

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

Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій

Кафедра авіа- та ракетобудування

«На правах рукопису»
УДК 004.942:629.7.048:621.565

До захисту допущено:
В. о. завідувача кафедри
_____ Петро ЛУК'ЯНОВ
«__» _____ 2024 р.

Магістерська дисертація

на здобуття ступеня магістра

за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»

зі спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

**на тему: «Протиобледенювальна система транспортного літака із
застосуванням композитних матеріалів»**

Виконав:

студент II курсу другого
(магістерського) рівня, групи АЛ-21мп
Оксенчук Дмитро Ігорович _____

Керівник:

Доцент кафедри, к.х.н., с.н.с.
Казакевич Михайло Леонідович _____

Рецензент:

Доцент кафедри СКЛА, к.т.н.,
Бобков Юрій Володимирович _____

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

Київ – 2024 року

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Навчально-науковий 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
_____ Петро ЛУК'ЯНОВ
« ___ » _____ 2023 р.

ЗАВДАННЯ

на магістерську дисертацію студенту

Оксенчуку Дмитру Ігоровичу

1. Тема дисертації «Протиобледенювальна система транспортного літака із застосуванням композитних матеріалів», науковий керівник дисертації Казакевич Михайло Леонідович, доцент кафедри авіа- та ракетобудування, затверджені наказом по університету від «03» 11 2023 р. № 5134-с
2. Термін подання студентом дисертації 26 грудня 2023 р.
3. Об'єкт дослідження: Протиобледенювальна система транспортного літака.
4. Вихідні дані літака: Висота польоту – 3000 - 4000 м.; Швидкість польоту – 67 м/с.; Злітна маса – 1600 кг. Система проти обледеніння: Матеріал – вуглецевий полімерний композит. Трьох фазний змінний струм. Напруга – 115 В. Частота – 340-560 Гц. Питома потужність НЕ– 1,7-2,5 Вт/см².
5. Перелік завдань, які потрібно розробити:
 - 5.1. Огляд існуючих протиобледенювальних систем ЛА. Вибір аналогу.
 - 5.2. Проектування протиобледенювальної системи із застосуванням струмопровідних композитних нагрівальних елементів (НЕ).
 - 5.3. Розробка розрахункової моделі системи нагріву із застосуванням композитних НЕ.
 - 5.4 Розрахунок впливу обледеніння на аеродинамічні характеристики літака.
 - 5.5. Розробка рекомендацій із забезпечення ефективного руйнування льоду на аеродинамічних поверхнях.
 - 5.6. Розробка стартап проекту.

6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу:
 - 6.1. Огляд існуючих протиобледенювальних систем. Вибір аналогу.
 - 6.2. Результати розрахунку впливу обледеніння на аеродинамічні характеристики.
 - 6.3. Протиобледенювальна система елементів транспортного літака із застосуванням композитних матеріалів. Складальний кресленик.
 - 6.4. Розрахункова модель протиобледенювальної системи.
 - 6.5. Розробка рекомендацій із забезпечення ефективного руйнування льоду на аеродинамічних поверхнях шляхом оптимального розташування НЕ.
 - 6.6. Стартап-проект.

7. Орієнтовний перелік публікацій
 - 7.1. Доповідь на науково-технічній конференції з публікацією тез.
 - 7.2. Подання до друку статті у фахове видання.

8. Дата видачі завдання: 08.11.2022 р.

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1.	Огляд існуючих протиобледенювальних систем. Вибір аналога.	до 22.12.2022 р.	
2.	Проектування протиобледенювальної системи із застосуванням струмопровідних композитних нагрівальних елементів (НЕ).	до 01.02.2023 р.	
3.	Розробка розрахункової моделі системи нагріву із застосуванням композитних НЕ.	до 29.10.2023 р.	
4.	Розрахунок впливу обледеніння на аеродинамічні характеристики літака.	до 19.11.2023 р.	
5.	Розробка рекомендацій із забезпечення ефективного руйнування льоду на аеродинамічних поверхнях.	до 02.12.2023 р.	
6.	Розробка стартап-проекту.	до 16.12.2023 р.	
7.	Оформлення пояснювальної записки та ілюстративного матеріалу. Попередній захист	до 26.12.2023 р.	
8.	Доопрацювання матеріалів дисертації. Перевірка на плагіат	до 10.01.2024 р.	

Студент

Дмитро ОКСЕНЧУК

Науковий керівник

Михайло КАЗАКЕВИЧ

Abstract

Master's thesis: "Transport aircraft anti-icing system using composite materials", 91 pages, 28 figures, 17 tables, 47 references.

Relevance: the creation of an effective anti-icing system is a necessary condition for the safe flight of aircraft, since today a certain percentage of aviation events occur precisely because of icing. The use of composite materials will provide numerous advantages over traditional methods of ice removal.

Purpose of the study: research and develop an anti-icing system using electrically conductive composite heating elements to effectively remove ice from aerodynamic surfaces.

The object of study: the principle of designing an anti-icing system using composite materials for aircraft.

Subject of research: analysis of aircraft anti-icing systems. Development of anti-icing system design methodology. Application of the developed method of power calculation.

Methods of research: the use of theoretical research methods for the analysis of scientific works, with the help of software, aerodynamic characteristics were calculated to demonstrate the negative impact of icing. The use of scientific methods made it possible to construct a schematic model of the anti-icing system. To obtain the necessary characteristics, a mathematical calculation was carried out. The following software was used: Catia V5, Kompas 3D, Pansym, OriginPro, Exel.

The results and their novelty: the negative impact of ice formation on the aerodynamic characteristics of the aircraft was investigated and demonstrated. The use of conductive composite heating elements in the anti-icing system of the aircraft was investigated. The scheme of the anti-icing system was designed and its thermal power was calculated. General recommendations for effective ice removal from aerodynamic surfaces have been created. On the basis of the conducted research, it is possible to improve and develop the use of this anti-icing aviation system in Ukraine in the future.

Recommendations for the use of work: designing an anti-icing system using composite materials. The calculation of the required power for the electrothermal

system and the creation of general recommendations for optimizing the effective destruction of ice allow further calculations for the improvement of existing systems.

Publications: theses for the 5th scientific and practical conference of students and young scientists "Aviation rocket technology: prospects and directions of development" in 2022 and presented at the 6th scientific and practical conference of students and young scientists "Aviation rocket technology: prospects and directions of development" in 2023.

Keywords: anti-icing system, composite conductive material, heating elements, carbon nanotubes, electrothermal system, required thermal power, recommendations for effective ice destruction.

Реферат

Магістерська дисертація: "Протиобледенювальна система транспортного літака із застосуванням композитних матеріалів", 91 сторінок, 28 рисунків, 17 таблиць, 47 посилань.

Актуальність: створення ефективної протиобледенювальної системи необхідна вимога безпечного польоту літаків, адже навіть на сьогоднішній день певний відсоток авіакатастроф відбувається через обледеніння. Використання композитних матеріалів дозволить забезпечити численні переваги над традиційними методами усунення льоду.

Мета роботи: дослідити і спроектувати протиобледенювальну систему із застосуванням струмопровідними композитними нагрівальними елементами для ефективного усунення льоду з аеродинамічних поверхонь.

Об'єкт дослідження: принцип проектування протиобледенювальної системи з використанням композитних матеріалів для літальних апаратів.

Предмет дослідження: аналіз протиобледенювальних систем літаків. Розробка методики проектування протиобледенювальної системи. Застосування розробленої методики розрахунок потужності.

Методи дослідження: використання теоретичних методів дослідження для проведення аналізу наукових робіт, за допомогою програмного забезпечення розраховано аеродинамічні характеристики для демонстрації негативного впливу обледеніння. Використання наукових методів дозволило спроектувати схематичну модель протиобледенювальної системи. Проведений математичний розрахунок для одержання потрібних характеристик. Використано таке програмне забезпечення: Catia V5, Kompas 3D, Pansym, OriginPro, Exel.

Наукова новизна одержаних результатів: досліджено і продемонстровано негативний вплив утворення льоду на аеродинамічні характеристики літака. Досліджено застосування струмопровідних композитних нагрівальних елементів в протиобледенювальній системі літака. Схематично спроектовано протиобледенювальну систему і розраховано її теплова потужність. Створено загальні рекомендації для ефективного усунення льоду з

аеродинамічних поверхонь. На основі проведених досліджень в подальшому можна удосконалювати і розвивати застосування даної протиобледенювальної системи ЛА в Україні.

Практичне значення одержаних результатів: проектування протиобледенювальної системи із застосуванням композитних матеріалів. Розрахунок необхідної потужності для електротеплової системи і створення загальних рекомендацій для оптимізації ефективного руйнування льоду дозволяють здійснювати подальші розрахунки для удосконалення існуючих систем.

Публікації: тези на V науково-практичну конференцію студентів та молодих вчених «Авіа-ракетобудування: перспективи та напрямки розвитку» 2022-го року та подані на VI науково-практичну конференцію студентів та молодих вчених «Авіа-ракетобудування: перспективи та напрямки розвитку» 2023-го року.

Ключові слова: протиобледенювальна система, композитний струмопровідний матеріал, нагрівальні елементи, карбонові нанотрубки, електротеплова система, необхідна теплова потужність, рекомендації із забезпечення ефективного руйнування льоду.

ЗМІСТ

ВСТУП.....	10
1. Огляд існуючих протиобледенювальних систем.....	12
1.1 Механічні методи усунення льоду	13
1.2 Хімічні методи усунення льоду	15
1.3 Електрично-теплові методи усунення льоду	17
Висновки до розділу 1	19
2. Огляд сучасних аналогів пос	20
2.1 Аналіз ПОС літака АН-132	20
2.2 Аналіз ПОС БпЛА Northrup Grumman Triton MQ-4C	21
2.3 Аналіз ПОС літака Boeing 787 Dreamliner	22
Висновки до розділу 2	26
3. Проектування протиобледенювальної системи із застосуванням струмопровідних композитних нагрівальних елементів.....	27
3.1 Вуглецеві композитні нагрівальні елементи ПОС	27
3.2 Застосування КНТ	31
3.3 Вибір матеріалу для майбутньої проектованої ПОС.....	33
3.4 Опис проектування досліджуваної ПОС	34
Висновки до розділу 3	39
4. Розробка розрахункової моделі системи нагріву із застосуванням композитних нагрівальних елементів (НЕ)	40
4.1. Визначення загальних геометричних параметрів розрахункової моделі..	40
4.2 Опис методу розрахунку ПОС.....	45
4.3. Спрощений розрахунок осідання переохолоджених крапель води.....	46
4.4 Розрахунок необхідної потужності ПОС.....	48
Висновки до розділу 4	54
5. Розрахунок впливу обледеніння на аеродинамічні характеристики	56
5.1 Умови, що спричиняють обледеніння ЛА.....	56

						АЛ214мп.10.74.20.00 ПЗ		
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата				
Розроб.	Оксенчук Д. І.				Протиобледенювальна система транспортного літака із застосуванням композитних матеріалів	Лім	Аркуш	Аркушів
Перев.	Казакевич М. Л.						7	91
Т. Контр.						КПІ ім. Ігоря Сікорського		
Н. Контр.						Каф. АРБ АЛ-21мп		
Затв.	Лук'янов П. В.							

5.2 Вплив обледеніння на політ літака.....	58
5.3 Дослідження впливу обледеніння на аеродинамічні характеристики.....	61
Висновок до розділу 5	66
6. Розробка рекомендацій із забезпечення ефективного руйнування льоду на аеродинамічних поверхнях.....	67
6.1 Переваги та недоліки ПОС.....	67
6.2. Вибір матеріалу для ефективного усунення обмерзання.....	68
6.3. Рекомендації для оптимізація композитних НЕ для ПОС	72
Висновки до розділу 6	73
7. Стартап проєкт	75
7.1 Опис ідеї проєкту	75
7.2 Технологічний аудит ідеї проєкту.....	77
7.3 Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проєкту.....	77
7.4 Розроблення ринкової стратегії проєкту	79
7.5 Розроблення маркетингової програми стартап-проєкту.....	82
Висновки до розділу 7	83
ВИСНОВКИ.....	84
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	86

					АЛ2114мп.10.74.20.00 ПЗ			
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата				
Розроб		Оксенчук Д. І.			Протиобледенювальна система транспортного літака із застосуванням композитних матеріалів	Лім	Аркуш	Аркушів
Перев.		Казакевич М. Л.					8	91
Т. Контр.						КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. АРБ АЛ-21мп		
Н. Контр.								
Затв.		Лук'янов П. В.						

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

В даній роботі використано наступні скорочення:

ЛА – літальний апарат

АХ – аеродинамічні характеристики

НЕ – нагрівальні елементи

ПОС – протиобледенювальна система

ТВ – термін витримки

КНТ – карбонові нанотрубки

КВ – карбонові волокна

ОКНТ – одношарові карбонові нанотрубки

СГ – супергідрофобні

ВКК – водний кут контакту

ВСТУП

Поширеною і досить масштабною проблемою літальних апаратів (далі ЛА) є обледеніння аеродинамічних поверхонь. Таке явище характеризується появою льоду на повітряному судні, що відповідно негативно впливає на політ і може спричинити негативні наслідки. Дана робота присвячена дослідженню і розробці технології, що забезпечить ефективне руйнування шару льоду на крилі та оперенні транспортного літака.

Тема обледеніння поверхонь є актуальною і на сьогоднішній день, адже враховуючи, що майже всі сучасні ЛА обладнані пристроями захисту від утворення льоду, авіаційні катастрофи з цієї причини все одно трапляються.

В даній роботі об'єктом дослідження виступає технологія проектування протиобледенювальної системи (далі ПОС) транспортного літака із застосуванням струмопровідних композитних матеріалів.

Обмерзання найчастіше проявляється при невисоких температурах від 0 до $-15\text{ }^{\circ}\text{C}$ і нижче. Найнебезпечнішою є поява льоду саме на поверхнях крила та оперення літака.



Навіть невелика кількість льоду матиме вплив, а якщо шар льоду нерівний, це сильно вплине на обтікання аеродинамічних поверхонь. Якщо на крилі

залишатиметься шар льоду, появиться потреба у збільшенні швидкості під час посадки. Необхідність збільшення швидкості залежить від кількості льоду та типу літака. Звалювання крила при наявності льоду погіршиться і з'являться проблеми з керованістю ЛА при маневруванні в повітрі. Збільшення крижаного покриву може бути асиметричним на крилі та оперенні, що відповідно призведе до зриву потоку обтікання.

В основному негативному впливу обледеніння піддаються наступні поверхні агрегатів ЛА:

- передні кромки крила й оперення;
- вхідні кромки повітрозабірників двигунів;
- скло кабіни екіпажу;
- обтічники радіолокаційних і радіо зв'язкових антен;
- датчики навігаційних приладів, що виходять в потік.

Основним завдання даної роботи є оптимізація та удосконалення ПОС з використанням струмопровідних композитних нагрівальних елементів (далі НЕ), що ефективно запобігатиме утворенню льоду на поверхнях літака. Така технологія позитивно вплине на вагу даної системи і гарантуватиме швидке та рівномірне нагрівання, а також забезпечить результативне споживання енергії у порівнянні з іншими нагрівальними елементами.

1. Огляд існуючих протиобледенювальних систем

Обледеніння різних частин літака зменшує підйомну силу і збільшує лобовий опір, перешкоджає роботі органів управління ЛА, погіршує огляд пілота, посилює вібрацію і навантаження на окремі частини планера, що збільшує тягу реактивного двигуна або потужність турбовентиляторного двигуна необхідної для польоту. На рис. 1 показані ділянки, які необхідно захистити від обмерзання.

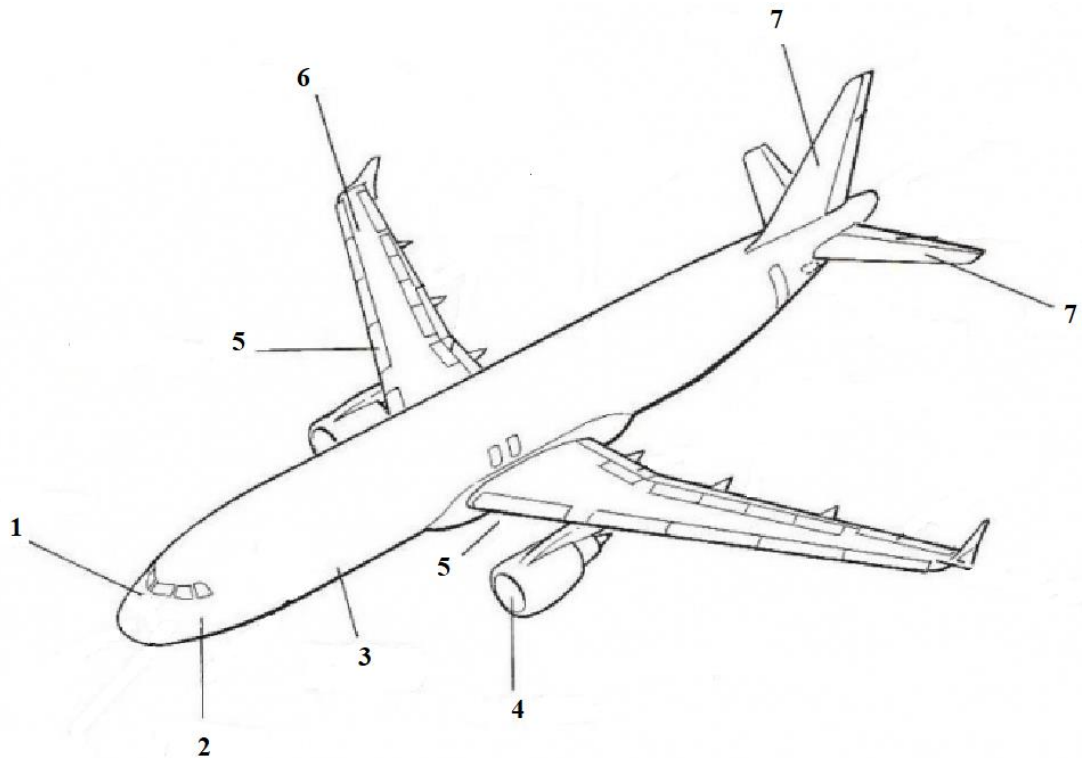


Рис. 1. Схема розміщення ділянок літака, що захищаються від обмерзання:

1 – лобове скло; *2* – датчик обмерзання літака; *3* – датчик кутів атаки; *4* – носок повітрязабірника двигуна; *5* – носок крила; *6* – передкрилок; *7* – носок стабілізатора.

На лопатях вентилятора з'являється лід, що призводить до різкого зниження його продуктивності. Крім того, порушується вага та аеродинамічний баланс гвинта, що призводить до вібрації двигуна. Вібрація викликає додаткові динамічні напруження в конструкції літака, а також неприємний фізіологічний вплив на екіпаж і пасажирів. Уламки льоду, що відколюються від лопаті, можуть пошкодити фюзеляж і обшивку крила. Тому ефективний захист літаків від

обледеніння є одним із найважливіших завдань забезпечення безпечних і регулярних польотів, а ПОС на літаках тепер є обов'язковими.

Розрізняють два основних способи захисту від зледеніння: пасивний і активний. Пасивний спосіб передбачає виведення літака із зони обледеніння. Цілком зрозуміло, що пасивний спосіб не відповідає вимогам безпеки та регулярності польотів. Активні методи боротьби з утворенням льоду залежно від характеру впливу можна розділити на механічні, хімічні та термічні. Також, використовуються два типи захисту:

- постійної дії, яка унеможливорює появу льоду - *Anti-Icing*;
- циклічної дії, яка прибирає з поверхні шар криги, який вже з'явився - *De-Icing*.

1.1 Механічні методи усунення льоду

Механічні методи захисту засновані головним чином на застосуванні гумових протекторів, що надуваються, і монтуються на передній кромці крила і оперення. Пневматичні колодки або "черевики" зазвичай виконують із шарів з синтетичного каучуку, з однією або декількома повітряними камерами між шарами. Якщо використовують декілька камер, вони зазвичай мають форму смужок вздовж довгої сторони «черевика». Його зазвичай розташовують по передній кромці крил літака і стабілізаторів. Камери швидко наповнюються повітрям і звільнюються, або одночасно, або по черзі в заданому порядку. Швидка зміна форми пневматичних колодок створена для того, аби зруйнувати чіпкий шар між льодом і покриттям з каучуку, що дозволяє льоду відпасти за вітром, що створюється довкола літака під час руху. Однак, лід повинен уходити без затримок із передніх поверхонь, оскільки він може замерзати позаду від захищених зон. Повторне замерзання льоду таким чином було фактором, що спричинив катастрофу літака American Eagle Flight 4184.

Деякі ранні конструкції пневматичних черевиків стали причиною появи явища, відомого як льодяне перекивання. Якщо лід не накопичувався так щоб мати достатню товщину і ламкість, рухомий лід міг утворювати форму, так що

ставав недосяжним для рухомих секцій колодок. Ця проблема зазвичай вирішується збільшенням швидкості дії надування або здування, і шляхом чергування інтервалів надування/здування сусідніх камер.

Такі пневматичні системи найбільш застосовані для літаків, що мають малу і середню швидкість руху, особливо для тих, що не мають механізації на передній частині крила. Тому, така система найчастіше зустрічається на турбогвинтових літаках таких як Saab 340, Embraer EMB 120 Brasilia, і British Aerospace Jetstream 41. Пневматичні ПОС (рис. 1.1) іноді зустрічаються на більших літаках і менших, до прикладу Cessna Citation V.

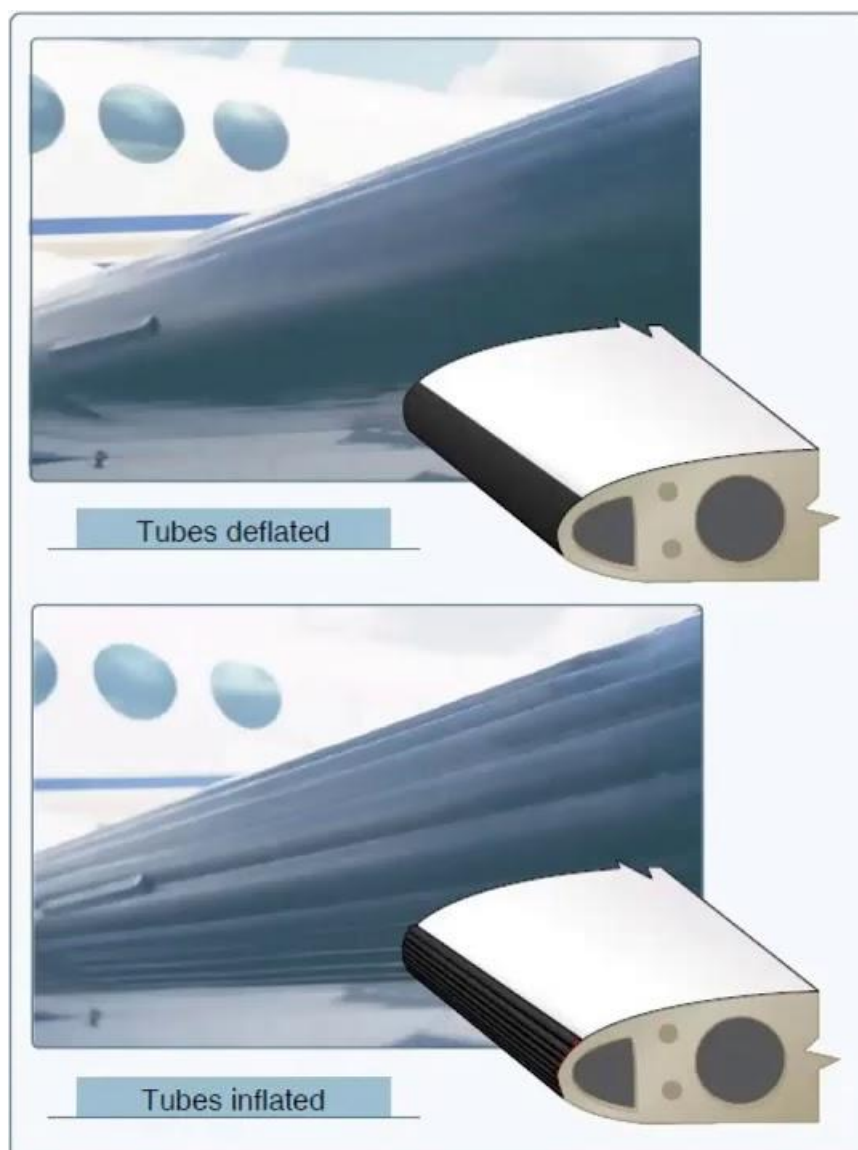


Рис. 1.1 Пневматична ПОС

Такі пристрої мало використовуються в сучасних літаках. Цей пристрій був винайдений компанією Goodrich Corporation (до того відомою під назвою B.F. Goodrich) в 1923.

1.2 Хімічні методи усунення льоду

Хімічні методи засновані на видаленні льоду за допомогою певних розчинів. Перший тип базується на використанні спеціальних розчинних покриттів, наприклад хлористий натрій чи кальцій, азотнокислий натрій, тощо.

Другий – на основі спиртовмісній спеціальній рідині. Це можуть бути різні глікольовмісні розчини, етиловий спирт чи будь-яка інша спиртова-гліцерінова суміш.

Звісно, такого типу розчини і суміші більш за все підходять для захисту вікон кабіни пілота чи несучих гвинтів літаків із поршневіми двигунами, адже таким чином дана ПОС розпочинає свою роботу одразу після нанесення. Їх принцип дії заснований на тому, що краплі води мають змогу взаємодіяти з рідиною, після чого утворюючи розчин. Точка роси такого розчину має дещо нижчі показники, тож лід таким чином розчиняється.

Існує чотири стандартні типи рідини для запобігання обледеніння літаків: тип I, II, III і IV (рис. 1.2).

Рідини типу I є найтоншими рідинами. Таким чином, їх можна використовувати на будь-якому літаку, оскільки вони усувають льодоутворення навіть на низьких швидкостях. Вони також мають найкоротший термін витримки (ТВ) або розрахунковий час захисту під час активного морозу або замерзання.

Рідини типів II і IV додають згущувачі для підвищення в'язкості. Згущувачі дозволяють рідині довше залишатися на поверхні літака, щоб поглинути та розтопити іній або замерзаючі опади. Це означає довший ТВ, але це також означає, що потрібна більш висока швидкість для усунення рідини.

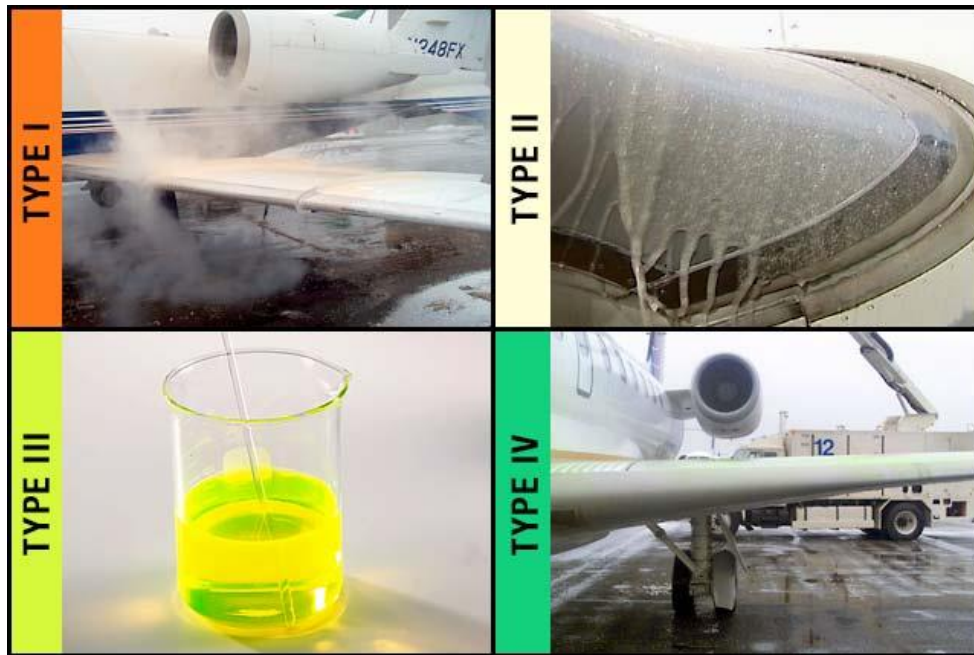


Рис. 1.2 Приклад типів рідин для боротьби з утворенням льоду на аеродинамічних поверхнях
ЛА

Рідини типу III є відносно новими і мають властивості рідин типу I та типу II/IV. Рідини типу III також містять згущувачі та забезпечують довший ТВ, ніж рідина типу I, але розроблені таким чином, щоб усувати при нижчих швидкостях. Вони розроблені спеціально для малих літаків приміського типу, але також працюють і для більших літаків.

Таблиця 1.1

**Терміни витримки рідин, що застосовуються від обледеніння
аеродинамічної поверхні**

Рідина (всі SAE)	Колір	$T_{\text{витримки}}$, год:хв	V_{min} оборотів
Тип I	Червоний - оранжевий	0:06 – 0:11	Немає
Тип II	Прозорий	0:20 – 0:45	100 вузлів
Тип III	Жовтий - зелений	0:10 – 0:20	60 вузлів
Тип IV	Смарагдово- зелений	0:35 – 1:15	100 вузлів

Одним із недоліків даного розчину виступає те, що лід розтає не повністю (окрім край малого обледеніння), а повітряний потік заважає повній його ліквідації. Також, запаси розчину вичерпуються, що згодом може призвести до повної неспроможності системи.

1.3 Електрично-теплові методи усунення льоду

В електротеплових системах (рис. 1.4) використовують резистивні кола, сховані в конструкції планера, які генерують тепло при подачі на них електричного струму. Тепло може вироблятися безперервно аби захистити літак від обмерзання (Anti-Icing), або періодично аби розтопити лід коли він з'являється на основних поверхнях (De-Icing). Другий варіант зазвичай обирається через низьку споживану потужність в порівнянні з попередньою, оскільки системі необхідно лише розтопити шар льоду, який контактує з поверхнею, аби вітер прибрав за собою решту льоду.

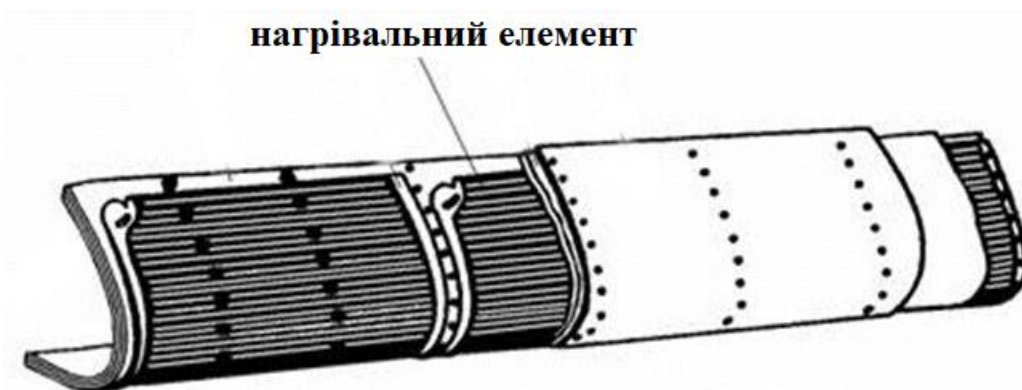


Рис. 1.3 Приклад реалізації електротеплових ПОС

В літаках, що мають металеву обшивку, нагрівальні кола із травленої в метал фольги з'єднуються із внутрішньою частиною обшивки. Такий підхід дозволяє потенційно зменшити споживання енергії на нагрівання, в порівнянні із вбудованими колами завдяки можливості працювати при значно більшій потужності.

Відомою електричною системою запобігання обмерзанню для загальної авіації є Thermo wing. Вона використовує гнучку, електропровідну, графітову

фольгу, що прикріплюється до передньої кромки крила. Електричний обігрівач нагріває фольгу і розтоплює лід.

Нові версії таких системи застосовують покриття із карбоновими нанотрубками. Таке покриття являє собою плівку товщиною в 10 мікрон, що еквівалентно листу паперу А4. Плівка погано проводить електрику із-зі повітряних зазорів між трубками. Замість того, поява струму призводить до майже миттєвого підвищення температури. Вона нагрівається в двічі швидше ніж ніхром, нагрівальний елемент який вибирають для систем запобігання обмерзанню під час польоту, що дозволяє використовувати вдвічі менше енергії при одній десятитисячній ваги. Матеріал коштує приблизно від 1% ціни ніхрому. Нагрівачі з аерогелем можуть працювати безперервно при малій потужності, аби запобігати утворенню льоду.

В електротеплових системах відсутні недоліки, які характерні для повітряно-теплових систем. Незважаючи на це, їх довгий час не використовували через високе споживання електроенергії. Вони складаються з НЕ, програмного механізму, джерела енергії, контакторів і електропроводки, ці системи використовують різні типи НЕ, такі як тонка металева фольга, стрічкові нагрівачі і струмопровідні плівки. Нагрівальні елементи розташовані між шарами ізоляції, утворюють нагрівальні пакети, які захищаються від механічних пошкоджень і ерозії. Ці пакети забезпечують оптимальний розподіл енергії по поверхні і можливість направлення тепла в потрібному напрямку шляхом зміни товщини ізоляційних шарів.

Електротеплові системи мають високий коефіцієнт використання тепла, а їх ефективність практично не залежить від режимів роботи двигуна, висоти, швидкості польоту або температури навколишнього повітря. Вони можуть бути встановлені на різноманітних частинах силової установки та використовуються для захисту повітряних гвинтів і повітрязабірників від обмерзання.

Ці системи живляться від генераторів постійного або змінного струму, і системи можуть бути постійно або періодично нагріватися. Періодичне нагрівання дозволяє економічно використовувати електроенергію, забезпечуючи

захист поверхні від льодоутворення. Циклічні системи вимагають повного видалення льоду за один цикл, щоб забезпечити ефективний захист.

У випадку циклічного нагрівання енергія використовується ефективно, оскільки льодоутворення дозволяється в обмежених межах, і повна видалення льоду відбувається за один цикл. Постійне нагрівання застосовується там, де потрібна невелика потужність або льодоутворення недопустиме. Під час циклічного обігріву енергія витрачається економно, так як шар льоду, що утворюється під час охолодження, робиться мінімальним, забезпечуючи ефективний захист поверхні.

Висновки до розділу 1

Отже, у даному розділі ми розглянули різноманітні види системи (ПОС) з різними фізико-хімічними властивостями, що використовуються на різних типах літаків, від традиційних транспортних до безпілотних апаратів. Варто відзначити, що створення повністю ефективної протиобледенювальної системи для літака стає викликом через недостатню повноту даних про умови польоту літальних апаратів. Однак існуючі технології і матеріали надають можливість експериментувати та підбирати оптимальні рішення для кожного конкретного випадку. Процес експериментування та вибору матеріалів базується на співставленні їхніх властивостей та динаміки змін у реальних умовах польоту. Важливо враховувати, що врахування усіх факторів та умов польоту літального апарату виявляється завданням складним, тому інновації та пошук оптимальних рішень залишаються ключовими напрямками в даній галузі.

2. Огляд сучасних аналогів пос

Для даного пункту були обрані декілька існуючих літаків, в тому числі й вітчизняного виробництва для аналізу їх систем, для забезпечення літака проти умов обледеніння. Для огляду було обрано Ан-132, Northrup Grumman Triton MQ-4C та Boeing 787 Dreamliner.

2.1 Аналіз ПОС літака Ан-132

Транспортний літак Ан-132 (зображений на рис. 2.1) розроблено на основі обширного досвіду компанії АНТОНОВ у створенні транспортних літаків, поєднуючи цей досвід з передовими технологіями. Ан-132 успадковує високо цінні характеристики свого попередника: можливість експлуатації в умовах спеки та високогір'я, здатність злітати та приземлятися на будь-якому аеродромі, надійність та гнучкість у використанні.



Рис. 2.1 Літак Ан-132

Однак Ан-132 вирізняється від Ан-32 новим рівнем технічних, економічних та експлуатаційних характеристик польоту: підвищена вантажопідйомність, більший дальній радіус польоту, висока ефективність використання пального, менший рівень шуму та викидів в атмосферу. Ан-132 призначений для експлуатації на коротких та середніх магістралях і

використовує електротеплову систему. Характеристики ПОС літака Ан-132 наведені в таблиці 2.1.

Таблиця 2.1

Характеристики ПОС літака Ан-132

Напруга	115 В
Частота	400 Гц
Сумарна потужність	22,44 кВт
Загальна вага	106 кг
Довжина поверхні захисту	20 м
Потужність на м ²	1,1 кВт
Особливості експлуатації	Високі енерговитрати

2.2 Аналіз ПОС БпЛА Northrup Grumman Triton MQ-4C

Northrup Grumman MQ-4C Triton представляє собою високогірний довготривалий безпілотний літальний апарат, розроблений для ВМС США у ролі літака спостереження. Основна його функція - забезпечити реального часу спостереження, проте його тривалість польоту може сягати до 30 годин, при швидкості до 610 км/год і висоті до 17000 м. Однак важливою вимогою є ефективність проти різних погодних умов, зокрема, ефективний захист від обледеніння.



Рис. 2.2 БпЛА Northrup Grumman Triton MQ-4C

Для досягнення цієї мети літак використовує термомеханічну імпульсну систему (TMEDS) COX. Ця гібридна система об'єднує механічні активатори і нагрівальні елементи для ефективного видалення льоду, який може утворюватися навколо обшивки літака. Такий підхід дозволяє повністю усунути лід з поверхні, що захищається, незалежно від того, на якій висоті відбувається замерзання.

Необхідно відзначити, що головні характеристики термомеханічної імпульсної системи (TMEDS) COX розміщені в таблиці 2.2 для зручності оцінки й обговорення їх ефективності.

Таблиця 2.2

Характеристики ПОС БпЛА Northrup Grumman Triton MQ-4C

Напруга	115 В - нагрівачі +28 В - активатори
Напруга високовольтного імпульсу	500 В
Сумарна потужність	0,18 кВт +0,6 кВт
Загальна вага	71 кг + вага нагрівачів
Довжина поверхні захисту	21,3 м
Потужність на м ²	0,87 кВт
Особливості експлуатації	Призначена для профілів, що є дуже чутливими до обробки

2.3 Аналіз ПОС літака Boeing 787 Dreamliner

Найсучасніший середній літак Boeing 787 Dreamliner (рис. 2.3) використовує удосконалений захист від утворення льоду. Застосована ПОС є новітньою її розробила компанія GKN Aerospace (Redditch, U.K.). Дана система ПОС являє собою відносно радикальний відхід від більшості раніше випробуваних ПОС з нагрівальними елементами. Вона використовує технологію нанесення рідкого металу. Він розпилюється на волокнисту тканину, що

забезпечує електропровідність нагрітої передньої кромки крила. Таке рішення технічно не забезпечує нагрівальний елемент, натомість метал діє як провідник і електротермічний елемент, який передає тепло обшивці крил.



Рис. 2.3 Boeing 787 Dreamliner

Структура ПОС складається з восьми нагрівальних пластин (Heater Mat), які встановлені на передніх краях крила, по чотири на кожну частину. Кожна пластина є зоною нагріву. Готові нагрівальні пластини доставляються компанією GKN до Spirit AeroSystems (Вічита, штат Канзас), де вони прикріплюються до передньої кромки крила (рис. 2.4) через попередньо просвердлені отвори.

Нагрівальний елемент, незалежно від застосування, виготовляється в основному однаковим способом, з варіаціями, що задаються формою конструкції, до якої він кріпиться, і вимогами до міцності/структури застосування. Нагрівальні пластини, по суті, плоскі по осі своєї довжини, але повинні точно відповідати аеродинамічній кривизні передньої кромки крила, визначеній Boeing по всій ширині.

Укладання починається з накладання шарів вуглецевого волокна/епоксидного препрегу. Початковий шар складається з приблизно 15 шарів, нарізаних майже повністю автоматизованою системою різання. Кількість шарів препрегу та змінюється в залежності від застосування. Поверх шару вуглецевого волокна розміщується шар склополотна.

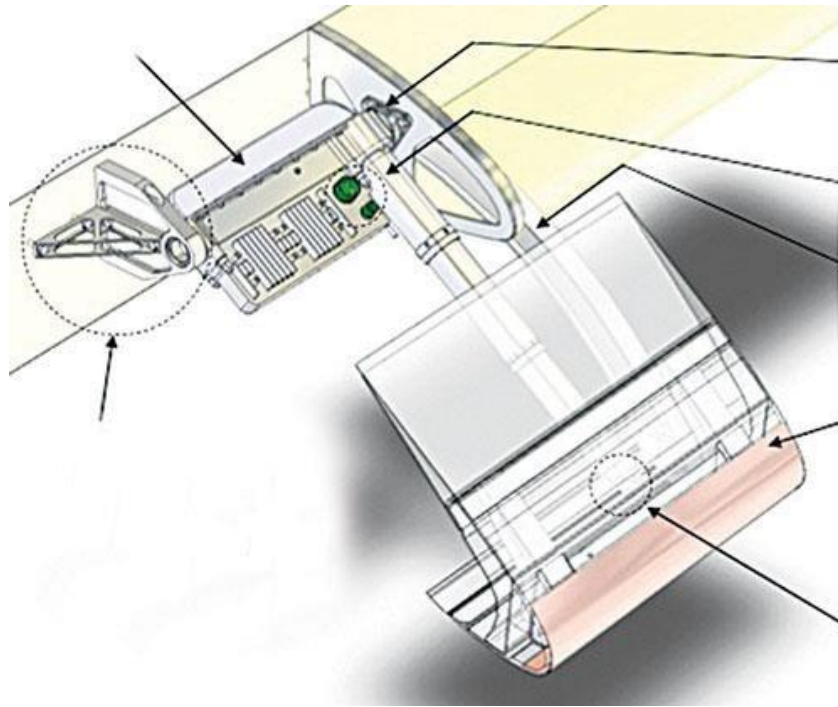


Рис. 2.4 Композитна структура нагрівального елемента із розпиленого металу між шарами ламінату, армованого вуглецевим волокном і склополотном

Це необхідно для створення ізоляційного шару між вуглецевим волокном і металевим розпиленням для запобігання гальванічної корозії. Метал наноситься на склополотно ручним розпилювачем (рис. 2.4), після чого дається певний інтервал часу для того щоб метал охолонув та затвердів. Товщина металевого шару може бути різною в залежності від застосування; товщий шар забезпечує менший електричний опір, тоді як тонший шар забезпечує більший. Процес розпилення наразі суто ручний, але з часом повинен стати на автоматизованим. Поверхня, на яку потрапляє розпилений метал, маскується. Потім до металу припаюється проводка, яка з'єднує кожен металевий елемент із бортовою системою живлення.

Поверх затверділого металевого шару накладається ще один шар скловолокна, щоб знову забезпечити гальванічну ізоляцію між металом і вуглецевим волокном. Поверх цього розміщено 15 або близько того додаткових шарів тканинного вуглецевого волокна/епоксидного препрегу. Коли розкладка завершена, весь пакет нагрівальних частин покривається пластиною, яка утворює гладку аеродинамічну зовнішню поверхню передньої кромки. Після

затвердіння остаточна форма деталі та отвори для кріплення літака обробляються на станках з ЧПУ, останні за допомогою власних свердел компанії GKN, які піддаються прорізанню гібридного скла/вуглецю.

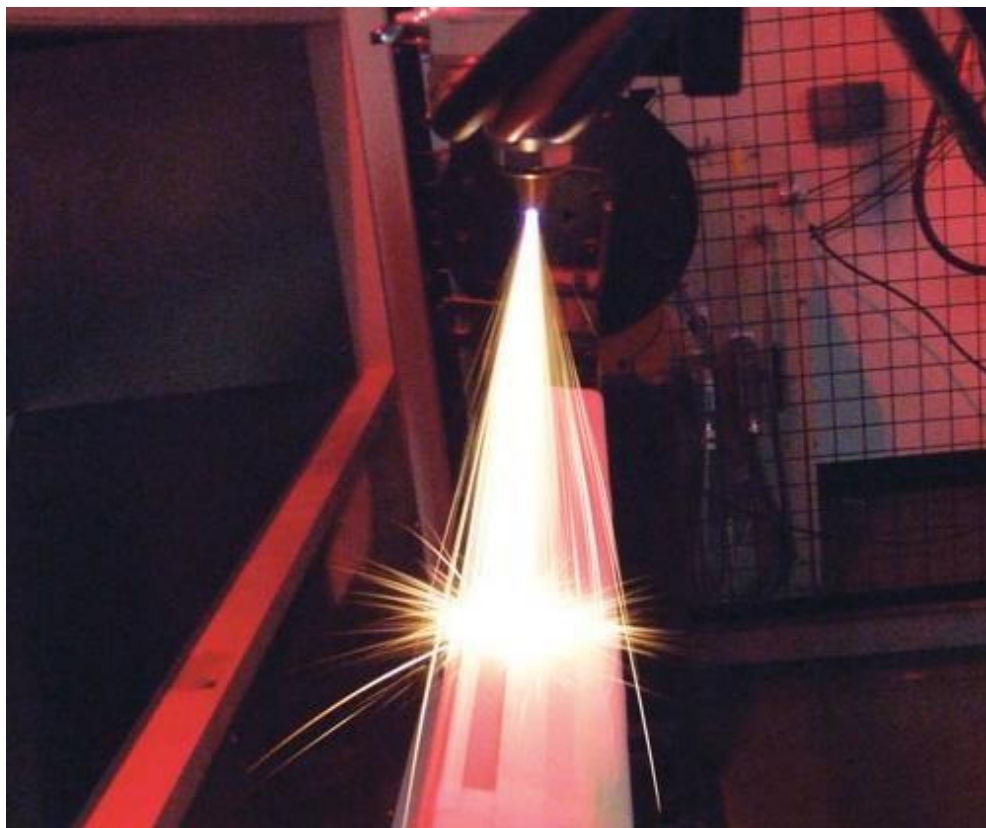


Рис. 2.5 Приклад розпилення розплавленого металу на шар скловолокна

Кожен НЕ легко прикріплюється до відповідної планки на передкрилку і легко замінюється в разі пошкодження або несправності. Дані НЕ забезпечують захист від обмерзання в діапазоні температур від 45°F до 70°F (7,2°C до 21,1°C). Споживана потужність для цієї послуги становить від 45 до 75 кВт.

Контроль потужності нагрівального елемента забезпечується системою, розробленою Ultra Electronics (Грінфорд, Великобританія). Контролер, по одному на кожну планку, розташований у відсіку для обладнання та кріпиться до нагрівального елемента через шар перехідних дротів, спеціально розроблену телескопічну систему проводів, яка висувається та втягується разом із передкрилками, коли вони відкриваються та закриваються під час польоту.

Висновки до розділу 2

Дослідивши сучасні аналоги ПОС на різних типах літаків можна зробити наступні висновки:

- система має бути надійною та споживати допустимий рівень витрат по потужності;
- легка в обслуговуванні та експлуатації;
- підходити для забезпечення якнайбільш можливої площі по кромці крила чи стабілізатора крила;
- використовувати композитних матеріалів забезпечує ефективний захист від утворення льоду і сприяє зниженню загальної ваги літака.

Для подальших розрахунків і власне проектування протиобледенювальної системи, як аналог, був обраний захист для усунення льоду літака Boeing 787.

3. Проектування протиобледенувальної системи із застосуванням струмопровідних композитних нагрівальних елементів

Якщо порівнювати із сучасними системами, які використовують струмопровідні матеріали на основі полімерів з нанотрубками, а також обігрівачі з графеном вирізняються невеликою масою, швидким та рівномірним розподілом тепла та ефективним використанням енергії, порівняно з попередніми металевими аналогами.

Електротеплові системи періодично видаляють невеликі згустки льоду, розплавляючи тонкий шар льоду високошвидкісним струмопровідним матеріалом, що виробляє тепло і захищений діелектриком. Тонка плівка стрічок із вуглецевими наноматеріалами забезпечує передачу радіочастот, що робить її ідеальним легким, міцним та масштабованим провідником для радіочастотного обладнання, зменшуючи при цьому розмір і вартість виготовлення нагрівальних елементів для захисту від обледеніння. Це особливо важливо для авіаційних застосувань.

У сучасних пасажирських літаках, таких як Airbus A350 XWB та Boeing 787 наявні понад 50% композитних матеріалів на основі вуглецевих волокон використовується в якості основи первинної структури. Стало актуальним вирішення завдань, пов'язаних із неруйнівним контролем, особливо якості композитних матеріалів, що базуються на графені або вуглецевих нанотрубках. Під час польотів в умовах обмерзання ефективно очищення критичних поверхонь літака стає ключовим аспектом для забезпечення безпеки, оскільки наявність льоду може порушити потік повітря та погіршити аеродинамічні характеристики, впливаючи на стабільність та безпеку польоту.

3.1 Вуглецеві композитні нагрівальні елементи ПОС

Новітні ПОС застосовують карбонові сітчасті нанотрубки, як струмопровідний нагрівальний елемент. Карбонова нанотрубки (далі – КНТ) сітчастої будови – це горизонтально орієнтована повздовжня плівка, яку можливо отримати методом хімічного осадження з парової фази, (Chemical vapor

deposition, CVD). Це являє собою хімічний процес, метод нанесення покриття (використовується для отримання високоякісних чистих твердих матеріалів з високими характеристиками) завдяки якому карбон перетворюється в елемент трубчастої форми дуже крихітних геометричних і масових розмірів.

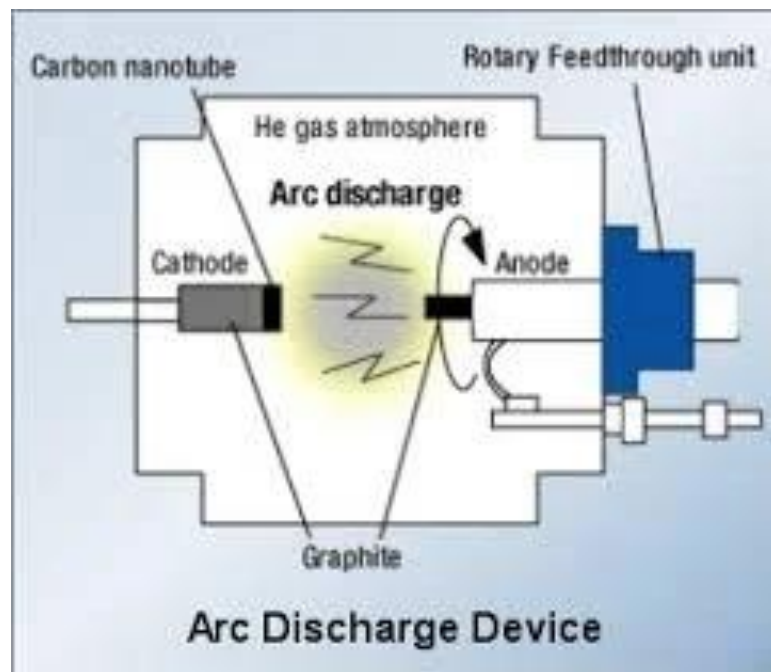
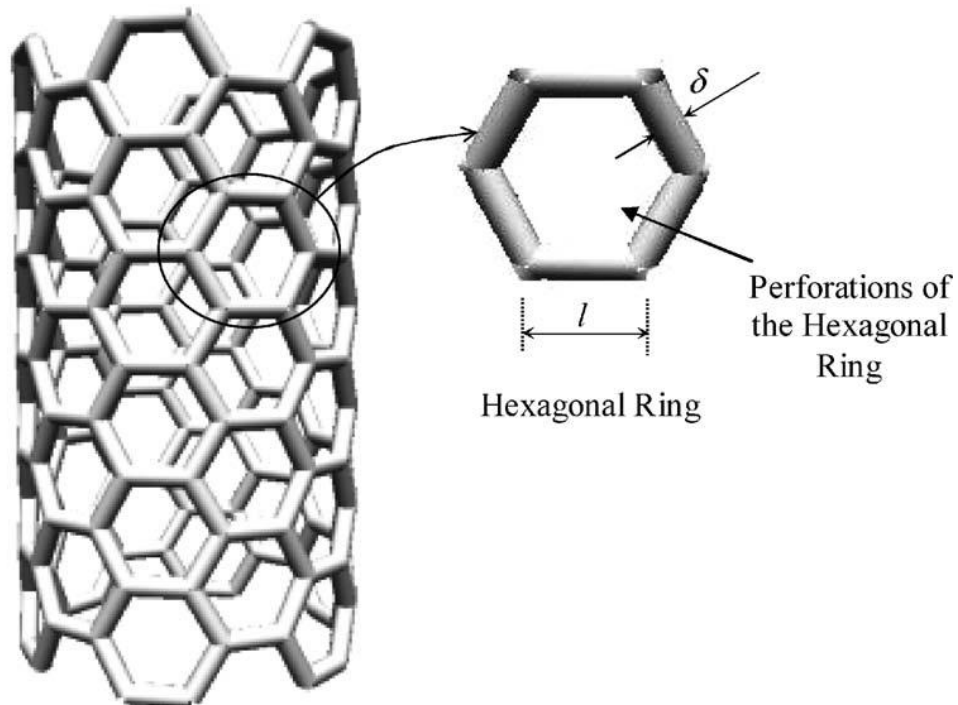


Рис. 3.1 Принципова схема дугового синтезу КНТ

Електропровідність одношарових вуглецевих нанотрубок (ОКНТ) дуже висока і дорівнює - 10^6 См/м². Плівки, виготовлені з КНТ, також мають низький листовий опір. Нещодавно було виміряно теплопровідність майже - 3500 Вт/м¹ К⁻¹ при кімнатній температурі (для КНТ довжиною 2,6 макро м і діаметром 1,7 нм). Це значення теплопровідності є набагато вищими в порівнянні з алмазом. Галузі теплотехніки мала дослідження, які були зосереджені на покращенні їх теплообмінних властивостей. Карбонові нанотрубки були змодельовані як ребра радіатора для каналів охолодження для мікроелектроніки та кілька груп розробили різні планки та композити для наступного покоління матеріалів теплового інтерфейсу.

Можна контролювати відношення сторін КНТ та кількість утворених сегментів, може бути досягнутий оптимальний опір. Шари сполучення КНТ можна порівняти з пластами вуглецевого волокна: як збірка повздовжніх (ламінарних) нагрівальних елементів. Порівнюючи з нагрівачем з карбонового

волокна (далі КВ), як останньої існуючої сучасної системи нагріву, ефективність карбонових нанотрубок знаходиться на такому ж рівні. До прикладу, нанотрубки мають дуже малу вагу (в порівнянні з 8-ма пластами КВ – $3633,8 \text{ г/м}^2$) – вага 20 шарів КНТ – всього на всього $0,38 \text{ г/м}^2$, що є майже в 104 разів легше.



Single-walled Carbon nanotube (SWCNT)

Рис. 3.2 Гексагональні кільця вуглецевої нанотрубки

Ефективну дію, яка полягає у досить швидкому та рівномірному нагріві, забезпечує невелике споживання енергії та хорошу електротермічну поведінку. Також, їх розміри та вдала форма пристосовуються до будь-якої поверхні, тому КНТ можуть бути використані у будь-яких місцях. Завдяки їх енергоємності та високій потужності легко можна досягнути ефективного руйнування льоду. Обидві властивості для постійного та змінного захисту були перевірені, а в особливості – для системи циклічної дії (De-icing), з постійними потребами в $4,9 \text{ кВт м}^2$. Трубчасте скловолокно товщиною 40 шарів може розплавити утворений льодовий покрив всього лиш за 15 секунд.

В умовах холоду та хмарності літаки можуть стикатися з накопиченням льоду на своїх аеродинамічних поверхнях, що може впливати на їх ефективність та керованість. Як було висвітлено у попередньому викладі, покращення

ефективності енергоспоживання, низький рівень обслуговування та висока сумісність системи для запобігання або видалення накопиченого льоду на композитних літаках є актуальною проблемою.

Традиційні протиобледенювальні системи зазвичай використовують відведення гарячого повітря від компресора двигуна літака через труби всередині передніх кромок. Принцип полягає в передачі тепла назовні за допомогою теплопровідності. Проте для композитних крил, які менше теплопровідні порівняно з металевими, така система може виявитися менш ефективною. Електротермічні системи, такі як резистивні нагрівачі, які розміщуються вгорі або всередині поверхонь, можуть представляти привабливу альтернативу. Вони можуть забезпечувати значні енергетичні ресурси та не потребують великого обслуговування. При цьому такі системи можуть позбавити крило випускних отворів, покращуючи опір та зменшуючи радіоперешкоди.

Різні форми вуглецевих волокон, такі як плетене волокно, односпрямоване скляне волокно чи коротко волокнистий матеріал, використовуються як нагрівальні елементи для ПОС, а також для підкріплення композитних матеріалів. Односпрямоване волокно використовується як матеріал для порівняння в цьому дослідженні.

Використання в полімерній матриці виготовленого дисперсією підходу вимагає легкого диспергування та рівномірного розподілу карбонових нанотрубок (КНТ). Ці частинки повинні бути короткими і високоякісними, і мають бути доступними в масовому виробництві з високою якістю зв'язку та відсутністю дефектів, а також включення вуглецевих і металевих домішок. Проте виникає проблема, оскільки дисперсія повинна становити лише кілька відсотків ваги, що обмежує навантаження і несе штрафи за збагачення полімером та збільшення ваги. Крім того, використання КНТ як "паперового паперу" вимагає диспергування у розчиннику з подальшою фільтрацією. Різні підходи, такі як «нечіткі волокна», утворення аерогель-плівки КНТ та «збиті» чи «домінуючі» маси КНТ, досліджуються різними науково-дослідними групами,

проте всі стикаються із складнощами обробки, чистоти, орієнтації, ваги та регулювання.

Створення прозорих плівок з вуглецевих нанотрубок можна досягти за допомогою методу вакуумної фільтрації. Таким чином, можна контролювати прозорість і отримати чудову однорідність плівок ОКНТ. Спершу дані зразки очищаються за допомогою стандартних процесів, таких як центрифугування, кислотна обробка та мембранна фільтрація. Наступним кроком є дисперсія в де-іонізованій воді з додаванням натрію 1% мас. розчину децилсульфату і обробка ультразвуком протягом кількох годин. Забезпечити прозорість плівки модулюється завдяки регулюванню об'єму розчину ОКНТ між 0,5 і 4,0 мл. В результаті призвело до отримання плівок ОКНТ з прозорістю 65–97 % і опором листа 230–3500 Ом м⁻². Як фільтр використовували анодну мембрану з оксиду алюмінію з порами 200 нм (Whatman International, Anodisc 47). Мембрану КНТ потрібно помістити в розчині NaOH на 1 год, потім промити де-іонізованою рідиною води, а в самому кінці перенести на скляний або поліетилентерефталатний субстрат.

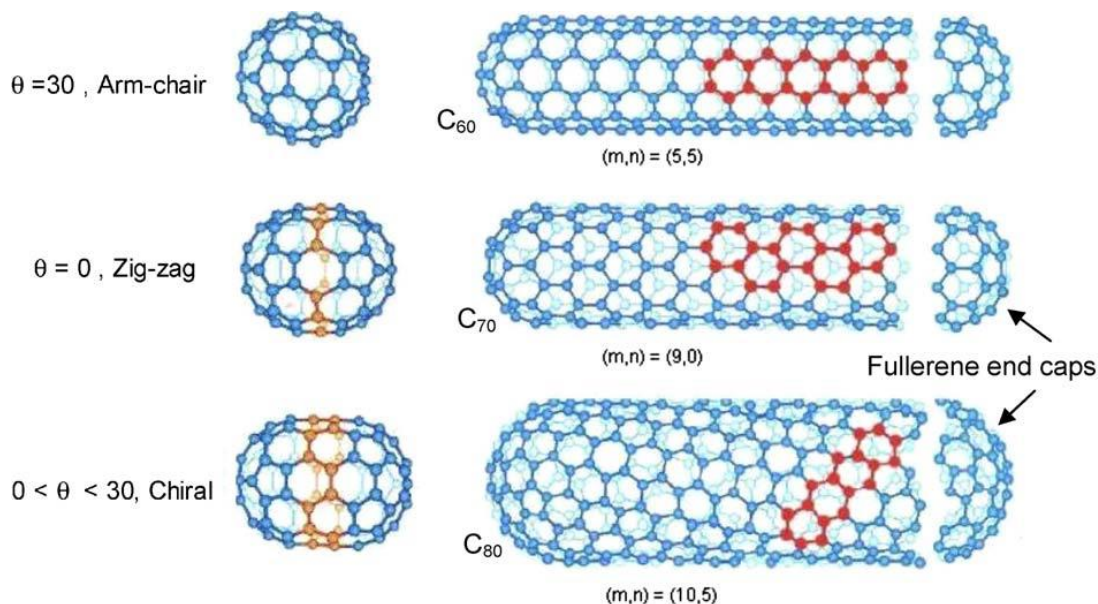


Рис. 3.3 Приклади можливих структур вуглецевих нанотрубок:

3.2 Застосування КНТ

Протиобledenувальна система використовує вуглецеві нанотрубки, які живляться від низького рівня напруги, що в результаті генерують тепло. Цей

метод дозволяє встановлювати шар нанотрубок у формі панелей (зображено на рис. 3.4) або наносити їх розпиленням як покриття. Пропускання електроенергії через панель або поверхню з покриттям генерує достатньо тепла, щоб запобігти утворенню льоду та звільнити будь-яку аеродинамічну поверхню від накопиченого обмерзання. Контролер, який підключений до ПОС, слідкує за погодними умовами та роботою обігрівача, забезпечуючи використання електроенергії лише за необхідності.



Рис. 3.4 Встановлення карбонових нанотрубок у вигляді панелей

Сітка з КНТ, яка прямо натягнута має відмінні вирівнювальні властивості та є ефективним провідником електрики уздовж напрямку її витягування. Опір багат шарової сітки можна легко регулювати, змінюючи кількість шарів. Крім того, конструкція обігрівача може бути оптимізована з урахуванням конкретних вимог; наприклад, для передніх кромки, які вимагають більше енергії, можуть бути додаткові шари нанотрубок. Завдяки своїй пристосованості та універсальності така термоелектрична система може бути застосована на будь-якому транспортному літаку.

Варіанти втілення, які були представлені, спрямовані на розробку систем та методів захисту від обледеніння та замерзання літаків, охоплюючи як сучасні, так і традиційні моделі. Покриття з високотемпературної силіконової смоли та вуглецевих нанотрубок, вбудованих у основні матриці, такі як полімери,

пластмаси, волокна та кераміка, забезпечують електропровідність та генерацію тепла. Крім того, окрім суміші силіконової смоли та вуглецевих нанотрубок, можна використовувати графен, двовимірний полімер вуглецю, який змішується з поліуретановою фарбою.

3.3 Вибір матеріалу для майбутньої проекрованої ПОС

З порівняння різноманітних електротеплових систем видно, що наноматеріали, зокрема графен та вуглецеві нанотрубки (КНТ), сприяють створенню тонших, легших, сумісних, швидких та енергоефективних обігрівачів. Зокрема, найвища швидкість обігріву складала $3500\text{ }^{\circ}\text{C}\text{ c}^{-1}$ для прямо натягнутих КНТ при потужності 33.3 кВт/м^2 , але без підкладки [1]. Для застосування ПОС в різних галузях вивчалось використання різних підкладок. З використанням пластику, скла як підкладки для створення прозорого обігрівального плівкового елемента. В результаті досягнуто швидкість $37.5\text{ }^{\circ}\text{C}\text{ c}^{-1}$ при потужності 30 кВт/м^2 [2]. На практиці, застосування до полімеру армованого вуглецевим волокном, призвело до швидкості обігріву $2.6\text{ }^{\circ}\text{C}\text{ c}^{-1}$ при лише 4.9 кВт/м^2 , у той час як розділені вуглецеві нанотрубки досягли $0.8\text{ }^{\circ}\text{C}\text{ c}^{-1}$ при 3.7 кВт/м^2 [3], а вуглецеві волокна досягли $0.7\text{ }^{\circ}\text{C}\text{ c}^{-1}$ при 6.5 кВт/м^2 . Графенове чорнило, нанесене на верхню частину ізоляційного покриття та полімерних композитів, досягло швидкості обігріву $3.4\text{ }^{\circ}\text{C}\text{ c}^{-1}$ при 4.0 кВт/м^2 [4]. Однак його використання відбувається на поверхні без будь-яких покриттів, більше того, його рівномірність обігріву в значній мірі гірша, ніж у КНТ-мережі.

Для подальших розрахунків буде використовуватися матеріал, а саме полімерний композит. Він даний у вихідних даних до магістерської дисертації і являє собою полімерного препрегу (епоксидної смоли) і та армованих волокон – карбонових нанотрубок. Такий композитний матеріал може мати товщину від 283 до 4620 мікрометрів. Листовий опір дорівнює $15,8 - 264,5\text{ Ом/м}^2$ при питомій теплопровідності від $0,4$ до $6,5\text{ кВт/м}^2$. Проте, варто зазначити що відповідно до вихідних даних питома теплопровідність дорівнює $1,7 - 2,5\text{ кВт/м}^2$, яка попадає

в даний діапазон. Максимальна швидкість нагріву для даного матеріалу дорівнює 0,2 – 0,7 °C/с.

3.4 Опис проектування досліджуваної ПОС

Обраний варіант здійснення протиобледенювальної системи та способу для запобігання обмерзання або зледеніння транспортного літака включає наявність певної кількості електричних проводів, які розміщені у відповідній формі на входах двигуна та аеродинамічних поверхнях. Електричний струм, який проходить через електричні проводи до провідного покриття, яке нагріває поверхню крила, що піддається обмерзанню. Також, система включає панелі керування, розташовані всередині літака в спеціальних місцях для керування системою обігріву та різні датчики температури для моніторингу температур літака і навколишнього середовища, а також різні датчики виявлення льоду для визначення наявності льоду.

Електропровідне покриття виготовлене із суміші високотемпературної смоли, такої як епоксидна смола, змішаної з вуглецевими нанотрубками, які можуть бути покриттям/фарбою або розпилена на поверхню. Розташовується під обшивкою передньої кромки крила літака або переднього кільця впускного отвору двигуна. Електропровідне покриття або плівка розташована в межах приблизно 80-150 міліметрів від передньої кромки крила літака або переднього кільця впускного отвору двигуна. Проте, можна використовувати інші діапазони та відстані в залежності від конфігурація крила і умов польоту.

Металеві або інші композитні поверхні літака можуть працювати з електропровідним покриттям для досягнення захисту від зледеніння або видалення зледеніння поверхонь літака. Нагрівальне покриття може бути певної марки, до прикладу такої як NEETcoat™. NEETcoat™ — це покриття, яке генерує тепло і виробляється компанією NanoRidge Materials, Inc.

ПОС включає в себе безліч електричних проводів, що можуть бути окремими блоками, а також у вигляді металевих смуг. Вони можуть мати будь-яку довжину за розмір залежно від розташування НЕ. Таким чином, або

електричні дроти, або металеві смуги можуть бути нанесені на різні поверхні літака, відповідно до електропровідного покриття. Якщо електричні дроти використовуються для електричних проводів, то електричні дроти переважно виготовлені з вуглецевих нанотрубок і можуть використовуватися будь-де, де зараз використовується мідний дріт. Дроти з вуглецевих нанотрубок є прямою заміною мідного дроту, вони менші та гнучкіші, що робить цей тип проводки більш універсальним, ніж традиційні металеві дроти або електричні дроти. Дроти з вуглецевих нанотрубок також мають підвищену здатність до електропровідності, а також вищу міцність, міцність на розрив, стійкість і твердість, незважаючи на те, що вони легші.

Джерело живлення забезпечуватиме надання електроенергії, яка вироблена генераторами літака або двигуна. Ця електрика буде надходити від джерела живлення щонайменше до одного електричного з'єднувача, а потім до електричних проводів, включаючи електричні дроти або металеві стрічки. Електричні дроти або металеві смужки можуть бути розміщені під обшивкою (наприклад, алюмінієм або іншим композитом) передньої кромки крила літака або переднього кільця впускного отвору двигуна літака. Передня кромка крила літака та переднє кільце впускного отвору двигуна покриті як описано вище, і тому електричні проводи можуть перебувати в прямому контакті з покриттям. Застосування електричних проводів під обшивкою літака може сприяти тому, що електричні проводи не впливають на аеродинамічні властивості крила.

Блок управління встановлений на передній поверхні переднього лонжерона крила літака всередині проміжного простору крила і з'єднаний з електричними проводами.

Для проектування ПОС був обраний варіант здійснення встановлення електричних проводів (наприклад, електричних проводів або металевих смуг) за простою схемою (рис. 4.5). В даному варіанті електричні проводи розміщені в два ряди безперервної лінії електричних проводів, яка покриває довжину передньої кромки крила літака.

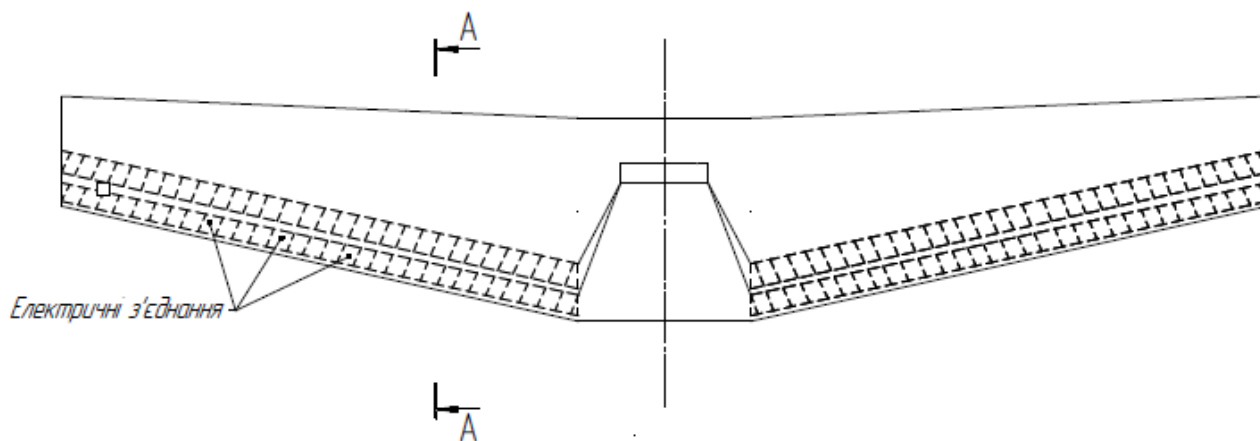


Рис. 3.5 Проста схема встановлення електричних з'єднань

Проте, існує й інший варіант здійснення з паралельною схемою з коротшими екземплярами електричних проводів, де електричні проводи розміщені паралельно один одному, але не обов'язково з'єднані один з одним. Проста або паралельна схеми та їх різні комбінації можуть використовуватися для нагрівання різних компонентів літака.

Для застосованої ПОС можна використовувати будь-який тип датчиків температури та датчиків детектора. Позитивний кінець блоку керування може бути приєднаний до відповідного позитивного кінця електричних проводів, тоді як негативний кінець блоку керування приєднаний до відповідного негативного кінця електричних проводів таким чином, що струм тече в одному напрямку через кожен частину електричного проводу. Рівномірний потік струму забезпечить рівномірний і ефективний нагрів передньої кромки крила або переднього кільця впускного отвору двигуна. Це або запобігає утворенню льоду, або розтане лід, що вже накопичився.

Температурні датчики встановлені всередині проміжного простору крила або впускного отвору двигуна з електропровідним покриттям для моніторингу температури крила літака. Датчики детектора льоду підключені до датчиків температури для виявлення утворення льоду на поверхні літака. Вони працюють як захист від збоїв у випадку, якщо датчики температури не працюють належним чином при виявленні змін температури для запуску електричного струму від блоку керування. Захисний вимикач встановлений на борту блоку керування та

підключений до температурних датчиків для відключення електрики, що подається на певну поверхню літака за допомогою електричних проводів, якщо температура на поверхні літака підвищується вище певної температури. Наприклад, якщо температура на поверхні піднімається десь близько або вище 250 градусів за Фаренгейтом. Крім того, якщо температура перевищує 200 градусів за Фаренгейтом, червоний індикатор перегріву може засвітитися на панелі авіатора, яка може бути розташована поблизу пілота літака (наприклад), або може бути видимою для іншого обслуговуючого персоналу чи іншої особи, які намагаються позбутися від льоду чи льоду поверхні літака.

Відстань між електричними проводами у простій схемі або паралельної схеми, може бути функцією площі, яку потрібно охопити, швидкості нагрівання області та інтенсивності напруги від джерела живлення. Електропровідні покриття з кремнієвої смоли та вуглецевих нанотрубок наноситься під алюмінієву або композитну обшивку літака в прямому контакті з електричними проводами. Це застосування електропровідне покриття або плівка може сприятливо усунути або принаймні суттєво зменшити ймовірність порушення аеродинамічних властивостей крил літака або впускних отворів двигуна.

Здійснення нагріванням як крила, так і впускного отвору двигуна можна керувати автоматично на основі виявлених температур та/або можна керувати вручну (наприклад, за допомогою блоку керування з кабіни). В одному або кількох варіантах здійснення запобіжним вимикачем також можна керувати вручну (наприклад, за допомогою блоку керування з кабіни) для відключення електрики.

Панелі, до яких прикріплені електричні з'єднання, виготовлені з металу та прикріплені до внутрішньої обшивки передньої кромки крила літака всередині проміжного простору крила. Крім того, на панелі при збиранні наноситься електропровідне покриття або плівка і нагріваються електричними проводами, як показано. Крім того, панелі також мають зовнішні стійкі, які додають додаткову підтримку для з'єднань. Вони кріпляться за допомогою силових кронштейнів. Вони можуть бути з'єднані з електричними проводами, з'єднаними

з відмово стійкими компонентами датчика температури, щоб запобігти перегріву крил літака. Силові кронштейни прикріплені до переднього лонжерона передньої кромки крила. Це забезпечує стійкість і допомагають з'єднанню залишатися жорстким.

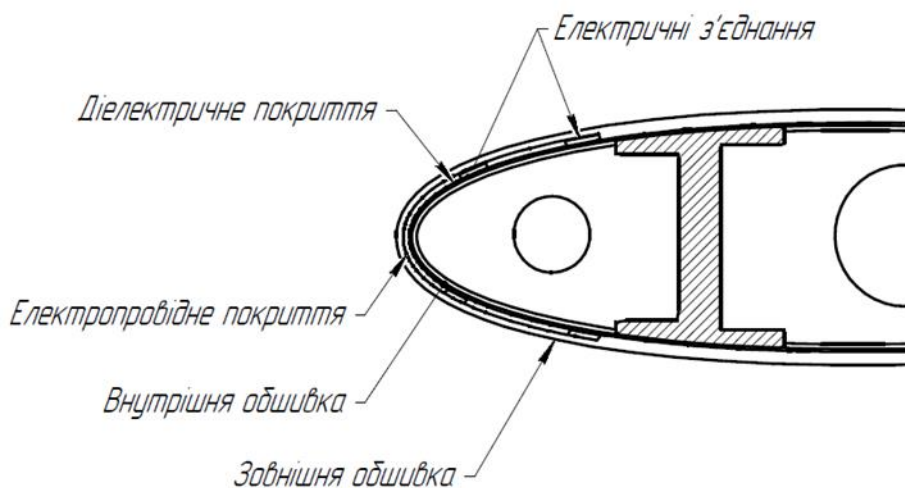


Рис. 3.6 Схематична структура ПОС

На рис. 4.6 показано поперечний переріз крила літака для демонстрації конструкції електричних з'єднань з нагрівальним покриттям. Діелектричне покриття наноситься на зовнішню поверхню внутрішньої обшивки передньої кромки. Електричні проводи прикріплені безпосередньо до діелектричного покриття. Нарешті, шар електропровідного покриття або плівки, наприклад покриття з кремнієвої смоли та вуглецевих нанотрубок, наноситься поверх обох електричних проводів і діелектричного покриття для завершення з'єднання. Ця конфігурація забезпечує рівномірний та ефективний розподіл тепла. Крім того, ця конфігурація застосовується між внутрішнім шаром і зовнішньою обшивкою, що забезпечує відсутність впливу на аеродинаміку літака під час додавання властивості нагрівання/розморожування.

На основі проведеного дослідження створено складальне креслення ПОС, яке наведене в ілюстративному матеріалі.

Висновки до розділу 3

З моменту відкриття було запропоновано багато практичних застосувань вуглецевих нанотрубок завдяки їхнім чудовим властивостям. Вони мають хороші електричні, оптичні та теплові властивості. КНТ викликали дуже великий інтерес через декілька десятків років завдяки своїм високим властивостям термо- та електро- провідності та неймовірній міцності й коефіцієнту пружності. Такий метод є легшим, простішим і ефективнішим, ніж звичайні методи захисту від зледеніння. До них відносяться нагрівання крила гарячим повітрям двигуна, пневматичні чоботи (надувні гумові форми, які розбивають лід з поверхонь профілю під час надування) і рідинний метод (виділення токсичної антифризу з сопел у крилі та покриття поверхні крила рідиною).). Ці методи можуть споживати занадто багато енергії та є занадто важкими.

4. Розробка розрахункової моделі системи нагріву із застосуванням композитних нагрівальних елементів (НЕ)

Створення розрахункової моделі відіграє надважливу роль для дослідження ПОС літака. Для цього, слід врахувати основні фізичні й геометричні аспекти для побудови моделі, яка буде використовуватися для подальших розрахунків. Потрібно розпочати з визначення властивостей матеріалу з якого виготовлена обшивка аеродинамічної поверхні, яка піддається впливу обледеніння і потребує захисту. Одним з головних умов створення розрахункової моделі є визначення конфігурації досліджуваної поверхні і геометричних характеристик. Також, потрібно врахувати умови навколишнього середовища з яких, основними будуть: температура, вологість і густина повітря.

Кінцевим етапом буде розрахунок потрібної кількості теплоти, який напряму залежить від обраного методу нагріву – за допомогою струмопровідних композитних НЕ. Після чого, можна використати розрахункову модель для перевірки ефективності спроектованої ПОС.

4.1. Визначення загальних геометричних параметрів розрахункової моделі

За допомогою значень, що є вхідними даними для дослідження і стосується саме характеристик літака, проводимо розрахунок геометричних характеристик крила.

Вхідні дані:

Висота польоту – 3000 - 4000 м.;

Швидкість польоту – 67 м/с.;

Злітна маса – 1600 кг.

Першим кроком буде визначення питомого навантаження на крило

$$P_{\text{пит}} = \frac{0,0435 \cdot \Delta \cdot V^2}{1 - 0,6 \cdot \bar{m}} \cdot \sqrt{\frac{C_{xao}}{D_o}}$$

де $P_{пит}$ – питоме навантаження на крило при розрахунковій висоті польоту, $кг/м^2$;

Δ - відносна щільність повітря на розрахунковій висоті (для 4000м – 0,82);

$C_{хао}$ – коефіцієнт лобового опору при нульовій підйомній силі;

$$C_{хао} = 0,98(0,9 + 0,15M)[0,0083(1 + 3c_o) + r + 0,004]$$

$$r = \left(0,00083\lambda_\phi + \frac{0,5}{\lambda_\phi^2} \right)$$

де λ_ϕ – подовження фюзеляжу;

M – число Маха, $M = 0,2$;

$c_o = 0,15$ – відносна товщина профілю аеродинамічної поверхні;

$\lambda_\phi = 6$ – подовження фюзеляжу.

D_o – коефіцієнт відвалу поляри, його знаходимо за формулою:

$$D_o = \frac{k}{\pi \cdot \lambda_{еф}}$$

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

$\lambda_{еф}$ – ефективне подовження крила:

$$\lambda_{еф} = \frac{\lambda}{1 + 0,025 \cdot \lambda} = \frac{6}{1 + 0,025 \cdot 6} = 5,2$$

$$D_o = \frac{1,02}{\pi \cdot 5,2} = 0,063$$

$$P_{пит} = \frac{0,0435 \cdot 0,82 \cdot 67^2}{1 - 0,6 \cdot 0,18} \cdot \sqrt{\frac{0,027}{0,063}} = 117,5 \text{ кг/м}^2$$

Отже, використовуємо отримане значення питомого навантаження на аеродинамічну поверхню рівну $117,5 \text{ Н/м}^2$.

Наступним кроком є вибір профіля аеродинамічної поверхні на якій буде розміщена спроектована ПОС. Для створення розрахункової моделі крила було обрано профіль *NACA 0015*. Такий вибір був зроблений відповідно до існуючих транспортних літаків, адже симетричний авіаційний профіль серії *NACA* широко застосовується для аеродинамічних поверхонь сучасних ЛА і має хороші АХ.

Графічне зображення обраного аеродинамічного профілю наведено в ілюстративних матеріалах.

Наступним кроком буде визначення геометричних параметрів крила.

Площа крила визначається за формулою:

$$S_{\text{кр}} = \frac{m \cdot g}{10P_{\text{пит}}} = \frac{1600 \cdot 9.81}{10 \cdot 117,5} = 13,4 \text{ м}^2$$

де m – злітна маса літака, 1600 кг;

$S_{\text{кр}}$ – площа аеродинамічної поверхні, м^2 .

Спираючись на проаналізовані дані літаків-аналогів та у відповідності до обраної аеродинамічної схеми задаємо в першому наближенні значення:

$\lambda_{\text{кр}}$ – відносне подовження крила $\lambda_{\text{кр}} = 8$;

$\eta_{\text{кр}}$ – звуження крила $\eta_{\text{кр}} = 1,6$;

$\chi_{0,25}$ – кут стрілоподібності крила по $\frac{1}{4}$ хорд $\chi_{0,25} = 24^\circ$.

Визначений розмах крила:

$$l = \sqrt{\lambda_{\text{кр}} \cdot S_{\text{кр}}} = \sqrt{8 \cdot 13,4} = 10,4 \text{ м}$$

Розрахована кінцева хорда крила:

$$b_{\text{кц}} = \frac{2 \cdot S_{\text{кр}}}{l_{\text{кр}} \cdot (1 + \eta_{\text{кр}})} = 0,99 \text{ м}$$

Визначена коренева хорда крила:

$$b_0 = \eta_{кр} \cdot b_{кц} = 1,49 \text{ м}$$

Визначення середньої аеродинамічної хорди (САХ) аналітичним методом для трапецієподібного крила:

$$b_A = \frac{2}{3} \cdot b_0 \cdot \left[1 + \frac{1}{\eta_{кр} \cdot (1 + \eta_{кр})} \right] = 1,22 \text{ м}$$

Наступним кроком є визначення основних геометричних параметрів площини управління та механізації крила.

На крилах сучасних літаків застосовується механізація по передній (передкрилки) і задній (закрилки) крайкам. В даному дослідженні передкрилки не будуть використовуватися.

У розрахунках враховуємо частину крила не зайняту фюзеляжем $l_{кр} = 8,6 \text{ м}$, так як, еквівалентний діаметр фюзеляжу для легкого транспортного літака $d_\phi = 1,8 \text{ м}$.

Закрилки виконуються в межах 60 ... 70% розмаху консолі крила:

$$l_{зк} = 0,6 \cdot 0,5 \cdot l_{кр} = 2,6 \text{ м}$$

Для висувних закрилків відносна середня хорда становить 30 ... 35% хорди крила:

$$b_{зк} = 0,3 \cdot b_{кр} = 0,297 \text{ м}$$

Управління літаком у поперечній площині (по крену) здійснюється за допомогою елеронів або інтерцепторів, або їх комбінації.

Довжина елерона на консолі крила визначається з урахуванням вибраного значення розмаху закрилків:

$$l_{\text{ел}} = 0,3 \cdot l_{\text{зк}} = 0,78 \text{ м}$$

Середня хорда елерона становить 20 ... 25% хорди крила:

$$b_{\text{ел}} = 0,3 \cdot b_{\text{кр}} = 0,198 \text{ м}$$

На підставі отриманих геометричних параметрів створено таблицю 5.1.

Таблиця 4.1

Геометричні характеристики

Площа крила, м ²	13,4
Розмах крила, м	10,4
Коренева хорда, м	1,49
Кінцева хорда, м	0,99
САХ, м	1,22
Довжина закрилків, м	2,6
Довжина елеронів, м	0,78

Використовуючи отримані геометричні параметри була створена 3D модель системи нагріву в програмному середовищі Catia V5. Дана модель застосовується для виконання подальших розрахунків необхідної теплової потужності.

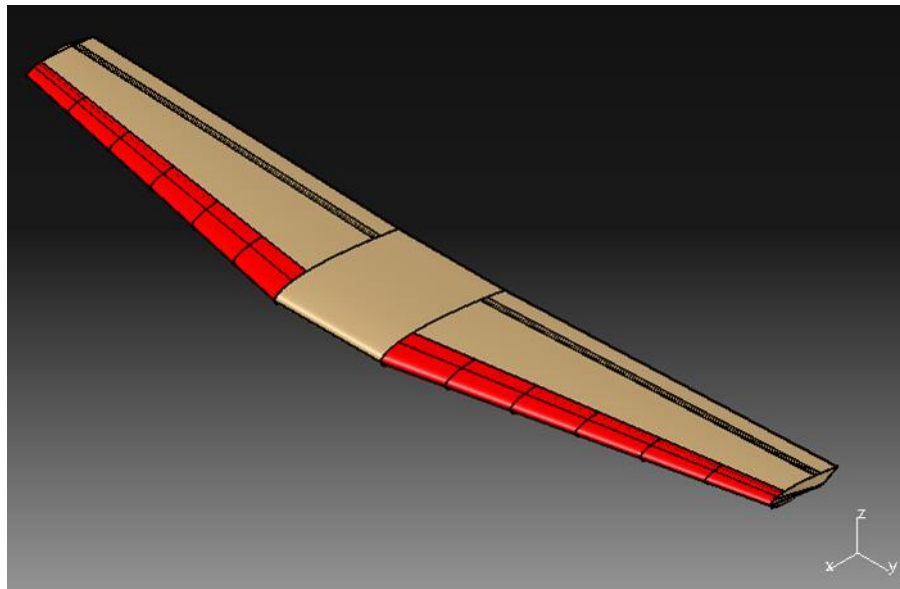


Рис. 4.1 3D модель системи нагріву спроектованої ПОС

4.2 Опис методу розрахунку ПОС

Детальне моделювання наростання льоду на аеродинамічних профілях вже використовується в промисловості. Існує багато різних чисельних підходів для розрахунку форми льоду для різних атмосферних умов і умов польоту. Було розроблено кілька двовимірних і тривимірних кодів наростання льоду. Огляд літератури подано в [6] і [7].

На відміну від цих числових кодів, швидкий і простий у використанні довідковий метод неминуче повинен зробити спрощення припущень:

- Враховуються тільки двовимірні ефекти.
- Оцінюється лише одна точка вздовж передньої кромки профілю. Число Рейнольдса, статичний тиск, температура, водозбір тощо відрізняються за величиною та напрямком у кожній точці крила. Використовуються середні значення.
- Загальна потреба в циклічній потужності є інтегрованим значенням для всіх локальних вимог до циклічної потужності з урахуванням частки часу циклічного нагрівання поверхні та відносної площі поверхні розділових смуг.

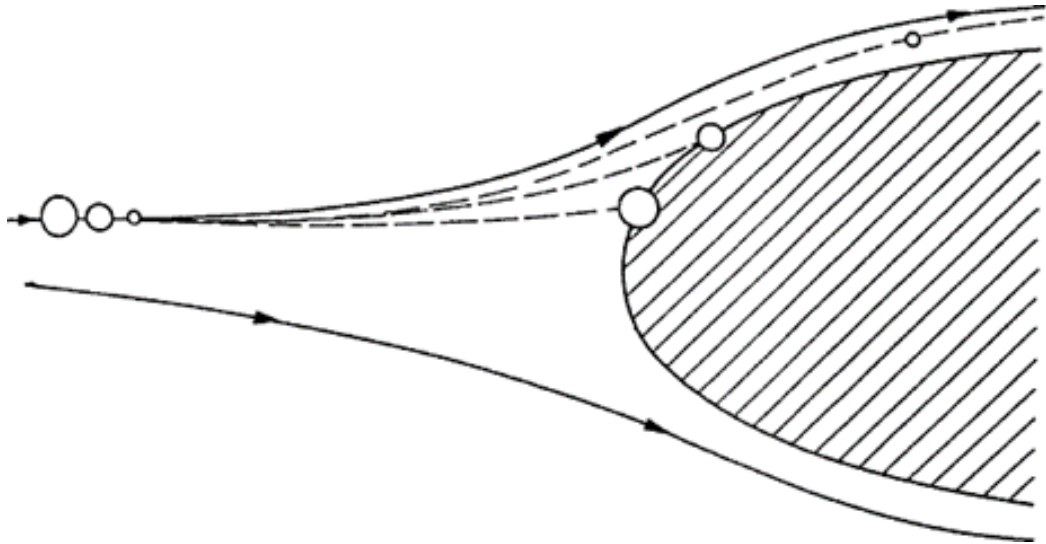


Рис. 4.2 Не всі краплі стикаються з поверхнею крила. Цей факт виражається ефективністю водо уловлювання [5]

- Вимоги до потужності для розморожування залежать від атмосферних умов [8]. Правила сертифікації з CS-25 [9] вимагають розрахунку різних проектних точок, з різними напрямками температура навколишнього середовища, вміст рідкої води, діаметр крапель з одного боку та швидкість польоту V і товщина профілю t з іншого боку (рис. 4.2). Довідковий метод розглядає лише один момент проекту, який вважається критичним.

4.3. Спрощений розрахунок осідання переохолоджених крапель води

Для того, щоб розрахувати загальний водозбір крила, відірвемо шматок крила з розмахом Δy і максимальною товщиною t . Цей шматок крила може летіти зі швидкістю V через об'єм повітря з певною масою переохолодженої води. Маса переохолодженої води на об'єм називається вмістом рідкої води (ВРВ) і є чимось на кшталт густини під назвою $\rho_{ВРВ}$. Розглядаємо $t\Delta y$ як площу уявного решета під кутом, перпендикулярним до траєкторії його польоту. Масова витрата переохолодженої води через сито становить:

$$m_{\text{крапель}} = Vt\Delta y\rho_{ВРВ}$$

Проте вода, що потрапляє на передню кромку крила, буде відрізняться від потоку через сито, як показано на рис. 4.2. Повітря, а разом з ним дуже дрібні краплі, проходять навколо крила, лише великі краплі потрапляють на поверхню. Це явище виражається ефективністю уловлювання води E_m . Уявне решето показує ефективність $E_m = 1$. Водозабір у певному розмаху u та розмаху Δu крила розраховується за формулою:

$$m_{\text{крапель}} = Vt\rho_{\text{ВРВ}}E_m$$

E_m є функцією швидкості літака та розміру краплі, товщини та форми профілю, в'язкості та щільності повітря:

- Високі швидкості літака та великий розмір крапель спричиняють підвищення ефективності уловлювання води;
- Тонкі крила менше відводять потік і підвищують ефективність водозабору.

Використовуємо спрощений метод розрахунку ефективності уловлювання води E_m , як функції швидкості літака V і товщини крила t . На основі типових аеродинамічних профілів з відносною товщиною 6...16% при куті атаки $\alpha = 4^\circ$ представлена спрощена формула для розрахунку E_m :

$$E_m = 0,00324\left(\frac{V}{t}\right)^{0,613}$$

де V застосовується в м/с. а t в м.

Для простого методу ми не розрізняємо різницю через розмах розташування. Для повного крила це $\Delta u = l$, де l — розмах крила. Таким чином, загальний водозбір крила розраховується:

$$m_{\text{крапель}} = Vtl\rho_{\text{ВРВ}}E_m$$

4.4 Розрахунок необхідної потужності ПОС

Панелі ПОС (представлені на рис. 4.1) являють собою безперервно нагріті поверхні. Вони нагріваються до певної постійної температури. Прийнято, що ця температура становить 6°C . Цієї температури достатньо, щоб поверхня не промерзла. Поверхня бомбардується переохолодженими краплями, які частково перетворюються на лід. Цікаво відзначити, що при -18°C лише 22% води буде льодом після удару. Незалежно від того, лід чи вода, переохолоджену H_2O потрібно нагріти, а для цього потрібен тепловий потік.

Тепловий потік на одиницю площі Q , необхідний для утримання панелей НЕ вільними від льоду, можна виразити енергетичним балансом (рис. 4.3) [10], [11] для кожного елемента поверхні на крилі. У найпростішому вигляді енергія, необхідна ПОС, визначається швидкістю, яка повинна бути подана, щоб збалансувати втрати тепла від нагрітої поверхні. Зокрема, існує розумне нагрівання, конвекційне охолодження та охолодження випаровуванням. Навпаки, кінетичне нагрівання за рахунок крапель, які зупиняються при ударі об поверхню, має позитивний вплив, таким чином нагріваючи поверхню та знижуючи необхідний потік тепла. Те ж саме стосується аеродинамічного опалення.

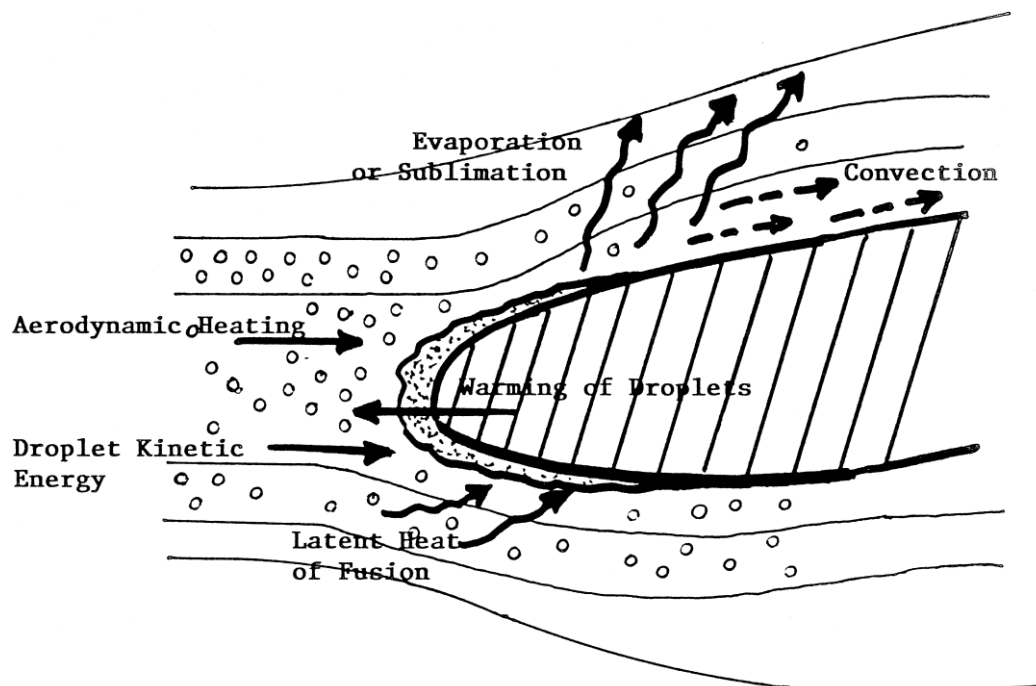


Рис. 4.3 Режими передачі енергії до і від передньої кромки профілю

Необхідний тепловий потік для захисту від зледеніння подібний до теплового потоку панелей [12], [11], таким чином розраховується:

$$Q_{total} = Q_{sens} + Q_{conv} + Q_{evap} + Q_{kin} + Q_{aero}$$

Основна кількість теплової потужності витрачається на те, щоб переохолоджені краплі, що падають масовою витратою на одиницю площі уявного сита $m_{крапель}$ були нагріті до температури поверхні. Крім того, лід повинен спочатку стати рідким (необхідно додати приховане тепло). З часткою замерзання n , яка вказує на кількість рідкої води, яка перетворюється на лід:

$$Q_{sens} = m_{крапель} \left[\Delta T \left((1 - n)c_{рід} + nc_{лід} \right) + nL_f \right]$$

$$m_{крапель} = V\rho_{ВРВ}E_m$$

Конвекційна кількість теплової потужності: конвекційні втрати тепла можна розрахувати за формулою:

$$Q_{conv} = h_0(T_{skin} - T) = 5,72 \text{ кВт/м}^2$$

де h_0 – локальний коефіцієнт тепловіддачі.

$$h_0 = Nu \frac{k_0}{x}$$

де $k_0 = 0,0227 \text{ Вт/мК}$ для температури повітря від 255,3 К;

Nu – число Нуссельта;

x – характерний геометричний розмір. Цей розмір визначається відношенням площі, яка піддається обледенінню, до периметру поверхні.

Для того щоб знайти потрібне число Нуссельта застосовуємо формулу при тепловіддачі при вимушеній конвекції:

$$Nu_x = 0,023 Re_x^{\frac{4}{5}} Pr^n$$

де $n = 0,3$ в умовах охолодження рідини;

Для розрахунку використовуємо висоту польоту (3000 - 4000 м), яка дана з вихідних даних. Обираємо – 3000 м, так як, це є небезпечніша висота, адже при такій ній набагато більший ризик обледеніння. Швидкість звуку $a = 328,584$ м/с на обраній висоті польоту.

Число Маха $M = 0,197$ при конвертації швидкості даної з вхідних даних $V = 67$ м/с. САХ була розрахована в розділі 5.1, де $b = 1,22$ м.

Отже, число Рейнольдса $Re = 5449060$.

Число Прандтля – фізична характеристика середовища і залежить від його термодинамічного стану. Для газів число Прандтля зі зміною температури практично не змінюється $0,75 \leq Pr \leq 1$. Для неметалічних рідин змінюється зі зміною температури досить відчутно. Для води при 0°C $Pr = 13,5$, а при 100°C $Pr = 1,74$.

Теплова потужність випаровування: втрата тепла на випаровування дорівнює швидкості маси, що випаровується з поверхні, помноженій на приховану теплоту випаровування. Для повного випаровування проти зледеніння поверхня нагрівається достатньо, щоб випарувати всю переохоложену рідку воду. Однак для мокрої системи поверхнева вода випаровується лише частково. Скільки води випаровується, залежить не тільки від температури поверхні, але й від тиску насичення P [13], а також від відносної вологості R_h . Прихована теплота для випаровування води є $L_e = 2257$ кДж/кг. У літературі можна знайти багато рівнянь для розрахунку тиску насичення:

$$Q_{evap} = 0,7 h_0 L_e \frac{R_h P - P_{surf}}{\rho c_p} = 411,62 \text{ Ват/м}^2$$

де p – тиск навколишнього повітря на висоті 3000 м, Па;

c_p – питома теплоємність повітря.

Для визначення тиску насичення поверхні використовуємо формулу:

$$P_{surf} = \frac{f}{100} 6,10710^{7,5 \frac{T}{237+T}}$$

де f – це коефіцієнт посилення, знаходимо його за формулою для мокрої поверхні:

$$f = 1,00071e(0,000000045B)$$

де B – атмосферний тиск.

Тиск насичення навколишнього середовища вважаємо рівним $P = 103,239$ Па для температури -18 °С відповідно до таблиці 2 [41].

Кінетична теплова потужність: приріст тепла за рахунок ударних прискорених переохолоджених крапель.

$$Q_{kin} = m_{\text{крапель}} \frac{V_{\text{пов}}^2}{2} = 14,6 \text{ кВт/м}^2$$

Знаходимо масу переохолодженої води при ефективності уловлювання $Em = 0,11$, отже $m_{\text{крапель}} = 6,51 \text{ кг/м}^3$. В даній формулі ми використовуємо швидкість повітряного потоку, який розраховується за формулою:

$$V_{\text{пов}} = a \sqrt{5 \left[\left(\frac{P_{din}}{P_0} + 1 \right)^{\frac{2}{7}} - 1 \right]} = 50,6875 \text{ м/с}$$

де P_{din} – динамічний тиск;

P_0 – статистичний тиск повітря на висоті 3000 м.

Аеродинамічна теплова потужність: надходження тепла за рахунок тертя в прикордонному шарі об поверхню. Як і з усіма іншими надходженнями тепла,

вимоги до потужності ПОС знижуються через надходження тепла. Отже, на високих швидкостях літака захист від льоду більше не потрібен.

$$Q_{aero} = R_c h_0 \frac{V_{\text{пов}}^2}{2c_p} = 274 \text{ Вт/м}^2$$

R_c представляє граничний коефіцієнт відновлення з $n = 0,5$ через ламінарний прикордонний шар [12].

$$R_c = 1 - \left(\frac{0,99V^2}{V_{\text{пов}}^2} \right) (1 - Pr^n) = 0,8174$$

У всіх розрахунках використовуються параметри, що залежать від повітряного судна та середовища. Розрахунок можливий лише з урахуванням певного літака та стану обледеніння. Як приклад, наведені нижче параметри, швидше за все, мають значний вплив на вимоги до потужності проти зледеніння (і, отже, на нагрівальні панелі) під час роботи на мокрій поверхні:

- умови атмосферного зледеніння (постійний максимум або періодичний максимум);
- справжню швидкість повітря;
- температура навколишнього середовища;
- барометрична висота;
- середній ефективний діаметр краплі (20 мкм);
- геометрія профілю;
- Число Рейнольдса;
- схема обігрівача / геометрія.

Щоб розрахувати потребу в циклічній потужності, необхідно прийняти рівноважну температуру без опалення (6 °С). Кількість льоду, який потрібно розтопити, щоб зруйнувати зв'язок між льодом і аеродинамічним профілем, змінюється в залежності від положення вздовж аеродинамічного профілю.

Середнє значення 0,4 мм було прийнято через загальні міркування. З наступним рівнянням це стає зручнішим:

$$Q_{sens} = Q_{cycl} = \frac{m_{лід}}{t} [\Delta T c_{лід} + L_f]$$

Таким чином, на квадратний метр потрібно розтопити 0,45 кг льоду. З припущеннями, наведеними вище, це дає конкретну вимогу до потужності. Розраховане значення не залежить від будь-яких параметрів літака. Значення необхідної теплоти приймаємо рівним $Q_{cycl} = 34,10$ кДж згідно з AIR1168/4 [14].

Можна помітити, що метод циклічного розмерзання за допомогою панелей, використовує два основні принципи: зменшення постійно нагрітої площі та зменшення часу нагрівання (циклічне розморожування).

Для розрахунку загального (середнього) питомого теплового потоку не потрібно знати детальну схему ПОС. Необхідні лише два фактори:

- k_{total} дає відношення площі безперервно нагрітих панелей до загальної площі, що очищається від льоду;
- k_{cycl} дає відношення циклічного тепла в часі до загального часу циклу. Обираємо 9 с часу нагріву за 3 хв. = 180 с час циклу. Це 5% часу роботи тепла.

$$Q = Q_{total} k_{total} + Q_{cycl} k_{cycl}$$

На основі загальної продуктивності опалення можна оцінити абсолютні потреби в потужності. З параметрами крила і його нагрітою передньою кромкою можна розрахувати площу, яка потребує захисту від зледеніння. Необхідна потужність розраховується:

$$P_{req} = QS_{лід}$$

Спроектowana ПОС працює циклічно або при потребі постійно. Площу, яка піддається обмерзанню (рис. 4.4) вираховуємо приблизно використовуючи загальне співвідношення – 20 %.

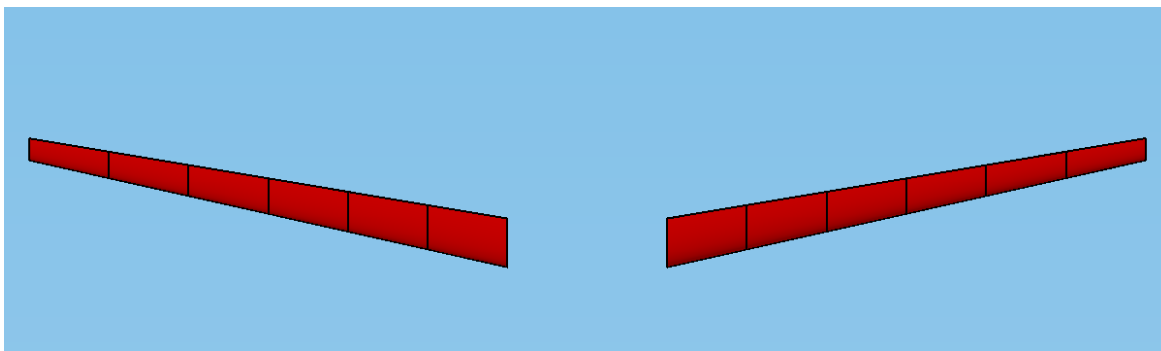


Рис. 4.4 Нагрівальні панелі (Вигляд зверху)

Розрахуємо необхідну потужність при циклічній роботі:

$$P_{req.cycl} = Q_{cycl\ total} S_{лід} = 43,385 \text{ кВт}$$

ПОС в постійному режимі нагрівання. У цьому випадку $k_{total} = 1$:

$$P_{req.const} = Q_{k_{cycl}(1)} \cdot S_{лід} = 451,2035 \text{ кВт}$$

Отже, розраховані значення необхідної потужності потрібно порівняти з тепловою потужністю, яку зможуть видавати панелі ПОС. Враховуємо обраний матеріал у розділі 4, визначаємо потужність ПОС:

$$P_{elec} = Q_{NE} \cdot S_{панелей} = 663,936 \text{ кВт}$$

Висновки до розділу 4

За допомогою нескладних математичних розрахунків, використовуючи вхідні дані, вдалося створити розрахункову модель аеродинамічної поверхні ЛА з попередньо застосованою ПОС. У цьому розділі розглядається попереднє визначення розмірів електричної системи ПОС з метою прогнозування енергоспоживання системи.

За допомогою рівнянь в цьому розділі стає можливим оцінити потребу в електроенергії електротермічної циклічної системи, не визначаючи заздалегідь розташування нагрівача та послідовність розморожування. Завдяки оцінці k -факторів у поєднанні з емпіричними значеннями конкретних вимог до потужності (з літератури) загальний розрахунок стає дуже ефективним. Таким чином, першу уявлення про необхідне потужне навантаження системи (конкретне або загальне) можна зробити дуже швидко та легко. Розраховані потреби в потужності для досліджуваної ПОС ще раз вказують на те, що електричне розморожування крила потребує великої кількості енергії або розумного компонування системи. Також виявилось, що конструктивні параметри, такі як хорда пластини або товщина профілю, впливають на результати лише незначно, тому для попереднього обчислення можна використовувати попередню геометрію. Тут вирішальними вхідними параметрами є ефективність нагрівання (взята за 70 %) і товщина шару талого льоду (взята як 0,5 мм).

У цьому розділі було лише припущено, що потік проходить через площу, спроектовану в напрямку потоку. В результаті отримано необхідні значення потужності ПОС при циклічній роботі $P_{req. cycl} = 43,385$ кВт і постійній $P_{req. const} = 451,2035$ кВт. Проте, досліджувана електрична протиоблиднювальна система має потужність $P_{elec} = 663,936$ кВт, яка є значно вищою ніж $P_{req. const}$. Також, варто врахувати що розрахунок електричної потужності ПОС визначався за допомогою питомої потужності $Q_{NE} = 2,1$ кВт/м², яка була взята із вхідних даних, але це значення для обраного матеріалу, який описаний в розділі 4 може бути більшим і складати $Q_{NE} = 6,5$ кВт/м². Що означає, що електрична потужність системи відповідно може бути більшою.

5. Розрахунок впливу обледеніння на аеродинамічні характеристики

Обледеніння може негативно сказатися на аеродинамічних характеристиках літального апарату (ЛА), ймовірно призводячи до серйозних наслідків, включаючи можливість аварії. Це проявляється у збільшенні ваги ЛА та споживанні пального, а також у зменшенні тяги двигунів. Утворення льоду на склі кабіни пілотів ускладнює визначення умов навколишнього середовища та процеси посадки. Обледеніння зовнішніх антен може призвести до порушення радіозв'язку. Однак найбільш критичний вплив спостерігається, коли обледеніє поверхня крила та оперення літака.

Для дослідження цього впливу ефективним варіантом є проведення досліджень у аеродинамічній трубі перед виконанням пробних польотів. Зазначимо, що такі дослідження вимагають значних ресурсів та часу для підготовки моделей та оброблення результатів. Одним із альтернативних методів є використання обчислювальної аеродинаміки за допомогою спеціалізованого програмного забезпечення. Проте важливо враховувати, що методи розрахунку, застосовані в таких програмах, можуть бути обмеженими при оцінці впливу обледеніння на геометрію крила в умовах значних змін. Таким чином, вирішальним завданням є розробка методів розрахунку, які забезпечать інформацію про вплив обледеніння на аеродинамічні характеристики з необхідною точністю.

5.1 Умови, що спричиняють обледеніння ЛА

Лід на поверхні літака утворюється через замерзання крапель води, які можуть виникати внаслідок різних метеорологічних умов, таких як хмари, туман, мряка або дощ. Ці краплі води осідають на поверхні літака, де, при від'ємних температурах, можуть замерзнути. Також, лід може утворюватися внаслідок сублімації водяної пари, коли пара прямо переходить у твердий стан без переходу через рідкий етап.

Важливо відзначити, що температура поверхні літака повинна бути від'ємною для того, щоб відбувалося обледеніння. На практиці, обледеніння

літака спостерігається у хмарах на висоті від поверхні землі до 2-3 км, зокрема в водяних хмарах при низьких температурах. Інтенсивність обледеніння також залежить від типу хмар та їхньої водності. Найбільше обледеніння відбувається в купчасто-дощових хмарах холодних фронтів та у шарувато-дощових хмарах теплового фронту при певних температурних умовах.

Критичним фактором є також температура повітря, де найбільш імовірно обледеніння спостерігається при температурах від 0 до -20 °С, зокрема від 0 до -10 °С. Обледеніння може мати серйозні наслідки для безпеки польотів, тому вивчення його впливу є важливим завданням в авіаційній діяльності.

Обледеніння відбувається внаслідок таких причин:

1. Сублімації водяної пари на поверхні ЛА. Це відбувається при швидкому зниженні ЛА з більш холодних шарів атмосфери в більш теплі нижні шари. В такому випадку утворюється слабкий наліт інію.

2. Замерзання переохолоджених крапель на поверхні ЛА. Це основна причина обледеніння літаків з газотурбінними двигунами. Осідання крапель залежить від швидкості польоту.

За своїм характером відкладення можуть бути у вигляді льоду, паморозі та інію.

При аналізі та прогнозі умов обледеніння повітряних суден необхідно враховувати не тільки стан атмосфери, а й особливості конструкції ПС, його швидкість і тривалість польоту.

Ступінь небезпеки обледеніння можна оцінити за швидкістю наростання льоду. Характеристикою швидкості наростання є *інтенсивність* обледеніння I (мм·хв⁻¹). За інтенсивністю розрізняють обледеніння слабке ($I \leq 0,5$ мм·хв⁻¹), помірне ($I = 0,6 \dots 1,0$ мм·хв⁻¹), сильне ($I \geq 1,0$ мм·хв⁻¹).

Інтенсивність обледеніння визначається відношенням:

$$I = 1,67 \cdot 10^{-2} \frac{wVE(r)\beta}{\rho_l}$$

де w – водність хмари, $\text{г}\cdot\text{м}^{-3}$;

V – повітряна швидкість літака, $\text{км}/\text{год}$;

ρ_L – густина льоду, $\text{г}\cdot\text{м}^{-3}$;

$E(r)$ – інтегральний коефіцієнт осідання.

Інтегральний коефіцієнт осідання визначається як співвідношення маси води, яка фактично осіла на літаку, до загальної маси, яка осіла б при умові, що траєкторії крапель води не змінюються під час їхнього руху в потоці повітря навколо літака. Це важливий показник, який визначає, наскільки ефективно літак може запобігти осіданню води при польоті.

Коефіцієнт намерзання, з іншого боку, визначається як відношення маси льоду, яка формується, до маси води, яка осідає протягом того ж часу на ту ж саму поверхню літака. Цей показник особливо актуальний при температурах повітря нижче -5 °С. Важливо відзначити, що при таких умовах коефіцієнт намерзання залишається стабільним і приблизно дорівнює 1.

Отже, обидва ці коефіцієнти грають важливу роль у вивченні взаємодії води та льоду з поверхнею літака під час польоту, що є ключовим аспектом в аеродинамічних дослідженнях та розробках.

Для літаків з поршневіми двигунами небезпечне обледеніння навіть товщиною 3...4 мм, його інтенсивність розраховується як:

$$I = 10^{-2}wV$$

5.2 Вплив обледеніння на політ літака

Обледеніння становить значний виклик для безпеки літаків, змушуючи їхніх пілотів коригувати напрямок та висоту польоту, а іноді навіть переривати місію. У критичних сценаріях обледеніння може призвести до серйозних льотних подій.

Утворення льоду в основному спостерігається на передніх частинах фюзеляжу, несучих поверхнях і хвостовому оперенні літака. Його вплив на політ може бути суттєвим:

- Збільшення маси літака та зміна його аеродинамічних характеристик.
- Порушення функціонування силових установок.
- Виходження з підпорядкування органів управління та стійкості.
- Проблеми із засобами зв'язку та навігації.

При рівномірному відкладенні льоду збільшення маси може впливати на горизонтальний політ, але при виконанні маневрів це може призвести до некерованості. Значне обледеніння може змінити центрівку літака, порушити стійкість та викликати небезпечні моменти, такі як "піке" та "кобра".

На передніх кромках несучих поверхонь літака відкладений лід різко погіршує його аеродинамічні характеристики, зменшуючи підйомну силу, збільшуючи лобовий опір та обмежуючи керованість. Зміна обтікання призводить до додаткових сил, викликаючи вібрації та ризик пошкодження конструкції літака, особливо при сильному обледенінні.

Обледеніння гвинтів, зокрема у літаках з поршневіми і турбогвинтовими двигунами, часто є проблемою, і це явище проявляється у нерівномірному вкриванні гвинта льодом. Важливо відзначити, що гвинт збирає значно більше води навколо себе, порівняно з крилами, оперенням та іншими структурними елементами літака.

При наявності льоду на гвинтах може виникнути вібрація літака через вагову та аеродинамічну асиметрію лопатей. Частина лопатей, знаходячись на кінцях, зазвичай не піддаються обледенінню завдяки кінетичному нагріву, у той час як центральна частина гвинта швидко покривається льодом. Відриваючись від гвинта, шматки льоду можуть завдати ушкоджень обшивці літака, склу кабіни та іншим структурним елементам.

У випадку реактивних літаків обледенінню також піддається турбореактивний двигун, зокрема вхідні ребра повітрозабірника та стойки переднього корпусу. Найбільше інтенсивне обледеніння спостерігається при температурах повітря від -8 до -12 °C і нижче.

Обледеніння на передніх кромках рулів, замерзання вологи в стиках секцій підкрилків, закриток і так далі може призвести до їх заклинення в польоті та

відмови, що є надзвичайно небезпечним. Також існує ризик обледеніння пристроїв для випуску шасі та антен, що може ускладнити зв'язок і навігацію. При великих швидкостях обледеніння може бути ще більш інтенсивним через збільшену кількість водяних крапель, які ударяють об літак.

Поверхня літака, що рухається з великою швидкістю, нагрівається, зокрема, біля передньої кромки крила в т. зв. критичній точці крила. Тут швидкість потоку дорівнює нулю, що призводить до значного нагріву повітря та утворення плюсової температури на поверхні літака на висотах, де температура нижча за 0 °С. Нерівномірний нагрів різних частин поверхні може впливати на інтенсивність обледеніння, особливо в області критичної точки крила.

Температура в критичній точці, яка перевищує температуру повітря за рахунок нагріву, називається температурою гальмування:

$$T_{\text{гальмув.}} = T + \Delta T$$

де T – температура повітря у незбуреній частині потоку; ΔT – підвищення температури за рахунок адіабатичного стиснення або кінетичного нагріву.

Іноді кінетичний нагрів називають динамічним, підкреслюючи цим, що одночасно з підвищенням температури і густини повітря значно збільшується P .

Кінетичний нагрів передньої кромки крила лобових виступів літака в залежності від швидкості польоту поза хмарами визначається формулою:

$$\Delta T_{\text{кін}} = 0,2M^2T$$

де T – температура в градусах Кельвінах.

$$\Delta T_{\text{кін}} = \frac{V^2}{2000} = 5\left(\frac{V}{100}\right)^2$$

де V – швидкість польоту в м/с.

$$\Delta T_{\text{кін}} = \frac{AV^2}{2gc_p}$$

де A – тепловий еквівалент механічної роботи; c_p – теплоємність при постійному тиску; g – прискорення сили тяги.

За будь-яких умов:

$$\Delta T_{\text{кін}} = 3,8 \cdot 10^{-5} V^2 \gamma_a$$

де γ_a - для сухого повітря; $\gamma_{ва}$ - для вологого повітря.

В хмарах значення кінетичного нагріву майже в два рази менше. При польоті в хмарах або в зоні дощу нагрів літака менший, ніж при польоті поза хмарами за рахунок втрати тепла внаслідок теплообміну та випаровування крапель.

Нагрів бокових частин літака звичайно менший, ніж передньої кромки крила приблизно на 20%, тому:

$$\Delta T_{\text{бок. пов.}} = 0,8 \Delta T$$

де ΔT – кінетичний нагрів біля передньої кромки крила.

5.3 Дослідження впливу обледеніння на аеродинамічні характеристики

Для проведення розрахунку було використано аеродинамічне моделювання, з використанням панельно поверхневого методу. Створена розрахункова модель крила скінченного розмаху (рис. 5.1) з такими параметрами: Для проведення розрахунку використовуємо попереднє значення товщини утворення льоду 4 мм. Такий шар льоду є критичним і при спрацюванні датчикі моніторингу протиобледенювальна система включається автоматично.

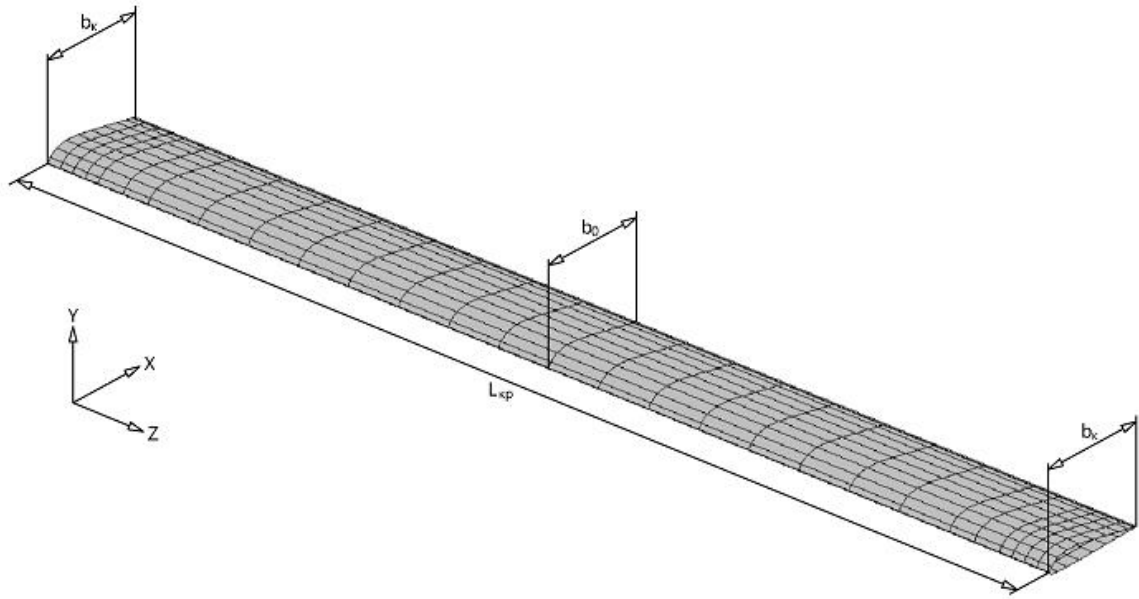


Рис. 5.1 Розрахункова модель крила скінченного розмаху

- Коренева і кінцева хорди крила – 1,5 м;
 - Відносне подовження крила – 8,19 м;
 - Розмах крила – 15;
 - Площа крила – 16,06 м²;
 - Число Маха – 0,2 (враховуючи швидкість за вхідними даними - 67 м/с);
 - Діапазон кутів атаки для розрахунку -7°...+16°
- Обраний аеродинамічний профіль EPPLER 417 (рис. 5.2).

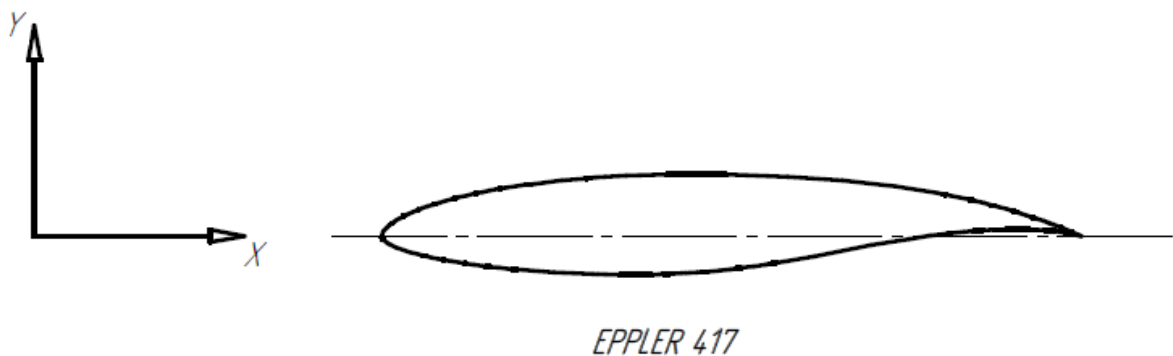


Рис. 5.2 Аеродинамічний профіль EPPLER 417

Число Рейнольдса для розрахункової моделі визначаємо за формулою:

$$Re = 69000Mab = 6934500$$

де a – швидкість звуку, приймаємо – 335 м/с.

Для того, щоб проаналізувати вплив обледеніння на АХ було створено розрахункові моделі крила із накладанням імітаторів льоду, що відповідають двом випадкам утворення бар'єрного льоду на нижній поверхні крила при працюючій ПОС (рис. 5.3). В основному це стосується ПОС циклічної дії. Також досліджено випадок у разі відмови ПОС (рис. 5.4).

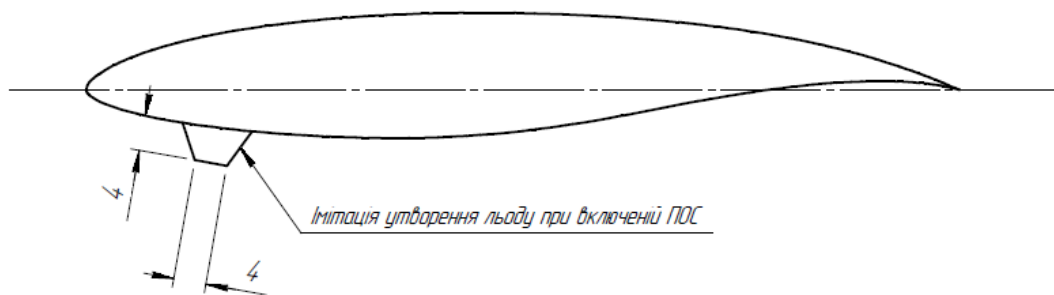


Рис. 5.3 Спрощена геометрична характеристика імітатора льоду при включеній ПОС

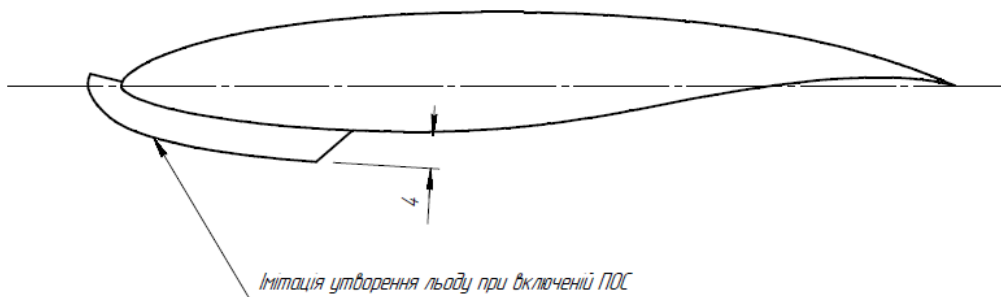


Рис. 5.4 Спрощена геометрична характеристика імітатора льоду при виключеній ПОС

Створення розрахункових моделей проводилося в програмному забезпеченні *PANSYM*. За допомогою числового аеродинамічного моделювання, з використанням панельно поверхневого методу було досліджено вплив умовних імітаторів льоду на аеродинамічні характеристики.

Залежності АХ створені в програмному забезпеченні *OriginPro* (рис. 5.5 – 5.8).

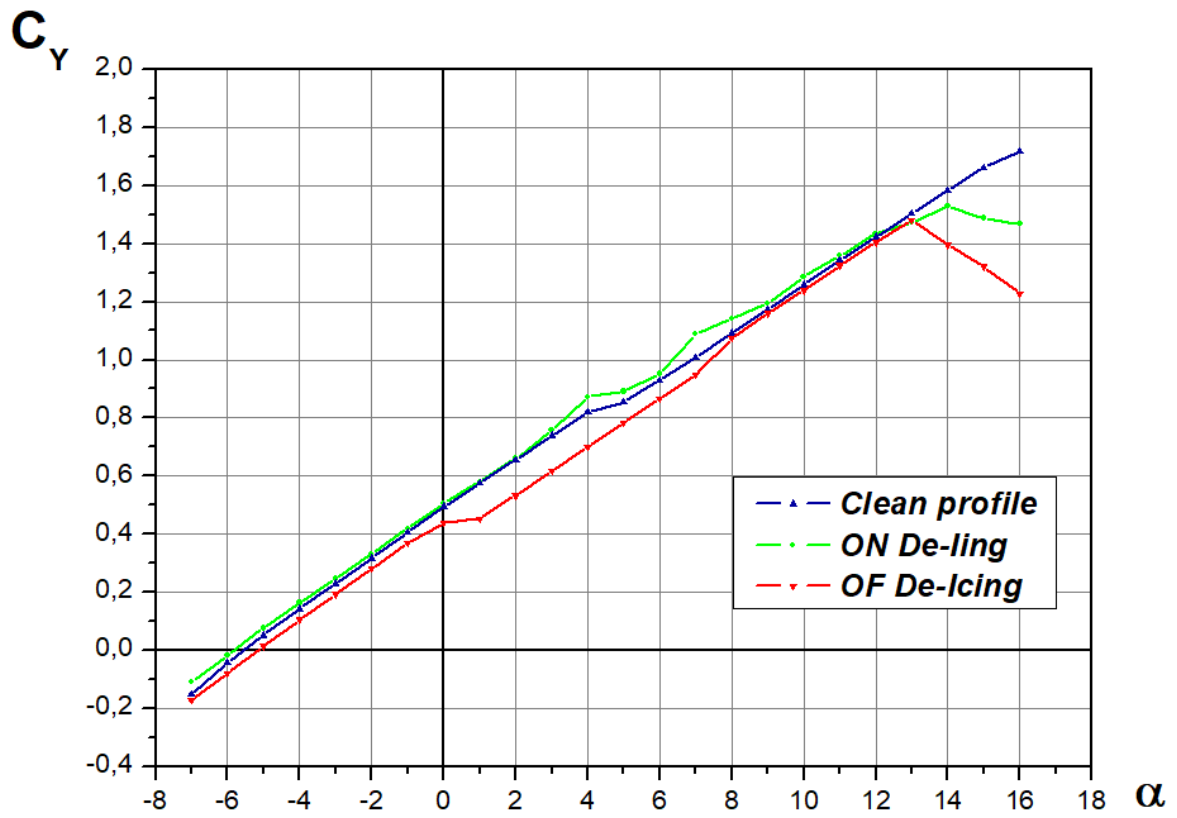


Рис. 5.5 Залежність коефіцієнта підйомної сили C_Y від кута атаки α

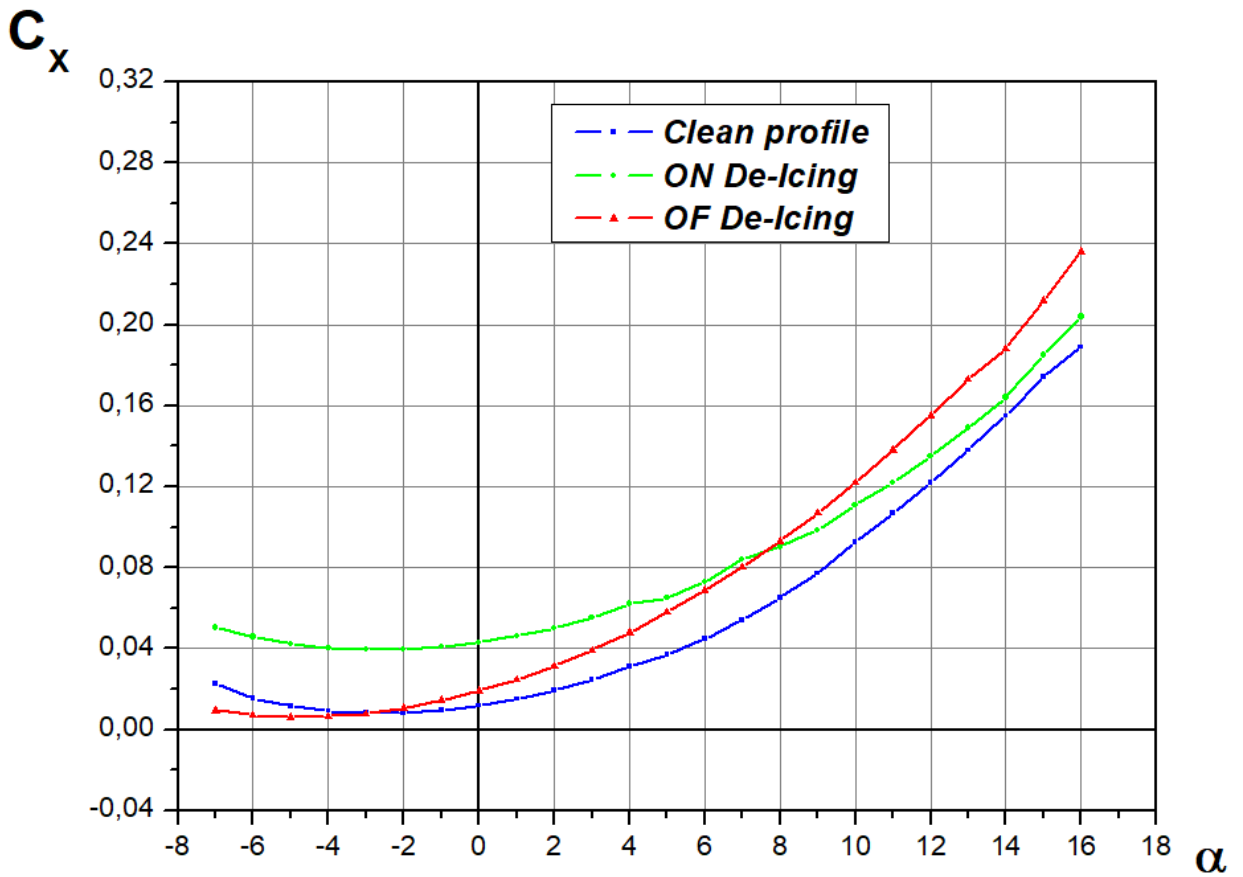


Рис. 5.6 Залежність коефіцієнта сили опору C_X від кута атаки α

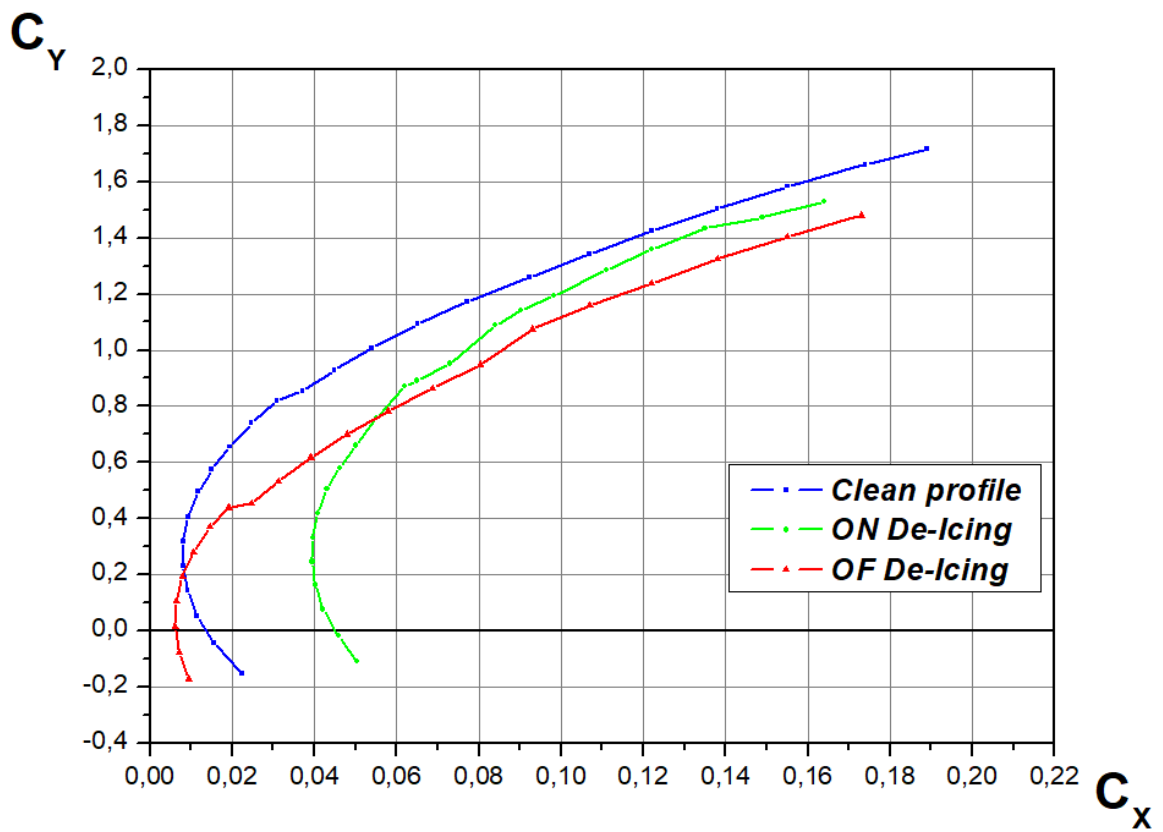


Рис. 5.7 Залежність коефіцієнта підйомної сили C_y від коефіцієнта сили опору C_x

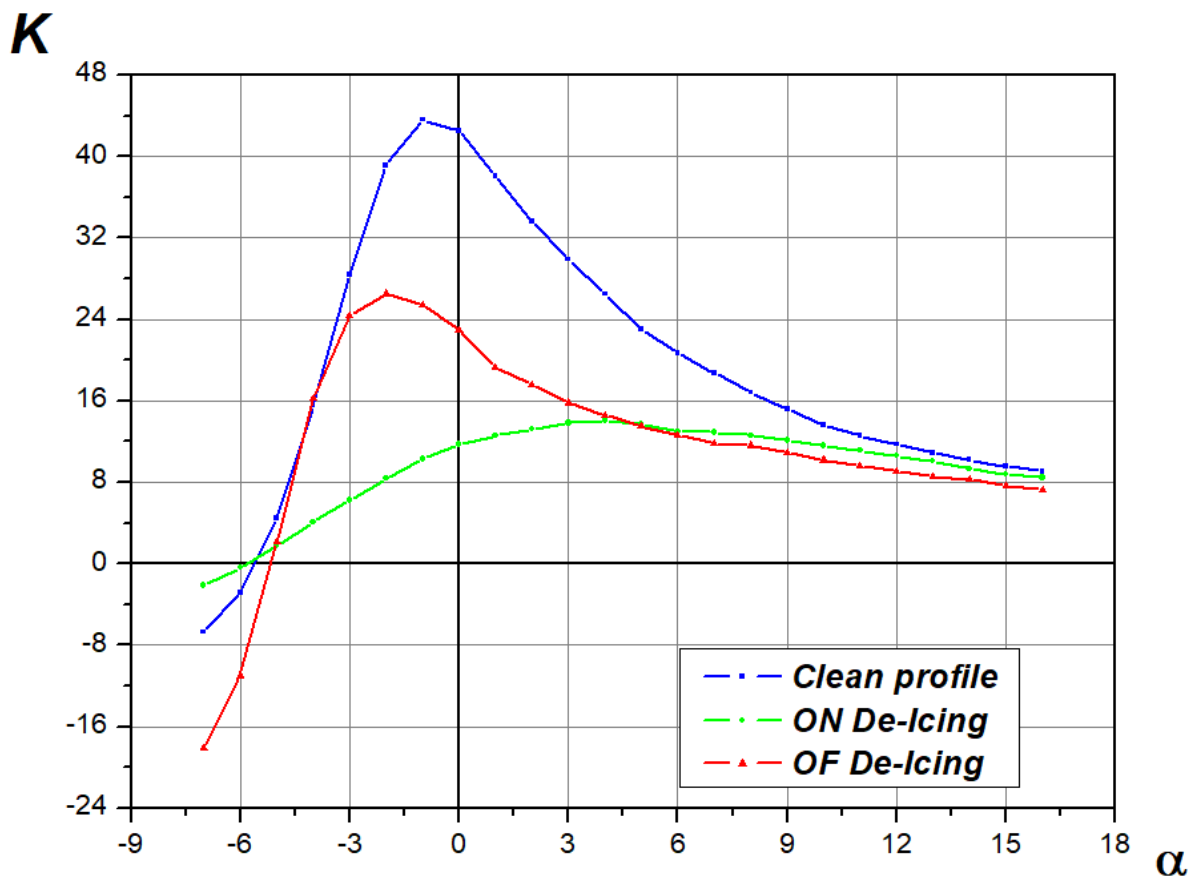


Рис. 5.8 Залежність аеродинамічної досконалості K від кута атаки α

Висновок до розділу 5

Дослідження форми льоду, що може утворюватися під час працюючої та виключеної ПОС, та його впливу на АХ є обов'язковим етапом у разі проектування і сертифікації транспортних літаків. Обледеніння зазнають, в основному, носові (лобові) частини літака. При цьому порушується форма профілю обтікання, з'являються нерівності на його поверхні, що впливає на політ літака через зростання опору. Найбільшу частку цього опору (70...80%) викликає обледеніння крил та оперення. На основі проведених розрахунків можна зробити висновок що утворення льоду будь-якої форми негативно впливає на АХ для несучої поверхні ЛА. У разі випадку включеній ПОС, яка повністю не усунула обмерзання, аеродинамічний профіль буде мати зону, яка уникає обтікання повітряним потоком (місце за залишками льоду), що відповідно спричиняє погіршення АХ. Це критично вплинуло на аеродинамічну досконалість поверхні. У наступному випадку, коли ПОС виключена і утворився значний шар обмерзання можна побачити що це спричиняє різке збільшення сили опору (за рахунок гіршого обтікання аеродинамічного профілю повітряним потоком і збільшення площі несучої поверхні відповідно).

6. Розробка рекомендацій із забезпечення ефективного руйнування льоду на аеродинамічних поверхнях

Створення рекомендацій для ефективного руйнування льоду на аеродинамічних поверхнях вимагає короткого аналізу існуючих методів захисту від обледеніння (розглянуто в розділі 1) і порівняння їх сильних та слабких сторін. Необхідно пам'ятати що ключовим аспектом буде вибір матеріалу для захисту обмерзання. Визначити переваги використання конкретного матеріалу, а також можливі обмеження та вирішення їх для підвищення загальної ефективності системи. Також, потрібно врахувати результати моделювання та існуючих експериментів руйнування льоду і дослідити застосування композитних матеріалів для покращення ефективності. На основі отриманих даних розробити загальні рекомендації для реалізації ПОС.

6.1 Переваги та недоліки ПОС

Кожна система захисту від зледеніння має свої переваги та недоліки. Системи захисту крила та двигуна, які використовують відбір повітря, ефективні, але споживають більше палива. Механічні ПОС практичні, але вимагають точного часу, щоб уникнути неефективного видалення льоду. Метод із застосуванням рідин є універсальним, але мають обмежений термін боротьби з обмерзанням. Електричні системи опалення є економічні, але потребують складної електричної інфраструктури. В таблиці 6.1 наведені слабкі і сильні сторони методів обледеніння.

Таблиця 6.1

Характеристика та застосування методів

Метод	Застосування	Переваги	Недоліки
Рідинний	На відкритих місцях аеродинамічної поверхні	Висока ефективність і малозначні витрати енергії	Відносно низька ефективність на великих швидкостях

Механічний	Тонкі аеродинамічні поверхні	Низька вартість, проста експлуатація, міцність і легкість встановлення	Деформація профілю обтікання, ризик утворення льоду в недоступних межах
Електричне нагрівання	Пріоритет надається поверхням з найбільшим ризиком обмерзання	Висока ефективність, можливість постійної роботи	Високе споживання енергії
Тепловий потік повітря	В середині аеродинамічної поверхні	Використання гарячого повітря від двигуна	Ризик утворення льоду в недоступних місця, вимога до своєчасного вмикання
Електро-механічний	Ділянки з відносно тонких і гнучких матеріалів	Низьке енергоспоживання і висока ефективність	Додаткові електричні схеми та регулярне обслуговування

Використовуючи дане порівняння авіакомпанії можуть обрати доступний метод і знайти баланс між захистом від обмерзання та економією електроенергії і палива, врахувавши конкретні потреби своїх ЛА.

6.2. Вибір матеріалу для ефективного усунення обмерзання

Видалення льоду вимагає використання деяких хімічних речовин і різних інших методів, які є дорогими, трудомісткими та небезпечними. Супергідрофобні (далі СГ) покриття використовуються в багатьох комерційних цілях, оскільки вони мають важливу властивість високої водовідштовхувальної здатності, яка може бути критичною для видалення утвореного льоду. Це дослідження експериментально довело, як можна обрати матеріал для поверхні,

щоб лід, який утворюється, можна було легко видалити без застосування будь-яких інших методів.

Коли поверхнєве тяжіння зменшується, кут контакту з водяними краплями (далі ВКК) збільшується, а змочування слабшає. Зволожену поверхню можна розділити на 4 підкласи ВКК: супергідрофільні, гідрофільні, гідрофобні та СГ. Супергідрофільні матеріали працюють завдяки сильному зволоженню поверхні, що демонструє ВКК нижче 10. Наприклад, полярні молекули та групи кисню створюють супергідрофільну поверхню для поглинання води. Поверхня вважається гідрофільною, якщо її ВКК менше 90, гідрофобною, коли її водний кут контакту вище 90, і супергідрофобною, коли становить від 150 до 180, це означає, що поверхня має дуже низьку поверхнєву енергію, а вода термодинамічно та фізично не здатна залишатися на такому типі поверхні [15, 16]. Через шорсткість та воскоподібність поверхня СГ має надзвичайно високі водовідштовхувальні властивості, що означає, що її дуже важко змочити [17].

Поверхня СГ демонструє властивості відштовхування, такі як краплі води падають при нанесенні на поверхню, відскакують від поверхні та можуть котитися із прикладеною силою [18]. Властивість СГ на поверхні може бути пов'язана з її морфологією. Властивість гідрофобності також може бути покращена шляхом фізичної шорсткості поверхні [19, 20]. В результаті шорсткості поверхні відбувається зростання лінії розділу твердого тіла та рідини, а також повітря, що оточує пори між поверхнею та краплею рідини, таким чином створюючи поверхнєву супергідрофобність [21], яка може значно змінити ВКА цінності матеріалу. Як правило, матеріали з більшими значеннями ВКА мають високу шорсткість поверхні та низьку поверхнєву енергію, що забезпечує гідрофобні та СГ поверхні. Відповідно, матеріали з меншими значеннями ВКА мають низьку шорсткість поверхні та високу поверхнєву енергію, що створює гідрофільні та супергідрофільні поверхні [22].

Моделі Венцеля та Кессі-Бакстера пояснюють основний зв'язок між шорсткістю поверхні та значеннями ВКА [23]. Ці дві моделі пропонують вплив шорсткості поверхні та поверхнєвої енергії на змочуваність поверхні, що є

життєво важливим для розробки та нанесення однорідних покриттів на армовані вуглецевим волокном поверхні літаків [24, 25]. У моделі Венцеля краплі води знаходяться в тісному контакті з поверхнею матеріалу. Маленька крапля рідини співвідносить маленькі порожнини на поверхні; отже, коефіцієнт шорсткості поверхні може бути вищим, ніж на звичайних поверхнях. У моделі Кессі–Бакстера використовується інший режим змочування, щоб зменшити площу контакту тверда речовина–рідина, одночасно збільшуючи площу контакту повітря–рідина, що призводить до більш сферичних крапель води [26].

У процесі покриття СГ спочатку матеріал покриття повинен змочити поверхню композиту, а потім матеріал покриття повинен мати меншу в'язкість, щоб він міг легко розпилюватися, щоб покрити всю поверхню композиту [27, 28]. В'язкість є властивістю, що залежить від температури; нанесення холодного матеріалу на композит може призвести до поганого змочування [29]. Іншим фактором, який впливає на змочування, є адгезивна сила та міцність [30]. Якщо сили когезії між адгезивними елементами слабші, ніж сили в'язкості між адгезивними елементами та шаром композиту, то частинки адгезиву можуть витікати і змочити поверхню композиту [31]. Було продемонстровано, що розпилення під кутом мало помітні наслідки на ці властивості поверхні [32].

Утворення та накопичення льоду на відкритих поверхнях може спричинити проблеми з загальними характеристиками літака. Було визнано, що поверхні СГ домінують у темі розморожування та запобігання обледенінню через їх чудові водовідштовхувальні властивості, що дозволяє уникнути накопичення снігу, льоду чи інею на поверхні [33, 34]. Багато вчених розробили різні методи боротьби з зледенінням для усунення утворень льоду. Лармур та ін. виготовили шорстку поверхню СН за допомогою міді, яку занурили в 0,1 М розчин нітрату срібла (AgNO_3) методом електричного осадження. Потім мідні пластини занурювали в розчин етанолу, що містить фторові тіоли, на 30 хв. Результати показують створення шорсткої супергідрофобної поверхні з ВКА 155 [35]. Бойнович та ін. виготовили поверхню СГ на нержавіючій сталі з використанням нано частинок кремнезему шляхом хімічного травлення.

Виготовлена поверхня СГ мала ВКК більше 155, що було виявлено після 100 циклів очищення від льоду [36]. Інше дослідження включало виготовлення поверхні СГ за допомогою полімеризації з акриловим полімером і наночастинками кремнезему на скляній підкладці. Автори виявили, що зміна розміру частинок наночастинок кремнезему впливає на властивості СГ покриттів. Результати випробувань показали ВКК понад 150 на поверхні, яка мала чудові властивості проти зледеніння [37]. У таблиці 6.2 наведені останні дослідження, засновані на створенні поверхні СГ у сфері захисту від зледеніння та зледеніння.

Таблиця 6.2

Останні дослідження СГ поверхонь для усунення та запобігання утворення льоду

Матеріали	Метод виготовлення	ВКК	Результати досліджень
Алюмінієвий сплав у диметилформаміді, стеарил акрилаті і водному розчині	Електро осад	155	Поверхні з алюмінієвого сплаву СГ можуть відстрочити час замерзання на 5–9 хвилин або знизити температуру замерзання до 2 °С – 4 °С.
Нано частинки кремнезему, модифіковані полі (диметилсилоксаном).	Порошкове покриття	161	PDMS/модифікована поверхня SH, покрита нано кремнеземом, була більш ефективною для уповільнення утворення шару льоду, послаблення адгезії льоду
Розчин нітрату срібла (AgNO ₃) і соляної кислоти (HCl) на залізі	Хімічне травлення	152	Час обмерзання краплі води на поверхні має затримку замерзання 500 с
Розчин хлориду міді (II) (CuCl ₂) і розчин соляної кислоти (HCl) на шліфованому алюмінієвому сплаві	Хімічне травлення	162	Через 50 хвилин на поверхні глазуrowаного льоду утворилося лише кілька окремих точок льоду

Оброблені алюмінієвим сплавом гідрофобні порошки нано частинок кремнезему	Покриття напиленням	162	Поверхня ефективна для затримки утворення льоду та зменшення кількості льоду в умовах із сильним вітром
Нано композит на основі вуглецевих нанотрубок (CNT) і полі(диметилсилоксану) (PDMS)	Покриття напиленням	153	Зразок має кращу ефективність затримки льоду крапель перед замерзанням
Композит ZnO/полідиметилсил оксан (ZnO/PDMS).	Метод крапельного лиття	160	Крапля води повністю зісковзнула з поверхні при -5 С і - 10 С, коли поверхня була нахилена на 10

6.3. Рекомендації для оптимізації композитних НЕ для ПОС

Полімерні смоли як органічна основа композитного матеріалу нагрівача має високу міцність, хорошу жорсткість, хорошу термічну стабільність, відмінну термо-вологостійкість і хімічну стійкість.

Графенові композити показали багатообіцяючі результати для створення електропровідних матеріалів, розроблені нові низьковольтні нагрівачі для захисту від обледеніння на основі плівки з ультра тонких провідних графенових нано стрічок, які забезпечують низький опір листів, високу теплопровідність і чудове поширення тепла з рівномірним розподілом температури. В роботі [38] підготували систему покриття графен/епоксид, додавши нано пластини з графену в епоксидну смолу на водній основі. Результат показує покращення електричних властивостей композиту та покращену стійкість до корозії.

Крім того, вчені використовували графен або вуглецеві нанотрубки для модифікації епоксидного композиту, посиленого вуглецевим волокном, щоб покращити та підвищити електро- та теплопровідність, щоб відкрити можливості для використання в якості нагрівача для очищення поверхонь літаків. Електропровідність покращується та збільшується на 145%, коли до волокна

додають графенові нано пластини або вуглецеві нанотрубки. На додаток до цього, вбудовування гібридів нанотрубок і графенових нано пластин у первинні смоли [39] продемонструвало відмінну продуктивність електричного нагріву в температурному відгуку, електричну енергоефективність і циклічну роботу нагрівання охолодження при заданих прикладених напругах, а також краще між фазне зчеплення між вуглецевих наповнювачів і матриці, що призводить до значного підвищення ефективності передачі навантаження.

В якості нагрівальних елементів в літературних джерелах досліджені різні нові вуглецеві наноматеріали, включаючи електропровідні композити з вуглецевими нанотрубками. Нанотрубки, в залежності від довжини, містять від тисячі до мільйонів атомів вуглецю. КНТ, як згорнутий в трубку один шар графіту, можна згортати лише в тих напрямках, при яких досягається поєднання гексагональної решітки самої з собою при замиканні циліндричної поверхні. У нанотрубок дуже висока межа міцності на розрив. Замість того, щоб рватися або ламатися, КНТ починає перебудовувати свої молекулярні орбіталі, пристосовуючись до нової форми (стає більш подовженою, стислою або зігнутою) [39, 40].

Висновки до розділу 6

Ефективність одного методу захисту від зледеніння/зледеніння обмежена. Концепція запобігання утворення льоду та видалення зледеніння поступово змінилася від єдиної техніки до нового методу, який поєднує в собі кілька методів захисту від зледеніння/розморожування, доповнених пасивними методами захисту від зледеніння та домінуючими підходами до активних заходів проти зледеніння. Загальні рекомендації для ефективного руйнування льоду завдяки ПОС:

- Вибір оптимальних реагентів для усунення льоду, з урахуванням температурних умов та середовища.
- Оптимізація аеродинамічних поверхонь для максимального контакту та ефективного руйнування льоду.

- Використання вбудованих НЕ для підігріву поверхні та розташування їх у критичних зонах.
- Реалізація систем активування ПОС тільки тоді, коли це дійсно необхідно, для ефективного використання енергії.
- Вбудовані системи моніторингу для постійного визначення ступеня обледеніння та автоматичного включення ПОС.
- Забезпечення рівномірного розподілу тепла по всій поверхні для уникнення зон, де лід може залишитися нерозчиненим.
- Розробка систем, що вимагають мінімального технічного обслуговування та є надійними в роботі.
- Розгляд температурних, аеродинамічних та інших умов експлуатації літака для оптимального функціонування ПОС.
- Врахування маси та розмірів елементів ПОС для уникнення негативного впливу на масові характеристики літака.

7. Стартап проект

Розробка стартап-проекту на плануючий контейнер [48].

7.1 Опис ідеї проекту

Запропонована ідея для стартап-проекту, її вигоди для користувача та напрями застосування подано в таблиці 7.1.

Таблиця 7.1

Опис ідеї стартап проекту

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Створення протиобледенувальної системи з струмопровідними композитними НЕ	Використання в якості захисту від обледеніння ЛА	Відносно малий вплив на масові характеристики, можливість встановлення на профілі різної кривизни
	Використання в якості захисту від обледеніння для суден (пріоритет надається критичному обладнанню та зонам)	Висока ефективність і відносно мала маса
	Використання в якості захисту від обледеніння автотранспортних засобів	Забезпечує легкість і пружність - використання на різних поверхнях транспортних засобів
	Використання в якості захисту від обледеніння вітрових та сонячних електростанцій	Висока термічна стійкість, що дуже корисно для застосування в техніці, де важливий стійкий опір до високих температур.
	Використання в якості захисту від обледеніння антен та супутникових систем	Висока ефективність, використання на різних поверхнях
	Використання в якості захисту від обледеніння в цивільній інфраструктурі	Довговічність

Аналіз потенційних техніко-економічних переваг ідеї порівняно з пропозиціями конкурентів представлено в таблиці 7.2.

Таблиця 7.2

Визначення сильних/слабких та нейтральних характеристик проєкту

№	Техніко-економічні характеристики ідеї	(Потенційні) товари/концепції конкурентів			W	N	S
		Розроблений проєкт	Конкурент 1*	Конкурент 2*			
1	Економічні: Вартість обслуговування	Середня	Середня	Середня		+	
2	Технічні: виготовлення, встановлення	Простий (хімічний метод), в середині АП	Складний (розпилення), в середині АП	Простий (рідинний), на АП			+
3	Довговічність	Велика	Велика	Середня			+
4	Ефективність	Висока	Висока	Середня			+
5	Екологічність	Більшість матеріалів екологічні	Більшість матеріалів екологічні	Частина матеріалів екологічна			+

* Конкурент 1 - Aerospace (Redditch, U.K.);

* Конкурент 2 - CAV Aerospace Limited.

W – слабка сторона; N - нейтральна сторона; S - сильна сторона.

За результатами аналізу проєкт протиоблєдєнєвальної системи із застосуванням струмопровідних композитних нагрівальних елементів конкурентоспроможний за багатьма параметрами. Проте, варто відзначити що аспект ефективності спрощений, адже порівняти ефективність ПОС з однаковою схемою застосування НЕ є проблематично. Так як, їхня ефективність відносно однакова і відрізняється лише незначними змінами геометричних параметрів ПОС.

7.2 Технологічний аудит ідеї проєкту

Розглядається технологія створення проєкту, його технологічна можливість виготовлення.

Оскільки перевагою і основою проєкту протиобледенувальної системи із застосуванням композитних струмопровідних матеріалів є його максимально можлива простота і дешевизна, тому метод виготовлення був обраний максимально простий. Для створення ПОС використовуються давно відомі технології виготовлення і обробки матеріалів. Усі технології є доступні і не потребують особливих умов або пристроїв.

Отже, проєкт можливо реалізувати, а усі необхідні технології доступні авторам проєкту, наявні на ринку, або можуть бути виконані самостійно.

7.3 Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проєкту

Для успішного планування напряму розвитку проєкту із урахуванням стану ринкового середовища та потреб потенційних клієнтів потрібно розглянути ринкові можливості і загрози впровадження проєкту. Спочатку необхідно провести аналіз попиту, та провести попередню характеристику потенційного ринку стартап-проєкту.

Очікується, що глобальний ринок ПОС для літаків зростатиме значними темпами протягом прогнозованого періоду, між 2023 і 2031 роками. У 2024 році ринок зростатиме стабільними темпами, і завдяки зростанню прийняття стратегій ключовими гравцями, ринок очікується зросте над прогнозованим горизонтом. Отже ринок є привабливим і перспективним.

Потенційні клієнти, їх характеристика та перелік вимог до товарів представлено в таблиці 7.3.

Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту

№	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія (цільові сегменти ринку)	Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів	Вимога споживачів до товару
1	Комерційні транспортні літаки	Авіакомпанії	Наявність ліцензій виробника, наявність результатів випробування, патент	Ефективність, технологічність, надійність малі розміри
2	Судноплавство	Судно будівні компанії	Ліцензії виробника, наявність результатів випробування, патент	Ефективність, технологічність, надійність малі розміри
3	Енергетика	Енергетичні компанії	Ліцензія, патент	екологічність, безпека
4	Техніка і технічні системи	Виробники різного технічного обладнання	Ліцензія, патент	екологічність, безпека
5	Інфраструктура	Організації із забезпечення інфраструктури	Ліцензія, патент	екологічність, безпека

Серед прямих конкурентів для проекту плануючого контейнеру можна виділити два американські проекти: протиобледенювальні системи Aerospace (Redditch, U.K.) і NanoRidge Materials, Inc. Оскільки прямі конкуренти тримають в таємниці технологію виготовлення своїх ПОС, то багато даних про планери приховано. Всередині нашої країни конкуренції немає. Основним споживачем є великі транспортні авіакомпанії і вони диктують основні вимоги до таких ПОС. Товари, якими можна замінити даний проект на ринку існує багато, але кожен товар має унікальні особливості, переваги і недоліки, тому немає можливості

абсолютної заміни одного товару на інший. Фактор конкурентоспроможності представлені в таблиці 7.4.

Таблиця 7.4

Обґрунтування факторів конкурентоспроможності

№	Фактор конкурентоспроможності	Обґрунтування
1	Вартість виготовлення та обслуговування	Дуже низька вартість матеріалів та технологій, велика кількість поширених на ринку матеріалів
2	Ефективність	Висока ефективність теплової потужності завдяки використанню композитних струмопровідних НЕ
3	Екологічність	Велика кількість деталей виготовлені з екологічно безпечного матеріалу
4	Технічні характеристики	Має відносно малу масу і габаритні розміри

SWOT-аналіз – це матриця сильних (Strength) та слабких (Weak) сторін, загроз (Troubles) та можливостей (Opportunities) (табл. 7.5).

Таблиця 7.5

SWOT – аналіз

Мета проєкту		
	Внутрішні фактори	Зовнішні фактори
+	Сильні сторони: - Висока ефективність і мала вага	Можливості: - Висока зацікавленість в світі у зв'язку з великим потенціалом.
-	Слабкі сторони: - Відсутність досвіду у створенні таких ПОС	Загрози: - Наявність конкурентів з більшою базою дослідження ПОС

7.4 Розроблення ринкової стратегії проєкту

Визначення стратегії охоплення ринку, опис цільових груп потенційних споживачів (табл. 7.6).

Вибір цільових груп потенційних споживачів

№	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Орієнтований попит в межах цільової групи (сегменту)	Інтенсивність конкуренції в сегменті	Рівень складності входу в сегмент
1	Транспорт	Високий	Висока	Складно
2	Енергетика	Високий	Низька	Складно
3	Будівництво	Низький	Низька	Просто
4	Технічні системи	Високий	Середня	Складно
5	Медична техніка	Середній	Низька	Просто
6	Інфраструктура	Низький	Низька	Просто

Оскільки для кожної цільової групи може бути своя основна ціль і вимога до протиоблєднювальної системи, то необхідно переробляти ПОС під вимоги. Для різного призначення основною перевагою виступатимуть різні характеристики. Тому обрано стратегію диференційованого маркетингу.

Базова стратегія розвитку представлена в таблиці 7.7.

Визначення базової стратегії ринку

№	Обрана альтернатива розвитку проекту	Стратегія охоплення ринку	Ключові конкурентоспроможні позиції відповідно до обраної альтернативи	Базова стратегія розвитку
1	Зосередитися на особливості створення ПОС	Розробити стратегію зацікавлення клієнтів.	Висока ефективність боротьби з обмерзанням	Стратегія диференціації
2	Зробити наголос на високій ефективності	Визначити групи, які зацікавлені в дешевизні матеріалу і високій ефективності	Легко виготовити і замінити деталі	Стратегія спеціалізації

Базова стратегія конкурентної поведінки представлена в таблиці 7.8.

Таблиця 7.8

Визначення базової стратегії конкурентної поведінки

Чи є проект «першопрохідцем» на ринку?	Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати у конкурентів?	Чи буде компанія копіювати основні характеристики товару конкурента, і які ?	Стратегія конкурентної поведінки
Ні	Пошук нових	Так, ефективність і метод застосування ПОС	Стратегія розширення первинного попиту

Розробка стратегії позиціонування, що полягає у формуванні ринкової позиції, за яким споживачі мають ідентифікувати торгівельну марку/проект, розробляється на основі вимог споживачів до постачальника (стартап-компанії) та до продукту, а також в залежності від обраної базової стратегії та стратегії конкурентної поведінки (табл. 7.9).

Таблиця 7.9

Визначення стратегії позиціонування

Вимоги до товару цільової аудиторії	Базова стратегія розвитку	Ключові конкурентоспроможні позиції власного стартап-проекту	Вибір асоціацій, які мають сформулювати комплексну позицію власного проекту (три ключових)
Надійність, технологічність, екологічність	Стратегія диференціації	Порівняння з проектами конкурентів	Надійний, ефективний, екологічний
Висока потужність	Стратегія спеціалізації	Зосередженість на покращенні саме цих якостей	Унікальна, висока потужність, рівномірне нагрівання

7.5 Розроблення маркетингової програми стартап-проекту

Щоб сформуванати маркетингову концепцію товару, який отримає споживач для початку підсумуємо результати попереднього аналізу конкурентоспроможності товару (табл. 7.10).

Таблиця 7.10

Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

№	Потреба	Вигода, яку пропонує виріб	Ключові переваги перед конкурентами
1	Надійність	Особистий контроль якості	Продаж без посередників
2	Технологічність	Мала маса	Малі габаритні розміри
3	Потужність	Велика теплова потужність	Висока ефективність
4	Екологічність	Більша частина виробу виготовлена з екологічного матеріалу	Використання екологічних композитних матеріалів

Розробляється трирівнева маркетингова модель товару (табл. 7.11).

Таблиця 7.11

Опис трьох рівнів моделі товару

Рівні товару	Сутність та складові		
I. Товар за задумом	Ефективне усунення утворення льоду на аеродинамічних поверхнях ЛА		
II. Товар у реальному виконанні	Властивості/характеристики		
	- Потужність	М	Тх
	- Мінімальна маса	Нм	Тх
	- Екологічність	М	Тх, Тл
	Якість: стандарт ISO.		
	Встановлення: встановлюється до поверхонь, які зазнають обледеніння.		
III. Товар із підкріпленням	Після продажу: технічне обслуговування, гарантія		
За рахунок чого потенційний товар буде захищено від копіювання: оформлення патенту			

Збут товару відбувається власними силами через специфічну зону застосування товару. Один із способів пошуку споживачів це виставки авіаційних новинок. Прямий контакт із споживачем надасть можливість отримання відгуку про товар, в майбутньому вдосконалення товару, гарантування рівня його надійності і контроль за системою зберігання.

Висновки до розділу 7

У цьому розділі описано розробку стартап-проєкту для протиоблєдєнувальної системи із застосуванням композитних матеріалів. В результаті проведеного аналізу варто зазначити, що існує високий попит на запропонований проєкт та велика кількість цільової аудиторії. Всі необхідні матеріали доступні на ринку. Оскільки розробка є відносно новою то існуюча конкуренція не створює перешкод для виходу на ринок і залучення потенційних клієнтів, саме тому обрано стратегію розширення первинного попиту. Проєкт є конкурентоспроможним, має сильні сторони, особливо на внутрішньому ринку країни завдяки безпосереднього контакту з виробником, низької вартості і унікального підходу до споживача.

ВИСНОВКИ

Даний звіт надав дослідження актуальності проблеми утворення крижаного наросту на поверхні літального апарату, небезпека цих утворень їх різновиди та можливі варіанти запобігання їхньому утворенню на повітряному судні. Також розглянуті протиобледенювальні системи, які зустрічаються у світовій авіаційній практиці. Були розглянуті аналогові системи на сучасних літаках, які було вибрано, як літаки прототипи для розробки протиобледенювальної системи, яка схематично спроектована в магістерській дипломній роботі. Зроблені висновки щодо того, який метод усунення льоду з поверхонь ЛА є найбільш ефективним.

За допомогою програмного забезпечення вдалося дослідити вплив обмерзання на аеродинамічні характеристики літака. Розраховані значення показали, що утворення льоду на аеродинамічних поверхнях в будь-якому випадку буде негативно впливати на політ. Варто відзначити що обмерзання зменшує підймальну силу, збільшує опір і відповідно критично впливає на аеродинамічну досконалість поверхні.

Проаналізовано та описано методологію застосування композитних нано матеріалів на основі вуглецю, що в свою чергу дозволило спроектувати протиобледенювальну систему з використанням струмопровідних композитних нагрівальних елементів. Використання вуглецевих нанотрубок і поєднання з епоксидною смолою дозволяє отримати мінімальну масу і високу теплову потужність.

Розраховані потреби в потужності для досліджуваної ПОС ще раз вказують на те, що електричне розморожування крила потребує великої кількості енергії або розумного компонування системи. Також виявилось, що конструктивні параметри, такі як хорда пластини або товщина профілю, впливають на результати лише незначно. В результаті розрахунку отримано необхідні значення потужності ПОС при циклічній роботі $P_{req. cycl} = 43,385$ кВт і постійній $P_{req. const} = 451,2035$ кВт. Проте, досліджувана електрична протиобледенювальна система має потужність $P_{elec} = 663,936$ кВт, якої цілком достатньо.

Важливим фактором який забезпечує надійну боротьбу з обледенінням є поєднання в собі кілька методів захисту від зледеніння/розморожування, доповнених пасивними методами захисту від зледеніння та домінуючими підходами до активних заходів проти зледеніння. На основі отриманих даних були розроблені загальні рекомендації для ефективного усунення льоду а аеродинамічних поверхонь. Що дозволяє здійснювати вдосконалення протиобледенювальної системи і проводити додаткові аеродинамічні дослідження та розрахунки.

В 7 розділі здійснено розробку стартап-проєкту. В результаті аналізу стає зрозуміло, що існує високий попит на запропонований проєкт, присутня конкуренція, яка не створює перешкод для виходу на ринок і залучення потенційних клієнтів. Обрано стратегію розширення первинного попиту. Проєкт є конкурентоспроможним, особливо на внутрішньому ринку країни завдяки високій ефективності і унікальності технології.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Janas D, Koziol KK. "Rapid electrothermal response of high-temperature carbon nanotube filmheaters." *Carbon* 2013; 59:457–63.
2. Liu P, Liu L, Jiang K, Fan S. "Carbon-nanotube-film microheater on a polyethylene terephthalate substrate and its application in thermochromic displays." *Small* 2011; 7:732–6.
3. Chu H, Zhang Z, Liu Y, Leng J. "Self-heating fiber reinforced polymer composite using meso/macropore carbon nanotube paper and its application in deicing." *Carbon* 2014; 66:154–63.
4. Glover ENK, Bowen CR, Gathercole N, Pountney O, Ball M, Spacie C, et al. "Graphene based skins on thermally responsive composites for deicing applications." *Proc SPIE* 2017; 10165:101650G–4.
5. Scholz, D. "Aircraft Systems Lecture Notes, Hamburg University of Applied Sciences, Dept. of Automotive and Aeronautical Engineering." Lecture Notes, 2007.
6. AL-KHALIL, K.; HORVATH, C.; AIAA1997-0051: "Validation of Thermal Ice Protection Computer Codes: Part 3 - The Validation of ANTICE." 35th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, NV, 1997.
7. HABASHI, W. G.; TRAN, P.; Baruzzi, G.; AUBÉ M.; and BENQUET, P. "Design of Ice Protection Systems and Icing Certification Through the FENSAP- ICE System." Newmerical Technologies, Paper presented at the RTO AVT Symposium on "Reduction of Military Vehicle Acquisition Time and Cost through Advanced Modelling and Virtual Simulation", Paris, France, 22-25 April 2002.
8. SAMMAK M. "Anti-icing in gas turbines." Thesis for the Degree of Master of Science February 2006, Department of Heat and Power Engineering, Lund Institute of Technology, Lund University, Sweden, www.vok.lth.se.
9. EASA: "Certification Specifications for Large Aeroplanes CS-25, Amendment 5, CS-25 Book 1." EASA, 2008.
10. INCROPERA, F.P.: "Fundamentals of heat and mass transfer." 6th ed. Hoboken, NJ: Wiley, 2007.

11. LTH: "Die Vereisung von Flugzeugen." Luftfahrttechnisches Handbuch (AD 07 03 001), Ausgabe A, LTH Koordinierungsstelle, Ottobrunn: IABG, 2008.
12. SHERIF, S.A.; PASUMARTHI, N.; BARTLETT, C.S.; "A semi-empirical model for heat transfer and ice accretion on aircraft wings in supercooled clouds." *Cold Regions Science and Technology* (1997).
13. KLIMEDIA: "Der Sättigungsdampfdruck." URL: <http://www.klimedia.ch/kap3/a11.html> 05/10/2010.
14. SAE: "Ice, Rain, Fog, and Frost Protection." Warrendale, PA: Society of Automotive Engineers, 1990 (AIR 1168/4).
15. Asmatulu R, Erukala K, Shinde M et al (2019) "Investigating the effects of surface treatments on adhesion properties of protective coatings on carbon fiber-reinforced composite laminates." *Surf Coat Technol.* <https://doi.org/10.1016/j.surfcoat.2019.125006>.
16. Asmatulu R, Daoudadiouf, Moniruddin M, Nuraje N (2016) "Enhanced anti-weathering of nanocomposite coatings with silanized graphene." *Nanomaterials* 6:2248–962223.
17. Jeevahan J, Chandrasekaran DM, Joseph B et al (2018) "Superhydrophobic surfaces: a review on fundamentals, applications, and challenges." *J Coat Technol Res.* <https://doi.org/10.1007/s11998-017-0011-x>.
18. Subeshan B, Usta A, Asmatulu R (2020) "Deicing and self-cleaning of plasma-treated superhydrophobic coatings on the surface of aluminum alloy sheets." *Surf Interfaces* 18:100429. <https://doi.org/10.1016/j.surfin.2020.100429>.
19. Darband G, Aliofkhazraei M, Khorsand S et al (2018) "Science and engineering of superhydrophobic surfaces: review of corrosion resistance, chemical and mechanical stability." *Arab J Chem.* <https://doi.org/10.1016/j.arabjc.2018.01.013>.
20. Kermani M, Farzaneh M (2009) "Flexural and low-cycle fatigue behavior of atmospheric ice." *J Mater Sci* 44:2497–2506. <https://doi.org/10.1007/s10853-009-3320-3>.

21. Roxana A, Ghica M, Dinu-Pîrvu C et al (2018) "Superhydrophobic natural and artificial surfaces: a structural approach." *Materials* 11:866. <https://doi.org/10.3390/ma11050866>.
22. Hassan N, Lu S, Xu W et al (2019) "Fabrication of Pt nanoparticle surface on aluminum substrate for its excellent superhydrophobicity and catalytic activity." *New J Chem*. <https://doi.org/10.1039/C9NJ00794F>.
23. Annavarapu RK, Kim S, Wang M et al (2019) "Explaining evaporation-triggered wetting transition using local force balance model and contact line-fraction." *Sci Rep*. <https://doi.org/10.1038/s41598-018-37093-6>.
24. Kocijan A, Conradi M, Hoċvar M (2019) "The influence of surface wettability and topography on the bioactivity of TiO₂/epoxy coatings on AISI 316L stainless steel." *Materials* 12:1877. <https://doi.org/10.3390/ma12111877>.
25. Uddin M, Le L, Nair R, Asmatulu R (2019) "Effects of graphene oxide thin films and nanocomposite coatings on flame retardancy and thermal stability of aircraft composites: a comparative study." *J Eng Mater Technol* 141:1. <https://doi.org/10.1115/1.4042663>.
26. Vandadi A, Zhao L, Cheng J (2019) "Resistant energy analysis of self-pulling process during dropwise condensation on superhydrophobic surfaces." *Nanoscale Adv*. <https://doi.org/10.1039/C8NA00237A>.
27. Subeshan B (2018) "Highly robust superhydrophobic coating of aluminum 2024-T3 alloy for corrosion mitigation, deicing, and self-cleaning of aircraft." Wichita State University.
28. Pandey H, Khare P, Singh S, Singh SP (2020) "Carbon nanomaterials integrated molecularly imprinted polymers for biological sample analysis: a critical review." *Mater Chem Phys* 239:121966. <https://doi.org/10.1016/j.matchemphys.2019.121966>.
29. Senis EC, Golosnoy IO, Dulieu-Barton JM, Thomsen OT (2019) "Enhancement of the electrical and thermal properties of unidirectional carbon fibre/epoxy laminates through the addition of graphene oxide." *J Mater Sci* 54:8955–8970. <https://doi.org/10.1007/s10853-019-03522-8>.

30. Ahmad R, Hamid R, Osman S (2019) "Physical and chemical modifications of plant fibres for reinforcement in cementitious composites." *Adv Civ Eng* 2019:1–18. <https://doi.org/10.1155/2019/5185806>.
31. Al-Khafaji A, Wen D (2018) "Quantification of wettability characteristics for carbonates using different salinities." *J Pet Sci Eng*. <https://doi.org/10.1016/j.petrol.2018.10.044>.
32. Eustathopoulos N (2015) "Wetting by liquid metals: application in materials processing: the contribution of the Grenoble group." *Metals* 5:350–370. <https://doi.org/10.3390/met5010350>.
33. Guo Z, Li Q (2018) "Fundamentals of icing and common strategies for designing biomimetic anti-icing surfaces." *J Mater Chem A*. <https://doi.org/10.1039/C8TA03259A>.
34. Maharjan S, Liao KS, Wang AJ et al (2020) "Self-cleaning hydrophobic nanocoating on glass: A scalable manufacturing process." *Mater Chem Phys* 239:122000. <https://doi.org/10.1016/j.matchemphys.2019.122000>.
35. Larmour I, Bell S, Saunders G (2007) "Remarkably simple fabrication of superhydrophobic surfaces using electroless galvanic deposition." *Angew Chem Int Ed Engl* 46:1710–1712. <https://doi.org/10.1002/anie.200604596>.
36. Boinovich L, Emelyanenko A, Ivanov V, Pashinin A (2013) "Durable icephobic coating for stainless steel." *ACS Appl Mater Interfaces*. <https://doi.org/10.1021/am3031272>.
37. Cao L, Jones A, Sikka V, Gao D (2009) "Anti-icing superhydrophobic coatings." *Langmuir* 25:12444–12448. <https://doi.org/10.1021/la902882b>.
38. Brampton CJ, Pickering SG, Bowen CR, Kim AH, Buschhorn ST, Lee J, et al. "Actuation of Bistable Laminates by Conductive Polymer nanocomposites for use in Thermal- Mechanical Aerosurface." 55th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, National Harbor, MD, USA., January 13-17, 2014.
39. "Carbon nanotube anti-icing and de-icing means for aircraft / J. P. Rivera, W. T. Chee." // Patent US2018215476A1. – 2018.

40. Xudan Yao a Stephen C. Hawkins ab Brian G. Falzon a "An advanced anti-icing/de-icing system utilizing highly aligned carbon nanotube webs." Carbon Volume 136, September 2018, Pages 130-138.

41. Jianhua Huang: "A Simple Accurate Formula for Calculating Saturation Vapor Pressure of Water and Ice," 01 Jun 2018.

42. A survey of icephobic coatings and their potential use in a hybrid coating/ active ice protection system for aerospace applications / [X. Huang, N. Терулоа, V. Pommier-Budinger та ін.]. // Elsevier. – 2019. – №105. – С. 74 – 97.

43. Ковтун Г. П. 5. Наноматеріали: Технології та матеріалознавство/ Ковтун Г. П., Вєревкин А. А., – Харків, 2010. – 73 с.

44. An advanced anti-icing/de-icing system utilizing highly aligned carbon nanotube webs / X. Yao, S. C. Hawkins, B. G. Falzon. // Elsevier. – 2018. – №136. – С. 130 – 138.

45. Passive Anti-Icing and Active Deicing Films / [T. Wang, Y. Zheng, A. O. Raji та ін.]. // ACS Appl. Mater. Interfaces. – 2016. – №8. – С. 1 – 20.

46. Capitalizing on the Increased Flexibility that Comes from High Power Density Electrothermal Deicing Stay informed today and every day (26 липня 2013). <http://papers.sae.org/2009-01-3165/>

47. Розроблення стартап-проекту [Електронний ресурс] : Методичні рекомендації до виконання розділу магістерських дисертацій для студентів інженерних спеціальностей / За заг. ред. О.А. Гавриша. – Київ : НТУУ «КПІ», 2016. – 28 с.