливості ЛА з СЕ, розробити методику підбору параметрів безпілота з сонячними елементами живлення.

2. Скласти рівняння енергетичного балансу, знайти площу крила, необхідну для забезпечення підйомної сили та розміщення достатньої кількості СЕ.

3. Застосувати результати наукового дослідження для переобладнання існуючого БпЛА на живлення сонячною енергією та розробити на його основі стартап-проект.

Об'єкт дослідження: літальний апарат на сонячних елементах.

Вихідні дані: час польоту: 5-6 год, висота польоту: 300м, розмах: 1.5-2 м, швидкість: 10-15 м/с, тип сонячних елементів: монокристалічні.

Наукова новизна: проведено проектувальний розрахунок енергетичних характеристики БпЛА, встановлено залежність необхідної площі СЕ від умов навколишнього середовища (зокрема освітленості), маси ЛА, швидкості горизонтального польоту; проведено аеродинамічний розрахунок ЛА: знайдено розміри рульових поверхонь, з умови забезпечення необхідної керованості ЛА, визначені геометричні розміри елементів хвостового оперення, підраховані плечі стабілізатора та кіля.

Практичне значення отриманих результатів: для моніторингу невеликої території не потрібні камери високої якості, які дорогі та часто багато важать. Оскільки для отримання достатньо детального зображення можна зайняти невелику висоту, але при цьому буде потрібно більше пролетіти, щоб охопити задану площу. У випадку ЛА на СЕ це не буде проблемою, так як постачальником енергії є саме Сонце.

1. Аналіз літератури

Перед виконанням дипломної роботи було прочитано та проаналізовано

- 1) Дисертацію на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук Самойловського Артема Олександровича «Розробка науково-методичного забезпечення процесу формування вигляду на етапі попереднього проектування безпілотних літальних апаратів, що використовують для польоту сонячну енергію».
- 2) APPLICATION OF COPPER INDIUM GALLIUM DISELENIDE PHOTOVOLTAIC CELLS TO EXTEND THE ENDURANCE AND CAPABILITIES OF THE RAVEN RQ-11B UNMANNED AERIAL VEHICLE.

В ході вивчення літератури ознайомився з:

1. Аналізом досягнутого рівня технологій, які використовуються при розробці ЛА розглянутого типу і методів їх проектування;
2. Особливостями і специфікою проблем розробки ЛА;
3. Розробкою нових та уточненням існуючих математичних моделей:
 - вагові моделі агрегатів і складових частин ЛА;
 - енергетична модель.
4. Розробкою методик формування вигляду подібних ЛА під задані параметри;
5. Проведенням оцінки впливу застосовуваних технологій на рівні реалізованих характеристик;
6. Потенційними областями застосування ЛА і напрямком досліджень щодо вдосконалення їх характеристик.

Висновок по розділу: було розглянуто, як приклад, шлях розвитку ЛА на CE RAVEN RQ-11B, який на сьогодні вже вважається «класичним». Ознайомлено з особливостями функціонування сонячних панелей, їх характеристиками та зовнішніми чинниками, які впливають на якість роботи цих елементів.

2. Огляд аналогів

Не одне десятиліття створюються ЛА з СЕ. Розглянемо найбільш відомих представників.

Sunrise

Першим літальним апаратом з використанням сонячної енергії був дистанційно-пілотований літак американської компанії AstroFlight «Sunrise». Створений під керівництвом R. J. Boucher за контрактом з ARPA (aircraft research projects agency) літак здійснив свій перший політ 4 листопада 1974 року над висохлим озером Camp Irwin в Каліфорнії.

На його крилах розмахом 9,76м було встановлено 4096 сонячних елементів загальної потужністю 450 Вт. Маса літака становить 12,25 кг. В результаті льотних випробувань літак досяг 4-х годинної тривалості польоту. У 1975 році компанія AstroFlight побудувала вдосконалений літак «Sunrise II» (рис. 2.1). Він мав той же розмах крила, але на ньому вже було встановлено 4480 сонячних елементів із загальною потужністю 600 Вт, маса літака була знижена до 10,21кг.

Обидва літаки розбилися в процесі випробувальних польотів, однак, отримані результати в ході випробувань поклали початок літакам з використанням сонячної енергії [16].

Solar One

Наступним етапом у розвитку літальних апаратів з використанням сонячної енергії був етап створення пілотованих літаків. 19 грудня 1978 року на аеродромі Lasham Airfield, Hampshire (Великобританія) Britons David Williams і Fred То підняли в повітря літак «Solar One» (рис. 2.2).

Спочатку літак замислювалося приводити в рух за рахунок мускульної сили, але він виявився занадто важким і було прийнято рішення переробити його в літак з використанням сонячної енергії.



Рис. 2.1. Sunrise II



Рис. 2.2. Solar One

Літак виконаний за класичною схемою. Його довжина 6,7м, розмах крила 20,7м, площа крила 24,2м², потужність силової установки 4л.с. Ємність NiCd-й бортової батареї 25 А · год. Дальність польоту склала 1200м на висоті 24м, досягнута максимальна швидкість 77,8 км / год.

Творці літака стверджували, що при наявності більш ефективних фотоелектричних перетворювачів (ФЕП), в сонячний день апарат міг би літати без запасуючої батареї. Однак, вартість таких ФЕП в той час практично дорівнювала вартості літака [17].

Gossamer Penguin

Ідею здійснення польоту тільки за рахунок ФЕП вдалося втілити в життя доктору Paul McCready засновнику компанії AeroVironment (США). У 1980р. завдяки спонсорству компанії Dupont (однієї з провідних компаній з виробництва ФЕП) і консультації R.J. Boucher творця «Sunrise I» і «Sunrise II» вдалося побудувати літак Gossamer Penguin (рис. 2.3).



Рис. 2.3. Gossamer Penguin.

Це перший літак, силова установка якого працювала тільки за рахунок енергії сонця і цієї енергії було досить для підтримки польоту. Однак, цей літак був надзвичайно крихкий і небезпечний для польотів на висоті більшій ніж кілька метрів [18].

Solar Challenger

Компанія Dupont, задоволена результатами проекту, спонсорувала Paul MacCready на будівництво нового літака здатного перелетіти протоку Ла-Манш з використанням тільки енергії сонця. В результаті цього проекту був побудований літак «Solar Challenger» (рис. 2.4).



Рис. 2.4. Solar Challenger.

Довжина літака 8,8 м. Розмах крила становив 14,2 м. Вся його поверхня і поверхня стабілізатора покриті 16128 сонячними елементами, що виробляють сумарну потужність 2500 Вт. Вага порожнього літака складала 90 кг. Він міг розвивати максимальну швидкість 64 км / год, а максимальна скоропідйомність становила 0,76 м/с. 7 липня 1981 р. він вилетів з аеродрому Pontoise-Cormeilles недалеко від Парижа і приземлився в Manston поблизу Лондона, подолавши тим самим відстань 262 км за 5 год 23 хв. Політ проходив тільки за рахунок сонячної енергії, без використання бортових акумуляторів [18].

Solair I

Майже одночасно з «Solar Challenger» в Німеччині під керівництвом Günter Rochelt створювався літак «Solair I» (рис. 2.5) Літак був виконаний за схемою качка з підкосним кріпленням крила, розмах якого становив 16 м. Покритий 2499 сонячними елементами сумарною потужністю 1800 Вт літак 21 серпня 1983р. зміг протриматися в повітрі 5 год 41 хв [10].



Рис. 2.5. Solair I.

Sunseeker

Ще один цікавий проект - літак «Sunseeker» спроектований і побудований Еріком Раймондом (США) в 1989 р. За своєю суттю літак нагадує планер з високим аеродинамічним якістю. Забезпечений силовою установкою потужністю 2,5 к.с. і бортовими акумуляторами літак в 1990 р. пілотований його творцем за 21 політ перетнув Сполучені Штати Америки. Загальний час перебування в повітрі склав 121 годину і на це не було витрачено жодного грама палива [11].



Рис. 2.5. Sunseeker.

Solar Impulse

Один з найбільш амбітних проєктів в області літаків з використанням сонячної енергії - проєкт компанії Solar Impulse (рис. 2.6), за підтримки провідних європейських компаній.

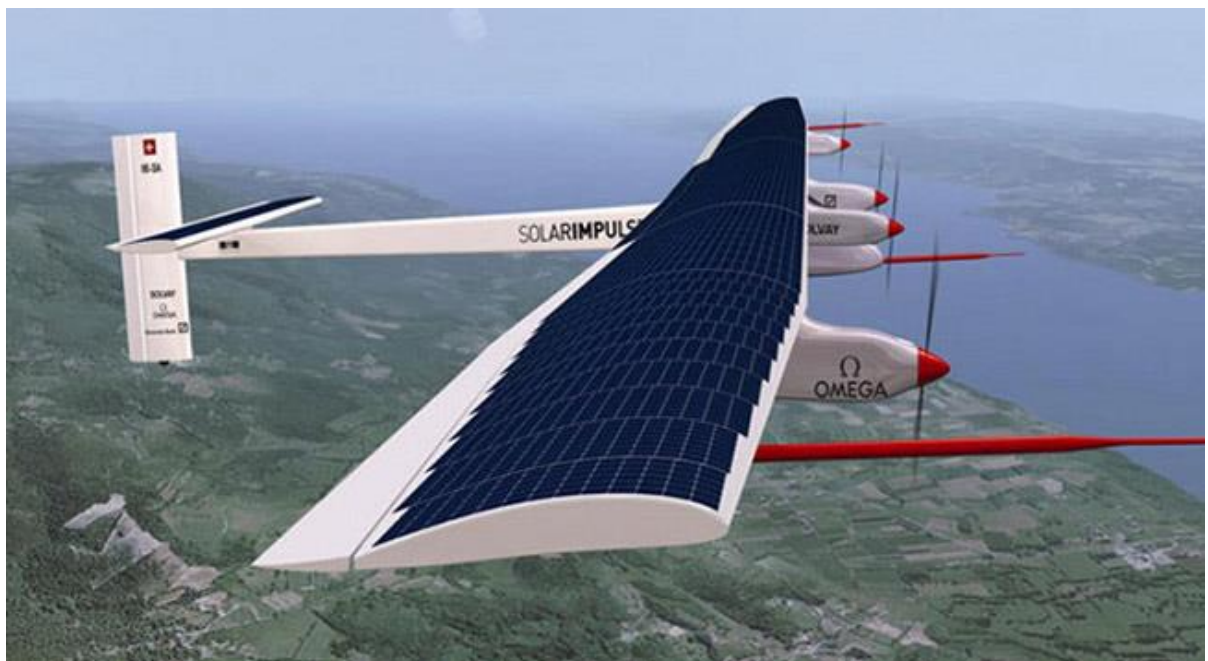


Рис. 2.6. Solar Impulse.

Це пілотований літак, на якому було здійснено кругосвітній політ виключно на сонячній енергії. Основна ідея проекту була привернути увагу до використання сонячної енергії. Комерційна складова також має на увазі використання отриманих напрацювань в створенні висотної телекомунікаційної платформи.

У 2009 р. здійснив політ прототип майбутнього літака. Його злітна маса 1600 кг при габаритах: розмах крила 63,4 м, довжина 21,9 м, висота 6,4 м. Поверхня крила площею 200 м² покрита 11628 фотоелементами з ККД 22,5%, які в ясний сонячний день виробляють 44 кВт енергії. Крейсерська швидкість 70 км / год [12].

Solar Raven

Планер літального апарату виконаний у вигляді високоплана з Т-подібним хвостовим оперенням, захищений балістичною тканиною типу «кевлар». Крило не має елеронів, а управління креном здійснюється кермом напряду (рис. 2.7).



Рис. 2.7. Solar Raven.

Розмах крил — 1,372 м, маса — 1,9 кг, крейсерська швидкість — 56 км/год, висота польоту — до 5000 м, радіус дії — 10 км, тип двигуна — електричний (Engine Aveox 27/26/7-AV), довжина — 0,915 м.

Порівняно з моделлю без СЕ має більшу тривалість польоту на 60% (до 2 год) [13].

БпЛА на СЕ (Україна)

Розробка Я.С. Козея (рис. 2.8) призначена для моніторингу водних і лісових масивів, нафто- і газопроводів, державного кордону, проведення пошуково-рятувальних операцій аерофотознімання, оптико-електронна, радіоелектронна розвідка та ретрансляція зв'язку.

Розмах крила – 2100 мм; довжина – 1600 мм; швидкість польоту – 20–50 км/год; максимальна висота польоту – 1000 м; тривалість польоту – від 180 хв; маса цільового навантаження – 0,3 кг; максимальна злітна маса – 5,0 кг; тип силової установки – електрична; радіус дії з передачею/без передачі інформації – 5/20 км; режими керування – автоматичний, напівавтоматичний, ручний.



Рис. 2.8. БпЛА на СЕ.

Тактичні можливості цього безпілотного авіаційного комплексу (БпАК) дають змогу здійснювати зліт з руки за відсутності спеціальної стартової площадки і додаткових пристроїв для зльоту. Дальність прийому-передачі даних з БпАК – до 5км. Транспортування БпАК може здійснюватися в рюкзаках або контейнерах (вага не більше 10кг). Передбачено посадку на фюзеляж та систему пошуку БпАК.

Створено декілька літаючих прототипів.

В табл. 2.1 зібрані описані ЛА та коротко прокоментовано їхні успіхи.

Таблиця 2.1

ЛА на СЕ

№	Рік	Назва	Результат
1	1974	«Sunrise»	Став першим літальним апаратом з використанням сонячної енергії, якої вистачало на 4 години польоту. Розбився під час одного з вильотів.
2	1975	«Sunrise II»	Був оптимізованим варіантом «Sunrise». Розбився під час одного з вильотів [7].
3	1978	«Solar One»	Дальність польоту склала 1200м на висоті 24м, досягнута максимальна швидкість 77,8 км / год [9].
4	1980	Gossamer Penguin	Він міг розвивати максимальну швидкість 64 км / год, а максимальна швидкість становила 0,76м / с. 7 липня 1981 р. він вилетів з аеродрому Pontoise-Cormeilles недалеко від Парижа і приземлився в Manston поблизу Лондона, подолавши тим самим відстань 262км за 5ч 23мін. Політ проходив тільки за рахунок сонячної енергії, без використання бортових акумуляторів [8].

5	1983	«Solar Challenger»	Перелетів протоку Ла-Манш з використанням тільки енергії сонця, подолавши тим самим відстань 262 км за 5 год 23 хв.
6	1983	«Solair I»	Покритий 2499 сонячними елементами сумарною потужністю 1800Вт літак зміг протриматися в повітрі 5ч 41хв [10].
7	1989	«Sunseeker»	Пілотований його творцем за 21 політ перетнув Сполучені Штати Америки. Загальний час перебування в повітрі склав 121год. і на це не було витрачено жодного грама палива [11].
8	2009	Solar Impulse	Перший в світі пілотований літак, здатний літати за рахунок енергії Сонця необмежено довго, запасуючи енергію в акумуляторних батареях і набираючи висоту днем. Його злітна маса 1600 кг при габаритах: розмах крила 63,4 м, довжина 21,9 м, висота 6,4 м [12].
9	2012	Solar Raven	Перероблений із звичайного БПЛА, він збільшив тривалість польоту на 60% (до 2 год) [13].
10	2016	БпАК на СЕ	Українська розробка Я. Козея. ТанDEM з СЕ на крилах, тривалість польоту від 180 хв, призначена для моніторингу водних і лісових масивів

Для моніторингу невеликої території не потрібні камери високої якості, які дорогі та часто багато важать. Оскільки для отримання чіткого зображення можна зайняти невелику висоту, але при цьому буде потрібно більше пролетіти, щоб охопити задану площу. У випадку ЛА на СЕ це не буде проблемою, так як постачальником енергії є саме Сонце.

За таких умов доцільно створювати БПЛА категорії «міні» - тобто вагою до 2 кг та висота польоту яких не перевищує 300 м. Їхня вартість буде найменшою, а виготовлення, експлуатація – найпростішими.

Такі ЛА підходять для використання у військових цілях. Єдиним недоліком буде можливість візуального виявлення через малу висоту польоту.

Зате в цивільних цілях обмеження по висоті не має великого значення. А всі зазначені переваги зможуть привабити навіть незаможних аграріїв. Можливості переобладнання вже існуючих ЛА на сонячну енергію.

Висновок по розділу: в цьому розділі було оглянуто існуючі аналоги, проаналізовано їх особливості та задачі, під які вони створювалися. На основі цього була обґрунтована актуальність створення БПЛА на СЕ класу «міні».

3. Сонячні елементи

Для перетворення енергії сонячного випромінювання в електрику потрібні фотоелементи. Найбільш поширені технології виробництва фотоелементів:

1. Кристалічні фотоелементи:
 - a. Монокристалічні кремнієві фотоелементи;
 - b. Полікристалічні фотоелементи;
2. Тонкоплівкові фотоелементи:
 - a. Фотоелементи з використанням діселеніда індію і міді (CIS технологія);
 - b. Фотоелементи з використанням телуриду кадмію (CdTe технологія);
 - c. Фотоелементи з використанням аморфного кремнію.

Монокристалічні елементи

Для того щоб отримати кремнієвий монокристал, в розплав кремнію з бором занурюють початковий кристал і поступово піднімають на кілька метрів над поверхнею розчину, при цьому за затравочним кристалом витягується й кристалізується розчин. З отриманої монокристалічною заготовки зрізають кромки для того щоб отримати квадратні елементи і розрізають його на елементи товщиною приблизно 0,3 мм. Після цього елементи легують фосфором для додавання n-провідності і створення рп-переходу, полірують, наносять антивідбиваюче покриття і струмопровідні доріжки і ми отримуємо готовий до використання монокристалічний фотоелемент (рис. 3.1).

Характеристики:

- ККД близько 23 %;
- Форма квадратна або квадратна із закругленими або зрізаними кутами;

- Товщина 0,2 – 0,3мм;
- Колір від темно-синього до чорного з антивідбиваючим покриттям або сірий без покриття;
- Зовнішній вигляд – однорідний.

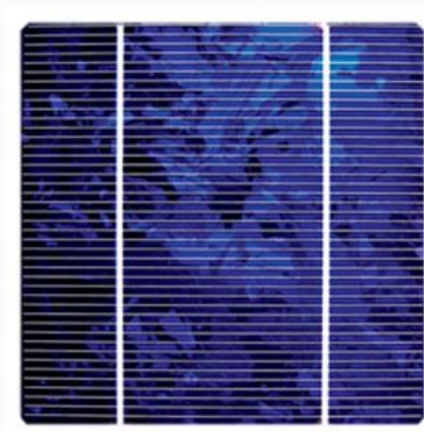


Рис. 3.1. Монокристалічна панель. Рис. 3.2. Полікристалічна панель.

Полікристалічні фотоелементи

Виробляються за допомогою рівномірного спрямованого охолодження ємності з розплавом кремнію і бору. При цьому в ємності формуються односпрямовані гомогенні кристали розміром від кількох міліметрів до декількох сантиметрів. Отриманий блок полікристалів обробляється так само, як і монокристалічна заготовка.

Характеристики:

- ККД від 13 до 16 відсотків;
- Форма квадратна;
- Товщина 0,24 – 0,3мм;
- Колір синій з антивідбиваючим покриттям, сріблясто-сірий без покриття;
- Зовнішній вигляд – блок кристалів різного напрямку, деякі кристали чітко видно на зрізі (рис. 3.2).

CIS фотоелемент

Активним напівпровідниковим матеріалом в CIS фотоелементах (рис. 3.3) є діселеніда індію і міді. CIS компаунд часто легується галієм і (або) сіркою. При виробництві елемента скло покривається шаром молібдену проводять електричний струм, для фотоелемента цей шар буде катодом. Шар CIS компаунда в фотоелементі володіє р-провідністю і наноситься на шар молібдену. Оксид цинку з домішкою алюмінію ZnO:Al використовується як прозорий провідник електрики анод. Цей шар має n-тип провідності і в ньому розпорошений допоміжний шар оксиду цинку і-ZnO. Проміжний шар сульфїду кадмію CdS використовується для зменшення втрат, пов'язаних з невідповідністю кристалічних ґраток CIS і ZnO шарів.

Характеристики:

- ККД від 9 до 11 відсотків;
- Форма елемента відповідає формі модуля;
- Товщина модуля в незагартованому склі від 2 до 4мм;
- Колір від темно-сірого до чорного;
- Зовнішній вигляд – однорідний.



Рис. 3.3. CIS фотоелемент



Рис. 3.4. CdTe фотоелемент

Фотоелементи з використання телуриду кадмію CdTe

Виробляються фотоелементи з використання телуриду кадмію CdTe (рис. 3.4) на підкладці з прозорим провідником, який виготовляється з оксиду індію та олова і використовується як передній контакт. Ця підкладка покривається шаром селеніду кадмію CdS з n-типом провідності. Після цього наноситься абсорбувальний шар телуриду кадмію CdTe з p-типом провідності. Після цього модуль закривається металевою струмопровідною пластиною (рис. 3.5).

Характеристики:

- ККД 8,5%;
- Форма елемента відповідає формі модуля;
- Товщина модуля в незагартованому склі – 3мм;
- Колір від дзеркального темно-зеленого до чорного;
- Зовнішній вигляд – однорідний.

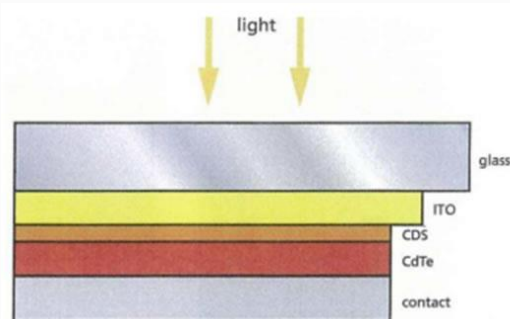


Рис. 3.5. Пошарова схема панелі.



Рис. 3.6. Гідрогенізований аморфний кремній

Гідрогенізований аморфний кремній

У фотоелементах не утворює однорідну структуру, але утворює безладну мережу. Як результат, через відкриті кордони кристалів відбувається поглинання водню. Цей гідрогенізований аморфний (рис. 3.6) створюється в реакторі плазми з газової фази гідриду кремнію SiH₄. Легування кремнію проводиться змішуванням газів, що містять легуючий елемент – гідрид бору B₂H₆ для p-провідності і гідрид фосфору PH₃ для n-

провідності. У зв'язку з невеликою відстанню проникнення легуючих добавок в аморфний кремній, термін життя носіїв заряду не дуже довгий, тому на шар кремнію наносяться додаткові шари з n- і p-провідимостями. В якості переднього контакту використовується прозорий TCO провідник з оксидом олова SnO₂, оксидом індію та олова ITO або оксидом цинку ZnO. В якості заднього контакту використовується металева струмопровідна пластина.

Характеристики:

- ККД від 5 до 7 відсотків;
- Форма відповідає формі модуля, максимальний розмір 2×3м;
- Товщина елемента в незагартованим склі від 1 до 3 мм;
- Колір від коричневого до синього або фіолетового;
- Зовнішній вигляд – однорідний.

Швидше за все, ви помітили, що порядок знайомства з технологіями виробництва фотоелементів був обраний не випадково – ми почали елементами з найбільшим ККД і закінчили елементами з найменшим ККД. ККД для фотоелементів – це ефективність перетворення сонячної енергії в електричну, це означає, що чим менше ККД тим більше площі фотоелементів нам необхідно для забезпечення тієї ж потужності в порівнянні з елементами у яких ККД має більш високе значення.

Тепер непогано б спростувати поширену помилку про те, що полікристалічні фотомодулі більш ефективно перетворюють сонячне випромінювання в порівнянні з монокристалічними. А тонкоплівкові в порівнянні з кристалічними. Насправді перетворення енергії прямого сонячного випромінювання монокристалічних елементів відбувається з найбільшою ефективністю, у полікристалічних модулів це перетворення відбувається з меншою ефективністю у зв'язку з різною орієнтацією кристалів в елементі. Розсіяне випромінювання кристалічні фотоелементи перетворюють з однаковою ефективністю. Тому частка виробітку від

розсіяного випромінювання в полікристалічних панелях вище ніж в монокристалічних, а значить і вплив орієнтації на вироблення нижче. У тонкоплівкових елементів у зв'язку з більшим ступенем безладності орієнтації світлочутливих елементів вироблення з розсіяною частини випромінювання становить основну частку вироблення. Тому й прийнято говорити, що на вироблення тонкоплівкових модулів не впливає орієнтація. Але енергію сонячного випромінювання, не залежно від його форми, найефективніше перетворюють монокристалічні модулі тому що у них ККД вище.

Фотопанелі з кристалічних фотоелементів найчастіше використовуються в будівництві сонячних електростанцій. Зазвичай, термін служби фотомодулів з кристалічних елементів складає 25 років. Через 25 років потужність фотоелементів складе 80% від поточної потужності. Зазвичай кристалічні фотопанелі виробляються з непрозорою підкладкою з PVB-пластика або тефлону, покриттям зі скла або прозорого EVA-пластика, або скла і алюмінієвою рамою.

CIS-фотомодулі мають найбільший ККД як для тонкоплівкових модулів. Але ці модулі схильні до корозії від струмів витоку в зв'язку з застосуванням електролізу в їх виробництві, тому, коли ми встановлюємо станцію з CIS фотомодулів нам необхідно забезпечити повну потенційну розв'язку з АС-мережею за допомогою установки трансформаторного інвертора або спеціального розділового трансформатора і встановити по диференціальному автомату на кожну з ліній, підключених до інвертору. CdTe-фотомодулі не схильні до корозії. Але кадмій є токсичним елементом, що викликає гострі та хронічні отруєння. Тому використані або зіпсовані CdTe-фотопанелі підлягають обов'язковій утилізації, що здорожує експлуатацію станції. Фотопанелі з аморфного кремнію не схильні до корозії і не токсичні, але мають дуже низький ККД і їх активні елементи вигорять на сонці. Зазвичай в перебігу 6-12 місяців після установки відбувається

зниження потужності, потім ці модулі виходять на сталу потужність. Термін служби таких модулів становить близько 10 років. Термін служби CIS і CdTe модулів такий же, як і у кристалічних.

Тонкоплівкові фотомодулі найчастіше застосовуються у фасадних системах і дизайнерських рішеннях. Швидше за все, в майбутньому тонкоплівкові модулі замінять кристалічні тому що їх виробництво дешевше і менш енергоємне. Адже ніхто не зацікавлений в фотопанелей на виробництво яких витрачається більше енергії ніж вони здатні виробити за термін служби [27].

Вартість сонячних батарей

Як ви вже могли здогадатися, вартість монокристалічних елементів вище інших батарей при розрахунку на одиницю потужності. Спочатку висока собівартість монокристалів пов'язана зі складністю технологічної очистки кремнію. Різниця в порівнянні з полікристалічними батареями становить 15-20%, а з тонкоплівковими - 35%.

Принцип дії СЕ

В основі перетворення сонячної енергії в електричну лежить фотоелектричний ефект, який виникає при впливі сонячного випромінювання (точніше кажучи – фотонів) на неоднорідну напівпровідникову структуру (рис. 3.7), яка більше відома як «р-п перехід».

Неоднорідна структура утворює за рахунок легування напівпровідника різними домішками – наприклад, на одну пластину наноситься шар фосфору (як варіант – миш'як), а на іншу – шар бору. В результаті, на легованій фосфором пластині виникає надлишок електронів, а на покритій бором – їх недолік, хоча зазвичай прийнято говорити про утворення дірок. Поглинаючи енергію фотонів світла, електрони починають рух, долаючи р-п перехід – впорядкований рух заряджених частин і викликає утворення струму. На пластини напівпровідника напоюють тонкі смужки міді – струмозійомники, з яких струм направляється до споживача. Саме

тому, якщо розглядати як влаштована сонячна батарея, саме фотоелектричні перетворювачі визначають продуктивність сонячної батареї [5].

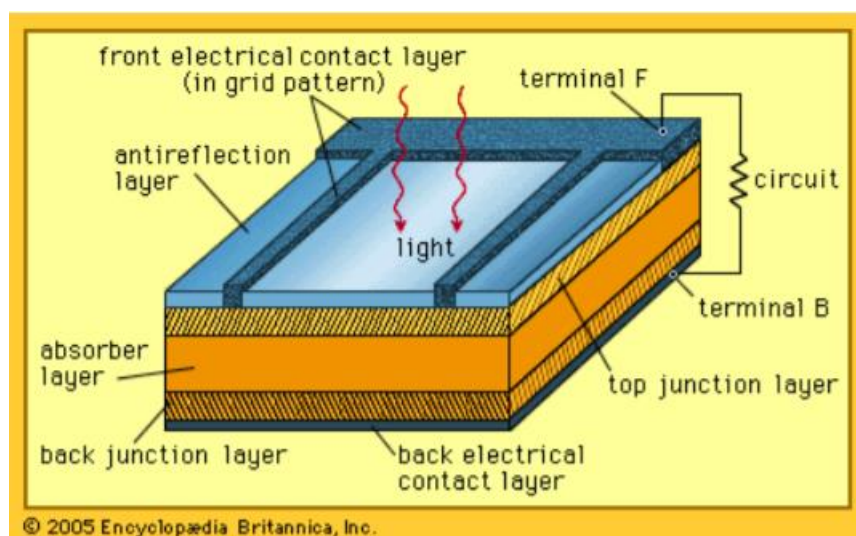


Рис. 3.7. Принцип дії сонячної панелі.

Акумулятор заряджається від Сонця вдень, що забезпечує можливість продовжувати політ і вночі.

Таким чином БПЛА на СЕ може цілодобово виконувати місію, не потребуючи дозаправки на землі.

Висновок по розділу: у розділі було розглянуто типи сонячних панелей, їхні основні характеристики, зокрема ККД, який найбільший у монокристалічних елементах – 20-23%. Було оглянуто принцип дії СЕ.

4. Вимоги до профілю крила

Аеродинамічний профіль крила (рис. 4.1) – форма поперечного перерізу крила яка забезпечує відповідні призначенню аеродинамічні якості.

Профіль утворюють дві поверхні крила — верхня і нижня:

- Верхня поверхня, *поверхня обтікання*, зазвичай більш вигнута, вздовж неї швидкість потоку вища, а тиск нижчий.
- Нижня поверхня, *несуча поверхня*, зазвичай більш плоска, вздовж неї швидкість потоку нижча, а тиск вищий.

Гradient тиску між цими двома поверхнями утворює підйомну силу крила, яка виникає завдяки даному профілю. При цьому для дозвукових швидкостей обтікання основна частина підйомної сили створюється за рахунок розрідження над профілем, а при надзвукових швидкостях обтікання — за рахунок підвищення тиску під профілем.

Обирати профіль потрібно з умови, що на верхній його поверхні будуть розміщені СЕ. Які не будуть приймати навантаження. Бажано щоб верхня поверхня мала якомога меншу кривизну. Це спростить монтаж СЕ та дозволить ефективніше вигинатися при поздовжніх деформаціях крила.

Плосковипуклий профіль

Плосковипуклий профіль (рис. 4.1а) - доцільний з умови простоти у виготовленні, має більші значення $C_{уамах}$ і коефіцієнта профільного опору $C_{хар}$. Застосовується на планерах, малошвидкісних літаках.

Двояковипуклий несиметричний профіль

Двояковипуклий несиметричний профіль (рис. 4.1б) - широко використовується у зв'язку з великим значенням $C_{уамах}$ та малим значенням $C_{хар}$. Що важливо в умовах нашої задачі, має порівняно стабільне положення ЦТ. Тобто крутний момент консолі не буде сильно змінюватися, що дає змогу забезпечити більшу жорсткість крила і не деформувати СЕ.

S-подібний профіль

В цьому плані дуже ефективний S-подібний профіль (рис. 4.1г) – безмоментний, з постійним положенням ЦТ. Недоліком є гірші показники Суамах та Схар

Інші типи профілів, як симетричні, ромбовидні, суперкритичний, призначені для умов польоту відмінних від поставленої задачі, а тому є недоцільними.

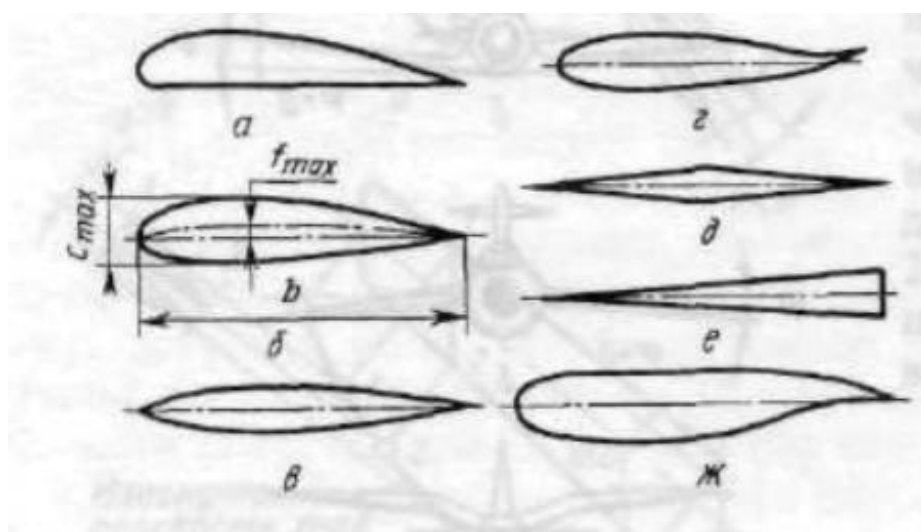


Рис. 4.1. Аеродинамічні профілі крила: а – плосковипуклий, б – двовипуклий несиметричний, в - двовипуклий симетричний, г – S-подібний, д,е,ж – інші.

Висновок по розділу: у цьому розділі було з'ясовано критерії вибору профілю. Це високі аеродинамічні показники, створення якомога меншого крутного моменту та можливість установки сонячних панелей на верхню поверхню крила.

5. Крило ЛА на СЕ

Форми крила в плані можуть бути різними. різноманіття форм крил в плані, як показує досвід літакобудування, зводиться, по суті, до трьох типів: прямим, стрілоподібним і трикутним. Форми крил у плані були показані на рис.

Як показує статистика, найбільш доцільною аеродинамічною схемою для такого типу ЛА класична аеродинамічна схема. В даній роботі не проводиться аналіз найбільш раціональної схеми. Для подальшого розгляду прийнята класична аеродинамічна схема з прямим крилом великого подовження.

5.1. Прямі крила (прямокутні та трапецієподібні).

Прямокутні крила мають відносно високі несучі властивості і більш просту технологію виробництва. При однакових по розмаху профілях зрив потоку на великих кутах атаки «настає раніше в центрі крила, що менше позначається на поперечній стійкості і керованості, так як ефективність елеронів при цьому зберігається. Недоліками є менше значення $M_{кр}$, високе значення коефіцієнтів індуктивного опору; при $M < 1$ і, що особливо важливо, дуже високі опору C_{xa} при $M > M_{кр}$. Тому такі крила доцільні в основному для літаків з невеликою дозвуковою швидкістю польоту. Для літаків з великою тягоозброєністю, що забезпечує високе значення V_{max} , пряме крило дозволяє отримати при інших рівних умовах ($G / S = const$) кращі злітно-посадочні і маневрені характеристики, більш високу якість і дальність польоту на дозвуковій швидкості.

5.2. Трапецієподібні крила

Трапецієподібні крила мають меншу масу, ніж прямі, тому чим більше звуження, тим менше за інших рівних умов маса крила і більше його жорсткість. Однак при великих значеннях звуження крила n падає ефективність елеронів через кінцеві зриви і зменшується значення $C_{y_{max}}$. Такі крила широко застосовуються на дозвукових літаках.

5.3. Шляхи забезпечення жорсткості крила

Збільшення подовження крила є одним із способів зменшення індуктивного опору. З цієї причини крила рекордних планерів роблять максимально довгими і вузькими. Однак цей шлях має обмеження. Перше обмеження пов'язане з тим, що збільшення подовження крила призводить збільшення навантажень на лонжерон в рази.

Інша причина полягає в тому, що для забезпечення однакового кута атаки по всій довжині крила, воно повинно мати достатню жорсткість на кручення. В іншому випадку може виникнути флатер. Чим більше подовження крила, тим важче необхідну жорсткість забезпечити.

Окрім збільшення навантажень на силові елементи консолей та погіршення аеродинамічних властивостей, втрата жорсткості може привести до руйнування СЕ, виходу їх з ладу, внаслідок деформацій крила.

Стандартним рішенням проблеми є посилення конструкції: збільшення товщини елементів, зміна матеріалів. В якості ознайомлення в роботі пропонуються варіанти доробок для забезпечення необхідної жорсткості крила:

- застосування підкоосу;
- перехід до двобалочної/ двофюзеляжної схеми ЛА;
- створення V-подібності на певній частині крила;
- використання S-подібного профілю крила.

5.4. Моделювання навантаження крила

На крило літака Vf-109 в польоті, при зльоті чи посадці діють наступні навантаження: розподілені по поверхні аеродинамічні навантаження q_a від аеродинамічних сил, розподілені по поверхні масові навантаження $q_{мас}$ від ваги конструкції, зосереджене навантаження від маси підвісного озброєння m_T і відповідні згинальні та крутні моменти, створені вищеперерахованими силами.

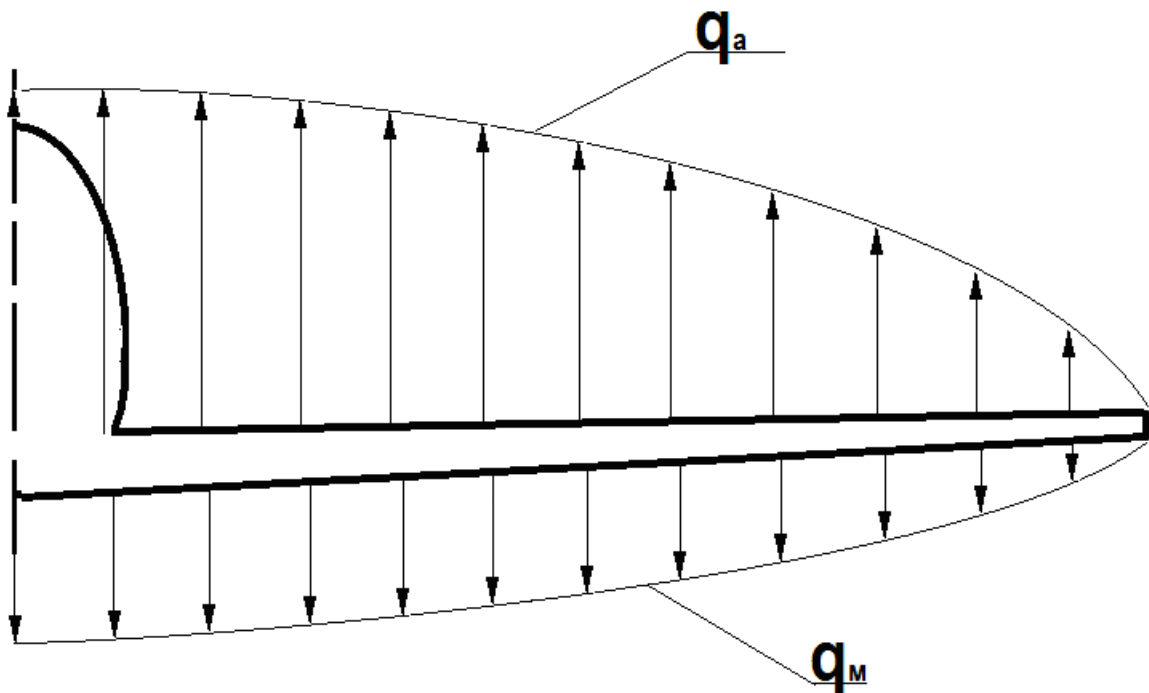


Рис. 5.1. Умовне зображення дії розподілених навантажень q_a - аеродинамічного, q_m - від маси консолі.

Для зручності, умовно розділимо літак по осі симетрії та будемо розглядати лише одну частину, адже навантаження та вплив сил аналогічні для обох половин.

Навантаження проводиться в середовищі SolidWorks. Половина літака консольно закріплюється, на аеродинамічну поверхню діє рівномірний тиск (рис. 5.2).

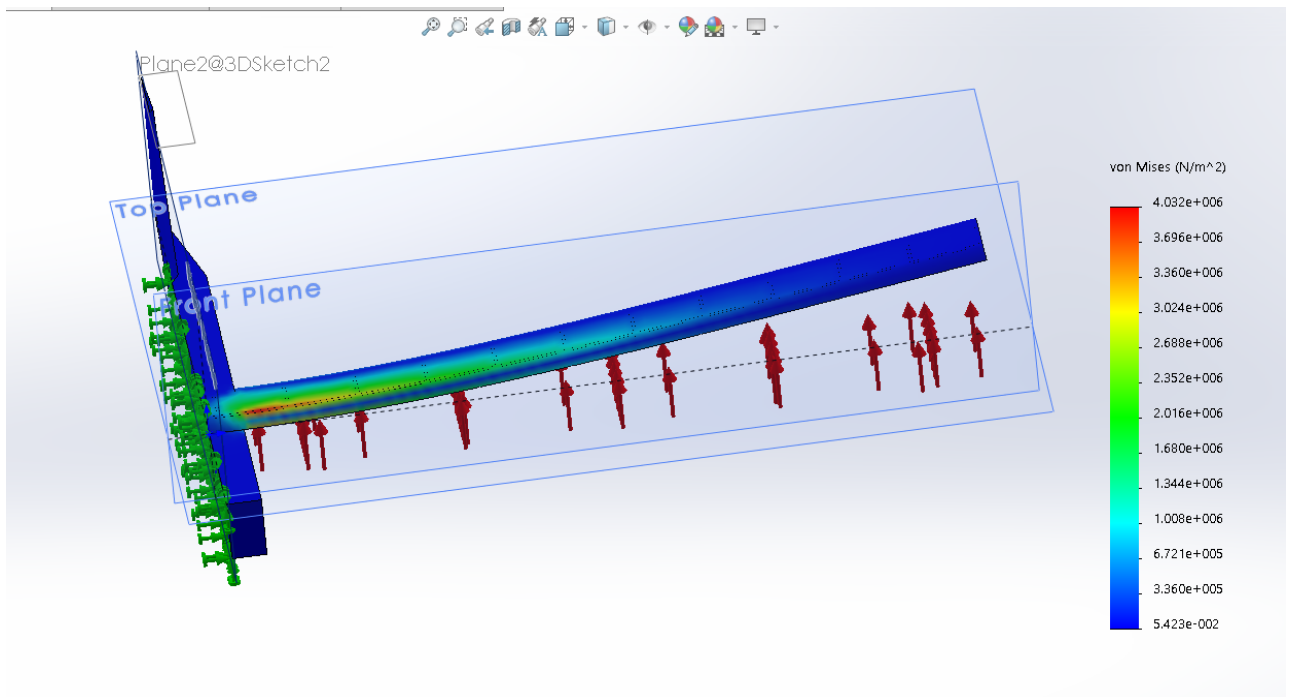


Рис. 5.2. Навантажене вільнонесуче півкрило.

Червоним кольором підсвічено найбільш навантажені ділянки конструкції.

5.5. Крило з підкосом

До вже існуючої конструкції прияднується силовий елемент – підкос. Шарнірно кріпиться до шпангоуту фюзеляжу та до консолі у місці проходження лонжерону. Закріплення та навантаження самого ЛА аналогічні як при випадку вільнонесучого крила. Результат навантажень зображено на рис. 5.3. Із зображення видно, що підкос бере навантаження на себе, збільшуючи жорсткість консолі.

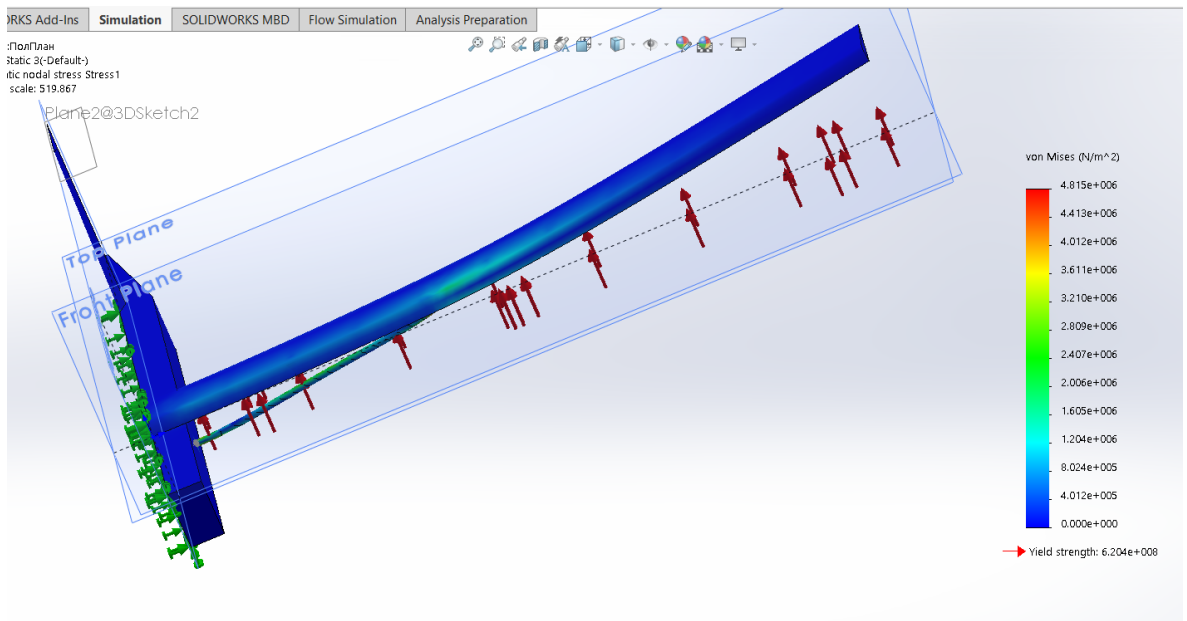


Рис. 5.3. Навантажене крило з підкосом.

Третя причина полягає в тому, що збільшення подовження крила погіршує маневрені якості літака по крену.

Висновок по розділу: було висунуто вимоги до крила ЛА на СЕ, це високі аеродинамічні показники за рахунок великого подовження та забезпечення жорсткості. Було оглянуто можливі шляхи забезпечення жорсткості з їх аналізом у середовищі Solidworks.

6. Розрахунок енергетичних характеристик ЛА

6.1. Визначення ефективності сонячної панелі

Спершу, коротко оглянемо принцип підключення електроніки ЛА на СЕ. Сонячні елементи, сприймають сонячну радіацію та перетворюють її на електроенергію, розміщуються на аеродинамічних поверхнях ЛА. Для безпілотних літальних апаратів (БПЛА) класу міні, напруги від СЕ, як правило, недостатньо для коректної зарядки акумулятора. Виходячи з цього, потужність подається до перетворювача, який збільшує вольтаж і здійснює зарядку акумулятора (рис. 6.1). Для рівномірного заряджання всіх комірок акумулятора застосовується балансер.

Живлення систем ЛА, а головне – електричного двигуна реалізується від акумулятора.



Рис. 6.1. Підключення електроніки з указаними ККД елементів

Основна проблема реалізації тривалого польоту ЛА - малий ККД всієї системи перетворення сонячної енергії. Якщо, наприклад, взяти літак з площею крила 1 м^2 , прийняти, що рівень освітленості становить $1000\text{ Вт} / \text{ м}^2$, то, знаючи ККД всіх складових, можна зрозуміти, яка частина цієї потужності буде перетворена в силу тяги:

$$N = E * S * \eta_{CE} * \eta_{Пер} * \eta_{Акум} * \eta_{Ел.дв.} * \eta_{Гв} = 1000 \text{ Вт/м}^2 * 1 \text{ м}^2 * 0.2 * 0.985 * 0.965 * 0.93 * 0.77 = 136 \text{ Вт}$$

Виходить, що тільки 13% надходить сонячної енергії може бути використано для створення тяги двигуном. Однак, крім створення сили тяги частина енергії необхідна на функціонування самого ЛА, цільової навантаження і запасання енергії для польоту в нічний час.

З рис. 6.2 ознайомлюємося з рівнем сумарної кількості сонячної радіації за рік. Можна зробити висновок, що експлуатація у південних регіонах буде більш ефективною, через більшу середню кількість світла.

Для отримання інформації по освітленості звернемося до досліджень для широти 48,08 – місто Oberpfaffenhofen, Німеччина (рис. 6.3).

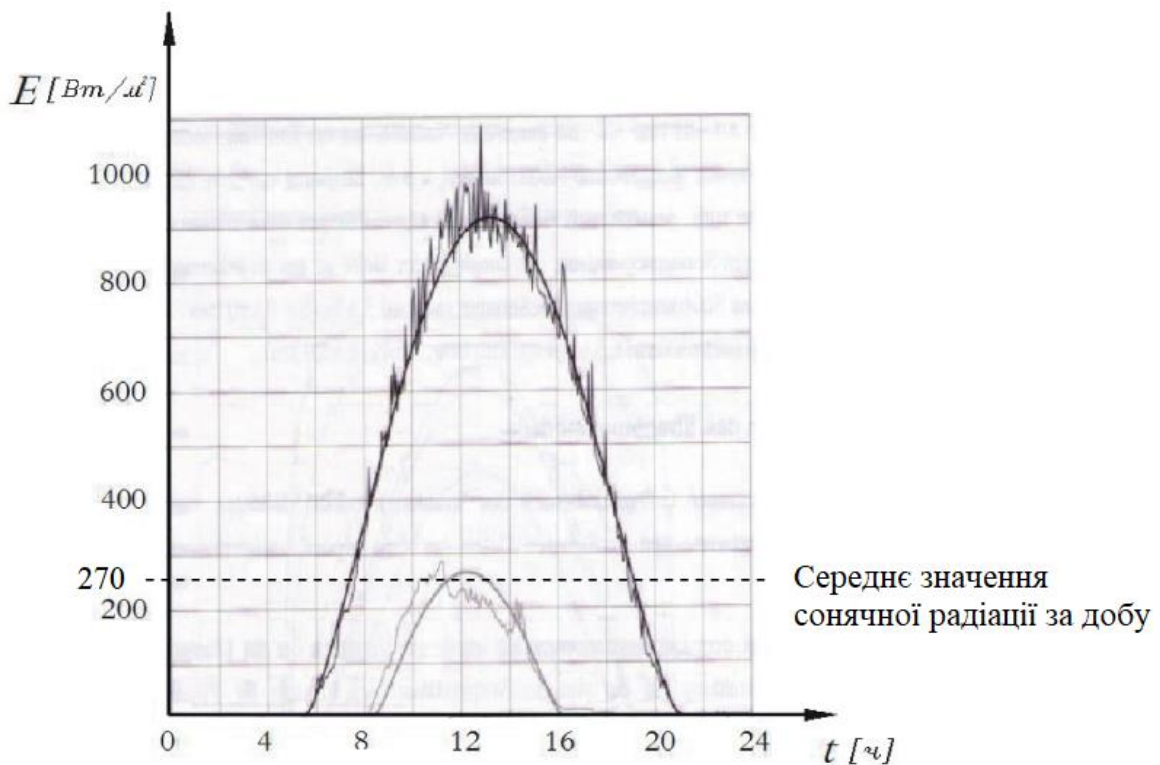


Рис. 6.3. Розподіл сонячної радіації E на горизонтальній поверхні протягом доби [6].

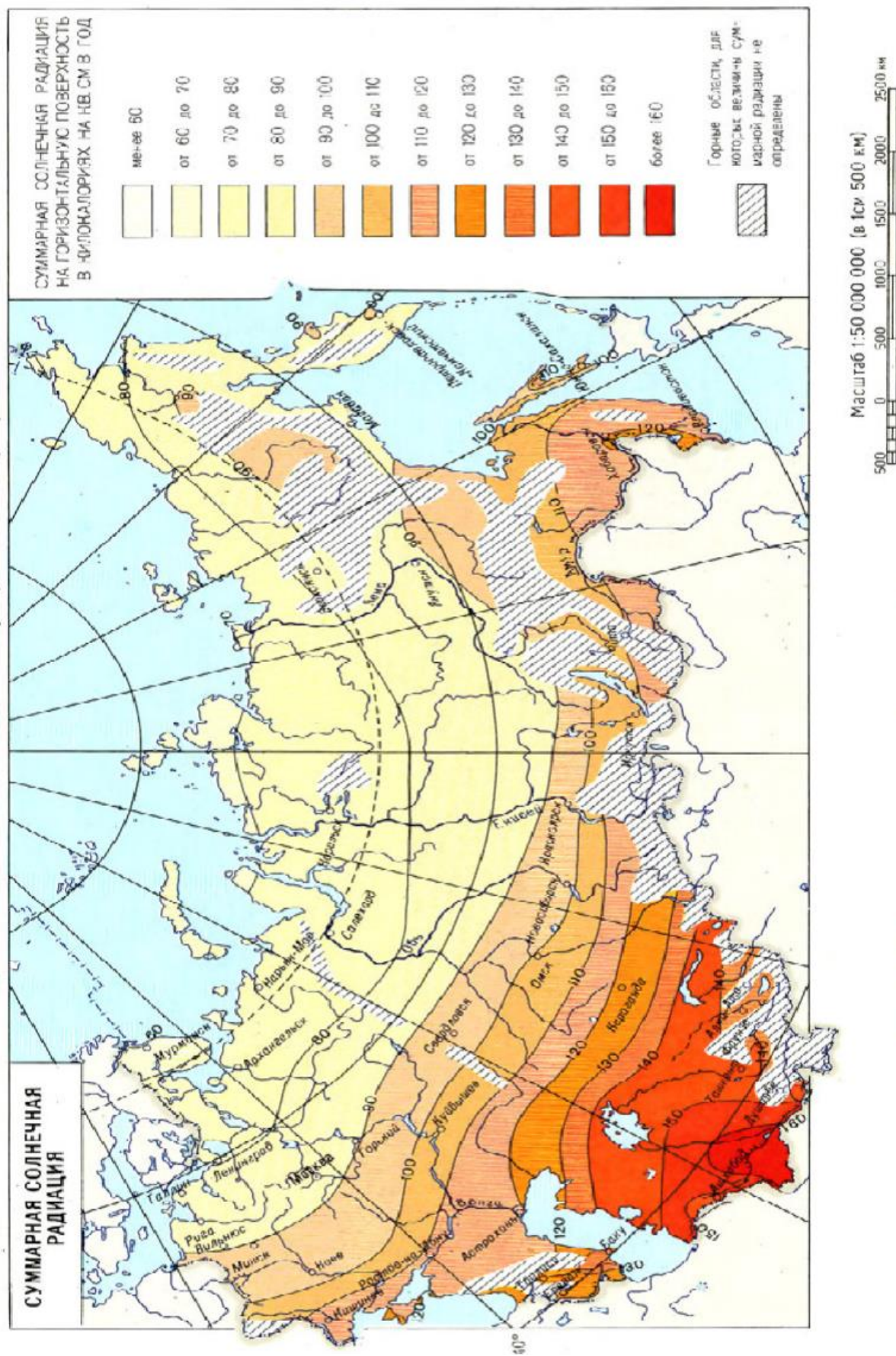


Рис. 6.2 Розподіл сонячної радіації [21].

Враховуючи вже підрахований ККД схеми підключення сонячних панелей та фактичне значення середньої добової освітленості для ясного літнього дня, можна знайти добову потужність на двигуні від 1 м² сонячних елементів:

$$N_d = \eta * E_{cp.d.} = 0.13 * 270 = 35.1 \text{ (Вт)}$$

6.2. Визначення потрібної електричної потужності для горизонтального польоту ЛА

Потрібна потужність для горизонтального польоту ЛА може бути виражена з наступних формул:

$$V_{ГП} = \sqrt{\frac{2mg}{C_{y_a} \cdot \rho_H \cdot S}},$$

де $V_{ГП}$ - швидкість горизонтального польоту ЛА, м / с;

m - маса ЛА, кг;

g - прискорення вільного падіння, м / с²;

C_{y_a} - коефіцієнт аеродинамічної підйомної сили в швидкісній системі координат, безрозмірна величина;

ρ_H - щільність повітря на висоті, кг / м³;

S - площа крила, м².

$$X_a = C_{x_a} \cdot \frac{\rho_H \cdot V_{ГП}^2}{2} \cdot S,$$

де X_a - сила лобового опору ЛА в швидкісній системі координат, Н;

C_{x_a} - коефіцієнт лобового опору в швидкісній системі координат, безрозмірна величина.

$$W_{номр} = X_a \cdot V_{ГП},$$

де $W_{\text{потр}}$ - потрібна потужність, необхідна для горизонтального польоту ЛА, Вт

При підстановці (3.2) в (3.3) і заміні в отриманому виразі $W_{\text{ГП}}$ на (3.1) отримаємо:

$$W_{\text{номп}} = Cx_a \cdot \frac{\rho_H \cdot V^3}{2} \cdot S$$

$$W_{\text{номп}} = Cx_a \cdot \frac{\rho_H}{2} \cdot S \cdot \left(\sqrt{\frac{2mg}{Cy_a \cdot \rho_H \cdot S}} \right)^3$$

$$W = N_{\delta} * S$$

Звідси

$$S = \frac{2mg}{\rho C_{ya}} \left(\frac{C_{xa} \rho}{2N} \right)^{\frac{2}{3}}$$

Значення Cx_a може бути обчислено за відомою формулою:

$$Cx_a = Cx_0 + \frac{Cy_a^2}{\pi \lambda e},$$

де λ - подовження крила, безрозмірна величина

Cx_0 - коефіцієнт лобового опору при нульовій підйомній силі, безрозмірна величина

e - коефіцієнт Освальда, що враховує відмінність форми в плані реального крила від еліптичного. З огляду на малі габарити фюзеляжу для розглянутого типу літака приймається $e = 0.95$.

Таким чином:

$$S = \frac{2mg}{\rho C_{ya}} \left(\frac{(C_{x0} + \frac{C_y a^2}{\pi \lambda e}) \rho}{2N} \right)^{\frac{2}{3}}$$

На рис. 6.4 залежність $S(\lambda)$ зображено графічно в середовищі Mathcad для деякого ЛА.

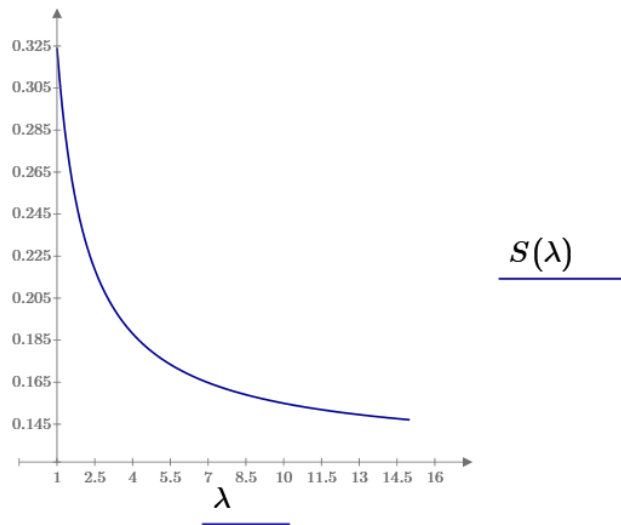


Рис. 6.4. Графік залежності $S(\lambda)$.

Висновок по розділу: в цьому розділі було визначено принципову схему підключення електроніки ЛА на СЕ. Показані середні показники освітленості земної поверхні в широтах України за рік, за добу ясного літнього дня.

Виведено формулу площі крила, яка була б достатньою для створення підйомної сили у ГП та достатньою для розміщення сонячних панелей, які б забезпечили потужність енергоустановки для ГП.

7. Підбір параметрів батареї

Електричний акумулятор — хімічне джерело електричного струму багаторазової дії, основна специфіка якого полягає в зворотності внутрішніх хімічних процесів, що забезпечує його багаторазове циклічне використання (через заряд-розряд) для накопичення електричної енергії та автономного електроживлення різноманітних електротехнічних пристроїв та систем. Електричний акумулятор належить до категорії вторинних хімічних джерел струму.

Розрізняють кислотні (свинцеві) і лужні акумулятори.

Кислотні акумулятори мають високу номінальну напругу (2 В), малий внутрішній електричний опір та відносно високий коефіцієнт корисної дії (до 0.85). Проте невеликий термін служби, недостатня міцність та незадовільна робота при низьких і високих температурах обмежують їх застосування.

Лужні акумулятори мають ряд переваг перед кислотними: вони міцніші, не бояться перевантажень, добре працюють в широкому інтервалі температур, невимогливі до виробничих умов. Основні їх недоліки: низький ККД (до 60 %) і напруга (1,2; 1,25; 1,33 В).

За складом електродів (активної маси) лужні акумулятори поділяють на:

Кадмій-нікелеві;

Залізо-нікелеві;

Цинк-нікелеві;

Срібло-цинкові.

За способом утримання електродів акумулятори поділяють на:

Ламельні (у них активна маса поміщена у ламелі. У залізо-нікелевих акумуляторах ламелями є плоскі сталеві коробочки з перфорованими стінками);

Безламельні акумулятори мають підвищену ємність і менші розміри. Останнім часом почали застосовувати стартерні залізо-нікельові

акумулятори, які працюють при низьких температурах краще, ніж кислотні. Для одержання великих імпульсних струмів при низьких і високих температурах та значних змінах атмосферного тиску застосовують срібло-цинкові акумулятори.

Кадмійо-нікельові акумулятори можуть бути дуже малих розмірів — 1—3 см² (т. з. гудзики), їх застосовують у слухових апаратах для глухих та в напівпровідникових радіоприладах. Лужні акумулятори виробляють сухими.

Якісними показниками акумулятора є: тип, ємність, напруга, габарити, вага, вартість, допустимий струм розряду.

Для авіації найбільш важливим параметром акумулятора є питома енергоємність – кількість енергії, що запасається, на одиницю маси. На сьогодні найбільш ефективними вважаються літій-іонні акумулятори. Вони широко використовуються провідними компаніями світу. Саме такий тип обирається для ЛА на СЕ. А саме Sanyo NCR18650BL 3350 мА*год, з номінальною напругою 3.7 В. Насправді, під час навантаження повністю зарядженого акумулятора напруга падає від 4.2 В до 2.8 В - повністю розрядженого за нелінійним законом (рис. 7.1). Прийнято вважати, що акумулятор розряджається при номінальній напрузі весь час роботи, це спрощує розрахунки, ємність акумулятора при цьому не змінюється.

Для довгольотів часто використовують трьохбаночні батареї – набори паралельного з'єднання трьох акумуляторів підключають послідовно (рис. 7.2). При цьому номінальна напруга дорівнює 11.1 В. Це значення ми будемо використовувати при розрахунках.

Ємність одного акумулятора візьмемо 3000 мА*год, враховуючи, що виробник вказує максимальну ємність, яка досягається лише при виконанні певних температурних, експлуатаційних умов [28].

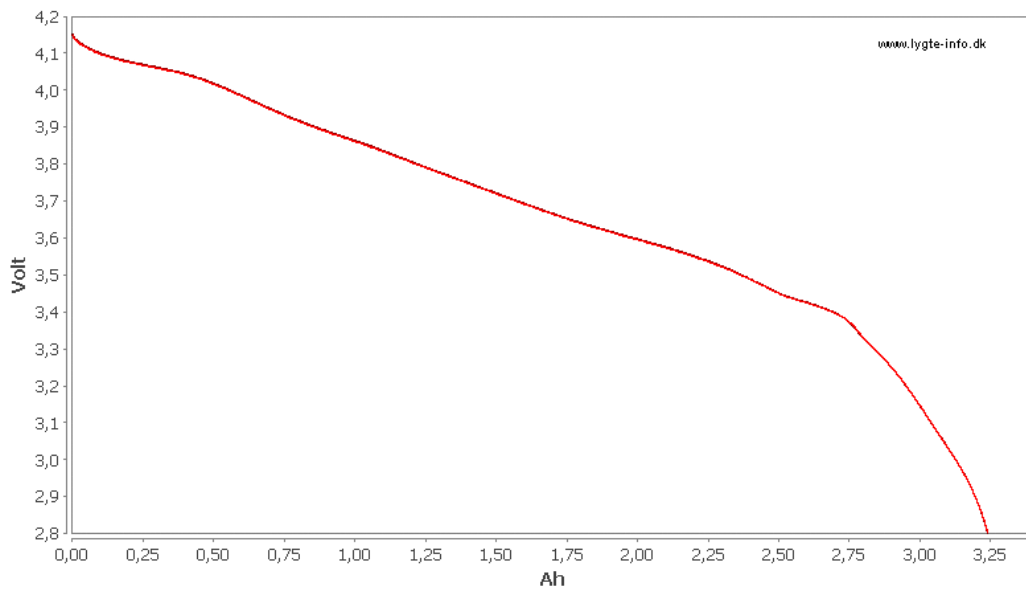


Рис. 7.1. Процес розрядки акумулятора. Взаємозв'язок поточного значення напруги та виданої ємності.

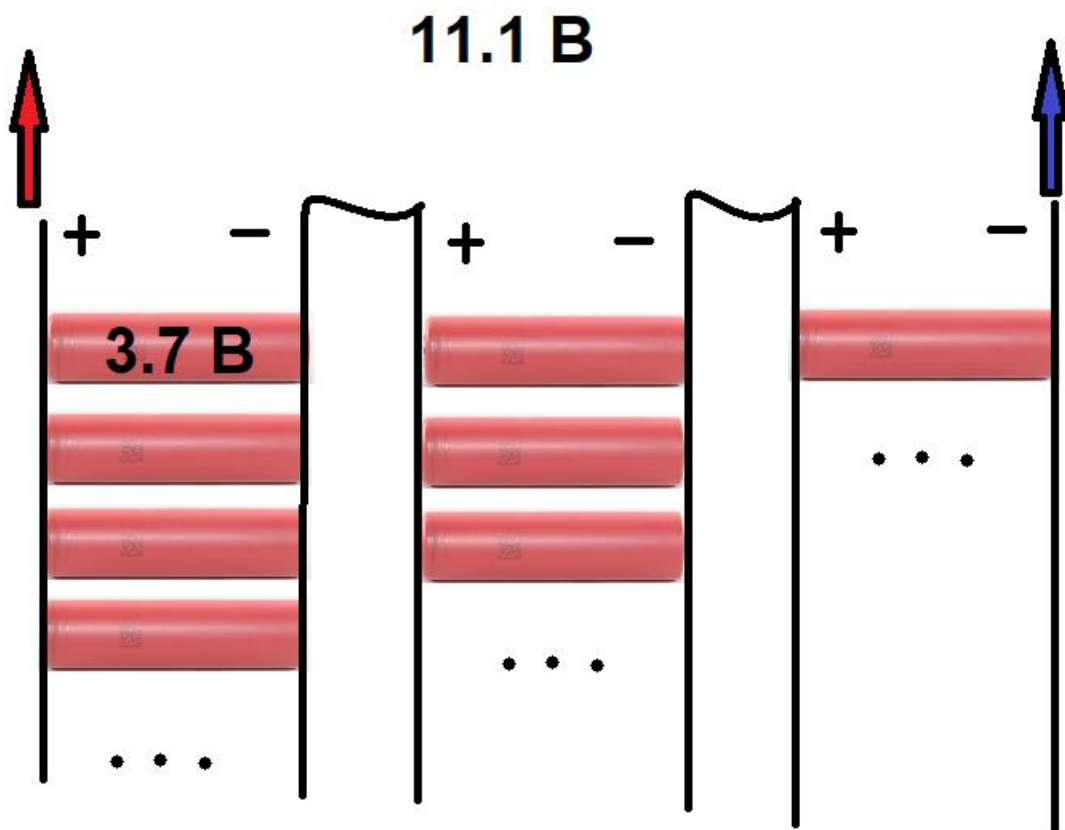


Рис. 7.2. Схема підключення акумуляторів у трьохбаночну батарею.

Маса одного акумулятора дорівнює 0.05 кг, отже питома енергоємність $C_m = C/m = 20 \text{ А*год/кг}$.

Літій-іонний акумулятор складається з електродів (катодного матеріалу на алюмінієвій фользі і анодного матеріалу на мідній фользі), розділених просоченими електролітом пористими сепараторами. Переносником заряду в літій-іонному акумуляторі є позитивно заряджений іон літію, який впроваджується в кристалічну решітку інших матеріалів (наприклад, в графіт, оксиди і солі металів) з утворенням хімічного зв'язку.

Дослідження залежності між параметрами обраного акумулятора та часом польоту

Час польоту є однією з визначних характеристик ЛА. Є різні способи збільшення тривалості перебування у повітрі. У цьому розділі буде розглянутий метод найбільш оптимального накопичення енергії.

Мотор працює на електричній енергії, яка надходить з акумулятора. При використанні СЕ, з'являється можливість підзаряджати батареї прямо в польоті. У випадку недостатньої кількості сонячного випромінювання (ніч, хмарність, малий кут між поверхнею сонячних панелей та промінням Сонця або режим набору висоти) акумулятор являється резервним джерелом живлення. Що дає можливість продовжувати виконувати завдання в штатному режимі до моменту повернення умов забезпечення потужності від СЕ.

Очевидно, що при застосуванні акумулятора з більшою ємністю, ми отримуємо більший запас енергії. Але зростання маси негативно впливає на характеристику тривалості польоту. Збільшується споживання енергії – розхід.

Тут і постає задача найбільш оптимального накопичення енергії. Питання в тому, який акумулятор (параметри якого ємність і вага) забезпечить найбільшу тривалість польоту. Для цього припустимо, що на

борту є два акумулятори: перший має вагу і конкретну ємність, другий невагомий, його ємність лінійно залежить від часу польоту.

Представимо це формулою:

$$A = A_{ak} + N_{ce}nt$$

Де A – загальна робота, A_{ak} – енергія акумулятора [Вт*год]

$$A = X_a V_{\Gamma\Pi} * t$$

$$X_a V_{\Gamma\Pi} * t = A_{ak} + N_{ce}nt$$

$$t = \frac{A_{ak}}{X_a V_{\Gamma\Pi} - N_{ce}nt}$$

$$t = \frac{A_{ak}}{C_x a \frac{\rho V_{\Gamma\Pi}^3}{2} S - N_{ce}n}$$

Для різних акумуляторів буде різне значення A_{ak} , яке розраховується за формулою

$$A_{ak} := U \cdot C$$

де U – номінальна напруга роботи акумулятора [В],

C – ємність акумулятора [А*год].

При зміні ємності акумулятора, зміниться його маса, а отже і загальна маса. Що в свою чергу вплине на ряд інших параметрів. Для врахування зміни маси в цьому випадку задамо її залежністю:

$$m(C) := m_0 + m_{ak}$$

де m_0 – маса планера та електроніки, m_a – маса акумулятора, замість неї підставимо співвідношення між ємністю та питомою ємністю

$$m(C) := m_0 + \frac{C}{Cm}$$

Тоді залежність між часом t та ємністю акумулятора виглядає таким чином

$$t(C) := \frac{U \cdot C}{C_{xa} \cdot \rho \cdot \sqrt{\frac{2 \left(m_0 + \frac{C}{Cm} \right) \cdot g}{C_{ya} \cdot \rho \cdot S}} \cdot S - N \cdot n}$$

Висновок по розділу: у цьому розділі було обрано тип акумулятора та схему його підключення у батарею, представлено основні параметри акумулятора.

Було запропоновано метод обчислення залежності між часом польоту та параметрами акумулятора.

8. Проектування власного ЛА на СЕ

8.1. Профіль крила

Форма профілю є основною геометричною характеристикою крила. Профілем крила називають місцевий перетин крила площиною, паралельною до базової площини літака. Під базовою площиною літака розуміється площина, щодо якої більшість елементів літака розташоване симетрично, тому базову площину часто називають площиною симетрії.

Для ізольованого крила профіль - це перетин крила площиною, паралельною його площині симетрії (рис. 8.1, перетин А-А). Іноді під профілем розуміють перетин крила площиною, перпендикулярній передній (рис. 8.1, перетин Б-Б) або задній кромці [20].

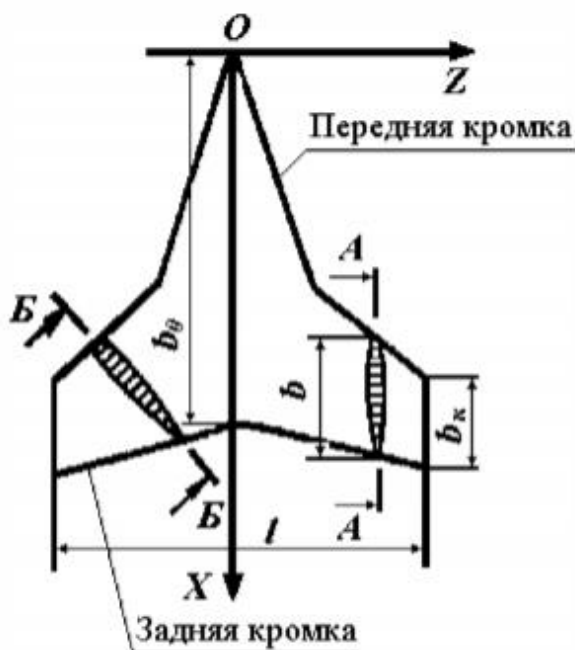


Рис. 8.1. Визначення геометричних характеристик крила [20].

Хордою профілю b видання називають відрізок прямої, що з'єднує найбільш віддалені точки контуру профілю.

Оберемо профіль крила з міркувань простоти створення реальної моделі, простоти забезпечення заданих аеродинамічних форм та спрощення монтажу консолей до фюзеляжа.

Таким чином вибирається профіль ЦАГИ-719 (рис. 8.2), що має рівну нижню поверхню.

Профіль ЦАГИ-719



Рис. 8.2. Плаз профілю ЦАГИ-719 [4].

Графічно аеродинамічні характеристики профілю ЦАГИ-719 показано на рис. 8.3.

Аэродинамические коэффициенты профиля ЦАГИ-719

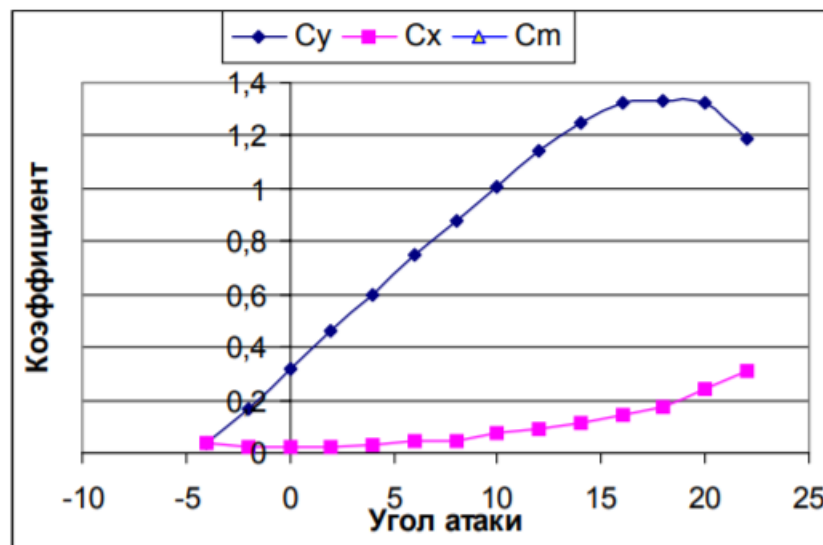


Рис. 8.3. Залежності $C_y(\alpha)$, $C_x(\alpha)$ [4].

8.2. Вихідні дані для розрахунків

З ТЗ маємо:

- злітна вага ЛА $m = 800\text{г}$,
- подовження крила $\lambda = 10$,
- розмах $L = 1.5\text{ м}$.

У ході аналізу визначили:

- обрати сонячні елементи монокристалічного типу, ККД = 20%;
- крило прямокутної форми в плані, вільнонесуче.

Параметри стандартної атмосфери для заданої висоти польоту $H=300\text{м}$:

- густина повітря $\rho = 1.19\text{ кг/м}^3$;
- прискорення вільного падіння $g = 9.81$.

Потужність 1 м² СЕ:

- $N = 35.1\text{ Вт}$.

Для розрахунку рульових поверхонь та плечей оперення будуть використовуватися емпіричні формули.

Усі величини, для знаходження площі сонячних елементів, відомі. Підставляємо їх у рівняння:

$$S := \frac{2 m \cdot g}{\rho \cdot C_{ya}} \cdot \left(\frac{\left(C_{x0} + \frac{C_{ya}^2}{\pi \cdot \lambda \cdot e} \right) \cdot \rho}{2 N} \right)^{\frac{2}{3}} = 0.173 \quad (\text{м}^2)$$

Знайдемо кількість сонячних панелей (156x156 мм), на крилі:

$$n = 0.187 / 0.156^2 = 7.8$$

Приймаємо кількість панелей 8 штук.

З технологічних причин вигідно взяти розмах $L = 1.5\text{ м}$, це 3 поточочки по 0.5 м, з'єднані між собою. Тоді хорда крила відповідно дорівнює:

$$b = \frac{L}{\lambda} = \frac{1.5}{8} = 0.19 \text{ м}$$

8.3. Визначення розмірів та розташування елеронів

Елерони — аеродинамічні органи управління, симетрично розташовані на задніх кромках консолей крила. Це складова механізації крила літака (планера), яка відхиляється вгору і вниз і призначена для керування літаком щодо його поздовжньої осі. Елерон при відхиленні створює різницю піднімальної сил правої і лівої половини крила. Робота елерону забезпечує поперечну стійкість і дозволяє здійснювати польоти за кривим (наприклад, віражі). За конструкцією, і аеродинамічною формою елерон подібний з крилом.

Хорда елерона для нашого ЛА $b_{ел}$ приймається рівною (рис. 8.4):

$$b_{ел} = 0.3b$$

$$b_{ел} = 0.3 * 0.19 = 0.057 \approx 0.06 \text{ м}$$

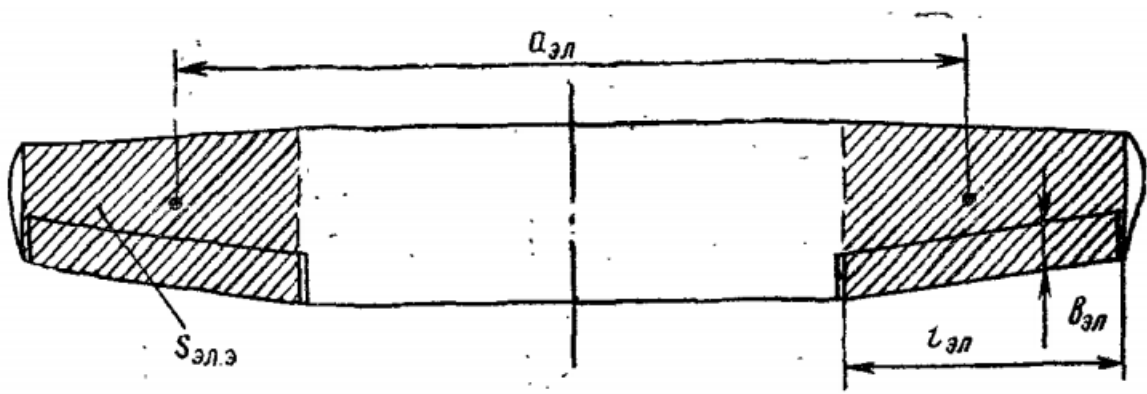


Рис. 8.4. До вибору геометричних розмірів елеронів [14].

Формула для визначення коефіцієнта моменту крену m_x :

$$m_x = \frac{a_{ел} * l_{ел}^2}{2L^3},$$

де $a_{ел}$ – відстань між центрами елеронів (рис. 8.1),

$$a_{ел} = L - l_{ел}$$

$l_{ел}$ – довжина елерона.

Малі значення коефіцієнта m_x роблять ЛА «млявим» при управлінні по крену. Великі - роблять управління надмірно чутливим і призводять ж швидкої стомлюваності пілота. Оптимальними значеннями m_x можна вважати:

0,012 ... 0,018 - для неманеврених ЛА;

0,018 ... 0,024 - для маневрених ЛА.

Приймаємо значення m_x рівним 0.15.

Звідси за допомогою можливостей MS Excel підбираємо значення для довжини елерона $l_{ел}$. $l_{ел} = 0.47$ м.

Таким чином отримуємо елерони габаритами 0.06x0.47 м. Оскільки поверхня крила зайнята сонячними панелями, елерони будуть розміщуватися за задньою кромкою.

8.4. Визначення плеча оперення

Плече оперення літального апарату - довжина проекції на поздовжню вісь літального апарату відрізка, що з'єднує задану точку на середній аеродинамічній хорді крила (зазвичай в діапазоні центровок літального апарату) з точкою, що лежить на $\frac{1}{4}$ середньої аеродинамічної хорди оперення літального апарату [14].

У розрахунках часто користуються відносним плечем оперення, вираженим в частках середньої аеродинамічної хорди або розмаху крила.

Плече оперення - один з основних параметрів, що визначають ефективність оперення.

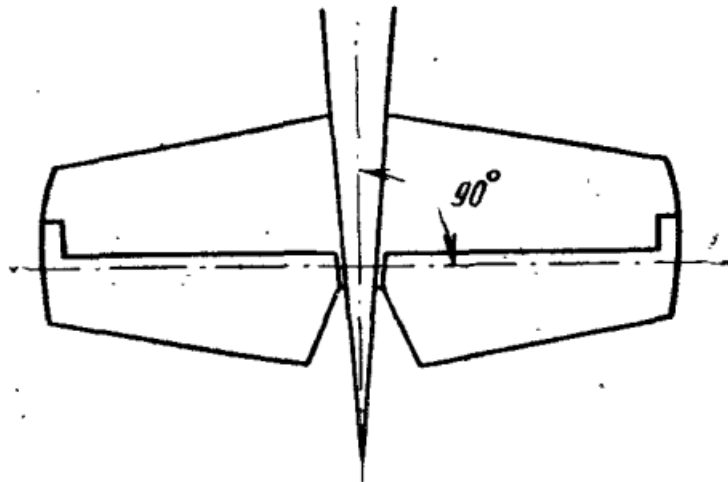
Для ЛА, виконаних за «нормальної» схемою, рекомендується приймати

$$L_{BO} \approx L_{ГО} \approx (2.5 - 3.0)b$$

$$L_{BO} \approx L_{ГО} = 2.5b = 0.48м$$

Форма горизонтального оперення в плані може бути як прямокутною, так і трапецієподібною. Збільшення звуження оперення призводить до деякого зменшення згинального моменту лонжерона, але істотного виграшу в масі дати не може.

З точки зору технології виготовлення вигідніше прямокутна в плані горизонтальне оперення. Якщо все-таки перевагу віддано трапецієподібної формі горизонтального оперення, то необхідно прагнути до того, щоб вісь керма висоти (рис. 8.5) була розташована під кутом 90° до поздовжньої осі фюзеляжу. Це істотно спростить навішення керма висоти і кінематику його приводу [14].



8.5. Оптимальне розташування осі руля висоти [14].

Форму стабілізатора в плані приймаємо прямокутною.

Балансуюча функція ГО заключається у створенні аеродинамічної сили, яка б компенсувала момент створюваний парю сил: силою тяжіння та результуючою підйомною силою від крила.

Припускаємо, що центр тиску прикладений по лінії найбільшої будівельної товщини профіля крила, тобто на $\frac{1}{3}b$. Значить ЛА має бути збалансований відносно цієї лінії.

Основна маса приходиться на гвинтомоторну групу та LiPo акумулятор – $G_{дв} = 45$ г та $G_{ак} = 140$ г відповідно. Для зменшення лобового опору Акумулятор розміщуватиметься вздовж фюзеляжу.

Тепер відомі всі параметри, щоб знайти силу, яку має створювати ГО для балансування (рис. 8.6).

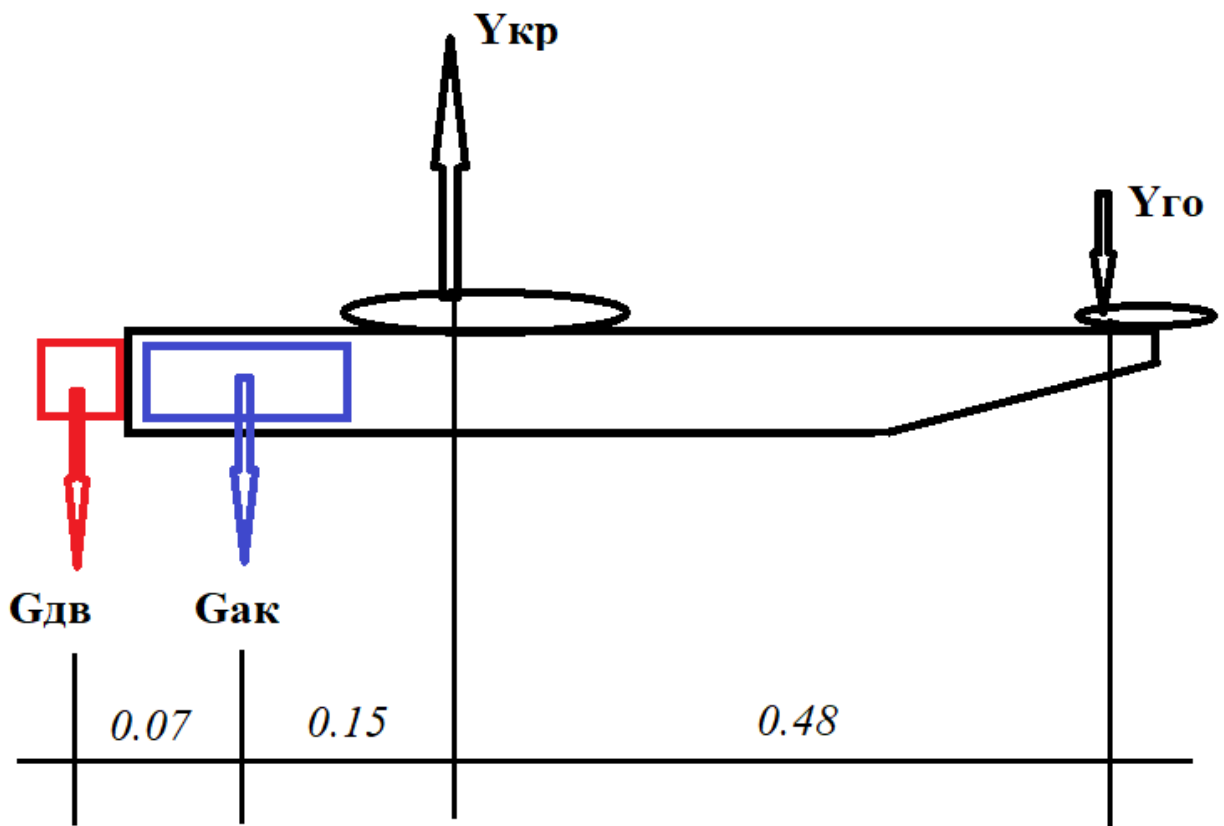


Рис. 8.6. Балансувальний момент ГО [15].

Рівняння балансів:

$$G_{дв} * 0.22 + G_{ак} * 0.15 = Y_{го} * 0.48$$

$$Y_{го} = \frac{0.045 * 0.22 + 0.140 * 0.15}{0.48} = 0.064(\text{кг})$$

Розписуємо підйомну силу:

$$Y_{zo} = C_{ya} \frac{\rho V_{zn}^2}{2} S_{zo}$$

Коефіцієнт підйомної сили C_{ya} приймаємо рівним 1.1, як у плоскої пластинки.

$$S_{zo} = \frac{2Y_{zo}}{C_{ya} \rho V_{zn}^2}$$

$$S_{zo} = \frac{2 * 0.064 * 9.8}{1.1 * 1.29 * 9.6^2} = 0.0096 \approx 0.01 \text{ м}^2$$

Подовження горизонтального оперення $\lambda_{го}$ зазвичай знаходиться в межах 2-4, на планерах і ЛА з великим подовженням крила – 4-5 [14].

Приймаємо подовження горизонтального оперення $\lambda_{го}$ нашого ЛА рівним 4. В цьому випадку габарити ГО: 5x20 см, величина хорди руля висоти дорівнює третині хорди ГО: $b_{го}=1.5$ см.

8.8. Визначення розмірів та форми вертикального оперення

При дотриманні необхідної площі форма вертикального оперення істотного впливу на аеродинамічний якість і характеристику ЛА не робить. Саме цим і пояснюється застосування (рис. 4.4) різноманітних форм вертикального оперення.

Профіль вертикального оперення завжди симетричний з відносною товщиною приблизно 10 ... 12% [14].

Обираємо з рис. 8.7 варіант д. Площу ВО $S_{ВО}$ приймемо рівною площі ГО $S_{ГО}$. Габарити ВО показані на рис. 8.8.

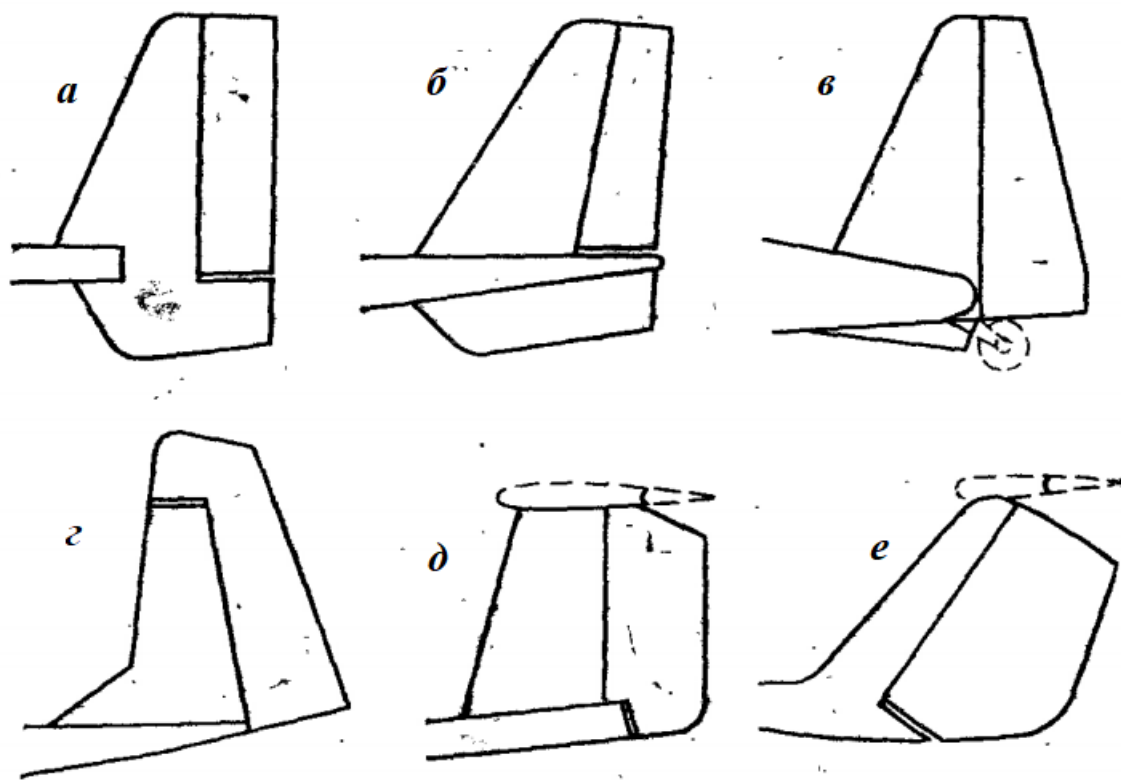


Рис. 8.7. Різні форми хвостового оперення [14].

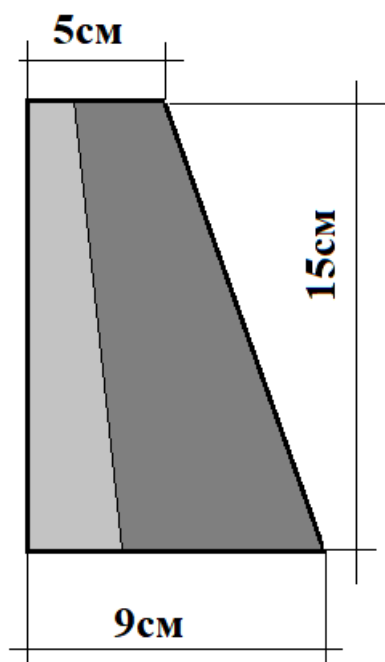


Рис. 8.8. Габарити ВО.

Висновок: були розраховані розміри рульових поверхонь, з умови забезпечення необхідної керованості ЛА, визначені геометричні розміри елементів хвостового оперення, підраховані плечі стабілізатора та кіля.

Були розподілені агрегати найбільшої маси (двигун, акумулятор) із збереженням балансування ЛА.

8.9. Розрахунок лонжерону

Лонжерон приймає основні навантаження, що діють на крило. Тобто для його розрахунку необхідно попередньо знайти сили та моменти, що діють на крило.

На крило літака в польоті, при зльоті чи посадці діють наступні навантаження: розподілені по поверхні аеродинамічні навантаження q_a від аеродинамічних сил, розподілені по поверхні масові навантаження $q_{\text{мас}}$ від ваги конструкції, відповідні згинальні та крутні моменти, створені вищеперерахованими силами.

Для спрощення розрахунків приймемо ряд припущень:

- створювана підйомна сила пропорційна значенню довжини хорди в даному перерізі. Так як крило прямокутне в плані – підйомна сила рівномірно розподілена по розмаху крила.
- маса крила не буде враховуватись через свою малість. Оскільки вага крила протидіє деформаціям з боку аеродинамічних сил, то подібне нехтування створить запас міцності.
- центр жорсткості крила співпадає з лонжероном і проходить по 0.3b. Це дає можливість виключити крутний момент з розрахунків.

8.10. Навантаження на крило

Розподілене навантаження на крило розраховується за наступною формулою:

$$q_{\text{нов}} = \frac{m_0 n^e f}{S_{\text{кр}}} b_i$$

де b_i - хорда крила в даному перетині, м;

S - площа крила, м²;

m_0 - злітна маса літака, кг

$n^e = 1.5$ - експлуатаційне перевантаження;

$f=1$ – коефіцієнт запасу.

Підставляємо значення до рівняння:

$$q_{нов} = \frac{0.8 * 1.5 * 1}{1.5 * 0.19} 0.19 = 0.8 (\text{кг} / \text{м})$$

Найбільш руйнівним фактором є дія моменту. Знайдемо його для декількох перетинів. Умовно поділимо консоль на три рівні частини для яких знайдемо еквівалентні зосереджену силу та момент відповідно:

$$Q_i = q_i l_i$$

$$M_i = Q_i d_i$$

де l – довжина відрізка дії розподіленої сили,

d – плече дії зосередженої сили (рис. 5.1).

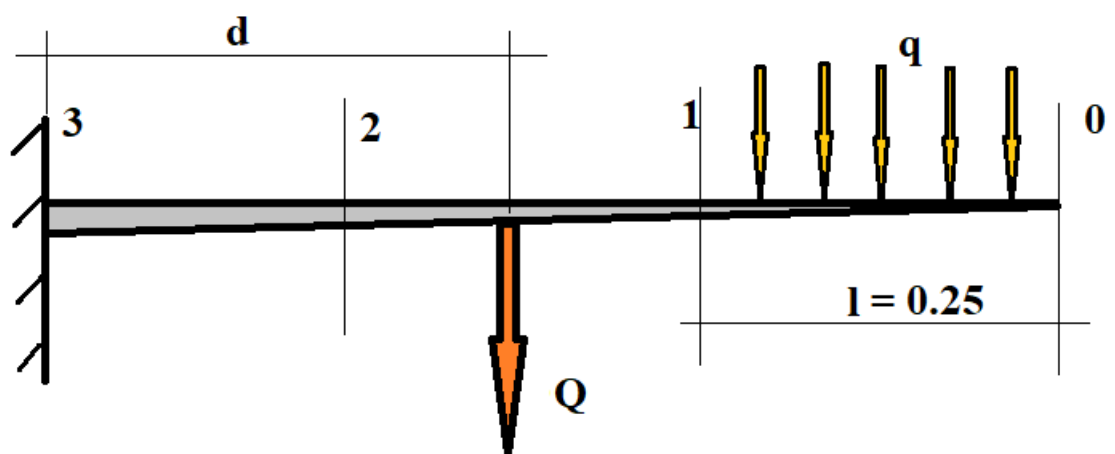


Рис. 8.6. Пояснення до розрахунку навантажень.

Виконанні розрахунки заносимо в табл. 8.1.

Розрахунок навантажень

№	b_i , м	q_i , кг/м	Q_i , кг	d_i , м	M_i , кг*м
1	0.19	0.8	0.2	0.625	0.025
2	0.19	0.8	0.2	0.375	0.100
3	0.19	0.8	0.2	0.125	0.225

8.11. Матеріал

У якості матеріалу обираємо ПВХ (полівінілхлорид) - пластмаса, термопластичний полімер, продукт полімеризації хлорвінілу. ПВХ має велику питому міцність, гнучкий, стійкий до корозії та легкий в обробці, надійно склеюється цианоакрилатами. В табл. 8.2 зібрані необхідні дані про ПВХ.

Таблиця 8.2.

Дані про ПВХ

ρ , г/см ³	$\sigma_{зг}$, МПа	$\sigma_{роз}$, МПа	$t_{пл}$, °С
1.40	100	45	150

Даний ПВХ виробляється листами по 4 мм.

8.12. Параметри лонжерону

Обираємо профіль лонжерону двотавр (рис. 8.7).

Розрахунок на згин по нормальним напруженням:

$$\sigma_{\max} = \frac{M_{\max}}{W} \leq [\sigma],$$

Таким чином: $W = Mz/\sigma$

$$W_x = \frac{B^2(H-h)}{6} + \frac{(B-b)^3 h}{6B}$$

Оскільки ми будемо використовувати листи шириною 4 мм, то можна одразу сказати, що $H-h=2*4(\text{мм})$, $B-b=4(\text{мм})$. А також на відома загальна висота лонжерона, що дорівнює висоті профіля на третині хорди $H = 21(\text{мм})$.

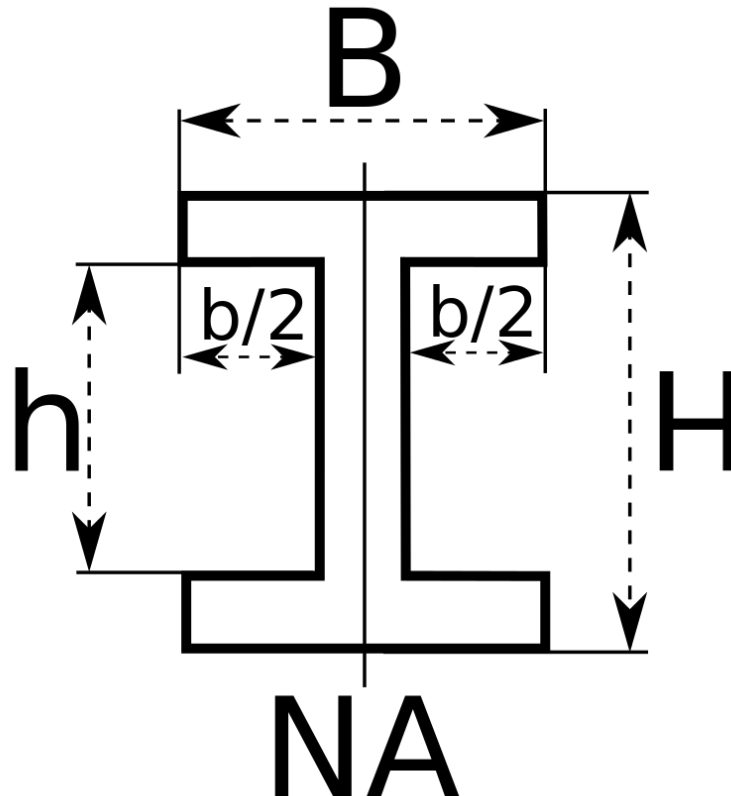


Рис. 8.7. Параметри двотавра.

Отже, невідомою величиною залишається B . Пропонуються наступні значення $B = 5, 10, 15, 20$ мм. Вони підставляються у формули та знаходиться у напруженість у кожному з перетинів, значення σ порівнюється з $[\sigma]$ та вибирається оптимальне значення. Результати заносяться до табл. 8.3.

Разрахунок лонжерона

V, мм	b, м	H, м	h, м	σ_1, МПа	σ_2, МПа	σ_3, МПа
5	0.001	0.021	0.013	4	16	36
10	0.006	0.021	0.013	2	7	15
15	0.011	0.021	0.013	1	3	7
20	0.016	0.021	0.013	0	2	4

З отриманих результатів видно, що лонжерону з $V=5$ (мм) більше ніж достатньо для виконання умови міцності. Тому берем із запасом такі значення V для перерізів: $V_3 = 10$ мм, що плавно переходить в $V_2 = 5$ мм, $V_1 = 4$ мм. Враховуючи, що на верхній панелі знаходяться СЕ, потрібно забезпечити мінімальний вигин консолей.

Висновок по розділу: в цьому розділі були розраховані навантаження, що діють на лонжерон, обрано його матеріал, було визначено геометрію лонжерона, зокрема профіль поперечного перетину по розмаху, будівельна висота, ширина силових елементів

9. Розгляд можливостей переобладнання звичайного ЛА на такий, що використовує СЕ живлення

На даний момент існує велика кількість різноманітних авіаційних комплексів літакового типу на електричній тязі. Представлену методику проектування ЛА на СЕ можна використати для передбачення часу польоту ЛА при встановленні на ньому сонячних елементів живлення. Це можливо, якщо виконуються основні умови – існування поверхонь для розміщення СЕ та забезпечення умов їх жорсткості.

Також є можливість внести свої рекомендації щодо типу акумуляторних батарей, їх оптимальної ємності для підвищення часу польоту.

Пропоную застосувати методику до БПЛА «Spectator M1» (рис. 9.1).



Рис. 9.1. Інфокарта БПЛА «Spectator M1».

9.1. БПЛА «Spectator M1»

Комплекс розроблявся студентами Київського політехнічного інституту й впроваджувався у виробництво у ВАТ «Меридіан» імені С. П. Корольова.

Тактико-технічні характеристики

Розмах крила: 3000 мм;

Довжина: 1295 мм;

Площа крила: 0.8 м²

Швидкість польоту: 20 м/с;

Висота польоту: 800 м;

Тривалість польоту: 120 хв;

Маса акумулятора: 1,8 кг;

Ємність акумулятора: 30 А*год

Злітна вага: 7 кг;

Тип силової установки: електрична;

Для розміщення монокристалічних сонячних елементів є придатними площини позначені червоним контуром на рис. 9.2. Їх загальна площа $S_s = 0.7$ м².

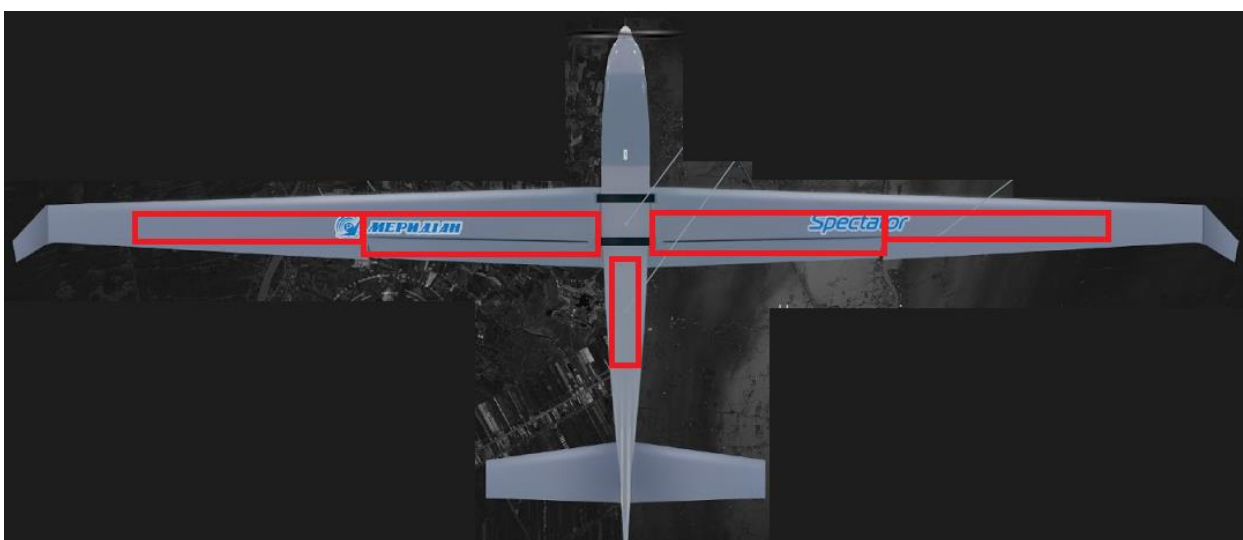


Рис. 9.2. Заповнення площі БПЛА сонячними елементами.

Профіль крила NASA-2210, для якого при $\alpha = 2^\circ$, $C_{ya} = 0.262$, $C_{x0} = 0.0134$.

Параметри стандартної атмосфери для висоти $H = 800\text{м}$: $\rho = 1.13 \text{ кг/м}^2$, $g = 9.80 \text{ Н/м}^2$.

9.2. Розрахунок параметрів

Для визначення можливості польоту винятково на сонячній енергії при даних параметрах перепишемо формулу енергетичного балансу.

S_s , м² – площа сонячних елементів для створення потужності в ГП.

$$W_{\text{номп}} = C_{x_a} \cdot \frac{\rho_H}{2} \cdot S \cdot \left(\sqrt{\frac{2mg}{C_{y_a} \cdot \rho_H \cdot S}} \right)^3$$

$$W = N_o * S_s$$

$$S_s := C_{x_a} \cdot \frac{\rho \cdot S}{2 N} \left(\frac{2 m \cdot g}{C_{y_a} \cdot \rho \cdot S} \right)^{\frac{3}{2}} = 2.75$$

Поточної кількості СЕ недостатньо для польоту винятково на СЕ.

Застосуємо формулу залежності часу польоту від параметрів (ємності та маси) акумулятора. При цьому візьмемо дані для стандартної версії «Spectator»: $C_m = 16.7$, $S_s = 0$.

$$t := \frac{U \cdot C}{C_{x_a} \cdot \rho \cdot \sqrt{\frac{2 \left(m_0 + \frac{C}{C_m} \right) \cdot g}{C_{y_a} \cdot \rho \cdot S}} \cdot S - N \cdot S_s} = 3.45$$

Отриманий результат часу польоту у 3.45 год відрізняється від фактичного через те, що у формулі опору наявний лише спротив крила, а опір фюзеляжу, хвостового оперення не враховується. Це корегується вводом множника до C_{xa} такого, щоб час польоту t дорівнював двом годинам. Значення коефіцієнта 1.9.

З цією поправкою можна проводити дослідження акумулятора.

$$t := \frac{U \cdot C}{1.72 C_{xa} \cdot \rho \cdot \sqrt{\frac{2 \left(m_0 + \frac{C}{C_m} \right) \cdot g}{C_{ya} \cdot \rho \cdot S}} \cdot S - N \cdot S_s} = 2.006$$

Підрахуємо, який виграш дасть використання сонячних елементів живлення. Для цього у вищеведену формулу підставляємо площу СЕ $S_s = 0.7 \text{ м}^2$

$$t := \frac{U \cdot C}{1.72 C_{xa} \cdot \rho \cdot \sqrt{\frac{2 \left(m_0 + \frac{C}{C_m} \right) \cdot g}{C_{ya} \cdot \rho \cdot S}} \cdot S - N \cdot S_s} = 2.354$$

Підрахуємо, який виграш дасть використання підібраних у попередньому розділі акумуляторів. Для цього змодельюємо нову батарею для БПЛА ‘Spectator’ із акумуляторів Sanyo NCR18650BL 3350. Для мінімального впливу на масу ЛА, залишимо вагу батареї 1.8 кг. Тоді кількість елементів у ній:

$$K_a := \frac{m_{ak}}{m_{1ak}} = 36$$

де $m_{ak} = 1.8 \text{ кг}$ – маса поточного акумулятора;

$m_{1ak} = 0.05 \text{ кг}$ – маса 1 акумулятора 18650.

В будь якого випадку Ка має бути кратним трьом, для можливості утворення трьохбаночної батареї. При потребі округлити у більшу сторону.

Для нашого випадку Ка = 36 утворюємо три блоки паралельно з'єднаних акумуляторів по 12 штук у кожному. Визначимо ємність нової батареї.

$$C := \frac{K_a \cdot C_{ak}}{3} = 36$$

Отже ємність нового акумулятора C = 36 А*год, номінальна напруга U = 11.1 В.

Розраховуємо варіант, коли дія СЕ не враховується. Для цього у формулу підставляємо площу СЕ Ss = 0 м2, питому енергоємність Cm = 20 А*год/кг, ємність C = 36 А*год (щоб забезпечити рівну початковій масу акумулятора mak = 1.8 кг).

$$t := \frac{U \cdot C}{1.72 C_{xa} \cdot \rho \cdot \sqrt{\frac{2 \left(m_0 + \frac{C}{C_m} \right) \cdot g}{C_{ya} \cdot \rho \cdot S}} \cdot S - N \cdot S_s} = 2.407$$

І нарешті розглядаємо випадок застосування СЕ та заміни акумулятора:

$$t := \frac{U \cdot C}{1.72 C_{xa} \cdot \rho \cdot \sqrt{\frac{2 \left(m_0 + \frac{C}{C_m} \right) \cdot g}{C_{ya} \cdot \rho \cdot S}} \cdot S - N \cdot S_s} = 2.825$$

Занесемо отримані результати до табл 9.1.

Таблиця 9.1.

Варіант оснащення	$C_m, A^*год/кг$	$S_s, м2$	$t, год$
Без СЕ, старий акумулятор	16.7	0	2.01
3 СЕ, старий акумулятор	16.7	0.7	2.35
Без СЕ, новий акумулятор	20.0	0	2.41
3 СЕ, новий акумулятор	20.0	0.7	2.83

У середовищі Mathcad побудуємо графік залежності $t(C)$, див. рис. 9.3. Нагадую, що тут враховано зміну маси акумулятора при зміні ємності.

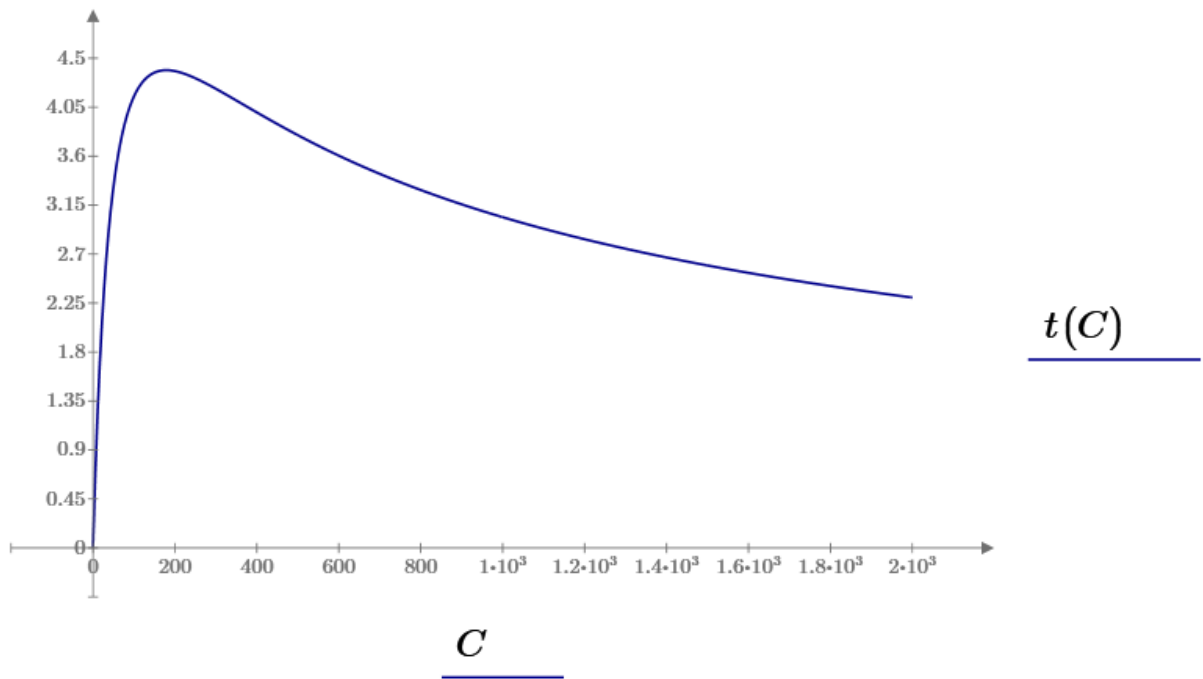


Рис. 9.2. графік залежності $t(C)$.

З графіку видно, що при значенні ємності близько 180 $A^*год$ досягає свого максимуму. При цьому маса батареї складає близько 9 кг, що майже вдвічі більше маси планера і, очевидно, є некоректним. Це пов'язано з тим, що, по-перше, формула не враховує необхідність укріплювати планер (додаткове збільшення маси). По-друге, збільшується швидкість ГП, двигун збільшує споживання електроенергії, що також не враховується, не кажучи

про те, що ГМГ, регулятор обертів можуть вийти на неприпустимий режим роботи.

Формула коректна на відрізку значень ємностей, при яких маса змінюється незначно.

Висновок по розділу: у цьому розділі було застосовано елементи методики підбору параметрів ЛА на СЕ для передбачення часу польоту БПЛА «Spectator M1» з розташованими СЕ та більш ефективними акумуляторами. Такі зміни збільшили час польоту з 2 годин до 8.5 годин без аеродинамічних чи конструкційних змін.

10. Розробка стартап-проекту

Найголовніше для початку впровадження стартапу на ринок потрібно передбачити чітко та послідовно визначення усіх можливих ринкових перспектив розвитку проекту, сформувавши графік та принципи організації виробництва, фінансовий аналіз та аналіз ризиків на ринку, аналіз заходів з поступового просування та зацікавлення пропозиції у інвесторів.

Стартап-проект розроблено згідно з рекомендаціями наведених у методичних вказівках.

10.1 Опис ідеї проекту

Зміст запропонованої ідеї, можливі напрямки реалізації та застосування, основні вигоди що може отримати користувач товару надані у вигляді таблиці (табл. 10.1) і дають цілісне уявлення про зміст ідеї, а також можливий базовий ринок збуту, у якому потрібно шукати потенційних клієнтів.

Таблиця 10.1

Опис ідеї стартап-проекту

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Впровадження методики вибору параметрів ЛА на СЕ.	1. Конструювання, виробництво БпЛА на СЕ за запропонованою методикою.	Збільшення часу польоту, зменшення ціни за годину польоту.
	2. Перехід БпЛА, малих літаків на сонячні елементи живлення.	

10.2 Технологічний аудит проекту

Для організації даної інженерно-виробничої компанії не потрібно винайдення принципово нових технологій, оскільки її діяльність ґрунтується на застосуванні існуючих методів та технологій.

Автором запропонованого стартапу проведений аналіз особливостей ЛА на СЕ та сформульовано характерні вимоги до безпілотників такого роду. Виведені залежності дозволяють на етапі проектування уникнути небажаних ефектів та сприяють збільшенню ефективності ЛА, забезпечуючи тривалий політ. Використовуючи безкоштовне паливо – сонячну енергію.

10.3 Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту

Ринкові можливості та ринкові загрози, пов'язані із реалізацією запропонованого стартап-проекту мають бути визначені для подальшого планування напрямків проекту із урахуванням реальних ринкових обставин, потреб можливих замовників та конкурентних пропозицій. Приведена характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту (табл. 10.2).

Таблиця 5.2

Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту

№ п/п	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія (цільові сегменти ринку)	Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів	Вимоги споживачів до послуги
1	Збільшення часу польоту	Безпілотна, мала авіація	Транспортабельніс ть, ефективність застосування, висока ймовірність виконання	Монтаж спеціального обладнання
2	Економія на паливі	Мала авіація та приватні літаки		

Фінальним етапом ринкового аналізу можливостей впровадження проекту є складання SWOT-аналізу (матриці аналізу сильних (Strength) та слабких (Weak) сторін, загроз (Troubles) та можливостей (Opportunities), пов'язаних з його здійсненням.

Виконання аналізу ринкових можливостей та можливих загроз базується на аналізі факторів загроз та факторів можливостей маркетингового середовища. Ринкові загрози та можливості йдуть як наслідки, або прогнозовані результати, від впливу факторів. На відміну від них, загрози та можливості ще не є реалізованими на ринку та мають певну ймовірність здійснення

Наприклад: посилення державного регулювання польотів літаків загального призначення – фактор загрози, на основі якого можна зробити прогноз щодо спаду попиту на даний вид транспорту, особливо в нижній цінній категорії, це призведе до посилення значущості функціональних можливостей літака при його продажі. SWOT - аналіз стартап-проекту представлений в таблиці 10.3.

Таблиця 10.3

SWOT- аналіз стартап-проекту

Сильні сторони: збільшення тривалості польоту, зменшення ціни польоту, екологічність.	Слабкі сторони: дороговизна самих СЕ, залежність від погодних умов
Можливості: Впровадження методики при переході до альтернативних джерел енергії	Загрози: Виникнення сильної конкуренції, посилення державного регулювання польотів

10.4. Розроблення ринкової стратегії проекту

Визначення ключових цільових груп потенційних споживачів є найпершою ринковою стратегією.

Споживач проекту обрано організації що займаються розробкою або мають на меті модернізувати наявний авіапарк. Так як проект зосереджується на декількох сегментах, обрано стратегію диференційованого маркетингу. Для роботи в обраних сегментах ринку необхідно сформувати базову стратегію розвитку (Таблиця 10.4).

Таблиця 10.4

Базова стратегія розвитку

<p>Обрана альтернатива розвитку проекту</p>	<p>Стратегія спеціалізації (передбачає концентрацію на потребах одного цільового сегменту, без прагнення охопити увесь ринок. Мета полягає в задоволенні потреб вибраного цільового сегменту краще, ніж конкуренти. Така стратегія може спиратися на лідерство по витратах у рамках сегменту легких літаків. Проте низька ринкова доля у разі невдалої реалізації стратегії може істотно підірвати конкурентоспроможність компанії.)</p>
<p>Стратегія охоплення ринку</p>	<p>Стратегія повного охоплення ринку (компанія прагне задовольнити потреби ринку в цілому. Ця стратегія може бути реалізована шляхом масового впровадження технології).</p>
<p>Ключові конкурентоспроможні позиції відповідно до обраної альтернативи</p>	<p>Зменшення витрат на модернізацію вже існуючих апаратів а також зменшення витрат під час потокового виробництва, або під час етапу виготовлення несучого крила та його елементів.</p>
<p>Базова стратегія розвитку</p>	<p>Стратегія концентрованого зростання (стратегія, яка пов'язана зі зміною продукту і (або) ринку. У разі дотримання стратегії компанія поліпшує технологію або починає розробляти нову, не змінюючи при цьому призначення. Що стосується ринку, то компанія шукає можливості поліпшення свого становища на існуючому ринку (Українському) або ж переходу на новий ринок).</p>

Наступним кроком є вибір стратегії конкурентної поведінки (Таблиця 10.5).

Вибір стратегії конкурентної поведінки

Чи є проект «першопрохідцем» на ринку?	Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих у конкурентів?	Чи буде компанія копіювати основні характеристики товару конкурента, і які?	Стратегія конкурентної поведінки
Ні	Так	Ні	Стратегія наслідування лідеру

Вибрана стратегія лідерства по витратах передбачає що компанія за рахунок чинників внутрішнього і/або зовнішнього середовища може забезпечити більшу, ніж у конкурентів маржу між собівартістю товару і середньоринковою ціною (або ж ціною головного конкурента). Зокрема, ця стратегія припускає, що за рахунок великих можливостей по об'ємах збуту послуги (портфеля укладених контрактів на постачання) і продуктивності підприємство може добитися менших витрат.

Ця стратегія зазвичай тісно пов'язана з можливістю досягнення ефекту масштабу і досвіду. Компанії, що вибирають цю стратегію, проводять ретельний контроль за постійними витратами, знижують виробничі, збутові і рекламні витрати, проводять інвестиції, спрямовані на зменшення витрат, ретельне опрацювання конструкції нових товарів.

Переваги стратегії за Ж.-Ж. Ламбенем :

- фірма здатна протистояти своїм прямим конкурентам навіть у разі цінової війни і в змозі отримувати прибуток при ціні, мінімально допустимій для конкурентів;
- сильні клієнти не можуть добитися зниження ціни нижче рівня, прийняттого для найбільш сильного конкурента;

- низькі витрати забезпечують захист проти сильних постачальників, оскільки дають фірмі велику гнучкість у разі підвищення вхідних витрат;

- низькі витрати створюють бар'єр входу для нових конкурентів і одночасно хороший захист проти товарів-замінників.

В ході конкурентної боротьби з використанням цієї стратегії з ринку вимушені будуть піти фірми, менш ефективні з точки зору величини і структури витрат, нездібні до проведення технологічних новацій, спрямованих на зниження витрат.

10.5. Розробка маркетингової програми стартап-проекту

Першим кроком є формування маркетингової концепції товару, який отримає споживач. Для цього у таблиці 10.6 підсумуємо результати попереднього аналізу конкурентоспроможності товару.

Таблиця 10.6

Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

Потреба	Вигода, яку пропонує товар	Ключові переваги перед конкурентами (існуючі або такі, що потрібно створити)
Технологія	Менша ціна в порівнянні з конкурентами	Легкість впровадження, універсальність

Останньою складовою маркетингової програми є розроблення концепції маркетингових комунікацій, що спирається на попередньо обрану основу для позиціонування, визначену специфіку поведінки клієнтів.

Реклама і просування послуг, що надаються в рамках проекту, включають в себе:

- прямий маркетинг;
- особистий продаж;

- адресна розсилка пропозиції потенційним клієнтам;
- створення відео презентації;
- об дзвін потенційних клієнтів;
- виставки та інші заходи для просування продукту.

Основний акцент в проведенні рекламної кампанії ставиться на безпосередньому інформуванні потенційних клієнтів, з періодичною участю у різноманітних виставках, авіашоу та з використанням контекстної реклами в інтернеті.

Висновки по розділу

Загалом безпілотна авіація та приватні літаки набуває все більшої популярності, значно розширюються сфери її застосування. Проблемою такого типу авіації є мала кількість новітніх конструкторських рішень, та одвічний пошук економічної золотої середини, тому актуальне введення нових технологій та покращення характеристик заради здешевлення конструкції та рішення зменшення витрат на утримання.\

Зменшення ціни години польоту залишається одним з пріоритетних завдань конструкторів сучасності. Оптимізація конструкції, аеродинаміки не дозволяє отримати суттєву перевагу і збільшити час перебування у повітрі. Для таких видів завдань як тривалий моніторинг земної поверхні в цивільних і військових цілях, ретрансляція зв'язку, контроль навколишнього середовища тощо потрібен інший підхід в проектуванні авіаційної техніки. Пропонується використання сонячних елементів живлення.

Залучивши достатню кількість кваліфікованих робітників та забезпечивши їх необхідним інструментом можна досягти поставлених цілей по забезпеченню технологією що зможе задовольнити потреби найбільш вимогливих споживачів.

1. В розділі досліджено можливість ринкової комерціалізації проекту. Є попит на стрімко зростаючому ринку.

2. Запропоновано методику вибору параметрів ЛА на СЕ та приклад переобладнання вже існуючого ЛА на такий, що частково використовує сонячну енергію.

3. Визначено загальні напрями використання та проаналізовано ринкові можливості щодо реалізації бізнес-проекту.

Висновки

В результаті виконання магістерської дисертації:

- опрацьовано літературу по створенню БПЛА класу «міні» під живлення від сонячних елементів, характеристики сонячних панелей, технології їх монтажу;
- ознайомлено з вже існуючими аналогами, проаналізовано спільні риси, особливості бортової електроніки, конструкції;
- був підібраний аеродинамічний профіль крила з умов технологічності виготовлення;
- знайдено ККД запропонованої схеми підключення живлення та значення потужності, що видається 1 м² сонячних елементів за розрахункових умов
- проведено проектувальний розрахунок енергетичних характеристики БпЛА, встановлено залежність необхідної площі СЕ від умов навколишнього середовища (зокрема освітленості), маси ЛА, швидкості горизонтального польоту;
- обрано тип акумулятора та схему підключення їх у батарею, розраховано залежність між часом польоту та параметрами батареї (маса, ємність);
- проведено аеродинамічний розрахунок ЛА: знайдено розміри рульових поверхонь, з умови забезпечення необхідної керованості ЛА, визначені геометричні розміри елементів хвостового оперення, підраховані плечі стабілізатора та кіля;
- розподілені агрегати найбільшої маси (двигун, акумулятор) із збереженням балансування ЛА;
- розраховані навантаження, що діють на лонжерон, обрано його матеріал;

- були проведені розрахунки льотних характеристик БПЛА 'Spectator' при частковому переведенні його СЕ та з установленою новою батареєю. При цьому час польоту збільшився з 2 годин до 2.8 годин. На базі отриманих переваг був запропонований стартап-проект по переобладнання існуючих ЛА на такі, що частково використовують сонячну енергію та проведена розробка маркетингової програми.

Посилання

1. Javier V. Coba. Application of copper indium gallium diselenide photovoltaic cells to extend the endurance and capabilities of the Raven RQ-11B unmanned aerial vehicle. Monterey, California, 2010.
2. Остославский И. В. Аэродинамика самолета. М.: Гособоронгиз, 1957.
3. Самойловский А.А. Разработка научно-методического обеспечения процесса формирования облика на этапе предварительного проектирования беспилотных летательных аппаратов, использующих для полета солнечную энергию: диссертация на соискание ученой степени канд. тех. наук: 05.07.02./_Самойловский Артем Александрович. – М.: 2015.
4. Справочник авиационных профилей. 157 с. URL: http://kipla.kai.ru/liter/Spravochnic_avia_profiley.pdf (дата звернення: 10.03. 2019).
5. Сонячна батарея: принцип роботи: веб-сайт. URL: <https://eenergy.com.ua> (дата звернення: 10.03. 2019).
6. Annabel Rapinett, Zephyr: a high altitude long endurance unmanned air vehicle, department of physics university of surrey, degree of Master in Physics, 2009.
7. Boucher R. J. History Of Solar Flight. AIAA Paper 84-1429, June 1984.
8. Cowley, Martyn. Wings in the Sun: the evolution of Solar Challenger. Flight International (Jun. 13, 1981): 1865- 1868.
9. Solar-Powered Aircraft Developments Solar One: веб-сайт. URL: <https://en.wikipedia.org> (дата звернення: 10.03. 2019).
10. Solair I: веб-сайт. URL: <https://en.wikipedia.org> (дата звернення: 10.03. 2019).
11. Sunseeker: веб-сайт. URL: <https://en.wikipedia.org> (дата звернення: 10.03. 2019).
12. Solar Impulse: веб-сайт. URL: <https://en.wikipedia.org> (дата звернення: 10.03. 2019).

13. Solar raven: веб-сайт. URL: <https://en.wikipedia.org> (дата звернення: 10.03. 2019).
14. П.И.Чумак. РАСЧЕТ, ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ПОСТРОЙКА СВЕРХЛЕГКИХ САМОЛЕТОВ. Москва «ПАТРИОТ» 1991.
15. УСТОЙЧИВОСТЬ и УПРАВЛЯЕМОСТЬ: веб-сайт. URL: <https://poznayka.org> (дата звернення: 10.03. 2019).
16. Boucher R. J. History Of Solar Flight. AIAA Paper 84-1429, June 1984.
17. Самойловский А. А., Лисейцев Н. К. Методика определения основных проектных параметров беспилотных летательных аппаратов, использующих для полёта энергию солнечного излучения. Вестник Московского авиационного института, выпуск №3, 2015.
18. Cowley, Martyn. Wings in the Sun: the evolution of Solar Challenger. Flight International (Jun. 13, 1981): 1865- 1868.
19. Официальный сайт разработчика самолета Sunseeker [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://www.solar-flight.com> (дата обращения 17.05.2019).
20. Аэродинамические характеристики профиля и крыла: учеб. пособие / В.А. Фролов. - Самара: Изд-во Самар, гос. аэрокосм, ун-та, 2007. - 48 с.: ил.
21. Энциклопедия Машиностроение. Том 4-21, книга 2 «Проектирование, конструкции и системы самолетов и вертолетов». Под ред. В.Г. Дмитриева. М. Машиностроение 2004.
22. Irving F. G., Morgan D. The feasibility of an aircraft propelled by solar energy, Cambridge, Massachusetts, 1974.
23. ГОСТ 20058 – 80 Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. – М.: Издательство стандартов, 1981.
24. В. Keidel. Auslegung und Simulation von Hochfliegenden, Dauerhaft Stationierbaren Solardrohnen. PhD thesis, Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, Technische Universität München, 2000.

25. MacCready P.B., Bart D. Hibbs, R. F. Curtin, Kyle D. Swanson, Paul Belik Liquid hydrogen stratospheric aircraft US 6550717 B2: Aerovironment, Inc., 2000.

26. Официальный сайт разработчика литий – серных аккумуляторных батарей – [Электронный ресурс] Режим доступа: <http://www.sionpower.com> (дата обращения 14.03.2019).

27. Atmosfera. Дистриб'ютор технологій та обладнання для відновлюваної енергетики - [Електронний ресурс] Режим доступа: <https://www.atmosfera.ua/uk/sonyachni-elektrostantsii/tipi-sonyachnix-panelej/> (дата звернення 12.11.2020).

28. Электричний акумулятор: веб-сайт. URL: <https://en.wikipedia.org> (дата звернення: 10.12. 2020).