

НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ  
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ  
ІМЕНІ ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»

Інститут аерокосмічних технологій  
Кафедра авіа- та ракетобудування

До захисту допущено  
В. о. завідувача кафедри  
\_\_\_\_\_ О.М.Бондаренко  
«   » \_\_ \_\_ 2023 р.

Дипломний проект  
на здобуття ступеня бакалавра  
за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»  
спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

на тему: Система нагрівальних елементів для захисту від обледеніння носка  
вертикального оперення літака на основі струмопровідних композитів

Виконав

Керівник

Рецензент\_

Київ – 2023 року

Національний технічний університет України «Київський  
політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій

Кафедра авіа- та ракетобудування

Рівень вищої освіти – перший (бакалаврський) Спеціальність –

134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка» Освітньо-

професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ

В. о. завідувача кафедри

\_\_\_\_\_ О.М.Бондаренко

(підпис) (ініціали, прізвище)

«\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2023 р.

**ЗАВДАННЯ**

на дипломний проєкт студенту

Гродському Артуру Олександровичу

Тема проєкту «Система нагрівальних елементів для захисту від обледеніння носка вертикального оперення літака на основі струмопровідних композитів», керівник Казакевич Михайло Леонідович, к.хім.н., с.н.с., затверджені наказом по університету від

« » \_\_\_\_\_ 2023р. №

Термін подання студентом проєкту 06 червня 2023 р.

**1. Вихідні дані до проєкту:** \_\_\_\_\_

*1.1 Нагрівальна система циклічної дії, питома потужність = 1,2-2.0 Вт/см<sup>2</sup>.*

*1.2. Час прогріву до 100 с, допустима товщина льоду = 10 мм.*

*1.3. Габарити носка вертикального оперення: Габарити носка вертикального оперення: 300 x 200 мм, радіус 70 мм, мінімальний радіус 50 мм. Матеріал обшивки Д 16. Матеріал нагрівального елемента – полімер, наповнений графеном і нанотрубками. Розміри плівки, як елемента системи нагрівальних елементів: довжина 100 мм, ширина 20 мм, товщина струмопровідного шару 2 мм.*

*1.4. Трифазна система змінного струму з напругою живлення від 115 вольт з частотою від 340 до 560 гц.*

*1.5 Нагрівальні елементи циклічної дії мають бути з двох сторін носка вертикального оперення.*

**2. Зміст пояснювальної записки:**

*2.1. Аналіз систем для захисту від обледеніння та використання композитних матеріалів струмопровідних нагрівальних елементів. Постановка завдання.*

*2.2. Конструкції нагрівальних елементів носка вертикального оперення літака, комплектувачі та монтаж елементів конструкції.*

*2.3 Розрахунок впливу обледеніння носка вертикального оперення літака на аеродинамічні характеристики.*

*2.4. Проектування конструкцій протиобліднювальної системи носка вертикального оперення літака з використанням нагрівальних елементів з струмопровідними композитами.*

*2.5 Створення РКД.*

### **3. Перелік графічного матеріалу:**

*3.1 Актуальність проблеми захисту від обледеніння оперення та створення нових конструкцій та матеріалів струмопровідних нагрівальних елементів. Мета завдання.*

*3.2 . Конструкції нагрівальних елементів носка вертикального оперення літака та монтаж елементів конструкцій.*

*3.3 Результати розрахунків впливу обледеніння носка вертикального оперення літака на аеродинамічні характеристики.*

*3.4 Проект конструкції системи для захисту від обледеніння носка вертикального оперення літака з використанням струмопровідних композитних матеріалів.*

*3.5 Створення РКД*

### **4. Консультанти розділів проекту**

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв

### **5. Дата видачі завдання: 1 лютого 2023 р.**

#### **КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН**

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проекту	Термін виконання етапів проекту	Примітка
1.	<i>Робота з літературними джерелами з тематики</i>	<i>до 01.03.2023 р.</i>	
2.	<i>Аналіз систем для захисту від обледеніння та використання композитних матеріалів струмопровідних нагрівальних елементів. Постановка завдання.</i>	<i>до 29.03.2023 р.</i>	
3.	<i>Конструкції нагрівальних елементів носка вертикального оперення літака, комплектуючі та монтаж елементів конструкцій.</i>	<i>до 12.04.2023 р</i>	
4.	<i>Розрахунок впливу обледеніння носка</i>	<i>до 30.04.2023 р.</i>	

	<i>вертикального оперення літака на аеродинамічні характеристики.</i>		
5.	<i>Проектування конструкції протиоблідувальної системи носка вертикального оперення літака з використанням нагрівальних елементів з струмопровідними композитами.</i>	<i>до 15.05.2023 р.</i>	
6.	<i>Створення РКД</i>	<i>до 27.05.2023 р.</i>	
7.	<i>Оформлення пояснювальної записки та графічних матеріалів. Відгук керівника ДП</i>	<i>до 06.06.2023 р.</i>	
8.	<i>Перевірка на плагіат, рецензування</i>	<i>до 11.06.2023 р.</i>	
9.	<i>Захист</i>	<i>із 14.06.2023 р. по 20.06.2023 р.</i>	

Студент

\_\_\_\_\_

Аргур Гродський

Керівник ДП



Михайло Казакеви

## Реферат

Пояснювальна записка до ДП «Система нагрівальних елементів для захисту від обледеніння носка вертикального оперення літака на основі струмопровідних композитів» містить 62 аркуші тексту, 28 ілюстрацій та 18 бібліографічних посилань.

Мета проекту – розробка системи нагрівальних елементів для захисту від обледеніння носка вертикального оперення літака на основі струмопровідних композитів.

В результаті виконаний огляд даних прототипів систем для захисту від обледеніння та використання композитних матеріалів струмопровідних нагрівальних елементів по темі проекту, сформульовано стан проблеми і напрямок її вирішення. Розглянуто особливості конструкції нагрівальних елементів носка вертикального оперення літака, комплектуючі та монтаж елементів конструкцій. На підставі виконаного аналізу сформовано ТЗ до проекту та визначено шляхи його реалізації.

В роботі широко використані методи комп'ютерного моделювання з урахуванням можливості серійного виробництва.

Результати роботи можуть бути використані при розробці технічної документації до проекту системи нагрівальних елементів для захисту від обледеніння носка вертикального оперення літака.

Ключові слова: Літальний апарат, підйомна сила, хвостове оперення, крило, нагрівальні елементи, композитні матеріали.



<i>Розробив</i>	<i>Гродський А.О.</i>			<i>Відомість дипломного проекту</i>	<i>Аркуш</i>	<i>Аркушів</i>
<i>Перевірів</i>	<i>Бондаренко О.М.</i>				<i>1</i>	<i>1</i>
					<i>КПІ ім. Ігоря Сікорського</i>	
<i>Н. контр.</i>	<i>Поваров С.А.</i>				<i>Каф. АРБ</i>	<i>Гр. АЛ-91</i>
<i>Зав. каф.</i>	<i>Кабанячий В.В.</i>					



## Зміст

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ	4
Вступ	5
1 Аналіз систем для захисту від обледеніння та використання композитних матеріалів струмопровідних нагрівальних елементів	7
1.1 Аналіз існуючих систем для захисту від обледеніння	7
1.2 Аналіз використання композитних матеріалів в якості нагрівальних елементів	10
1.3 Вибір аналогу системи	18
1.4 Висновки по розділу	24
2 Конструкції нагрівальних елементів носка вертикального оперення літака, комплектуючі та монтаж елементів конструкцій.	25
2.1 Розгляд існуючих конструкцій нагрівальних елементів носка вертикального оперення	25
2.2 Основні комплектуючі нагрівальних елементів	26
2.3 Особливості монтажу нагрівальних елементів	28
2.4 Висновки по розділу	29
3 Розрахунок впливу обледеніння носка вертикального оперення літака на аеродинамічні характеристики	30
3.1 Задання вихідних даних для розрахунку	30
3.2 Розрахунок впливу обледеніння носка	31
3.3 Висновки по розділу	47
4 Проектування конструкцій протиобліднювальної системи носка вертикального оперення літака з використанням нагрівальних елементів з струмопровідними композитами	48
4.1 Обґрунтування вибору конструкції	48

4.2 Обґрунтування вибору нагрівальних елементів	57
4.3 Висновки по розділу	58
Висновки	59
Список використаних джерел	60
Додатки	62
Додаток А. Послідовність створення сітки для моделювання обledenіння	62
Додаток Б –Результати розрахунків в програмі	66

## ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

СУ – силова установка;

ЛА – літальний апарат;

НЛА – надлегкий літальний апарат;

ТЗ – технічне завдання;

FAR – Federal Aviation Regulation (Федеральні авіаційні норми);

ЦМ – центр мас;

АЖ – автожир;

РРО – Power Push Over (переворот викликаний потужністю);

РКЛ– ручка керування літаком;

РКД. – ручка керування двигуном;

ГКР– гвинто-кільцевий рушій;

ПГО – переднє горизонтальне оперення;

ЛТХ – льотно-технічні характеристики;

АХР – авіа-хімічні роботи;

НП – несуча поверхня.

ПОС – проти обледенільна система

## Вступ

Система проти обледеніння літака призначена для захисту літака від покриття льодом. Під час польоту на різних поверхнях літака може утворюватися крижаний наліт, що становить велику небезпеку. Зледеніння зменшує підйомну силу та збільшує лобовий опір літака, заважає роботі управління, погіршує видимість для пілотів, збільшує вібрацію та навантаження на окремих елементах планера, негативно впливає на роботу двигунів. Тому ефективний захист літака від зледеніння є одним з найважливіших завдань, і в наш час система проти обледеніння на літаках вважається однією з головних.

Існує два основні методи боротьби з обледенінням: пасивний та активний. Пасивний метод передбачає виведення літака із зони обледеніння. Цілком очевидно, що пасивний метод не може повною мірою задовольнити вимоги щодо безпеки польотів.

Активні методи боротьби з обледенінням за характером впливу можна поділити на термічні, хімічні та механічні.

До термічних методів відносяться електротеплова та повітряно-теплова ПОС. Електротеплова - закладені під обшивкою ЛА і в передній кромці повітряних гвинтів електронагрівальні елементи (найчастіше - з ніхромового або константанового дроту або стрічки), живлення на які зазвичай подається не безперервно, а за програмою - щоб уникнути як навантаження системи електропостачання, так і перегріву. З цією ж метою електротеплова ПОС часто розбита на секції, що по черзі включаються. Живлення електротеплової ПОС може як постійною напругою 27В, так і змінною напругою 115/208В.

Також локально обігріваються для запобігання обмерзання і спотворення параметрів польоту, що знімаються, різні датчики і сигналізатори, що працюють

в повітряному потоці, наприклад, приймачі повного або повітряного тиску, плити отворів приймачів статичного тиску, приймачі загальмованого повітряного потоку, датчики кута атаки та ін.

Практично на всіх типах ЛА обігріваються лобове скло пілотської кабіни. Скло виготовляється багатошаровим (триплекс), і між шарами прокладена прозора струмопровідна плівка з електродами поблизу крамок скла. На обігрівальний елемент скла подається змінна напруга від регульованого автотрансформатора, зазвичай в межах від 160 до 250 вольт.

Повітряно-теплова система працює за рахунок розтоплення льоду теплом відібраного від двигунів гарячого повітря. Найчастіше повітряно-теплова ПОС застосовується для обігріву нерухомих у польоті елементів конструкції літака (оперення, дверей, відсіку допоміжної силової установки, башмаків крила), а також лопаток вхідних направляючих апаратів самих двигунів.

Хімічна ПОС працює за принципом розчинення льоду хімічним реагентом, найчастіше етиловим спиртом, водний розчин якого має значно нижчу температуру замерзання, ніж чиста вода. Також перед зльотом в умовах зледеніння ЛА може бути оброблений реагентом зі спеціальної машини, нині — найчастіше використовується рідина «Арктика», сумішшю етиленгліколю та протикорозійної присадки.

Спиртове протизледеніння досить широко застосовувалося на ЛА середини 20-го століття, у пізніших ЛА спирт застосовувався тільки для обмиву лобового скла, як резерв до електрообігріву.

Механічна – протиобледенительна система, принцип дії якої заснований на деформації обшивки, під яку закачано стиснене повітря. При цьому лід, що утворився, розколюється і виноситься швидкісним натиском.

# 1 Аналіз систем для захисту від обледеніння та використання композитних матеріалів струмопровідних нагрівальних елементів

## 1.1 Аналіз існуючих систем для захисту від обледеніння

Зледеніння - це процес утворення льоду на поверхнях агрегатів ЛА. У більшості випадків зледеніння ЛА відбувається при польоті в атмосфері, що містить переохоложені краплі води (тобто води в рідкій фазі при негативній температурі). При зіткненні з лобовими поверхнями агрегатів ЛА переохоложені краплі води швидко кристалізуються, утворюючи крижані нарости різної форми та розмірів [1].

Досвід експлуатації авіаційної техніки показує, що зледеніння поряд з турбулентністю атмосфери, електричними розрядами, можливістю зіткнення з птахами є одним із найнебезпечніших впливів природного зовнішнього середовища, яке суттєво впливає на безпеку польоту.

В умовах зледеніння лід утворюється на лобових поверхнях крил, кермів висоти і напрямку, на повітряних гвинтах, повітрозабірниках, склінні ліхтарів, на датчиках пілотажно-навігаційних приладів і обтічниках антен, що знаходяться в потоці [1].

Статистичні дані про частоту випадків зледеніння ЛА для різних географічних районів Землі показують, що найбільша ймовірність зледеніння існує при польотах в діапазоні температур від 0 до  $-15^{\circ}\text{C}$ . Зафіксовано випадки зледеніння при температурі повітря від  $-50^{\circ}\text{C}$  та нижче.

Вхідні пристрої та канали повітрозабірників двигунів ЛА можуть піддаватися зледенінням і при позитивній (до  $+10^{\circ}\text{C}$ ) температурі. Це пояснюється тим, що повітря, що рухається в каналах повітрозабірників, охолоджується при адіабатичному розширенні і волога, що знаходиться в

ньому, конденсується і замерзає. Відомі випадки зледеніння надзвукових повітрязабірників.

Безпека польотів в умовах можливого зледеніння забезпечують протизледенні (антиобледенні) системи (ПОС), що захищають ЛА від зледеніння в широкому діапазоні погодних умов [1].

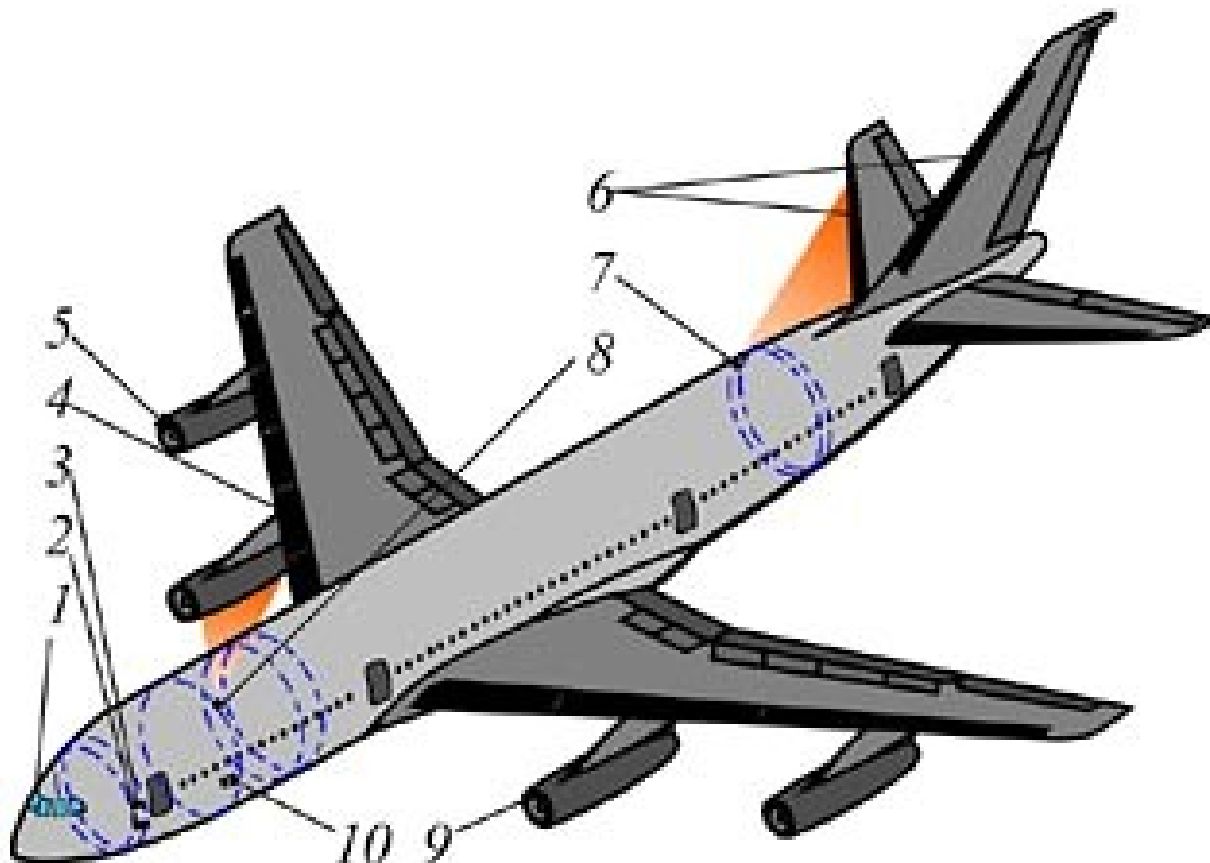


Рисунок 1.1 - Зони захисту від зледеніння на сучасному пасажирському літаку

Зони захисту від зледеніння на сучасному пасажирському літаку показано на рис. 1.1. Це лобове скло ліхтаря кабіни екіпажу 1 і кватирки, які захищаються від запотівання, датчики кутів ковзання 2 і датчик повного (статичного і динамічного) тиску 3, носки передкрилок 4, повітрязабірники, вхідні направляючі апарати та коки двигунів 5, носки хвостового оперення 6.

Для візуального контролю через вікна в кабіні пілотів і в пасажирських салонах в нічний час за станом зон, що захищаються, встановлені спеціальні освітлювальні фари 7 і 8.

Можливі такі способи боротьби з зледенінням ЛА:

- механічний, при якому лід, що утворився, руйнується в результаті силового впливу на нього і його уламки видаляються набігаючим потоком;
- фізико-хімічний (рідинно-хімічний), при якому використовуються спеціальні рідини, що знижують температуру замерзання переохолоджених крапель води або зменшують силу зчеплення льоду з обшивкою;
- тепловий, при якому використовується нагрівання поверхні, що захищається до температури танення льоду [1].

Механічні ПОС зазвичай працюють у циклічному режимі: система не реагує на утворення льоду допустимої товщини (4-5 мм), потім лід руйнується і видаляється під впливом потоку повітря.



Рисунок 1.2 – Принцип дії пневматичної ПС

Пневматична ПОС, розроблена на початку 30-х років у США, є історично першою механічною системою захисту від зледеніння. Принцип її дії зрозумілий із рис. 1.2. На поверхні, що захищається, закріплюється протектор (від лат. protector - прикриває, що захищає) з еластомерного матеріалу з пневмокамерами, всередину яких в певному порядку подається під тиском



повітря, що відбирається від компресора реактивного двигуна або спеціального компресора, встановленого на поршневому двигуні [2].

При подачі повітря камери роздуваються, відривають і розколюють лід, який відноситься потоком, що набігає, з поверхні, що захищається.

Конструкція пневматичної ПОС збільшує профільний опір крила на 5-6% у неробочому стані та на 80-100% у робочому стані (при роздутих камерах).

Однак пневматичні ПОС мають відносно невелику масу та енергоємність і тому широко застосовуються на малих нешвидкісних літаках.

Електротеплові ПОС найчастіше застосовуються в тих випадках, коли двигуни чутливі до відбору повітря або коли унеможливлене прокладання трубопроводів гарячого повітря до поверхонь, що захищаються. Джерелом енергії електротеплових ПОС, що працюють найчастіше в циклічному режимі, є бортова електромережа змінного струму високої напруги (115/208 В) [2].

Електричну енергію перетворює на теплову нагрівальний елемент (дріт з високим питомим опором, фольга, сітка, струмопровідна плівка), який має два шари ізоляції: зовнішній (прилеглий зсередини до поверхні, що захищається) - електроізоляційний з високим коефіцієнтом теплопровідності і внутрішній - електро- і теплоізоляційний [2].

Вибір типу ПОС - складне інженерне завдання, при вирішенні якого необхідно враховувати безліч факторів, щоб забезпечити безпеку польотів в умовах можливого зледеніння.

## 1.2 Аналіз використання композитних матеріалів в якості нагрівальних елементів

Електротермічні нагрівальні елементи зазвичай виготовляються в одному з декількох варіантів виконання. Елемент може бути побудований як додатковий пристрій накладного типу, або він може бути вбудований, як

невід'ємний шар у фактичну аеродинамічну поверхню. Якщо обігрівач поверхневий, його можна приклеїти до передньої (оточеної повітрям) поверхні або до тильної сторони аеродинамічної поверхні поза потоком повітря [3]. Якщо обігрівач встановлюється на зовнішню поверхню, слід враховувати стійкість до сторонніх предметів і ударів блискавки. При прийнятті рішення про встановлення слід враховувати вплив зміни характеристик теплопередачі. Місця встановлення та стійкість до ударів зазвичай впливають на те, чи вбудований нагрівальний елемент у гнучкий чи жорсткий матеріал. У будь-якому випадку, матеріал повинен бути електрично непровідним і повністю огортати нагрівальний елемент, щоб електрично ізолювати провідний. Для вбудованих обігрівачів датчик перегріву можна встановити позаду обігрівача, щоб забезпечити контроль термостата та уникнути пошкодження нагрівального елемента через перегрів [3].

Останнім часом було проведено багато експериментів з використанням плівок FDO-GNR (перфтородецильованих графенових нанострічок) як нагрівального елемента. Енергоспоживання систем з використанням цих плівок набагато менше, ніж використання звичайних металевих спіралей [3].

В одному з таких експериментів були виготовлені зразки з плівки FDO-GNR розміром  $1 \times 3$  см з опором  $\sim 320$  Ом, охолоджені до температури мінус  $32$  °C і поданий до них електричний струм. В результаті експерименту встановлено, що при підвищенні напруги до  $12$  В зразок нагрівається до температури  $14$  °C (при температурі навколишнього середовища мінус  $32$  °C). При підвищенні напруги до  $40$  В температура зразка підвищується до  $30$  °C. Графік залежності температури від густини теплового потоку наведено на рис. 1.3. (a) [3].

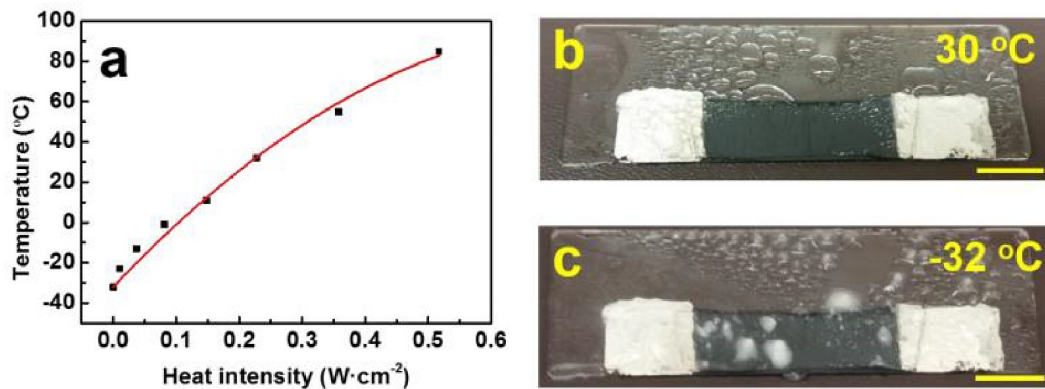


Рис. 1.3. Графік залежності температури від щільності теплового потоку (a), зразок при температурі мінус 32 °С після нанесення охолодженої води (c) та після подачі напруги та нагрівання до 30 °С [3].

В іншому експерименті були виготовлені зразки вуглецевих нанотрубок (10-40 шарів) розміром 7 × 5 см, мідні контакти були прикріплені до обох сторін зразка, залишаючи тестову область 5 × 5 см, і поміщені в камеру з температурою мінус 25 °С. Товщина плівки з 10 шарів вуглецевих нанотрубок становить ~ 6 мкм [3].

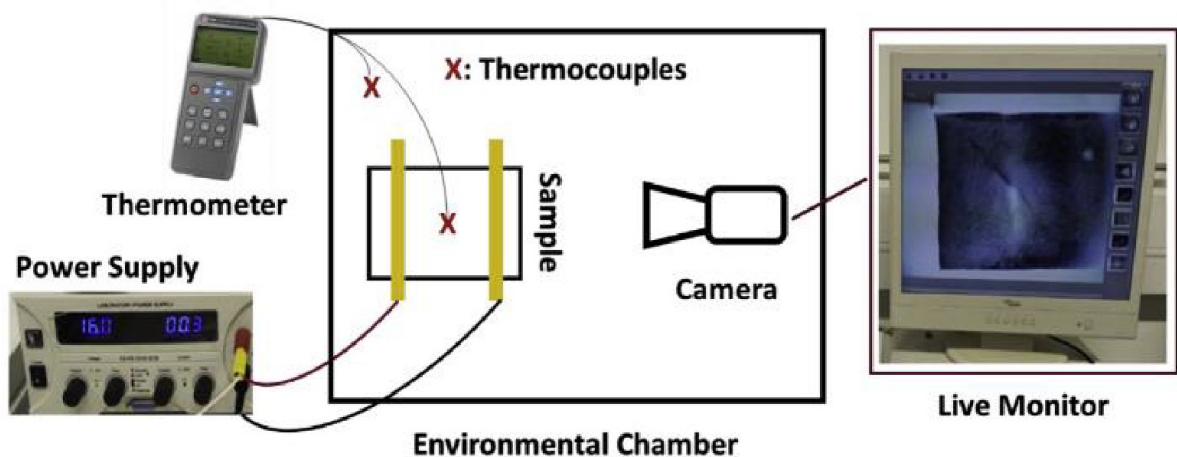


Рис. 1.4. Схема вимірювальних приладів експерименту: термопари, термометр, блок живлення з регулятором напруги, низькотемпературна камера, камера відеозапису та монітор.

За результатами експерименту встановлено, що опір знаходиться в оберненій залежності від кількості шарів. Зразки з найменшим опором нагрівалися краще, ніж з найвищим. Залежність температури від часу за перші 30 секунд нагрівання є лінійною. 10-, 20-, 30- та 40-шарові зразки нагрівали в перші 30 секунд до температур 46 °C, 66 °C, 85 °C та 95 °C відповідно [3].

Для дослідження рівномірності нагріву поверхні було розміщено 4 термопари. Один на мідному контакті, два в центрі зразка і один між центром і контактом.

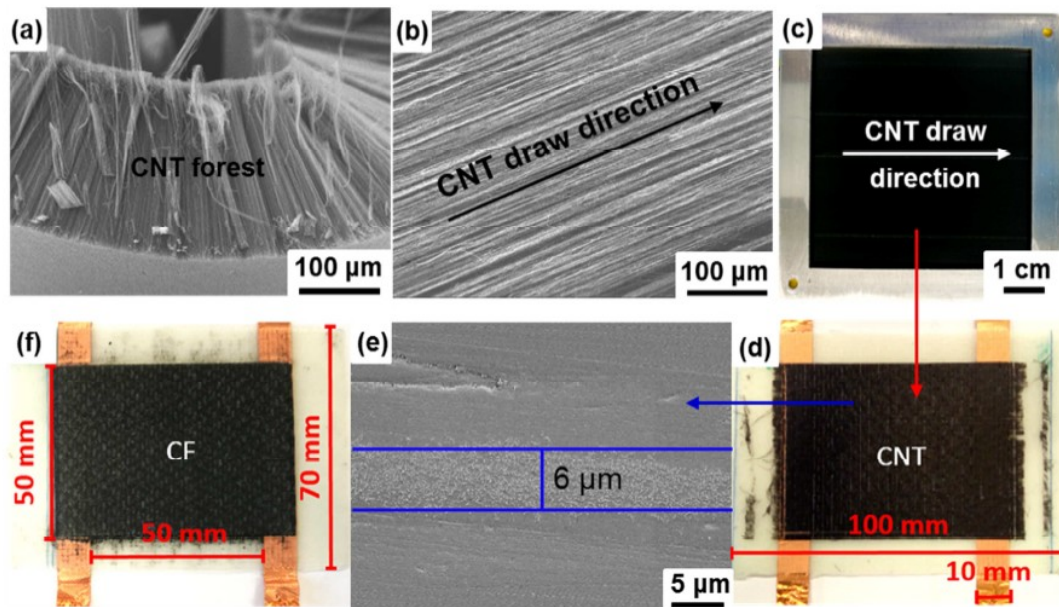


Рисунок 1.5. (а) Зображення одержані під електронним мікроскопом (SEM) трубок CNT, які можна витягнути та упорядкувати як показано на (b, c) CNT полотна (d) GF/CNT/GF епоксидний композит (e) Поперечний переріз SEM зразка з 10 шарами полотна CNT (f) епоксидний композит GF/CF/GF[4]

В дослідженні представленому в [10] проводили аналіз впливу тиску, який створюється під час затвердіння, та введення проміжного шару CNT на опір і теплопровідність CFRP.

Стійкість відрізнялася між зразками під різним тиском затвердіння та орієнтацією CF, причому вищий тиск (і, отже, більша об'ємна частка волокна) призвів до зниження опору на 36% до 22,3 Ом для орієнтації CF/Cu та 96% для CF $\perp$ Cu зразок від 3,45 Ом до лише 0,13 Ом. Це відображає покращений контакт шини CF-CF і CF-Cu з меншим вмістом смоли, а також провідність уздовж волокон CF, а не впоперек них для перпендикулярної та паралельної орієнтації відповідно. Включення лише одного полотна CNT (20 шарів) у зразок НР зменшило опір на 25% для зразків CF//Cu та на 15% (до 0,11 Ом) для зразків CF $\perp$ Cu. Вищий тиск затвердіння призвів до підвищення на  $\sim$ 11% теплопровідності (k) як для зразків CF $\perp$ Cu, так і для CF//Cu, оскільки вуглецеві волокна, які мають вищу власну теплопровідність, ніж смола, вступають у ближчий контакт. Оскільки питомий ламінарний опір є домінуючою частиною питомого термічного опору [22], із збільшенням тиску затвердіння товщина ламінату, а також товщина міжшарової поверхні зменшується, що призводить до зниження питомого термічного опору зразка. Подібним чином зразки CF//Cu мають вищу теплопровідність завдяки більшій об'ємній частці волокна порівняно з зразками CF $\perp$ Cu.

Включення одного 20-шарового полотна CNT у центрі 18 шарів CF, очевидно, не змінює суттєво теплопровідність.

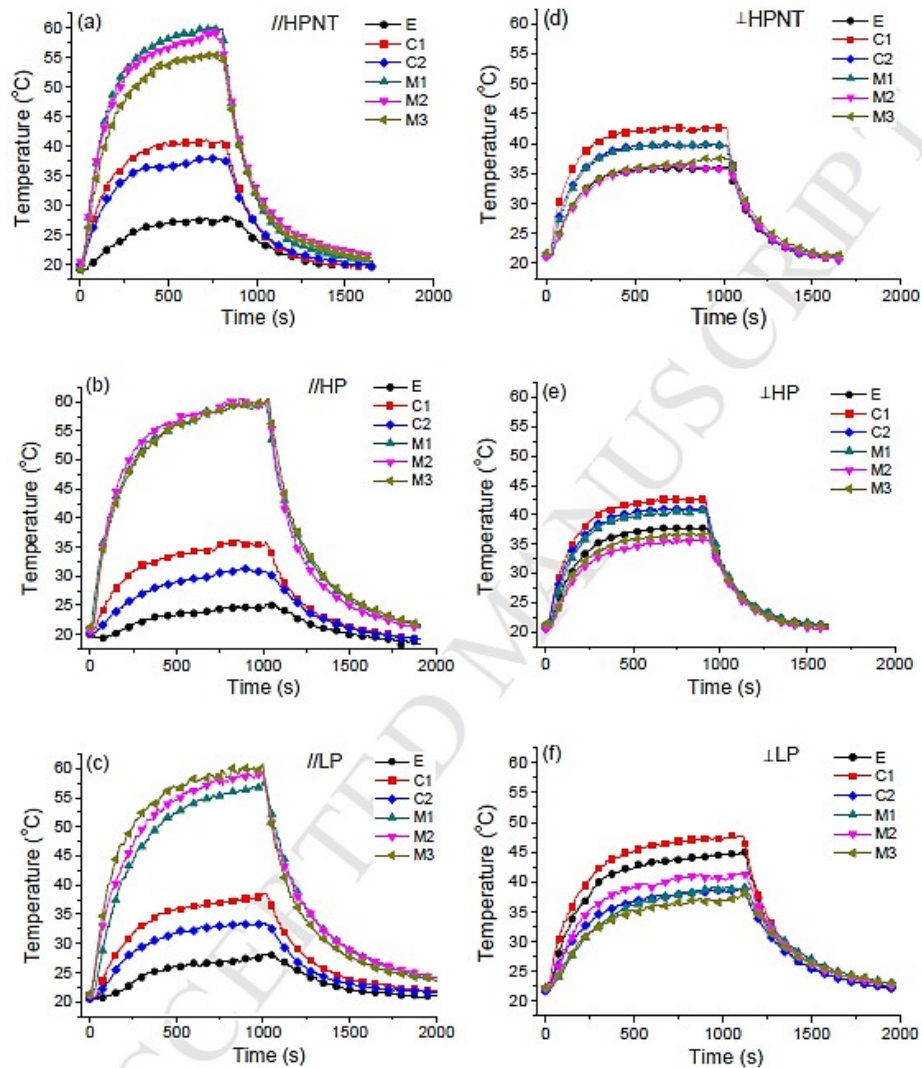


Рис. 1.6 Зміна температури в шести положеннях (рис. 2), зафіксована ТС при постійній вхідній потужності 4,8 Вт зразка (a) //HPNT (b) //HP (c) //LP (d) ⊥HPNT (e) ⊥HP (f) ⊥LP

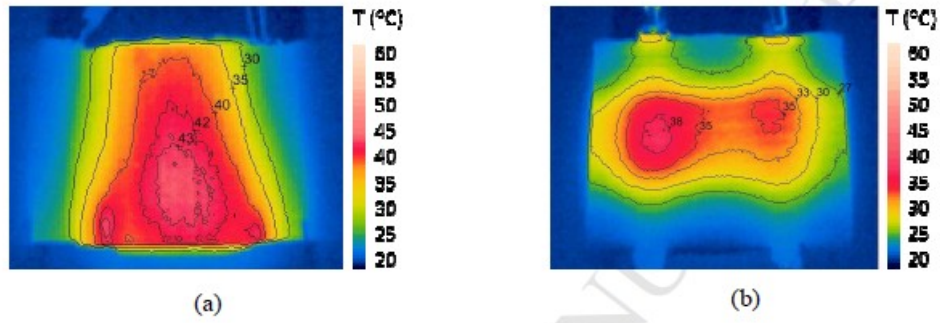
Однакова вхідна потужність, 4,8 Вт, була застосована до всіх зразків (шляхом регулювання вхідної напруги та струму) через мідну шину, і були записані температура, нагрівання та (після припинення нагрівання) охолодження як функція часу (рис. 1.6). Для зразків CF//Cu середня зона (ТС M1, M2, M3 (рис. 1.6 а-с,) демонструє найвищі температури, оскільки струм

повинен проходити між шинами, перетинаючи CF до CF. Таким чином, опір зразка в основному зумовлений контактом CF – CF [19].

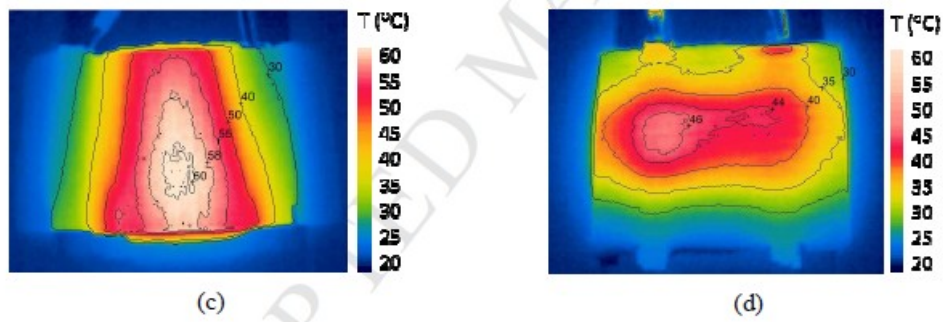
Це набагато вище, ніж контактний опір CF – Cu, який не нагрівається так сильно (ТСs C1, C2, рис. 4a-c). Крім того, оскільки термічний опір уздовж CF набагато нижчий, ніж поперек зразка CF, де тепло також має переходити від одного волокна до іншого, область між шинами нагрівається відносно рівномірно, але тепло не може легко поширюватися за межі цієї зони (ТС E, рис. 4a-c). Для зразків CF $\perp$ Cu струм проходить від однієї шини до іншої вздовж вуглецевого волокна, тому опір зразка низький. Контактний опір між CF і Cu порівнянний з опором зразка, тому шини також нагріваються (рис. 1.7 h). Тому точки ТС C1 і C2 мають найвищі температури (рис. d-f), а ділянка за межами нагрітої зони (тобто ТС E) також стає гарячою [19].

Ширший розподіл тепла за однакового споживання енергії призводить до нижчої максимальної температури для заданого споживання електроенергії. Щоб краще зрозуміти процес утворення та передачі тепла, для спостереження за характеристиками //HPNT та  $\perp$ HPNT зразків використовувалася інфрачервона камера (рис. 5). Знімки зроблені через 90 с після початку нагрівання (рис. 1.7 а,б); у сталому стані після нагрівання протягом 300 с (рис. 1.7 в, г); та 60 с після припинення нагрівання (рис. 1.7 е, ф). Для зразків CF//Cu область між електродами нагрівається досить рівномірно, оскільки тепло ефективно передається паралельно мідним шинам, але не через них до зовнішніх країв зразка (рис. 1.7 а,с,е,г). Таким чином, площа розсіювання тепла по суті становить лише площу між електродами, або приблизно 42 см<sup>2</sup>, що при вхідній потужності 4,8 Вт дає щільність потужності 1143 Вт/м<sup>2</sup>. [19]

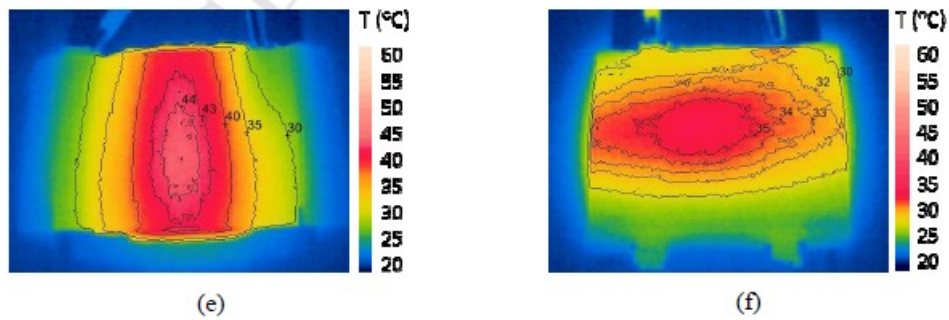
Після нагрівання протягом 90 с



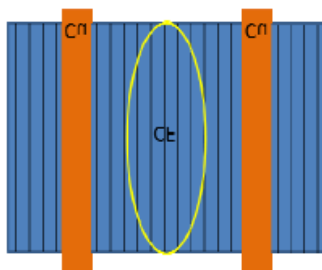
Після нагрівання протягом 300 с



60 років після припинення



(ж)



(п)

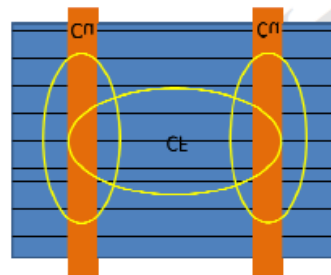




Рис. 1.7 IR-зображення зразка //HPNT (a, c, e) та  $\perp$ HPNT (b, d, f), отримані при кімнатній температурі, та відповідна схема зразків (g, h, жовті овали представляють зони концентрації тепла).

Навпаки, для зразків  $CF \perp Cu$  тепло передається вздовж волокон і поперек (і вздовж) мідних шин до всього зразка, площа розсіювання  $70 \text{ см}^2$  і щільність потужності лише  $686 \text{ Вт/м}^2$ . Це пояснює на приблизно 40% нижче підвищення температури, яке спостерігається для зразків  $CF \perp Cu$  (рис. 1.6). Крім того, менший опір зразка  $\perp$ HPNT робить контактний опір  $CF-Cu$  більш значним, тому в цих місцях відбувається надмірне нагрівання (рис. 1.7 b, d, f, h) [11].

Композитні зразки були виготовлені під низьким і високим тиском затвердіння, і об'ємна частка вуглецевого волокна зросла на 8,8% і 11,1% для зразків  $\parallel$  HP і  $\perp$ HP відповідно.

Підвищення тиску затвердіння та додавання проміжних шарів CNT покращує електричну та теплопровідність композитних зразків і може використовуватися для регулювання провідних властивостей нагрівального елемента, щоб зробити резистивне нагрівання більш ефективним. Крім того, напрямок вуглецевого волокна має домінуючий вплив на ефективність нагріву та розподіл тепла [11].

Для зразків  $CF \perp Cu$  струм протікає вздовж волокон, і опір зразка є низьким, тоді як опір контакту шини  $CF - Cu$  є відносно високим. Більший нагрів відбувається на електродах, і тепло легко поширюється за межі нагрітої зони. Для зразків  $CF // Cu$  струм повинен проходити від волокна до волокна, опір зразка високий, тоді як опір контакту електрода відносно низький. Нагрівання відбувається між електродами і не поширюється легко за межі центральної зони [11].

Композити з прошарками ВНТ, особливо з безпосереднім контактом з мідними шинами, демонструють більш високу електропровідність, тоді як

теплопровідність істотно не змінюється внаслідок різних режимів провідності. Кількість шарів, що складають полотна CNT, і їхнє розташування в структурі CF, а отже, опір і профіль нагрівання можна змінювати з легкістю та практично без втрати ваги чи об'єму, оскільки площа мас одного полотна CNT становить лише приблизно  $0,019 \text{ г/м}^2$  у порівнянні з одним шаром CF приблизно  $393 \text{ г/м}^2$ . Це дослідження містить ряд параметрів, які можна використовувати для створення та налаштування ефективного електротермічного елемента, в якому тепло може генеруватися на потрібному рівні та в потрібному місці [11].

### 1.3 Вибір аналогу системи

Основними небезпечними зонами є передні кромки крил, оперення, та двигунів та інших повітрязабірників. Тому використовувалися різні методи та способи запобігання утворенню льоду.

Однією із таких систем є система електротермічного нагрівання «Spraymat». Дана система широко використовується на літаках Великої Британії, Америки та Європи. Дану систему будемо використовувати і ми, як аналог для подальшої розробки власної системи антиобледеніння носка вертикального оперення літака [21].

Система "Spraymat" складається з фольги металевих нагрівальних елементів, на якій в два шари напилена ізоляційна смола, яка вставляється між ними. Потрійні шари наносяться один за одним безпосередньо на поверхню, що нагрівається, а термотвердіюча ізоляційна смола наноситься в рідкій формі нанесення пензлем або полівізатором, після чого проходить термозатвердіння при температурі  $100^\circ\text{C}$ . Базовий утеплювач армується склотканиною і часто, але не завжди склотканина також включається, як один із шарів ізоляції. Обігрівачі «Spraymat» також можуть виготовлятися окремо, а потім прикріплюються до оперення літака нагрівання.

Нагрівальні елементи виготовляються напиленням відповідного металу, наприклад як Kumanal (мідно-марганцево-алюмінієвий сплав). Ізоляційні зазори між доріжками елементів стараються зробити якомога вузкими, як правило, 1,27 мм, і це гарантує, що великий відсоток загальної обігрівальної площі складатиметься з власне нагрівального елемента. Нагрівальний елемент зазвичай займає більше 93 відсотків загальної нагрівальної площі [21].

Вони створені для роботи від напруги від 6 до 440 вольт (змінного або постійного струму) і забезпечують безперервну температуру поверхні приблизно до 150°C, хоча можна отримати значно вищі температури протягом коротких періодів за певних умов.

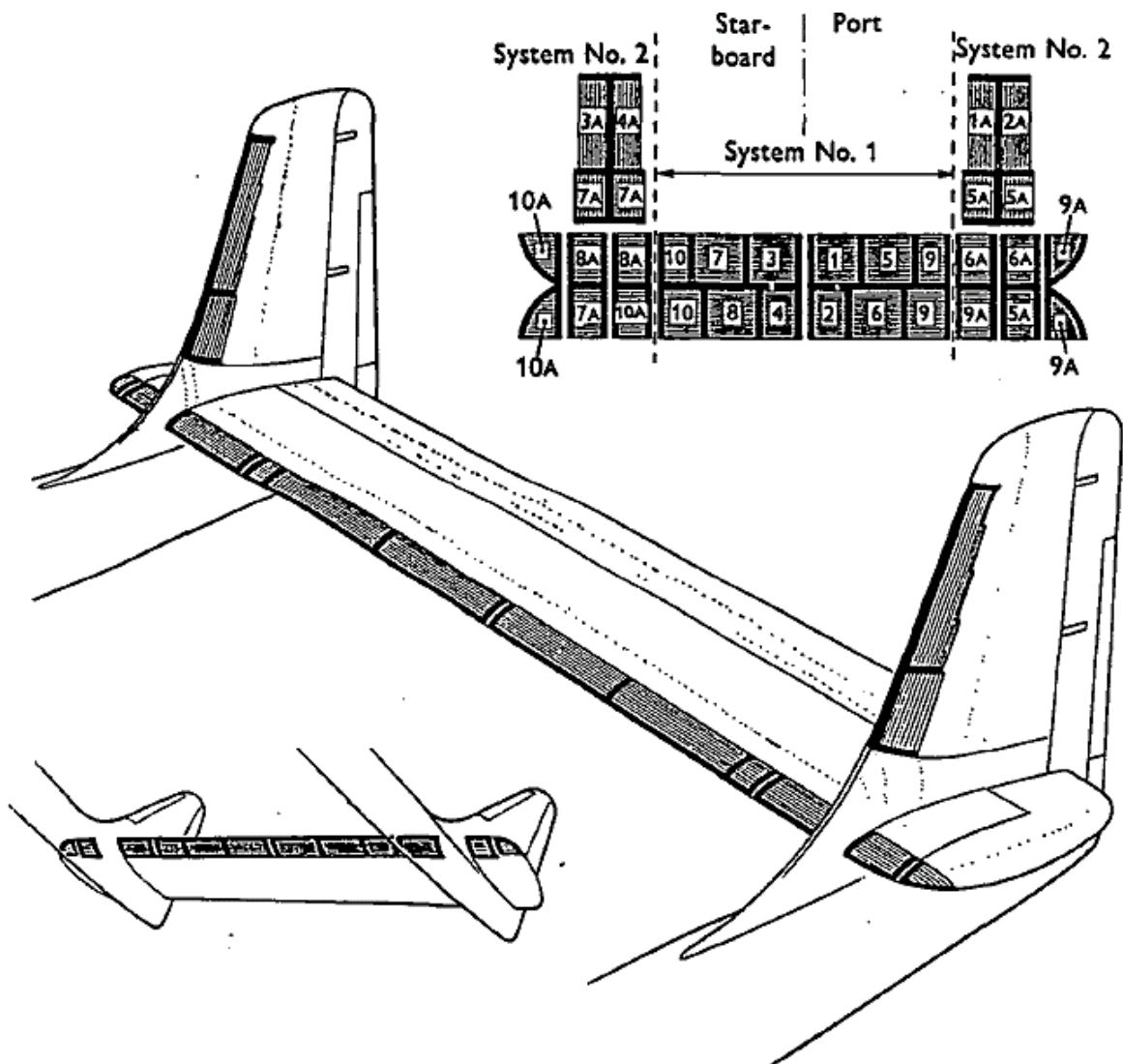


Рисунок 1.8 – Загальне розташування обігрівачів «Spraymat» на оперенні літака Argosy.

Швидка теплова реакція робить «Spraymat» ідеальним для циклічних систем опалення. Використовуючи циклічну систему, можна значно заощадити електроенергію енергії. Роботу системи можна автоматизувати шляхом встановлення детекторів ожеледиці та циклових вимикачів. Утеплювачі можна наносити на всі металеві та багато неметалевих поверхонь, вони мають повністю гладку поверхню [21].

Чотири різні ізоляційні плівки, кожна товщиною 50 лм, були протестовані, як альтернативний ізоляційний бар'єр для шарів склотканини: (1) DuPont Melinex 752, кристалічний полімер поліетилентерефталату (PET), (2) кристалічний полімер Mitsubishi RNK PET, (3) Напівкристалічний полімер Victrex-1000 050S поліефіретеркетон (PEEK) і (4) кристалічний полімер Toray Plastics Lumirror 60.28 PET. Вони були включені в ламінат ECT- [+45/-45/90/0]<sub>s</sub> AS4/8552 (рис. 1.8b). Усі плівки добре працювали як ізоляційне середовище, тобто нагрівання було досягнуто в усіх випадках, але шар ECT легко відшаровувався гострим ножом, що вказувало на погану адгезію до полімерних плівок [21]. Для покращення адгезії плівки піддавали киснево-плазмовій обробці, яка збільшує енергію активації за рахунок введення функціональних груп у кілька верхніх шарів на поверхні полімеру. Ця модифікація посилила хімічне зв'язування матриці з полімером. Було також показано, що поверхня стає шорсткою, що додатково сприяє адгезії. Як зазначено в таблиці 2, набір зразків було виготовлено з однією полімерною плівкою між ECT та ізоляційним полімером, а інший набір із двома смоляними плівками. Візуальний огляд панелей показав, що краще зволоження ECT було досягнуто за допомогою двох

шарів полімерної плівки. Деякі зразки мали лише одну сторону полімерної плазми, а інші – обидві сторони [21].

Таблиця 2 [26] показує результати якісної перевірки міцності з'єднання та випробувань на нагрівання. Було зроблено висновок, що плівка Victrex, оброблена плазмою з обох сторін, має найкращі загальні характеристики.

Результати експериментів, наведені в таблиці 2, не є вичерпним набором випробувань, тому для визначення оптимальної конфігурації знадобляться подальші дослідження. На основі випробувань, проведених з ламінатом AS4/8552 CFRP товщиною 1 мм, плівка Victrex була оцінена з іншою системою CFRP, Hexcel IM7/8552, з квазіізотропним ламінатом 4 мм.

У цьому випадку було виготовлено чотири екземпляри. Перевірка панелей підтвердила, що було досягнуто гарного зчеплення на межах вуглепластику/полімерної плівки та ЕСТ/полімерної плівки та отримано бажаний ефект нагрівання.

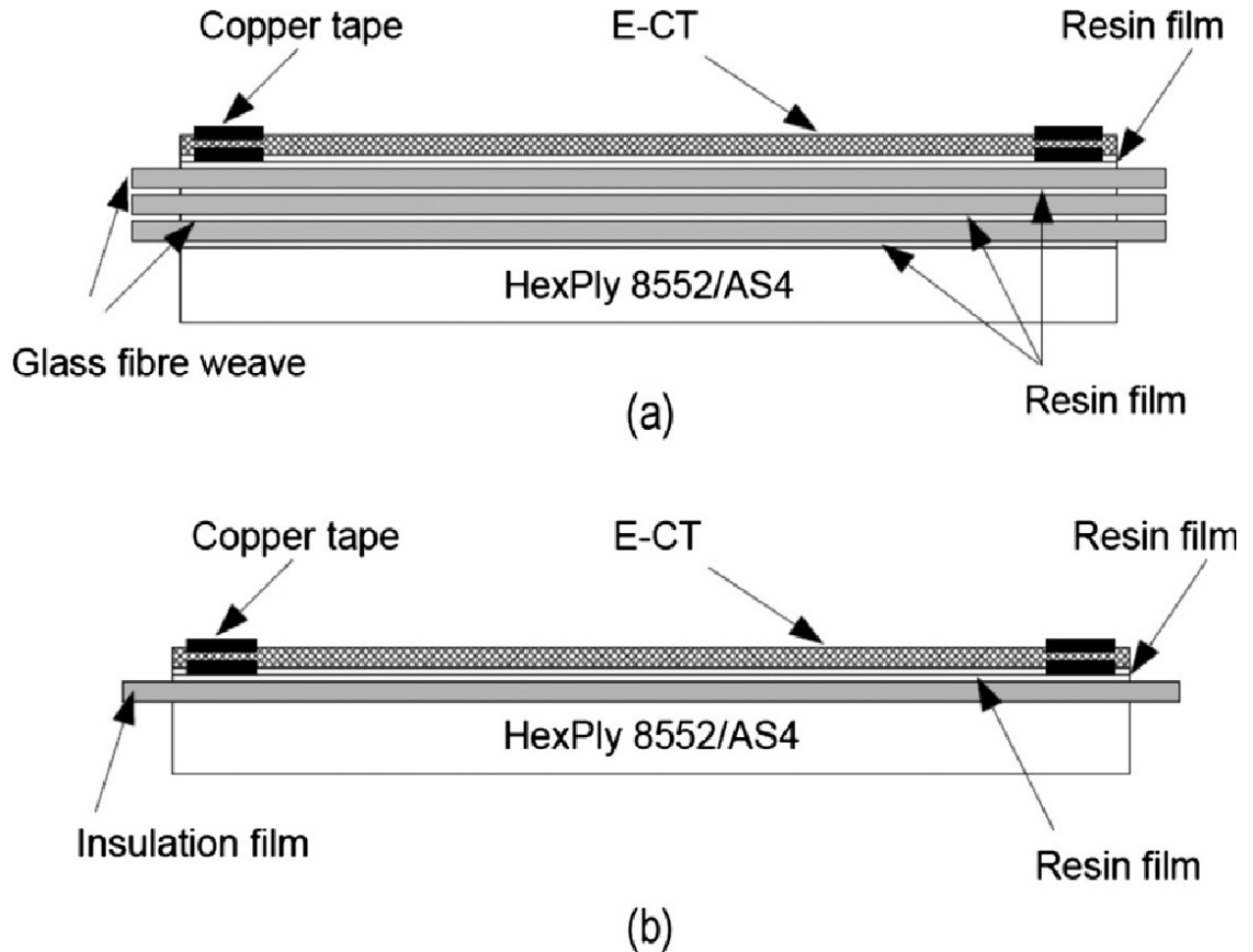


Рис. 1.9. Збірна панель обігрівача з трьома ізоляційними шарами скловолокна (а) та ізоляційною полімерною плівкою (б) [26].

Вуглецеві нанотрубки (ВНТ) виявляють багато вражаючих властивостей і вважаються одними з найперспективніших наноматеріалів, які можна використовувати в багатьох сферах застосування. Повідомлялося, що ВНТ можуть знайти широке застосування в електроніці і фотоніці. Останнім часом їх застосування в датчиках для газів і біологічних матеріалів, електродів для гнучкої електроніки і сонячних елементів, наповнювачів для полімерів і носіїв ліків також інтенсивно вивчалися.

Головною проблемою для їх реального застосування є те, як отримати однорідні ВНТ у великих масштабах. Як ми повідомляли раніше, можливим вирішенням цієї проблеми є супервирівняна плівка та пряжа з CNT [26].

Супервирівняні плівки та пряжа з ВНТ також демонструють багато цікавих властивостей і застосувань. Ми показали, що плівки з УНТ мають дуже швидку температурну реакцію, і продемонстрували їх застосування як у термоакустичному динаміку, так і в дисплеї з розжарюванням. Швидка теплова реакція пояснюється їх надмалою теплоємністю на одиницю площі (НСРUA), великим відношенням площі поверхні та великим коефіцієнтом теплового випромінювання [26].

Як відомо, розробка відповідних нагрівачів є загальною проблемою для багатьох сучасних технологій, таких як мікроелектромеханічні системи (MEMS), біочіпи тощо. Плівка CNT має відмінні властивості, необхідні для нагрівачів, такі як середній опір, високий діапазон робочих температур (повітря  $\approx 600$  К; вакуум або захисне середовище  $\approx 2000$  К), низька вартість і хороша звичність. Завдяки цим властивостям плівки CNT є придатним кандидатом на використання нагрівальних матеріалів. Крім того, швидка теплова реакція плівок CNT може відкрити багато нових застосувань, таких як нагрівачі в газових датчиках, які вимагають швидкої реакції, і нагрівачі в полімеразних ланцюгових реакціях (ПЛР) і дослідженні ферментів, які потребують багатотермічних циклів [26].

Плівки CNT також гнучкі та прозорі. Нові типи нагрівачів з плівками CNT можуть запровадити багато цікавих явищ і застосувань. Адресну матрицю мікронагрівачів можна використовувати в термохромному дисплеї. Як відомо, термохромні явища широко використовуються в індикації температури та

антипідробному друку з широким діапазоном температур і кольорів. За допомогою адресної матриці мікронагрівачів CNT-fi 1m можна реалізувати термохромний дисплей. Оскільки ПЕТ-підкладка повинна працювати при температурі нижче 120 °C для тривалої стабільності, ми використали органічний термохромний пігмент із низькою температурою переходу. На малюнку 4 показаний термохромний дисплей чорного пігменту з температурою переходу 50 °C. Пігмент чорний при кімнатній температурі та стає білим при нагріванні вище 50 °C [26]. На рис. 1.10а показано мікроскопічні зображення області зміни кольору пікселя при різні температури. Із збільшенням напруги нагріву площа області зміни кольору збільшується. Зона зміни кольору набуває форму кола при напрузі понад 4,5 В. При загальному внутрішньому освітленні також можна реалізувати градації сірого відбиття, як показано на малюнку 4b. Час від чорного до білого становить < 1 с відповідно до фільму, показаного в SI. На рис. 1.10 с показано відображені цифрові символи. Числа складаються з білих пікселів [26].



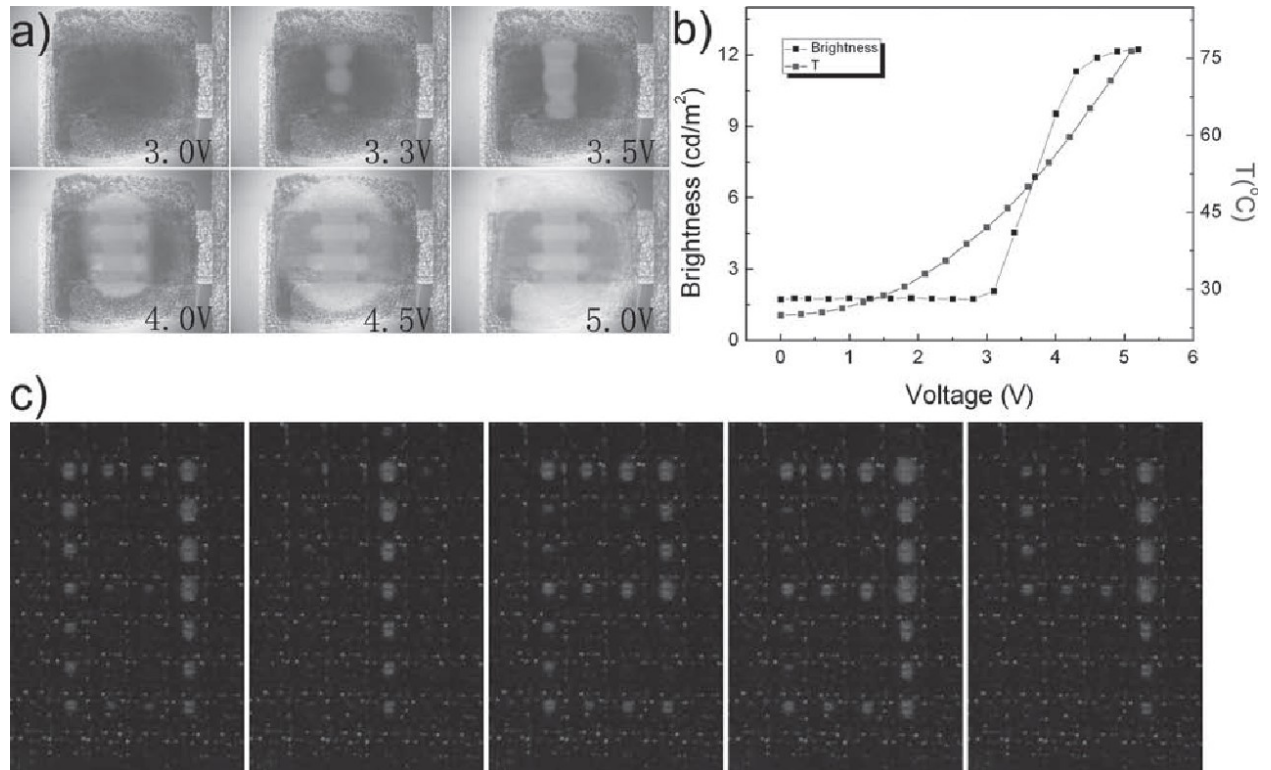


Рис. 1.10 а) Оптичні мікроскопічні зображення окремого пікселя при різних напругах нагріву. б) Температура та відтінки сірого окремого пікселя при загальному внутрішньому освітленні. с) Термохромно відображені цифрові символи з матрицею мікронагрівачів CNT-Film на ПЕТ [14].

Споживана потужність для чорного термохромного  $16 \times 16$  пікселів при включенні (білий) становить  $\approx 2,5$  Вт. Споживана потужність для синього термохромного пігменту з температурою переходу  $30^\circ \text{C}$  при включенні становить  $1,2$  Вт; його ефекти відображення показані в SI. У посиланні [14] описано бістабільний термохромний пігмент, який може зберігати свій колір при високій температурі шляхом швидкого охолодження до кімнатної температури, а також може повернутися до вихідного стану через процес відпалу. Можна буде виготовити

термохромний дисплей з низьким енергоспоживанням, який потребує енергії лише для перемикання кольорів. Термохромний дисплей також може стати можливим вибором для електронного паперу.

Масив мікронагрівача CNT-film може нормально працювати, коли він знаходиться у вигнутому стані. На малюнку 5 показано вигнутий символ «0», який відображається на термохромному дисплеї матриці мікронагрівачів CNT-Film. Гнучкість масиву мікронагрівачів CNT-Film може розширити його застосування в ситуаціях, де є криволінійна поверхня [14].

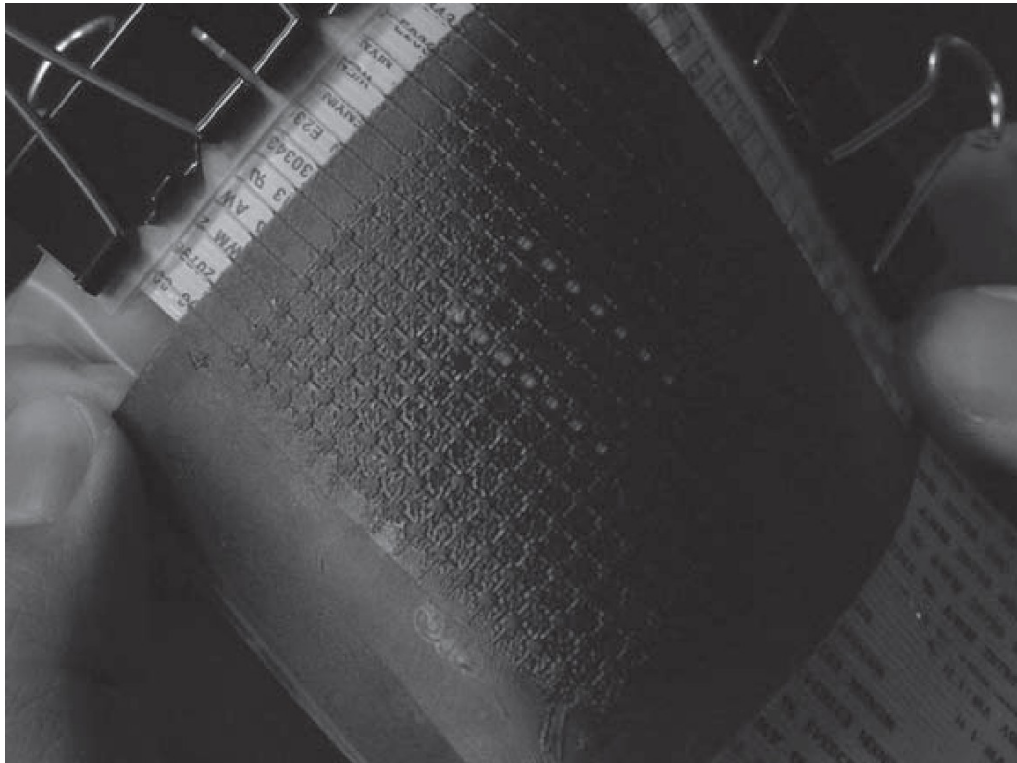


Рис. 1.11. Вигнутий термохромний дисплей із матрицею мікронагрівачів CNT-film на ПЕТ.

На завершення ми дослідили термічні властивості плівок УНТ на підкладці з ПЕТ. Завдяки зменшенню товщини підкладки та покриття плівки CNT на ПЕТ тепловий відгук плівки CNT на ПЕТ від кімнатної температури до

100 °C було скорочено до 2 с. Ми також виявили, що коефіцієнт теплової конвективної передачі для зразка малої площі більший, ніж для зразка великої площі в нашому експерименті, як повідомлялося раніше [4].

Це також може допомогти покращити теплову реакцію нагрівача плівки CNT. Масив мікронагрівачів  $16 \times 16$  CNTfi 1m був виготовлений за допомогою технології трафаретного друку та лазерного різання. Адресне та місцеве опалення реалізовано з приводним контуром. Було продемонстровано термохромний дисплей, на якому можна відображати цифрові символи. Масив мікронагрівачів також нормально працює у вигнутому стані [4].

#### 1.4 Висновки по розділу

У першому розділі проведено аналіз існуючих конструкції нагрівальних елементів систем захисту від обледеніння. Описано принцип роботи різних типів систем. Проведено аналіз використання композитних матеріалів в якості нагрівальних елементів за яким було вибрано систему Spraymat в якості аналогу.

Отримана інформація буде використана в наступних розділах дипломного проекту.

## 2 Конструкції нагрівальних елементів носка вертикального оперення літака, комплектуючі та монтаж елементів конструкцій.

### 2.1 Розгляд існуючих конструкцій нагрівальних елементів носка вертикального оперення

В електротермічних системах використовуються резистивні схеми, приховані в конструкції планера (рис. 2.1), які виробляють тепло при подачі на них електричного струму. Тепло може генеруватися безперервно, щоб захистити літак від обмерзання (режим захисту від льоду), або періодично, щоб розтопити лід, коли він з'являється на основних поверхнях (розрядження льоду). Друга операція зазвичай виконується через низьке енергоспоживання порівняно з першою, оскільки системі потрібно лише розтопити шар льоду, який контактує з поверхнею, щоб вітер надалі здув решту льоду [4].

Boeing 787 Dreamliner є прикладом комерційного літака, який використовує електротермічну систему захисту від зледеніння, надану GKN Aerospace. У цьому випадку резистивний контур обігріву вбудований в структуру крила зі скла та вуглецю. Boeing стверджує, що така система споживає вдвічі менше енергії, ніж традиційні вихлопні системи (нагріваються двигунами), а також зменшує опір і шум [5].

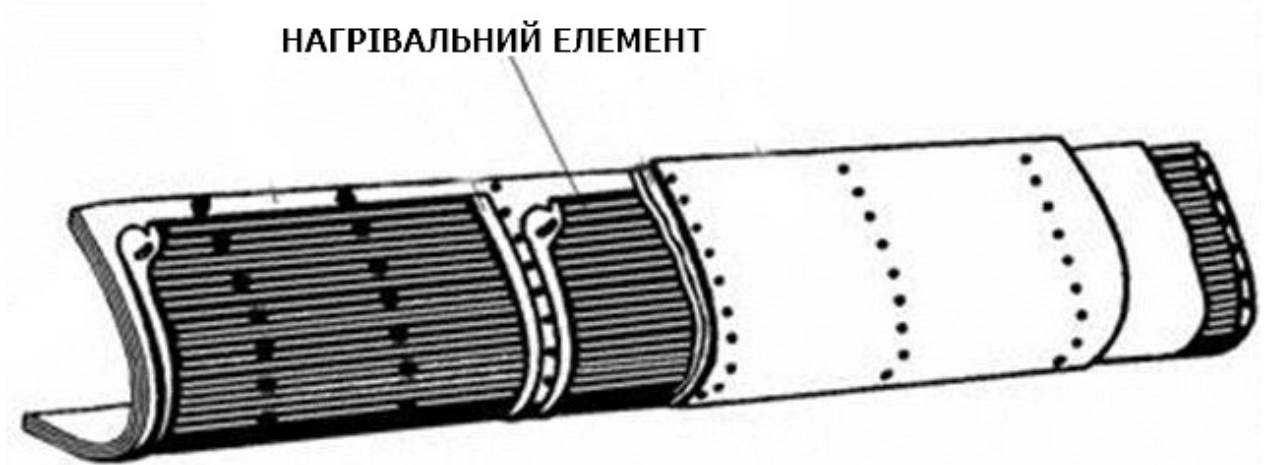


Рисунок 2.1 Реалізації електро-термічної СЗО

У літаках із металевою обшивкою до внутрішньої частини такої обшивки приклеєні нагрівальні спіралі з металевої фольги. Такий підхід дозволяє потенційно знизити енерговитрати на опалення порівняно з вбудованими схемами за рахунок можливості роботи на значно вищій потужності [6].

Популярною електричною протиожеледною системою для авіації загального призначення є Thermawing. Він використовує гнучку провідну графітову фольгу, прикріплену до передньої кромки крила. Електричний нагрівач нагріває фольгу і розтоплює лід.

У нових версіях таких систем використовуються покриття з вуглецевих нанотрубок. Тонка нитка скручується в рулони і утворює плівку товщиною 10 мікрон, що еквівалентно аркушу паперу формату А4. Плівка погано проводить електрику через повітряні проміжки між трубками. Натомість поява струму призводить до майже миттєвого підвищення температури. Вона нагрівається вдвічі швидше, ніж нагрівальний елемент для систем захисту від зледеніння під час польоту, дозволяючи використовувати половину енергії для однієї десятитисячної ваги. Кількість матеріалу, достатнього для покриття крил аеробуса, важить 80 грамів (2,8 унції). Коштує матеріал приблизно 1% від ціни

ніхрому. Аерогелеві нагрівачі можуть працювати безперервно на низькій потужності, щоб запобігти утворенню льоду [7]

## 2.2 Основні комплектуючі нагрівальних елементів

Електротеплова система СЗО складається з нагрівальних елементів циклічної або постійної дії із застосуванням теплових «ножів». Нагрівальні елементи розбивають на секції, розташовані, як правило, на різних частинах обшивки. Цикл роботи складається з декількох імпульсів. На вітчизняних ЛА циклічність складається з чотирьох імпульсів по 40 с, тобто кожна секція 40 с. знаходиться під напругою, а потім 120 с. - в знеструмленому стані. Теплові «ножі» виготовляють із нержавіючої сталі товщиною близько 0,2 мм та шириною 10—11 мм, а також з латунної фольги. Питома електрична потужність обігріву "ножів" дорівнює  $1,2 \text{ Вт/см}^2$ .

Кожен ТЕН оснащений вимикачем і датчиком струму. Температура поверхні контролюється за допомогою термостата, прикріпленого до обшивки носка вертикального оперення. Термостат визначає температуру обшивки та замикає або розмикає ланцюг живлення при заданих температурах. На рис. 2.2 представлена електрична схема керування ввімкнення СЗО. Дана система в штатній ситуації знаходиться в режимі очікування та при настанні ожеледиці вмикається та починає обігрівати та розтоплювати налипання льоду.

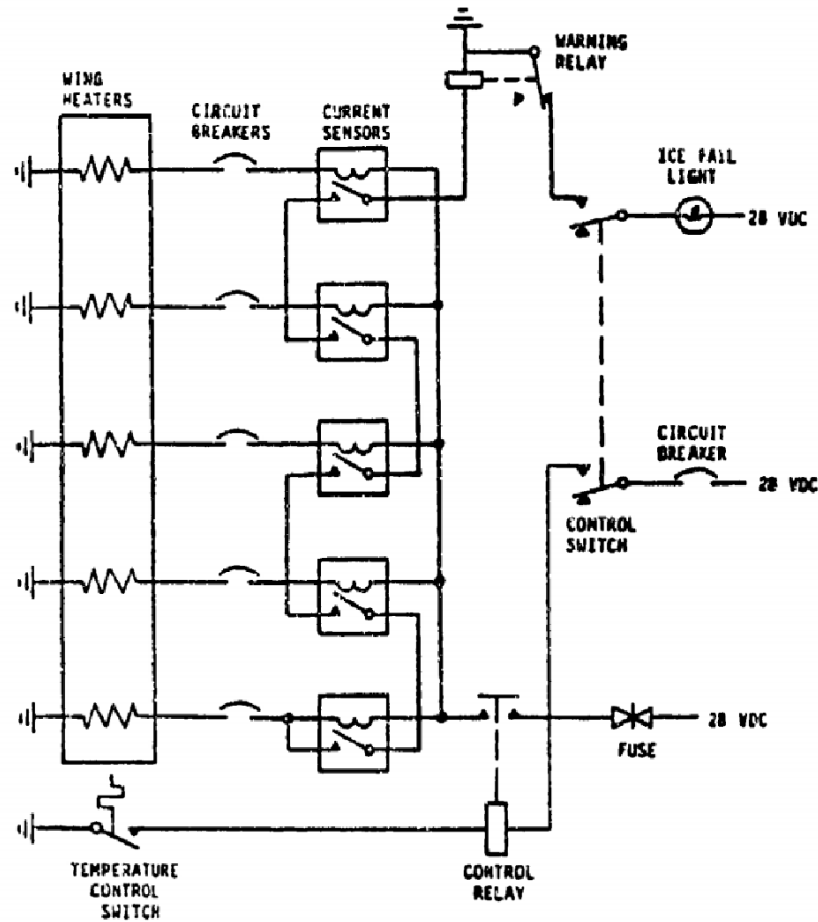


Рисунок 2.2 – Електрична схема управління ТЕНами

Самі ТЕНи виготовляють із струмопровідних композитів CNT.

Високоорієнтовані волокна полотна з CNT мають щільністю  $0,019 \text{ г/м}^2$  які виготовили шляхом прямого витягування «лісів» CNT, вирощених шляхом хімічного осадження з парової фази, для формування провідникового нагрівального елемента.

### 2.3 Особливості монтажу нагрівальних елементів

На даний час існує два способи установки ТЕНів на основі струмопровідних композитів.

Перший спосіб полягає в наступному. На заздалегідь підготовлене місце на носку оперення ЛА наносять шар полімеру на який накладають дане полотно та покривають іншим шаром разом армованими волокнами (CFRP), з додаванням одного 20-шарового полотна CNT електропровідність зросла на 25%, коли вирівнювання полотна CNT було перпендикулярним до волокон і на 15%, коли вирівнювання полотна CNT було паралельним волокнам. Крім того, було досліджено три типи міжшарового розподілу CNT. Завдяки адаптації тиску, шару вуглецевого волокна та прошарку CNT було отримано ефективну електротермічну систему, яку можна було б розгорнути як частину системи захисту від льоду на літаках [27].

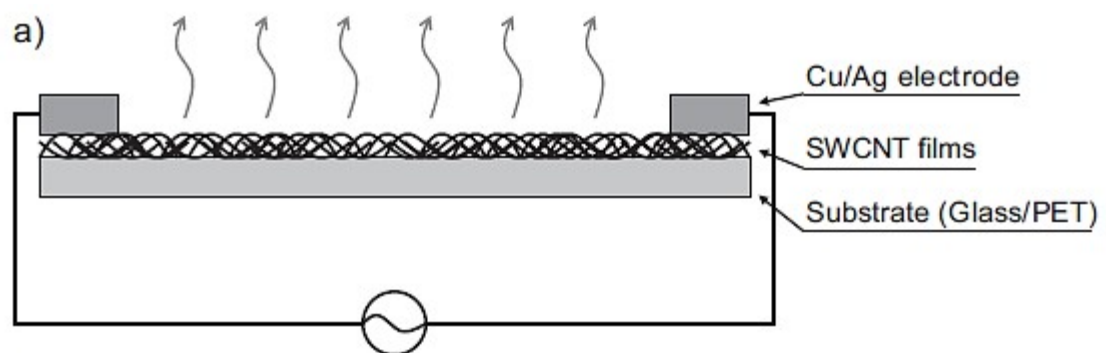


Рисунок 2.3 – Принцип роботи нагрівальних елементів на основі струмопровідних композитів

Другий спосіб - це виготовлення нагрівальних стрічок та скручування їх у рулон, а потім безпосереднє установлення на літак в необхідних місцях за допомогою тієї композитної смоли, яка затвердіє під дією на неї температури [27].

Перший та другий способи зарекомендували себе в сучасному літакобудуванні та поширено використовуються.



## 2.4 Висновки по розділу

В даному розділі були розглянуті конструкції нагрівальних елементів носка вертикального оперення вітчизняних та зарубіжних літаків. Також розглянуті основні комплектуючі які входять с систему СЗО та розглянуті особливості та можливості монтажу елементів конструкцій. Монтаж даних СЗО як показують дослідження покращають характеристики ЛА, зменшують витрати палива за рахунок малого споживання енергії, та ефективної і миттєвої дії.

### 3 Розрахунок впливу обледеніння носка вертикального оперення літака на аеродинамічні характеристики

#### 3.1 Задання вихідних даних для розрахунку

Габарити носка вертикального оперення: 300x200 мм, радіус 70 мм, мінімальний радіус 50 мм.

Матеріал обшивки Д 16.

Матеріал нагрівального елемента – полімер, наповнений графеном і нанотрубками.

Розміри плівки, як елемента системи нагрівальних елементів: довжина 100 мм, ширина 20 мм, товщина струмопровідного шару 2 мм

Трифазна система змінного струму з напругою живлення від 115 вольт з частотою від 340 до 560 гц

Нагрівальні елементи циклічної дії мають бути з двох сторін носка вертикального оперення

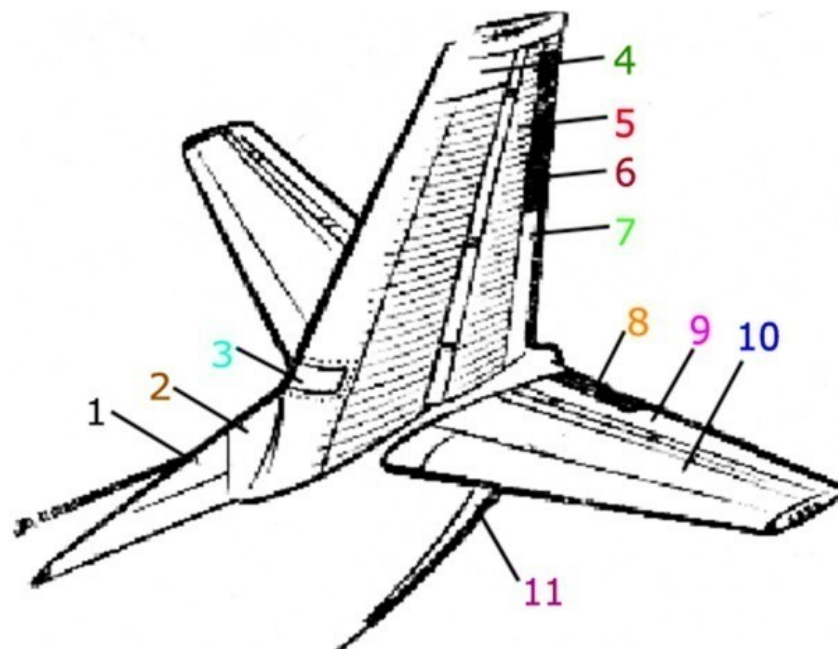


Рисунок 3.1 – Загальний вид оперення:

1 - форкіль; 2 - зализ; 3 - проблисковий маяк; 4 - киль; 5 - кермо напрямку; 6 - тример керма напрямку; 7 - сервокомпенсатор; 8 - тример керма висоти; 9 - кермо висоти; 10 - стабілізатор; 11 - фальшкіль.

### 3.2 Розрахунок впливу обледеніння носка

Розрахунок впливу обледеніння носка літака на його характеристики виконується з урахуванням різних факторів, таких, як геометрія носка, масштаб обледеніння, аеродинамічні властивості та інші.

Основними кроками розрахунку впливу обледеніння носка літака є наступні:

1. Визначення геометрії носка літака.
2. Вибір моделі обледеніння.
3. Розрахунок розмірів обледеніння.
4. Аеродинамічні розрахунки

Основними факторами, що впливають на процеси атмосферного обмерзання літаків, є розподіл крапель за розмірами в аерозольних хмарах, швидкість вільного потоку і вміст води. Розподіл крапель за розміром впливає на траєкторію руху частинок дисперсної фази, які стикаються з об'єктом і покриваються льодом. Тому дуже важливим є вивчення механізмів утворення льодової кірки та впливу розміру крапель та їх траєкторій на динаміку наростання снігового нальоту [27].

Поле течії, що оточує профіль оперення, можна розв'язати кількома методами. Відомими в наш час стали три методи які були успішно реалізовані:

- 1) конформне відображення,
- 2) панельний метод
- 3) ейлерів підхід.

Конформне відображення вперше було введено Теодорсеном і Гарріком [8]. Двоступеневе перетворення ґрунтується на теоремі Рімана [8] про те, що потенційне поле навколо будь-якого замкнутого контуру завжди можна перетворити на потенційне поле навколо кола. Після того, як форма аеродинамічного профілю трансформується в коло, можна визначити швидкості на поверхні та в будь-якій точці навколо неї.

Оскільки це розв'язок рівняння Лапласа, неявні припущення полягають у тому, що потік є одночасно нев'язким і нестисливим. Бреґг [7] заявив, що оскільки вплив стисливості на траєкторії водяних крапель був незначним до критичного числа Маха для всіх розмірів крапель, крім найменших, а в'язкі ефекти важливі лише в тонкому в'язкому прикордонному шарі, метод конформного відображення був доцільним у рішення для наростання льоду на аеродинамічних профілях. Дослідження обледеніння аеродинамічного профілю за допомогою техніки конформного відображення включають дослідження Бретта, Грегорека та Бреґга. Міллер [8] також використовував техніку конформного відображення для визначення поля потоку навколо крила гвинта в радіальному напрямку в умовах обледеніння морозу.

Бреґг і Грегорек [8] відзначили, що передбачити форму льоду може бути важко через припущення про нев'язке поле течії. Коли в полі потоку виникає увігнута поверхня, утворюється рециркуляційний або сепараційний міхур, який не покривається кодом потенційного потоку. Рішення потенційного потоку дає вищі градієнти швидкості в цій області, що призводить до вищих темпів утворення льоду, ніж насправді.

Ця проблема також призводить до обмеження, коли кут атаки (АОА) аеродинамічного профілю дуже великий. Панельний метод є загальним методом вирішення потенційних проблем потоку, що описує нестерпний нев'язкий потік.

Потік може бути навколо будь-якого дво- або тривимірного тіла з майже будь-якими типами обмежуючих умов.

Панельний метод був розроблений компанією Douglas Aircraft у 1950-х роках для покращення прогнозування потоку повітря навколо тіл обертання. При панельному методі поверхня профілю розбивається на ряд секцій або панелей, що мають плоский профіль. Іншими словами, точна форма профілю апроксимується вписаним багатокутником. Панелі мають як джерело щільності, так і завихреність. Кожна панель може мати різну щільність джерела, але постійна для кожної панелі. Це полегшує інтеграцію рівнянь потенційного потоку, що призводить до простої алгебраїчної системи лінійних рівнянь. Для суворо потенційного (не в'язкого) потоку сила джерела кожної панелі визначається ітераційно шляхом вирішення цих одночасних рівнянь, з вимогою, щоб загальна нормальна поверхнева швидкість кожної панелі дорівнювала нулю [9].

Загальна нормальна швидкість визначається як зустрічний потік плюс об'ємні джерела та вихори. Сила завихрення кожної панелі однакова, тому завихрення визначається загальною силою, яка регулюється відповідно до умови Кутта. Класична умова Кутта вимагає уникати нескінченної швидкості задньої кромки. У застосуванні до методу панелі умова Кутта вимагає, щоб тиск на верхній і нижній поверхнях наближався до загального значення на задній кромці. Оскільки тиск пропорційний квадрату швидкості, рівняння умови кута є нелінійним.

Багато дослідників використовували код панельного методу, розроблений Хассом і Смітом [9]. Покращення включають поправки на стисливість і наявність прикордонного шару. Макартур використовував поправку на стисливість Кармана-Цієна, тоді як Хедде і Гуффон використовували поправку Прандтля-Глауєрта [8]. Хоча поправка Кармана-Прайса розширює корисний

діапазон методу панелі до вищих чисел Маха, товсті аеродинамічні профілі та високі кути атаки не передбачені належним чином, оскільки поправка базується на наближенні невеликих збурень (метод картографування), тобто неправильні прогнози поля потоку в зонах розділення, також обговорювався МакАртуром за допомогою методу панелі [8].

Процеси обмерзання можна умовно розділити на 4 категорії.

Перша категорія — шорсткість крижаної поверхні, що знаходиться вище локального прикордонного шару, що впливає не тільки на перехід прикордонного шару в турбулентний стан, але й на його відрив за течією;

Друга категорія обмерзання, що характеризується борозенками вздовж течії. При цьому площа відриву потоку залежить в основному від кута атаки. У поєднанні з шорсткістю цей тип обмерзання в основному впливає на збільшення опору [9];

Третя категорія - це випадок, коли краплі, розтікаючись по поверхні, відразу кристалізуються. У цьому випадку навколо критичної точки починає рости одне поле у вигляді одного «рогу». В інших випадках кристалізація затримується, плівка води сповзає по поверхні, і лід наростає на двох ділянках з боку критичної точки, утворюючи два «ріжки» (рис. 3.2, а і б).

Крижані роги утворюють за собою велику зону відриву, що істотно впливає на аеродинаміку, що супроводжується порушенням потоку залежно від їх форми, положення та кута атаки. При цьому істотно падають несучі властивості літака (рис. 3.2, в) [9].

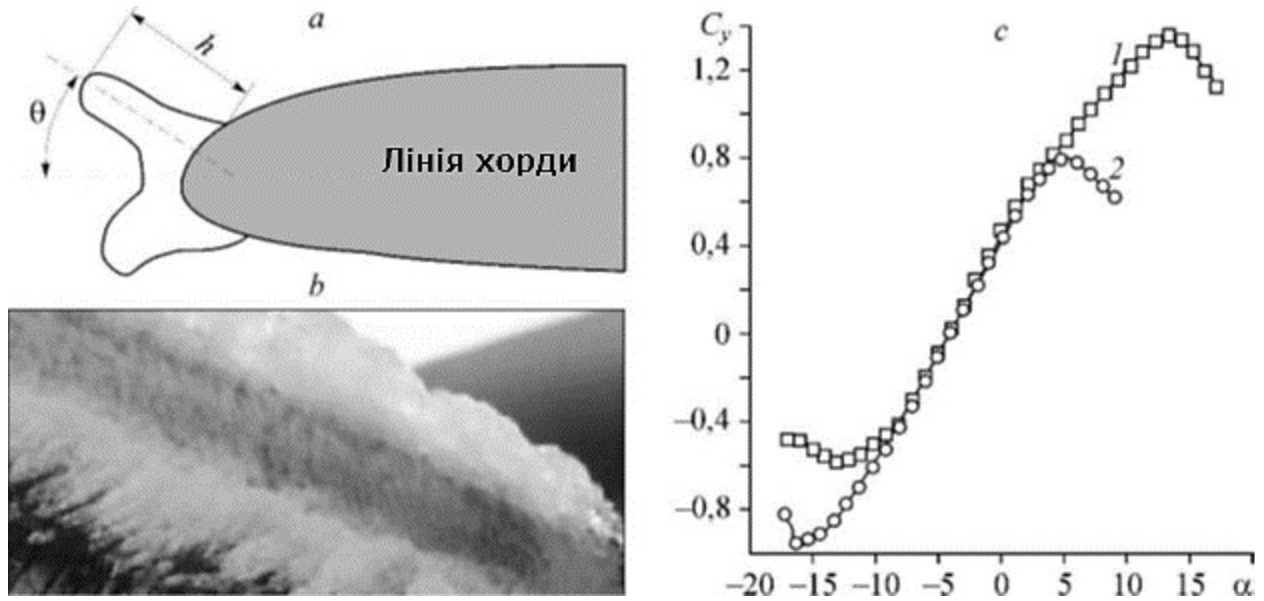


Рисунок 3.2 – Схематичне зображення льоду у вигляді «рогів» (а), фото льоду в у вигляді «рогів» на передній кромці оперення (б), коефіцієнти підйомної сили крила з обмерзанням та без «ріжків».

Четверта категорія, при роботі теплової СЗО плівка води рухається по поверхні до зовнішньої межі обігривається зони, а потім замерзає у вигляді так званого бар'єрного льоду.

На рис. 3.3 зображено умовну схему зовнішнього обтікання тіл. Суцільні криві - це лінії повітряних потоків, які вигинаються при зустрічі з тілом, а штрихові - траєкторії крапель, які частково падають на його поверхню. При цьому краплі, наздоганяючи потік, відстають від нього, тим більше вони зростають. Очевидно, що дрібні краплі краще захоплюються потоком і тому рідше падають на поверхню обтічного тіла. Тому при зменшенні розміру краплі площа захоплення і форма крижинок спотворюються [22].



Рисунок 3.3 – Схема обтікання тіла потоком повітря, що містить краплі води.

За описом вище, переохоложені краплі води слідує за траєкторіями, які можуть стикаються з поверхнею профілю. Місця зіткнення з поверхнею аеродинамічного профілю коливаються від  $s_1$  до  $s_a$ . Подібним чином, початкові ординати цих дотичних траєкторій є  $y_1$  і  $y_a$  відповідно. Ці чотири координатні місця зазвичай знаходять за допомогою підходу Лагранжа, де диференціальні рівняння, що описують другий закон Ньютона для однієї краплі розв'язуються за допомогою інтеграцій. На відміну від підходу Ейлера, методологія Лагранжа слідує за контрольним об'ємом (краплею рідини), коли вона проходить через область інтересу. Щоб вивести рівняння руху, наступні припущення щодо потоку утворюються краплі води в повітрі: [22]

- 1) Через свій розмір ( $10 < d < 50$  мкм) краплі залишаються сферичними, а явище молекулярного ковзання незначне.
- 2) Впливом краплі на поле течії нехтують, оскільки LWC рідко перевищує  $2,0$  г/м<sup>3</sup>.
- 3) Термін градієнта тиску, член видимої маси та член нестационарної пам'яті Бассета є незначними, оскільки щільність крапель набагато більша, ніж густина повітря.



4) Впливом в'язкого прикордонного шару на поверхні профілю нехтують, оскільки прикордонний шар на передній кромці (де відбувається більшість ударів) дуже тонкий.

### 3.1

З урахуванням цих припущень складаються рівняння руху крапель

де

де

$$y = \frac{1}{\tan \tan \left[ \frac{y - V_y}{x - V_x} \right]} \quad (3.13)$$

Силу опору  $D$  можемо визначити за формулою:

$$D = C_d \cdot \frac{\rho_a \cdot V^2 \cdot A_d}{2} \quad (3.14)$$

де  $C_d$  – коефіцієнт лобового опору сферичної краплі,

$\rho_a$  - щільність повітря, а

$A_d$  — характерна площа краплі.

Швидкість частинки відносно поля течії дорівнює

$$V = \sqrt{\dots}$$

Потік води, що потрапляє на поверхню профілю, не є рівномірним, але зазвичай найбільший у точці застою. Потік маси на передньому фронті характеризується безрозмірною ефективністю збору  $\beta$ . Цей параметр

визначається як відношення потоку маси між двома траєкторіями частинок вище за течією від профілю до траєкторії на поверхні профілю. [22]

$$\beta = \frac{dy}{ds} \quad (16)$$

Місцевий масовий потік води, що налітає на аеродинамічний профіль, становить

$$\dot{m}_{w,inc}^n = V_\infty (LWC) \cdot \beta \quad (17)$$

Загальна ефективність збору аеродинамічного профілю визначається шляхом інтегрування розподілу  $\beta$  від нижньої до верхньої межі зіткнення.

$$E = \frac{1}{h} \cdot \int_{s_l}^{s_u} \beta ds = \frac{y_u - y_l}{h}$$

Загальна масова швидкість потоку на одиницю ширини води, що стикається з поверхнею, становить

$$\dot{m}_{w,inc}^n = V_\infty (LWC) \cdot \int_{s_l}^{s_u} \beta ds = V_\infty (LWC) \cdot (y_u - y_l) \quad (18)$$

Після розгляду поля течії та траєкторій крапель можна застосувати принципи термодинаміки та динаміки рідини для визначення форм льоду та швидкості накопичення льоду. Явища, які є важливими для цього процесу, включають 1) в'язке або кінетичне нагрівання повітря, 2) кінетичне нагрівання

краплями води, 3) випаровування або сублимацію, 4) конвекцію, 5) нагрівання крапель від аеродинамічного профілю та 6) теплоту плавлення.

Для моделювання наростання льоду контрольний об'єм будується таким чином, щоб верхня межа збігалася з прикордонним шаром повітряного потоку, а нижня межа знаходилася трохи нижче поверхні льоду [2].

Оскільки лід накопичується та змінює форму з часом, положення та форму контрольного об'єму необхідно відповідно змінити. Крім того, зміна форми аеродинамічного профілю через накопичений лід може змінити прикордонний шар, таким чином збільшуючи необхідну гнучкість контрольного об'єму [2].

Як згадувалося раніше, характеристики замерзання паморозі відрізняються від характеристик ожеледиці. Для полегшення розробки загальних рівнянь збереження маси та енергії, які можуть бути застосовані до всіх явищ зледеніння, Мессінгер розробив частку замерзання, яка визначається як відношення кількості води, що замерзла в межах контрольного об'єму  $m_{fz}$ , до масової витрати зледеніння крапель води  $m_{inc}$  плюс кількість рідкої води, що надходить у контрольний об'єм із вищих контрольних об'ємів  $m_{w.in}$ :

$$f = \frac{\dot{m}_{fz}}{\dot{m}_{inc} + \dot{m}_{w.in}} \quad (\text{STYLEREF 1 \3 SEQ ARABIC \19})$$

Оскільки іній характеризується замерзанням крапель води при ударі, то частка замерзання в цьому випадку буде дорівнювати одиниці. Для глазурованого льоду частка замерзання буде десь між нулем і одиницею. Коли частка замерзання дорівнює нулю, теплопередачі недостатньо, щоб викликати замерзання [25].

$$\dot{m}_{inc} + \dot{m}_{w, \infty} = \dot{m}_{evap}$$

де  $m_{evap}$  - масова швидкість випаровування,

$m_{w,ou}$  - масова швидкість потоку рідкої води з контрольного об'єму.

Точні прогнози поля потоку, ефективності збору та LWC необхідні для визначення балансу маси, оскільки швидкість падіння маси базується виключно на цих змінних [25].

Рівняння збереження енергії

$$\dot{Q}_{inc} + \dot{Q}_{w, \infty} + Q_{sz} + Q_{rz} = Q_{evap} + Q_{r, av} + Q_{rz} + Q_{conv} + Q_{cond}$$

де,  $\dot{Q}_{w, \infty}$  – швидкість тепла, викликана рідкою водою, що надходить у контрольний об'єм із верхньої частини,

$$\dot{Q}_{w, \infty} = \dot{m}_{w, \infty} \cdot c_w \cdot T_{\infty}$$

$\dot{Q}_{inc}$  – теплота, що виділяється переохолодженими рідкими краплями води,

$$\dot{Q}_{inc} = \dot{m}_{inc} \cdot c_w \cdot T_{\infty}$$

$\dot{Q}_{ke}$  – кінетична енергія крапель води,  $Q_{evap}$  – втрата тепла через випаровування,

$$\dot{Q}_{ke} = \dot{m}_{inc} \cdot \frac{V_{\infty}^2}{2}$$

$\dot{Q}_{w.out}$  – тепло, що витікає з контрольного об'єму разом із рідкою водою, що виходить,

$$\dot{Q}_{w.out} = \dot{m}_{w.out} \cdot c_w \cdot T_{w.out}$$

$\dot{Q}_{frz}$  – швидкість нагрівання внаслідок замерзання,

$$\dot{Q}_{frz} = f \cdot \dot{c}$$

$\dot{Q}_{conv}$  – конвективний теплообмін,

$$\dot{Q}_{conv} = h_c \cdot S \cdot (T_{sur} - T_{\infty})$$

$\dot{Q}_{cond}$  – швидкість кондуктивної теплопередачі в обшивку профілю.

$$\dot{Q}_{cond} = S \cdot K_i \cdot \frac{dT}{dn}$$

$\dot{Q}_{evap}$  - втрати тепла внаслідок випаровування,

$$\dot{Q}_{evap} = 0.7 \cdot h_c \cdot S \cdot h_{fg} \cdot \left[ \frac{\varphi \cdot P_{vsat}(T_{\infty}) - P_{vsat}(T_{sur})}{P_a \cdot C_a} \right]$$

$$\dot{Q}_{vis} = h_c \cdot S \cdot R_c \cdot \frac{V_{\infty}^2}{2 \cdot C_a}$$

Оскільки розрахунки за вище наведеними формулами дуже громіздкі, було прийнято рішення використовувати програмне забезпечення ANSYS FENSAP-ICE. Завдяки даній програмі можна симулювати велику кількість

даних і сам процес утворення льоду на літаку, а також дана програма дозволяє прогнозувати зледеніння в процесі моделювання ще до його утворення [25].

Наростання льоду — це складне явище, яке надзвичайно складно імітувати за допомогою фізичних тестів.

FENSAP-ICE є провідним тривимірним, передовим, сертифікованим програмним забезпеченням, що дозволяє проводити точні розрахунки аеродинаміки та протиобмерзання з видимим економічним ефектом, враховуючи всі п'ять основних аспектів зледеніння в польоті: [25]

- Повітряний потік
- Зіткнення крапель і кристалів льоду
- Наростання льоду
- Погіршення аеродинамічних характеристик
- Теплові протизледенні системи

FENSAP-ICE сумісний з досить великою кількістю сіткових генераторів, тому часто можна повторно використовувати сітки, вже створені для аеродинамічних досліджень. Не маючи істотних обмежень по геометрії, він застосовується до літаків, вертольотів, безпілотних літальних апаратів, реактивних двигунів, гондолів, датчиків та інших систем. До складу FENSAP-ICE входить модуль OptiGrid, необхідний адаптації розрахункової сітки і що дозволяє підтримувати якість сітки високому рівні [25].

FENSAP-ICE може розрахувати тривимірне наростання льоду, появу інею або крижані утворення довільної форми на різних поверхнях літака за будь-якої умови зледеніння [9].

FENSAP-ICE має вбудований графічний інтерфейс для полегшення вибору умов зледеніння, які містяться у спеціальних додатках C, D, O (додатки американських норм FAA) [9].

FENSAP-ICE дозволяє змоделювати утворення льоду на крилах, стабілізаторах, рульових поверхнях, датчиках повітряних параметрів, пропелерах, лопатках турбореактивного двигуна та повітряних каналах, обтічниках, камерах тощо з метою оцінки зниження аеродинамічних характеристик [9].

До складу FENSAP-ICE входять різні моделі шорсткості, у тому числі аналітична модель, яка виключає залежність від емпіричних кореляцій. Великі криги у формі «роги» можуть бути змодельовані в 2D і 3D постановці з використанням підходу, в якому виконується серія стаціонарних розрахунків на коротких часових інтервалах. Розширені моделі зледеніння дозволяють змоделювати руйнування льодових утворень, які відбуваються, коли температура гальмування повітря піднімається вище за нуль [9].

Для початку роботи з програмою зробимо 3-D модель вертикального оперення розміри якого задані в завданні на проектування за допомогою програми SolidWorks (рис. 3.4), та перенесемо його середовище програми.

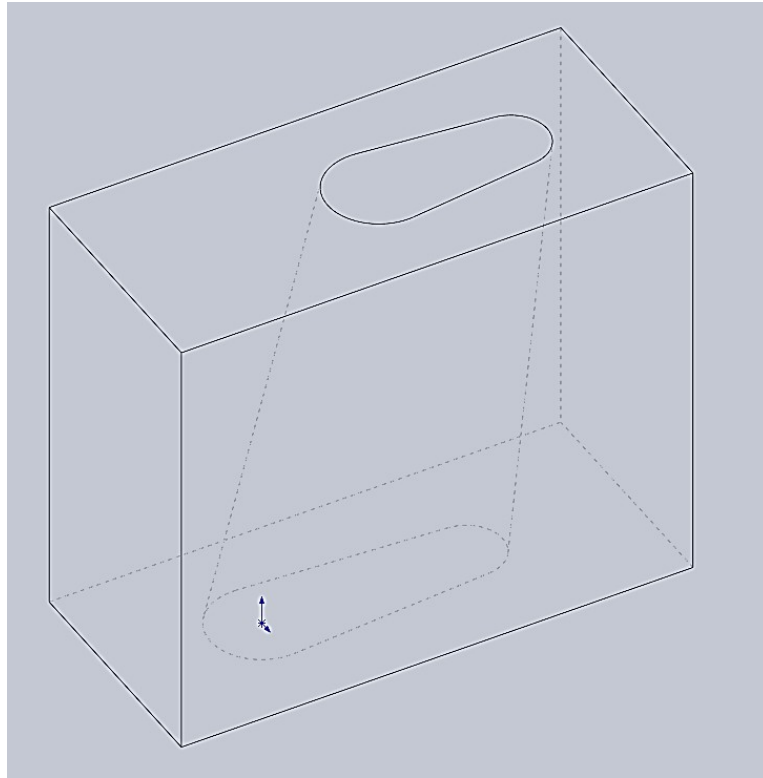


Рисунок 3.4 – 3D модель вертикального оперення літака та робоча область програми SolidWorks

Запустимо програму FENSAP-ICE та створимо новий проект розрахунків та налаштуємо одиниці вимірів в системі СІ (рис. 3.5)



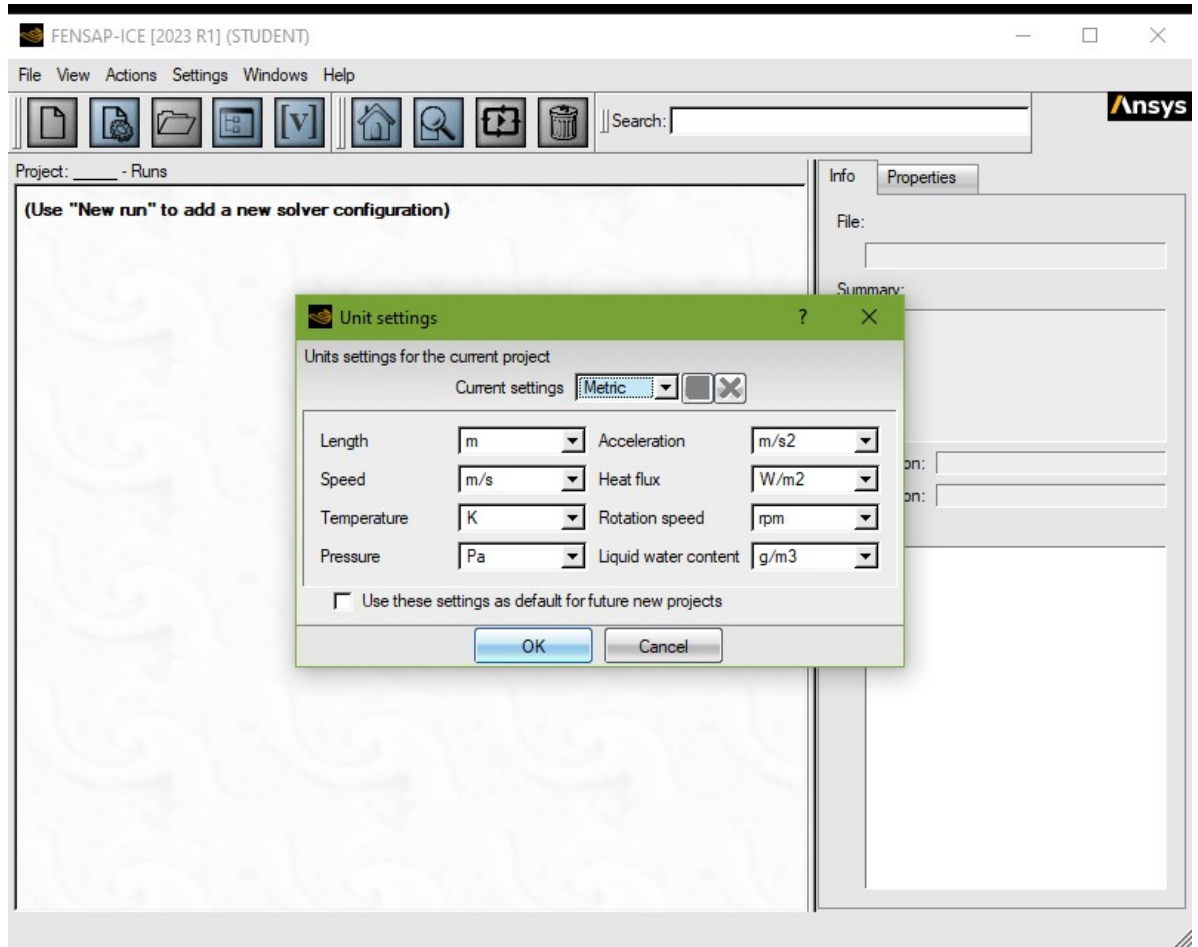


Рисунок 3.5 – Налаштування програми

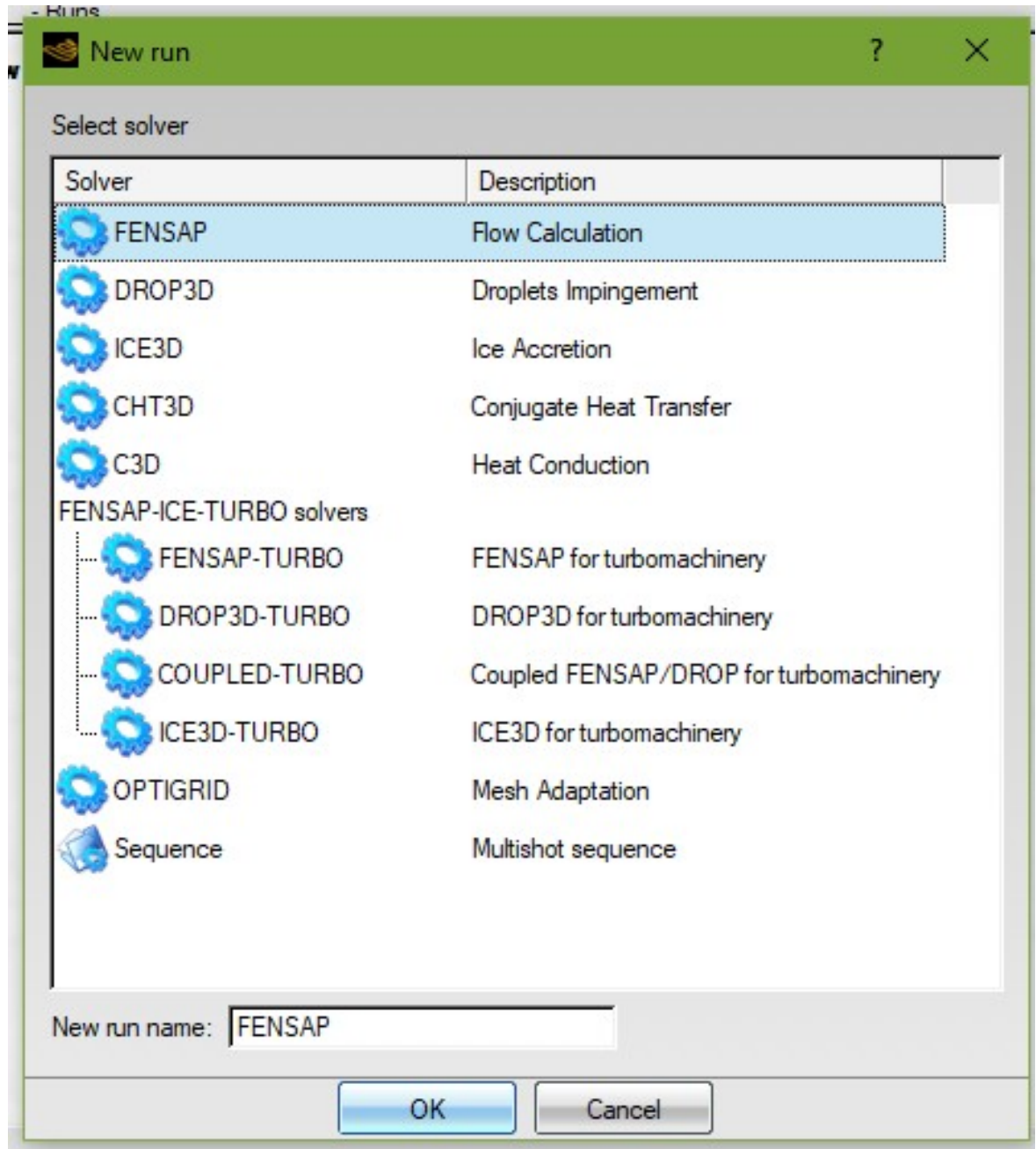


Рисунок 3.6 – Конфігураційні файли для проекту

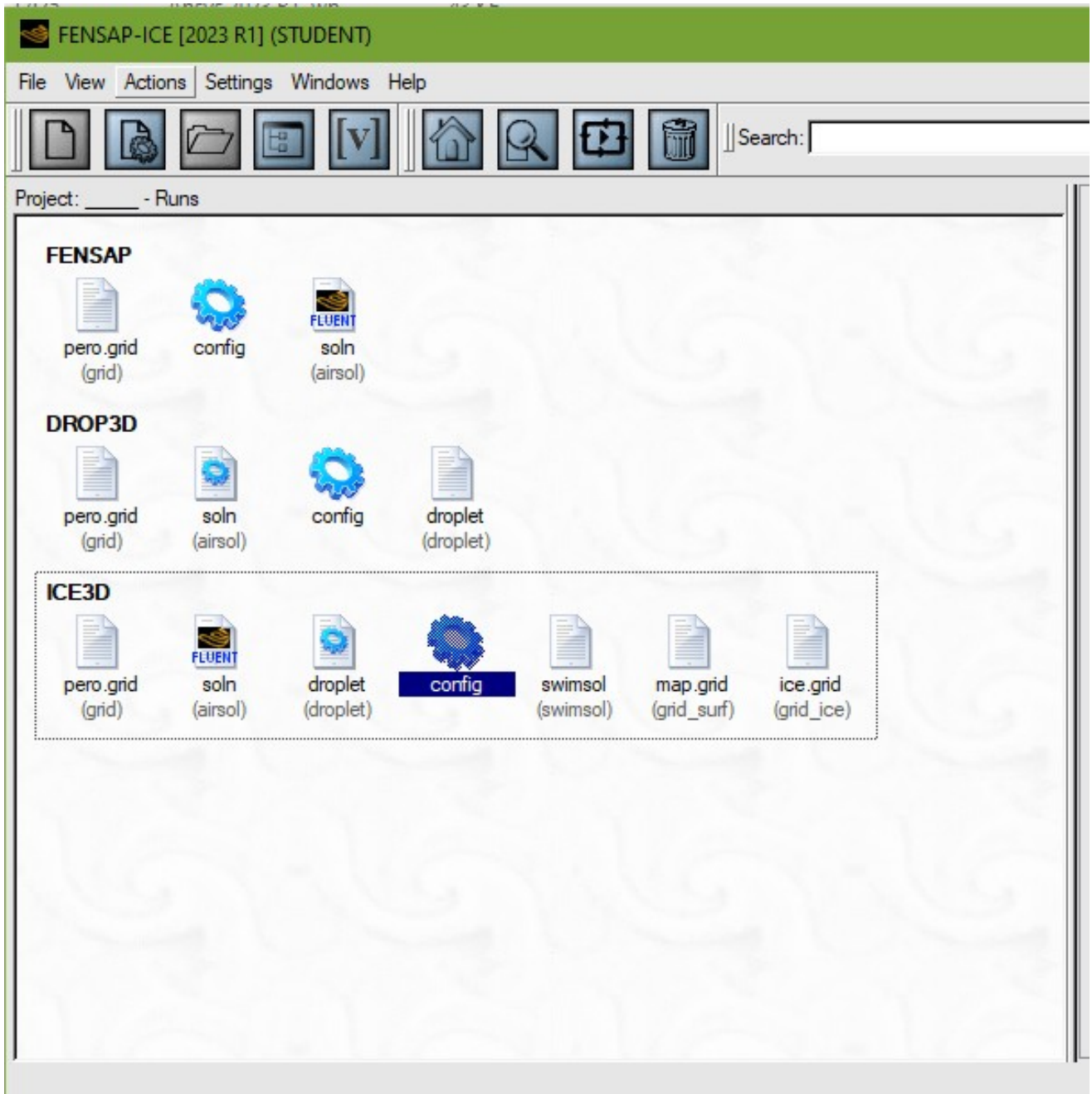


Рисунок 3.7 – Вигляд вікна програми після розрахунків

При моделюванні динамічного процесу обмерзання використовувалися математичні моделі, описані вище. З урахуванням зміни часу та розвитку процесу обледеніння змінюється аеродинаміка та маса літака, внаслідок чого літак втрачає маневреність та може втратити керування.

Вихідні дані які вводились в програму для розрахунків:

швидкість потоку, що набігає  $V_{\infty} = 100$  м/с,

температура набігаючого потоку  $T_{\infty} = 240$  К,

тиск на пері  $p_{\infty} = 19264,2$  Па ,

водність  $LWC = 0,0005$  кг/м<sup>3</sup>,

діаметр крапель  $d_k = 20$  мкм,

час обмерзання  $t = 3$  хв

На рис. 3.8 представлена послідовність розрахунків в програмі.

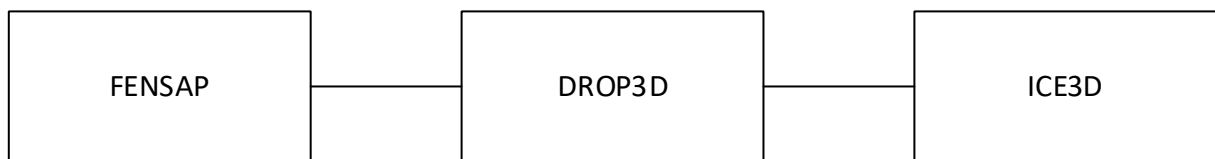


Рисунок 3.8– Послідовність розрахунків в програмі

Результати моделювання наведені в додатку Б.

Графік отриманий в програмі представлений на рис 3.9.

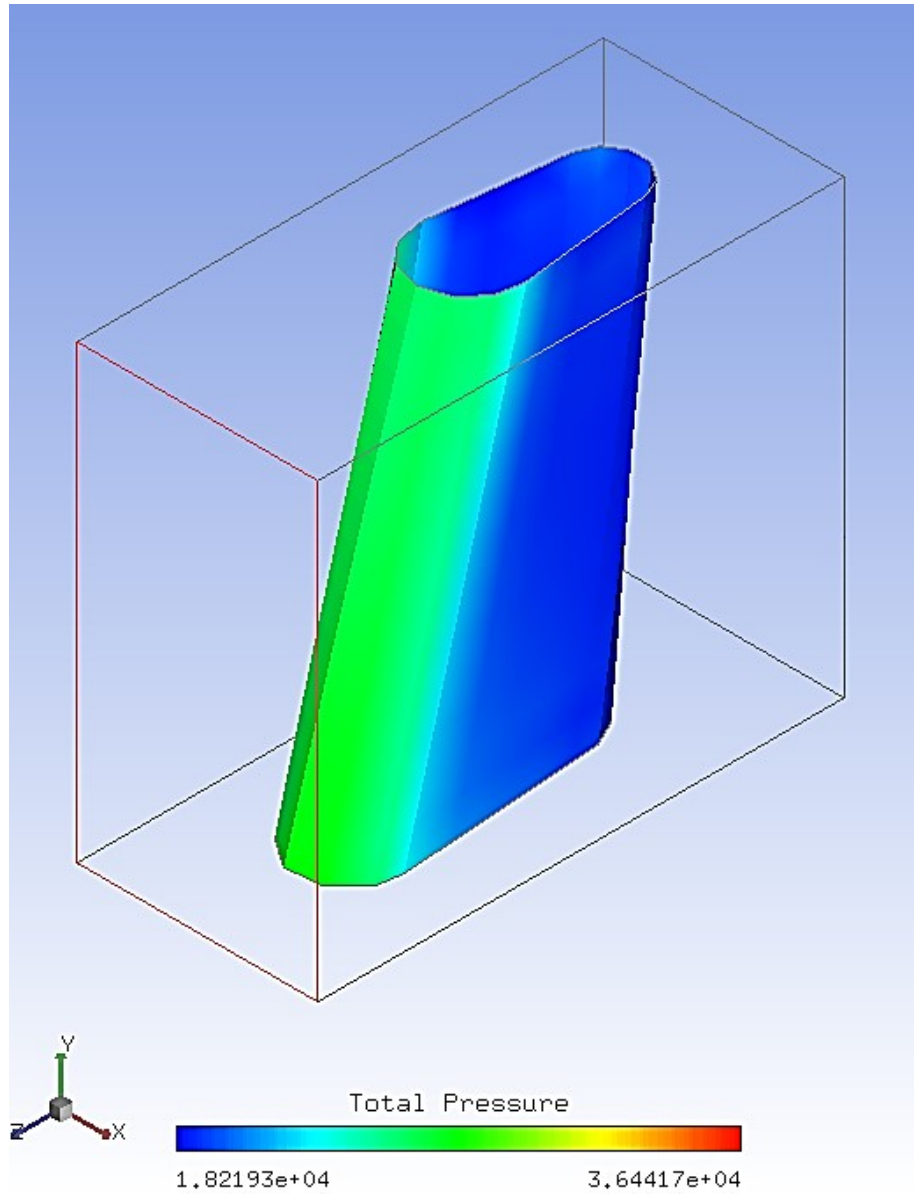


Рисунок 3.9 – Графік результату розрахунку

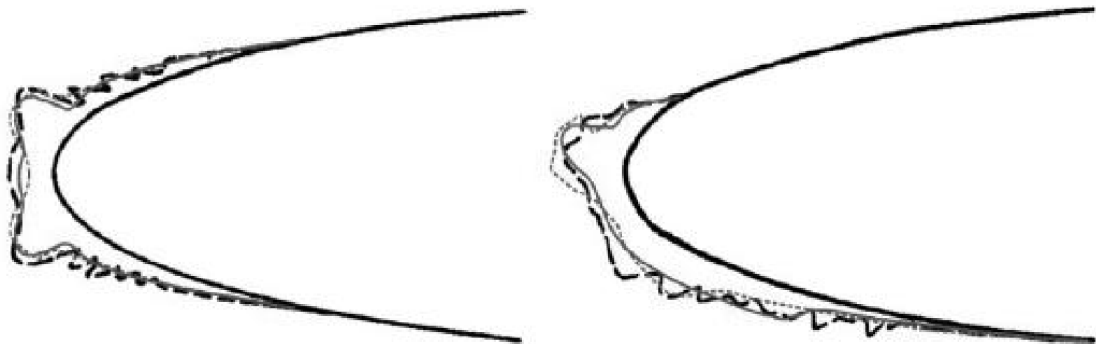


Рисунок 3.10 – Форми наростів льоду на 180 секунді моделювання

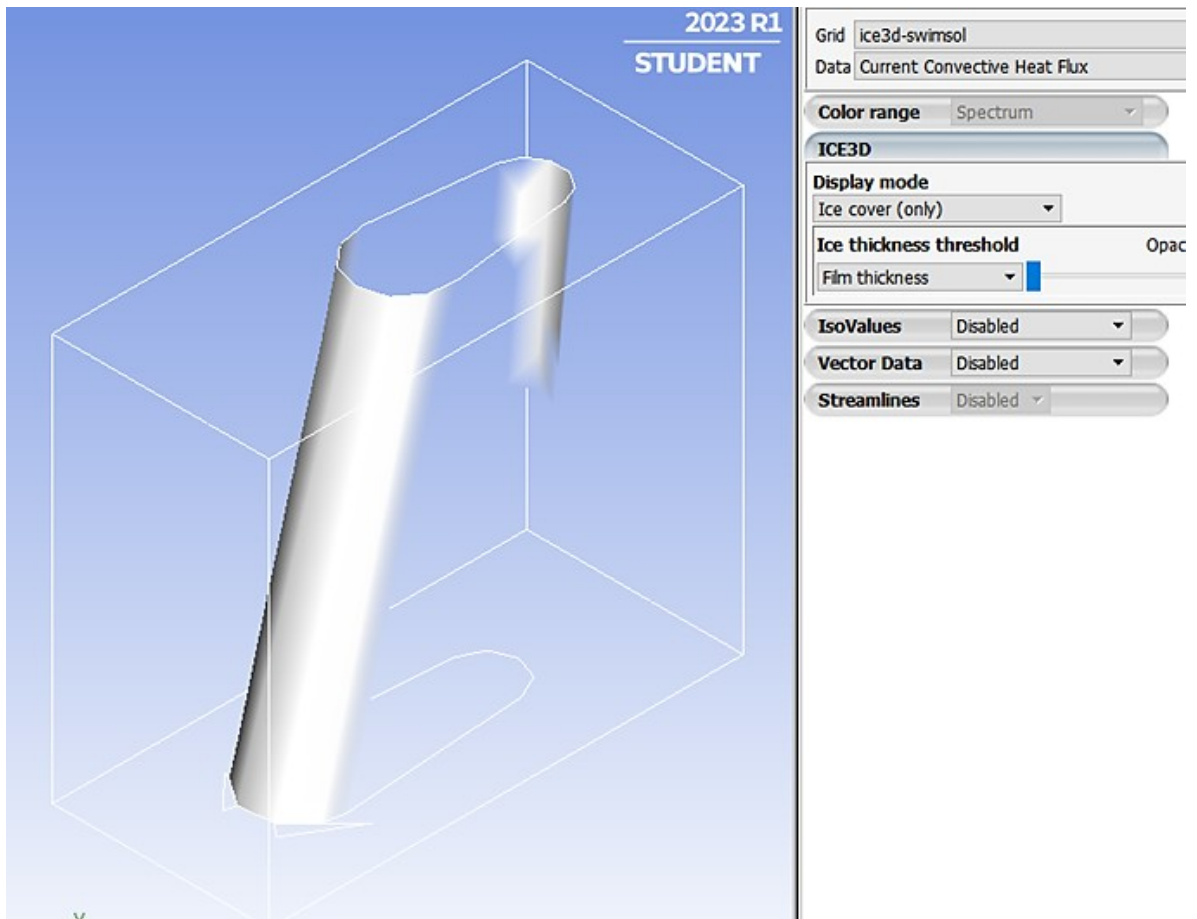


Рисунок 3.11 – Місця наростання льоду моделювання

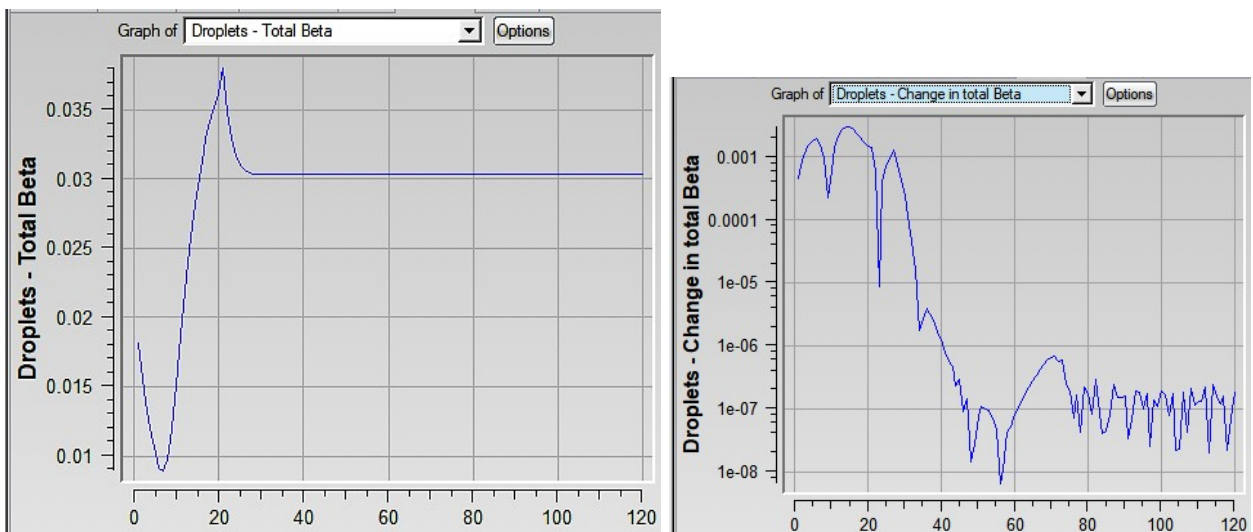


Рис. 3.12 Графіки розрахунків отриманих в програмі.

### 3.3 Висновки по розділу

1. В розділі намічені та задані вихідні дані для розрахунку.
2. Розглянуто теоретичні відомості по розрахунку впливу обледеніння вертикального оперення на аеродинамічні показники ЛА.
3. За допомогою програмного пакету FENSAP-ICE від ANSYS зроблено розрахунок який близький до реального. За даними розрахунку можемо спостерігати вплив обледеніння на аеродинамічні характеристики.

Аналізуючи графіки програми бачимо що з плином часу лід наростає та створюється додатковий опір, тобто льотні характеристики літака погіршуються.

## 4 Проектування конструкцій протиобліднювальної системи носка вертикального оперення літака з використанням нагрівальних елементів з струмопровідними композитами

### 4.1 Обґрунтування вибору конструкції

Не дивно, що композитні матеріали піддаються різному зовнішньому застосуванню умов обмерзання. Методи захисту від обмерзання, згадані раніше, не обов'язково є прямими та передаються між конструкційними матеріалами. Вібраційні характеристики відрізняються, як і ерозія, стійкість і діапазон температур. Одне з найпростіших рішень захисту від обмерзання, та нагріву відкритої поверхні, є складною проблемою в композитах через обмеження температури їхньої полімерної матриці. Самі волокна, як правило, стабільні в широкому діапазоні температур [16].

Вуглецеві волокна синтезуються при температурі понад 2000 °C, але можуть бути сприйнятливі до окислення, якщо зберігати при 450 °C протягом тривалого часу. Точка розм'якшення типових борвмісних скловолокон E-скло від 830 °C до 860 °C [16]. Армуюча частина полімерних композиційних матеріалів є здатною переносити відносно високі температури. Проте матриця є слабким місцем.

Епоксидні смоли затверджуються до температури 200 °C з температурою склування ( $T_g$ ) від 10 °C до 20 °C нижче, ніж температура затвердіння, і їх максимальна працездатність при температурі приблизно на 30 °C нижче цієї. Поліефірно-смоляні матриці, часто використовуються на вістрі турбіни, починають хімічно дисоціювати при температурах вище 150 °C [17].

Термопластичні смоли можуть витримувати більш високі температури, наприклад 400 °C для полімиду. Основний недолік термопластичних композитів, армованих волокном, є їх надзвичайно висока в'язкість при високих



температурах. Змочування волокон термопластичними матрицями передбачає високі температури і прес-машини під тиском. Крім того, оскільки термопластичний матеріал вже полімеризований, нагрівання служить лише для зниження його в'язкості, але також скидає його кристалічну структуру. Термопластичні матеріали іноді мають часткову кристалічну структуру, яка диктується швидкістю охолодження. Обробка термопластичних композитів пов'язана з високою вартістю інструментів і обтяжливим контролем процесу[17].

Оскільки аерокосмічна сфера в основному має справу з високою мінливістю запчастин і їх малою кількістю, використання термопластичних композитів вимагає суворого обґрунтування.

Конструкцією для затвердіння покриття можна використовувати процес низькотемпературного термічного розпилення, такий як розпилення полум'ям.

Розпилення полум'ям є одним з найбільш економічних і простих у використанні термічних процесів розпилення, що вимагає найменших капітальних витрат на обладнання. Це нескладна система пов'язана з меншою небезпекою, ніж інші процеси, такі як плазмове розпилення. Вогнепальний пістолет може оброблятися людиною-оператором. Для компонентів розміром до 1 метра, висококваліфікований оператор може створити рівномірне покриття. Ця практика зручна для виготовлення електротермічного IPS через отриманий пористий нагрівальний елемент і без ускладнення, пов'язаного з натягуванням на подвійно вигнуті риси [20].

Для більш масштабних компонентів стає складним, навіть для найкваліфікованішого оператора, забезпечити однакову однорідність покриття. Для роботи можуть використовуватися багатоосьові роботи - полум'яний розпилювач для отримання високоякісних покриттів на більших площах, як на

малюнку. Така система може бути непрактичною для набагато більших масштабів, наприклад, на лопатях вітряних турбін [20].

Концептуально процес такий же, як і для компонентів середнього масштабу, де розміщується робот на лінійній доріжці для покриття всього прольоту. У більших масштабах траса стає довшою і збільшуються витрати на обладнання. Слід також зазначити, що точні багатоосьові роботи можуть бути дорогі і, в залежності від складності компонента, їх програмування не завжди тривіальне. Як і будь-який процес термічного напilenня, для отримання оптимального результату необхідно налаштувати кілька параметрів [20].

Ці параметри, такі як відстань протистояння, температура факела, перекриття проходів, кількість проходів, швидкість руху, кут розпилення та інше необхідно визначити емпірично. Тому, необхідно також враховувати витрати на дослідження та розробку процесу. З вищесказаних міркувань, метод полум'яного розпилення для виготовлення металевих нагрівальних елементів на затверділих композитних матеріалах мали б сенс, якщо витрати на налагодження обумовлюються великим попитом на кількість [20].

В іншому випадку, наприклад, в аерокосмічній галузі, де мінливість частин висока, а кількість частин низька, розпилення полум'я може бути не найекономнішим рішенням. Крім того, при прикріпленні до несучих аеродинамічні конструкції, такі як крила, гвинти вертольотів і лопаті вітрових турбін, втомне навантаження нагрівального елемента потребує уваги. При втомному навантаженні полум'яно-напилювані покриття мають вагомні проблеми з роз'єднанням основи та покриття.

Як альтернатива металевим провідникам, вуглецеві нанотрубки прославилися, як свого роду революційний матеріал і як невід'ємні кандидати для будь-яких електричних, структурних або теплових додатків. Було показано, що мережі вуглецевих нанотрубок мають низький рівень термічного опору і

можуть бути налаштовані, щоб мати бажані електричні властивості. На жаль, нагрівачі з вуглецевих нанотрубок не пройшли етап підтвердження концепції [20].

Було представлено багато форм нагрівачів з вуглецевих нанотрубок, але результати були представлені спорадично і не демонструючи наміру чи паралельності до програм захисту від обмерзання кондиціонерів. Зокрема, більшість досліджень показують, що деяка потужність або щільність потужності можуть підвищувати температуру поверхні нагрівача до деякої температури за певний проміжок часу. Ці дані є критичними до підтвердження концепції, але все це специфічно для лабораторних або експериментальних умов, які не є такими представниками потреб IPS. Одна з потенційних причин, чому цей матеріал залишився в лабораторних установках - через відносно високі витрати виробництва та складності обробки [20].

Проблеми включають експоненціальне збільшення в'язкості, коли наноматеріали додають до рідкої полімерної матриці, а згодом і підтримання їх рівномірної дисперсності по всій матриці. Контактний опір є першорядним фактором у використанні вуглецевих нанотрубок для електрики. Поширеним рішенням є використання епоксидної смоли, легованої сріблом, поверх структури з вуглецевими нанотрубками. Срібна епоксидна смола навряд чи є масштабованим рішенням через свою високу вартість і необхідність незалежного циклу лікування. Після затвердіння може змінити властивості композитної структури, якщо використовуються високі температури, а затвердіння при кімнатній температурі може сповільнити виробництво терміну виконання IPS [20].

Три автори представили IPS з використанням вуглецевих волокон як нагрівального елемента. Хунг та ін. показав здатність до нагрівання тканини з

графітового волокна в композиті склотканини. Малюнок 1-10 (а)) і описав багато проблем у виробництві та експлуатації обігрівача.

Махері представив поодинокі джгути з вуглецевого волокна, скомпоновані паралельно в 4-шарове скловолокно та епоксидний ламінат (Малюнок 1-10 (б)). Чанг використовував 2-дюймову ткану вуглецеву стрічку як другий нагрівальний елемент (Малюнок 1-10 (в)). Два останніх автори виявили, що значне нагрівання відбувається на поверхні ламінату, але в основному безпосередньо в тіні нагрівального елемента.

Чанг розробив контролер нечіткої логіки для обігрівача і випробував його на невеликому вітрі турбінної установки. Магері розробив генетичний алгоритм для визначення оптимального положення та розташування нагрівальних елементів. Усі згадані тут обігрівачі з вуглецевого волокна були просто включені в комплект укладання композиту в якості додаткового шару.

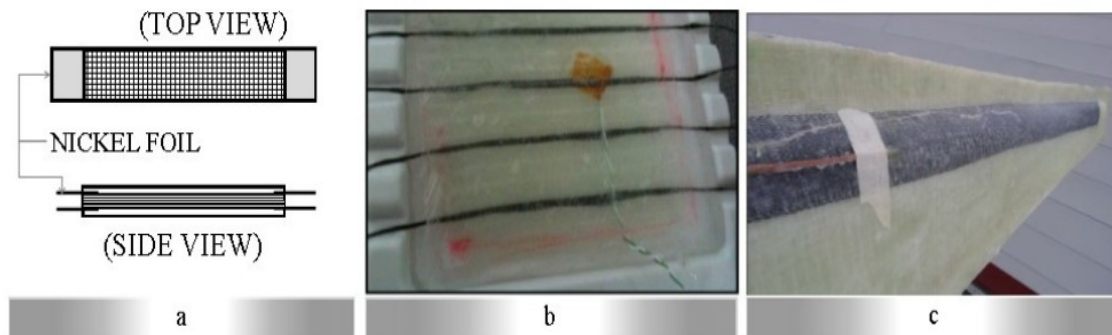


Рис. 4.1: (а) Концепції нагрівача з вуглецевого волокна з 1987 року з використанням графітових волокон як HE ( heating element -нагрівальний елемент ) в

На малюнку 4.2а показано плівку CNT шириною 18 см, витягнуту з масиву SACNT на 8-дюймову (1 дюйм = 2,54 см) пластину. Процес малювання

перетворює вертикальне вирівнювання ВНТ у масиві SACNT (рис. 4.2b) у горизонтальне вирівнювання, утворюючи плівку SACNT (рис. 1c). Плівка SACNT окремо стоїть, ультратонка, легка, прозора та електропровідна [27].

Опір основного листа вздовж напрямку малювання становить близько 1 кВ і 1 (типове значення для масиву SACNT висотою 250 мм). Крива пропускання вільно стоячої плівки SACNT показана на малюнку 1d. Існує провал приблизно на 280 нм, що відповідає плазмонному резонансу MWCNTs. У видимій області ( $\lambda = 300\text{--}760$  нм) пропускання трохи збільшується з довжиною хвилі при типовому значенні 83% при 550 нм. Це стає майже постійним значенням у ближній інфрачервоній області ( $\lambda=0,9\text{--}2,1$  мкм; рис. 1d).

Важливою перевагою цього процесу без розчину є те, що його можна просто включити в процес «рулон-на-рулон» для виготовлення композитних плівок SACNT/полімерних листів. У процесі «рулон до рулону», як показано на малюнку 2a, плівка SACNT витягується, потім затискається роздільним шаром і шаром підкладки та щільно притискається двома близькими валиками, утворюючи композитну плівку SACNT/підкладка (див. Відео S1 у Додаткова інформація). Роз'ємний шар, як-от гладкий папір, захищає плівку SACNT від прилипання до валика та може бути відклеєний під час використання плівки. На малюнку 2b показана котушка композитної плівки SACNT/поліетилен (PE), яка виготовлена з цілої пластини масиву SACNT. Ширина плівки в цій бобіні близько 8 см, а довжина може бути більше 60 м. В принципі, періодично вставляючи нову вихідну пластину SACNT, композитну плівку можна безперервно виготовляти за допомогою процесу «рулон до рулону» [27].

Вражаючою властивістю плівок SACNT є те, що вони розтягуються перпендикулярно напрямку малюнка.[21] Як показано на малюнку 2c, пропускна здатність окремо стоячої плівки збільшується зі збільшенням коефіцієнта розтягування. При коефіцієнті розтягування 120% пропускна

здатність наближається до 90%. При високих коефіцієнтах розтягування на розтягнутих плівках SACNT з'являються дрібні тріщини. Однак, для коефіцієнта розтягування нижче 60%, ми вважаємо, що окремо стояча плівка SACNT є досить однорідною. При коефіцієнті розтягування 60% пропускання досягає 86,5% при 550 нм, тоді як опір листа зростає приблизно до 1,6 кВ. Метод розтягування збільшує ширину плівок SACNT, яка інакше обмежена розміром пластини, і покращує пропускну здатність TCF. Крім того, така розтяжність плівок SACNT дозволяє створювати розтягвані композитні TCF на основі SACNT, які будуть корисні в майбутніх розтягваних електронних системах.

Окрім того, що плівки SACNT розтягуються, вони перевершують плівки ITO за своєю гнучкістю. Тут ми проілюструємо цю підвищену гнучкість, порівнюючи зміни опору композитної плівки anSACNT/поліетилентерефталат (PET) і композитної плівки ITO/PET під час згинання. Як показано на малюнку 2d, опір плівки ITO/PET помітно зростає зі збільшенням кривизни циліндра, на який вона складається. Однак стійкість плівки SACNT/PET не виявляє помітної залежності від кривизни циліндра, на який вона згорнута. У крайньому випадку, коли вона складається без циліндра, опір плівки ITO/PET збільшується на 12708%, тоді як плівки SACNT/PET збільшується лише на 13% (крайня права точка даних на рис. 2d). Ці результати вказують на те, що плівка ITO легко тріскається при згинанні, тоді як плівка SACNT має чудову гнучкість. Ця властивість є важливою для ряду майбутніх гнучких електронних продуктів, таких як електронний папір [27].

На рисунку 4.2 представлено:

а) Ілюстрація установки рулон-рулон для виробництва композитних TCF.

b) Котушка композитного TCF SACNT/PE, виготовлена за допомогою установки ролон-на-ролон. Сіра центральна частина котушки – це композит SACNT/PE TCF.

c) Стійкість листа та пропускна здатність окремо стоячої плівки SACNT, натягнутої перпендикулярно до напрямку малюнка. Плівка витягнута з матриці SACNT висотою 257 мм.

d) Порівняння гнучкості ITO/PET композитного TCF і SACNT/PET композитного TCF. Метод вимірювання проілюстровано на вставці: композитний TCF складається навколо циліндрів з різними радіусами кривизни, а опір TCF реєструється мультиметром.

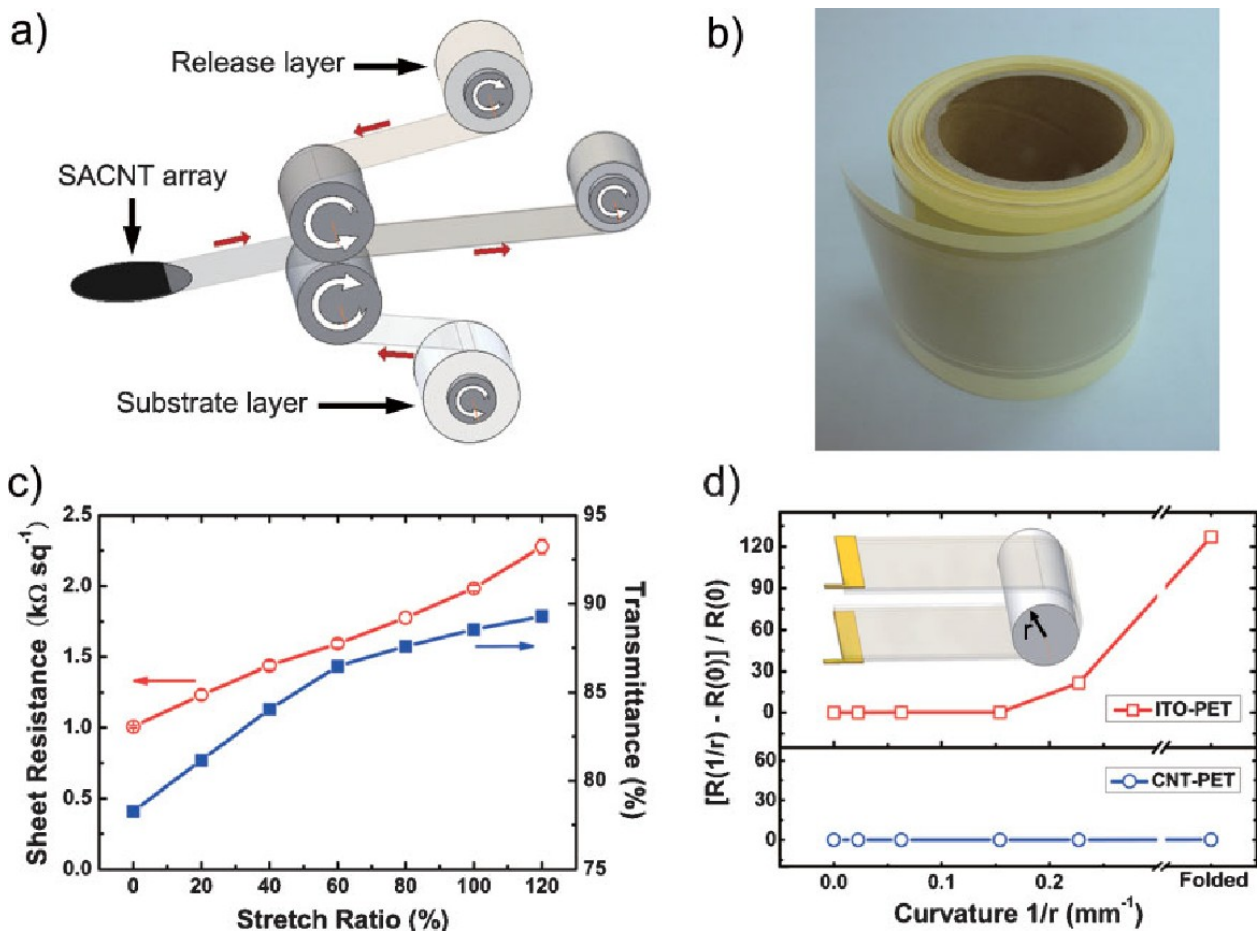


Рис. 4.2. Виробництво та продуктивність SACNT TCF.

Як уже говорилось вище, TCF на основі SACNT мають кілька унікальних переваг порівняно з TCF на основі CNT, створеними за допомогою підходу до рішення [2–12]. Однак для реальних застосувань, таких як TCF для сенсорних екранів і РК-дисплеїв, як- волокну плівку SACNT необхідно вдосконалити, щоб відповідати промисловим стандартам щодо прозорості та провідності. Наприклад, для сенсорного екрана необхідний коефіцієнт пропускання та опір листу становлять 85% (для одного TCF із підкладкою) і 500 В & 1 відповідно. Для РК-дисплеїв необхідний опір листа нижчий, ніж 100 В & 1. Але ці два дані для намальованих одиночних плівок SACNT становлять лише близько 80% і 1000 В & 1. Таким чином, для досягнення практичних застосувань проблема полягає в тому, як покращити прозорість і провідність.

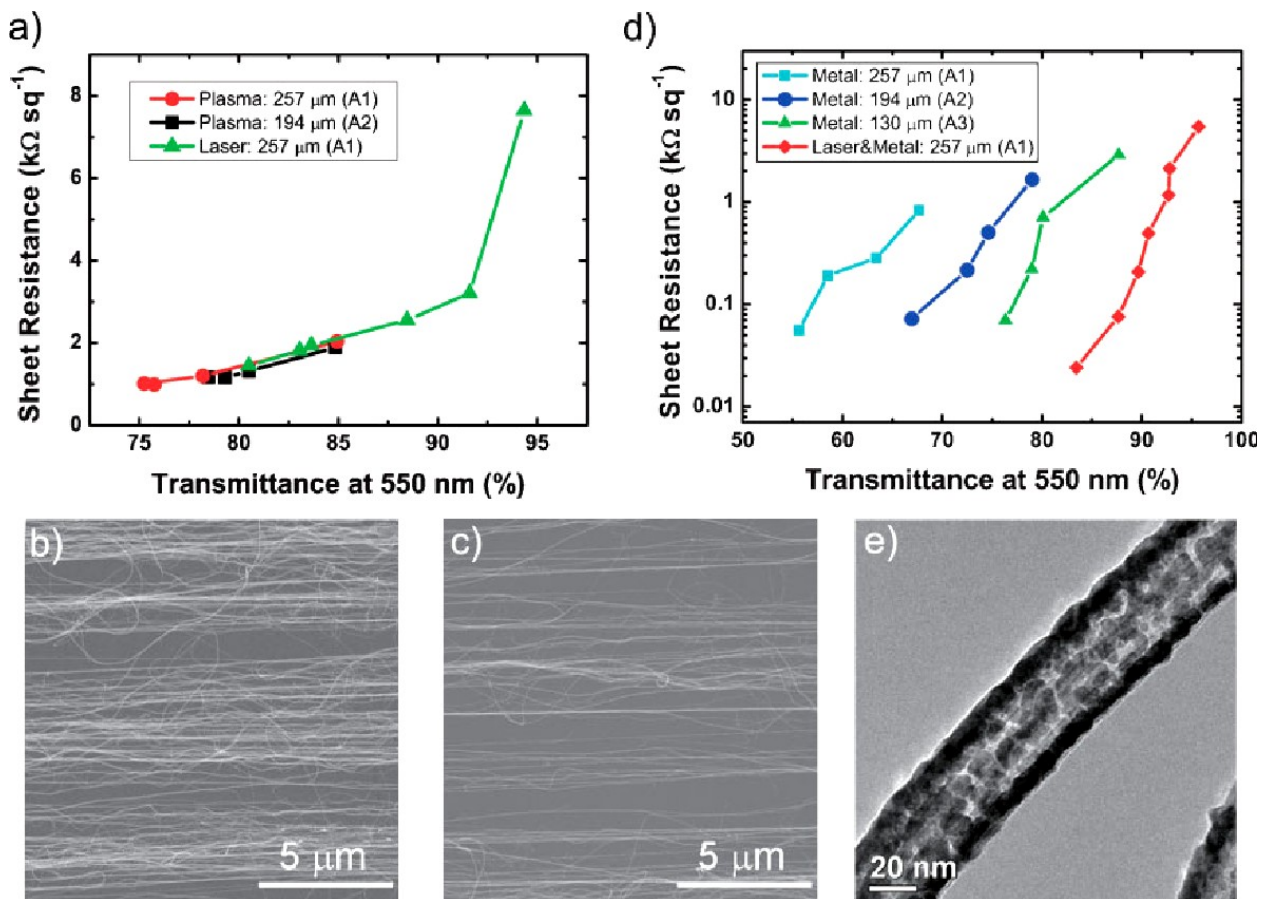


Рис. 4.3 Покращення продуктивності SACNT TCF.



a) Матриці SACNT з киснево-плазмовим обрізанням і плівки SACNT з лазерним обрізанням.

b) СЕМ-зображення намальованої плівки SACNT.

c) СЕМ-зображення плівки SACNT, обрізаної лазером. d) Осадження металу (Ni товщиною 2 нм, Au зі змінною товщиною) на плівках SACNT.

d) ТЕМ-зображення ВНТ після осадження металу. Аббревіатури A1, A2, A3 на панелях a і d представляють матрицю висотою 257 мм, 194 мм і 130 мм, відповідно, для отримання відповідних плівок SACNT.

Щоб покращити прозорість плівок SACNT, ми провели систематичні дослідження та розробили два методи. Перший метод передбачає обрізання масиву SACNT, тоді як другий передбачає обрізання намальованої плівки SACNT.

Відповідно до попереднього дослідження, нижчий масив створює плівки без великих пучків і, отже, з вищим коефіцієнтом пропускання.[18] Тому ми можемо налаштувати прозорість плівки SACNT, налаштувавши висоту масиву SACNT. Щоб налаштувати висоту, ми можемо або налаштувати час росту, або обрізати масив за допомогою кисневої плазми після росту.

Однак масив у міру зростання з малою висотою (зазвичай <100 мм) зазвичай не може добре створювати плівки SACNT. Тому для отримання плівки з вищим коефіцієнтом пропускання необхідна подальша плазмова обрізка. На малюнку 3a показані характеристики плівок SACNT, які були витягнуті з двох масивів (194 мм і 257 мм заввишки відповідно) після плазмового обрізання.

Довший час плазмового обрізання значно більше зменшує висоту масиву SACNT, і плівка SACNT, витягнута з масиву, має відповідно більший коефіцієнт пропускання.

Як правило, матриця товщиною 194 мм стає товщиною 74 мм після 8-хвилинного плазмового травлення за умови, зазначеної в експериментальному розділі. З цього знято фільм SACNT

Із вищеописаного приймаємо оптимальну конструкцію тепло елементів, в якості нанесеного композиту який проводить струм. При проходженні струму через композит він сильно нагрівається і розтоплює лід. Для контролювання температури нагрівання в системі передбачений механізм який працює в автоматичному режимі і вмикається при потребі.

Дана конструкція нанесення струмопровідних композитів зручна тим що її можна установлювати на літаки які виготовлюються та ті що уже експлуатуються.

#### 4.2 Обґрунтування вибору нагрівальних елементів

На підставі вище описаного приймаємо струмопровідних композитів на основі вуглецевих нанотрубок.

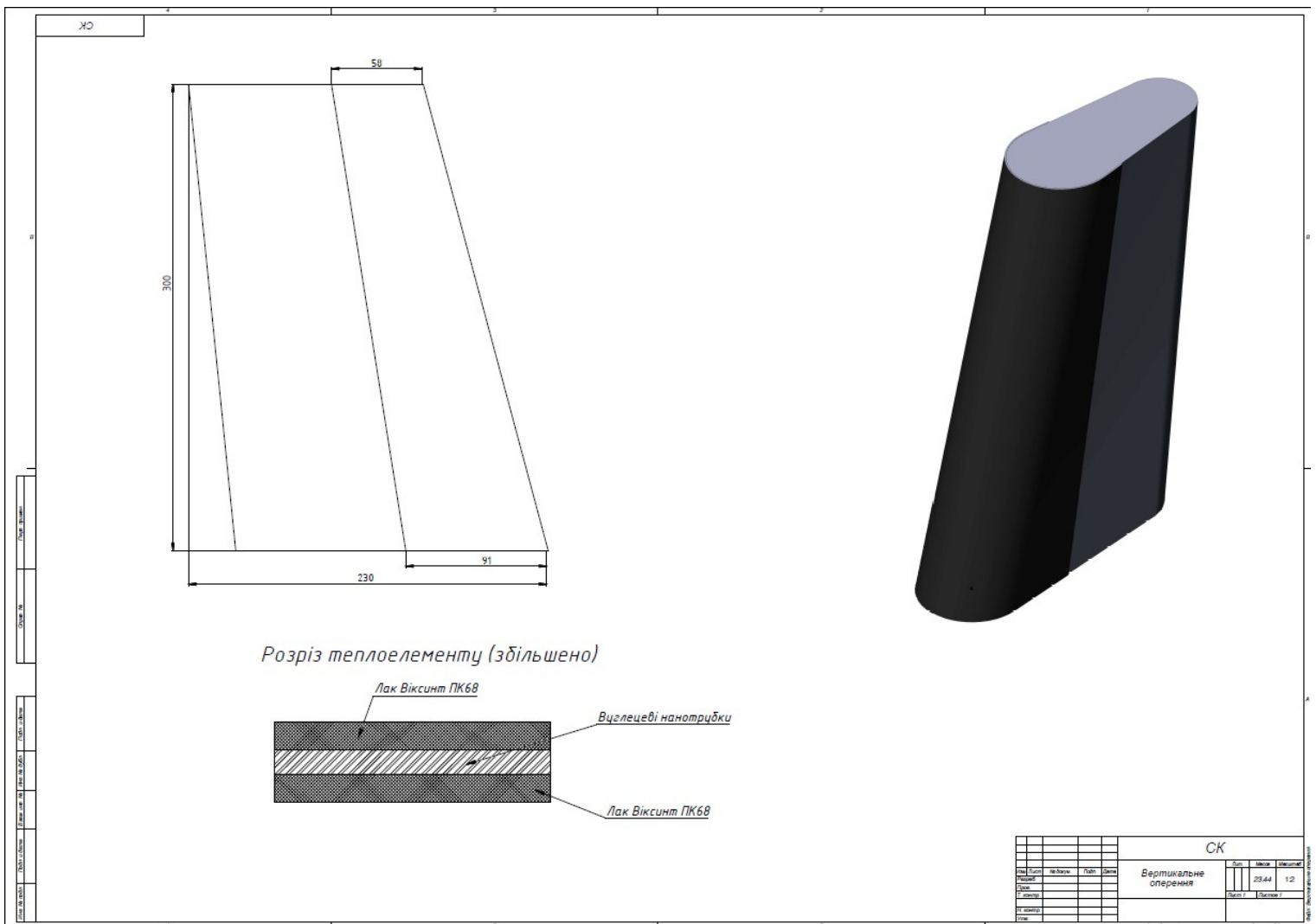
Набір матеріалів призначений для виготовлення ТЕНів. для електротермічної протиожеледної системи літака включає в себе:

- Дисперсійний лак на кремнійорганічній основі та каталізаторі (авіаційний герметик «Віксинт ПК68»);
- Вуглецеві нанотрубки;
- Розчинник (Етилацетат марки «А»);
- Грунт авіаційний ЕП0215.

Електричні контакти для тепло генеруючого покриття забезпечуються за допомогою мідних шин. При подачі на них напруги 115 вольт електропровідний матеріал нагрівається за рахунок нанотрубок, і через 60-70 секунд температура підвищується до 80-90°C. Це гарантує танення льоду або запобігає обмерзанню.

### 4.3 Висновки по розділу

В даному розділі роботи була прийнята конструкція та обрані ТЕНи для обігріву вертикального оперення літака, які допоможуть боротися з обледенінням. В якості ТЕНів використовуються графітові нанотрубки, які при підводі до них струму швидко нагріваються до потрібної температури та розтоплюють лід.



## Висновки

Тема дипломного проекту «Система нагрівальних елементів для захисту від обледеніння носка вертикального оперення літака на основі струмопровідних композитів».

В ході роботи були розглянуті наявні системи захисту літаків від обледеніння та на підставі цих даних була розроблена система нагрівальних елементів на основі струмопровідних композитів.

За виконаним оглядом прототипів систем для захисту від обледеніння сформульовано стан проблеми і напрямок її вирішення. Розглянуто особливості конструкції нагрівальних елементів носка вертикального оперення літака, комплектуючі та монтаж елементів конструкції.

В якості струмопровідних композитів було вирішено використовувати вуглецеві нанотрубки.

За допомогою програмного пакету FENSAP-ICE від ANSYS зроблено розрахунок який близький до реального. За даними розрахунку можемо спостерігати вплив обледеніння на аеродинамічні характеристики.

Результати роботи можуть бути використані при розробці технічної документації до проекту системи нагрівальних елементів для захисту від обледеніння носка вертикального оперення літака.

## Список використаних джерел

1. Проектування, конструювання та виробництво авіаційної техніки. Під ред. проф. Ю.Ю. Комарова. М: Вид-во МАІ, 2005
2. 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
3. Carbon nanotube anti-icing and de-icing means for aircraft / J. P. Rivera, W. T. Chee. // Patent US2018215476A1. – 2018.
3. 787 integrates new composite wing deicing system. Jeff Sloan, CompositesWorld Brand Vice President. The composite wing leading edge on Boeing's Dreamliner features an integrated heating element that incorporates a sprayed metal conductive layer within the laminate stack. URL: <http://www.compositesworld.com/articles/787-integrates-new-composite-wing-deicing-system>
4. Boeing 787 No-Bleed Systems: Saving Fuel and Enhancing Operational Efficiencies by Mike Sinnett, Director, 787 Systems URL: [http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr\\_4\\_07/article\\_02\\_4.html](http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr_4_07/article_02_4.html)
5. | Capitalizing on the Increased Flexibility that Comes from High Power Density Electrothermal Deicing URL: <http://papers.sae.org/2009-01-3165/>
6. Обледеніння. Інтенсивність обмерзання ВС, і її залежність від різних факторів Роль експериментальних досліджень і чисельного моделювання в задачах обмерзання. Електронний ресурс. URL: <https://rf-gk.ru/uk/obledenienie-intensivnost-obledeneniya-vs-i-ee-zavisimost/>
7. Stay informed today and every day (26 липня 2013). De-icing aeroplanes: Sooty skies. The Economist. Прочитовано 11 грудня 2013. URL: <https://www.economist.com/babbage/2013/07/26/sooty-skies>

8. JOURNAL OF AIRCRAFT Vol. 33, No. 5, September-October 1996 Aircraft Anti-Icing and De-Icing Techniques and Modeling URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/3.47027?journalCode=ja>
9. Yao, X., Falzon, B., Hawkins, S., & Tsantzalidis, S. (2018). Aligned carbon nanotube webs embedded in a composite laminate: A route towards a highly tunable electro-thermal system. Carbon, 129, 486-494. <https://doi.org/10.1016/j.carbon.2017.12.045>
10. Composites: Part A journal homepage. M.R. Wisnom University of Bristol, Bristol, United Kingdom URL: [www.elsevier.com/locate/compositesa](http://www.elsevier.com/locate/compositesa)
11. Roman Kolisnyk | Mykola Korab | Maksym Iurzhenko | Olha Masiuchok | Yevgen Mamunya. Development of heating elements based on conductive polymer composites for electrofusion welding of plastics URL: [https://www.researchgate.net/publication/348022296\\_Development\\_of\\_heating\\_elements\\_based\\_on\\_conductive\\_polymer\\_composites\\_for\\_electrofusion\\_welding\\_of\\_plastics/link/605db60092851cd8ce69ca37/download](https://www.researchgate.net/publication/348022296_Development_of_heating_elements_based_on_conductive_polymer_composites_for_electrofusion_welding_of_plastics/link/605db60092851cd8ce69ca37/download)
12. Carbon-Nanotube-Film Microheater on a Polyethylene Terephthalate Substrate and Its Application in Thermochromic Displays
13. Carbon nanotube anti-icing and de-icing means for aircraft / J. P. Rivera, W. T. Chee. // Patent US2018215476A1. – 2018. URL: <https://iopscience.iop.org/article/10.1149/1945-7111/ac6aea/meta>
14. A. Seeboth , D. Lotzsch , in Thermochromic Phenomena in Polymers , Smithers Rapra , Shropshire, UK 2008 , 20 – 21.
15. P. Avouris , Z. H. Chen , V. Perebeinos , Nat. Nanotechnol. 2007 , 2 ,605 .
16. Розрахунок зледеніння. Інтенсивність зледеніння. Комп'ютерне моделювання процесу зледеніння. Електронний ресурс. URL:

<https://rf-gk.ru/uk/raschet-obledeneniya-intensivnost-obledeneniya-kompyuternoe-modelirovanie/>

17. 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. URL: [https://pureadmin.qub.ac.uk/ws/files/149223736/Accepted\\_Manuscript.pdf](https://pureadmin.qub.ac.uk/ws/files/149223736/Accepted_Manuscript.pdf)

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

[https://www.researchgate.net/publication/330427341\\_A\\_survey\\_of\\_icephobic\\_coatings\\_and\\_their\\_potential\\_use\\_in\\_a\\_hybrid\\_coatingactive\\_ice\\_protection\\_system\\_for\\_aerospace\\_applications](https://www.researchgate.net/publication/330427341_A_survey_of_icephobic_coatings_and_their_potential_use_in_a_hybrid_coatingactive_ice_protection_system_for_aerospace_applications)

19. Y. G. Sun , J. A. Rogers , Adv. Mater. 2007 , 19 , 1897 .

20. Wu Z, Chen Z, Du X, Logan JM, Sippel J, Nikolou M, et al. Transparent, conductive carbon nanotube films. Science 2004;305:1273–6.

21. Aircraft Icing Handbook. Volume 2 / [A. Heinrich, R. Ross, G. Zumwalt та ін.], – Department of Transportation Federal Aviation Administration., 1991. – 615 с. – (2). URL: <https://apps.dtic.mil/sti/citations/ADA238040>

22. Проектування літаків. Автори: Егер С. М., В. Ф. Мішин Підручник для вузів. Рецензент: кафедра конструкції літаків Харківського ордена Леніна авіаційного інституту ім. М. Є. Жуковського. URL: <https://nashol.biz/searchdoc/112145>

23. Гребеньков О.А. Конструкція літаків: навчальний посібник для авіаційних вузів. URL: <https://arb.kpi.ua/files/119/bakalavr2021/264/%D0%9F%D0%97-%D0%90%D0%BD>

[%D0%B4%D1%80%D1%96%D1%94%D0%B2%D1%81%D1%8C%D0%BA%D0%B8%D0%B9.pdf](#)

24. Kim JH, Jang HS, Lee KH, Overzet LJ, Lee GS. Tuning of Fe catalysts for growth of spin-capable carbon nanotubes. Carbon 2010;48:538–47.

25. Anti-icing system of Boeing 737. Makarenko, Mark Dmytrovych. National Aviation University. URL: <https://dspace.nau.edu.ua/handle/NAU/58371>

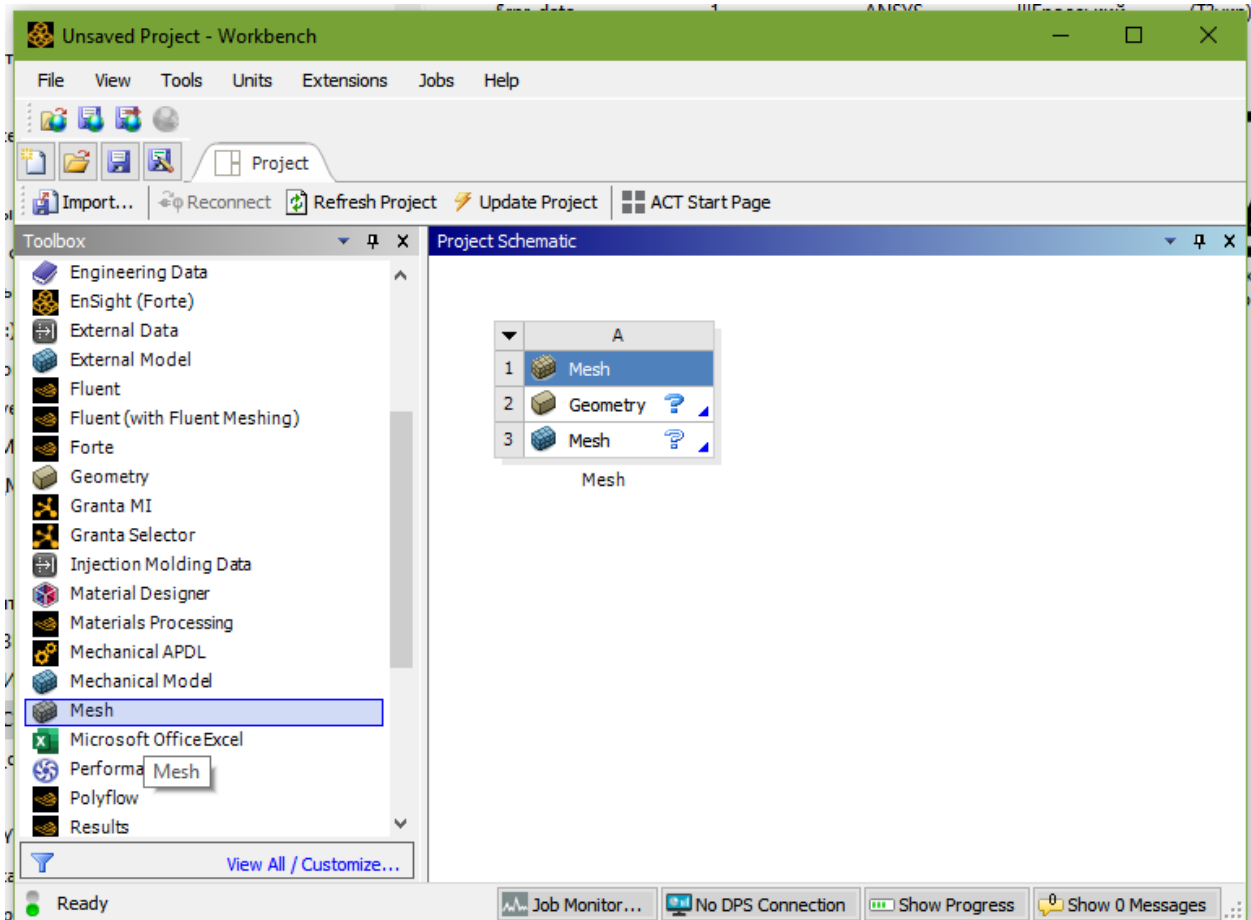
26. Aircraft Deicing and Anti-icing Equipment. SAFETY ADVISOR Weather No. 2. URL: <https://www.rpflight.com/wp-content/uploads/2019/07/AOPA-Deicing.pdf>

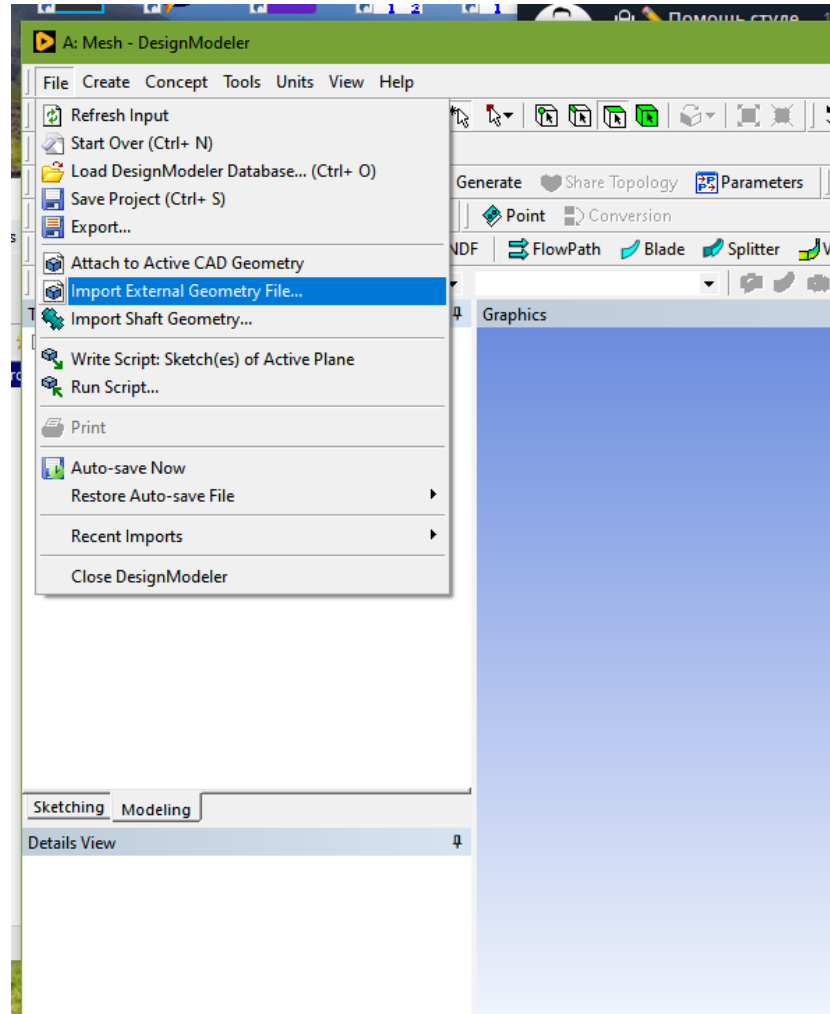


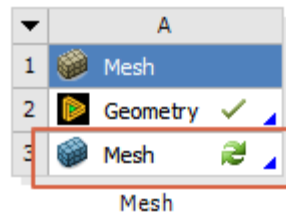
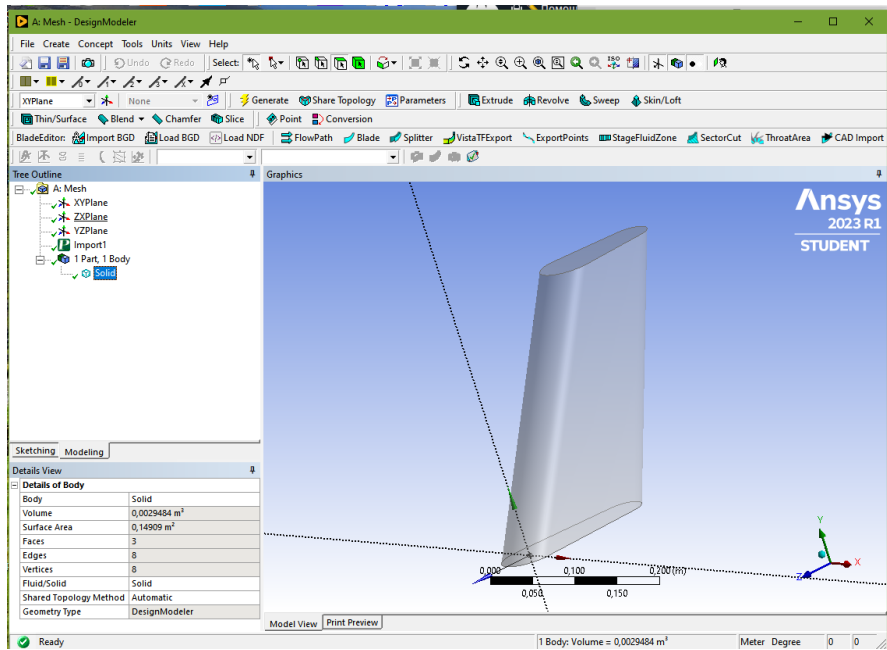
## Додатки

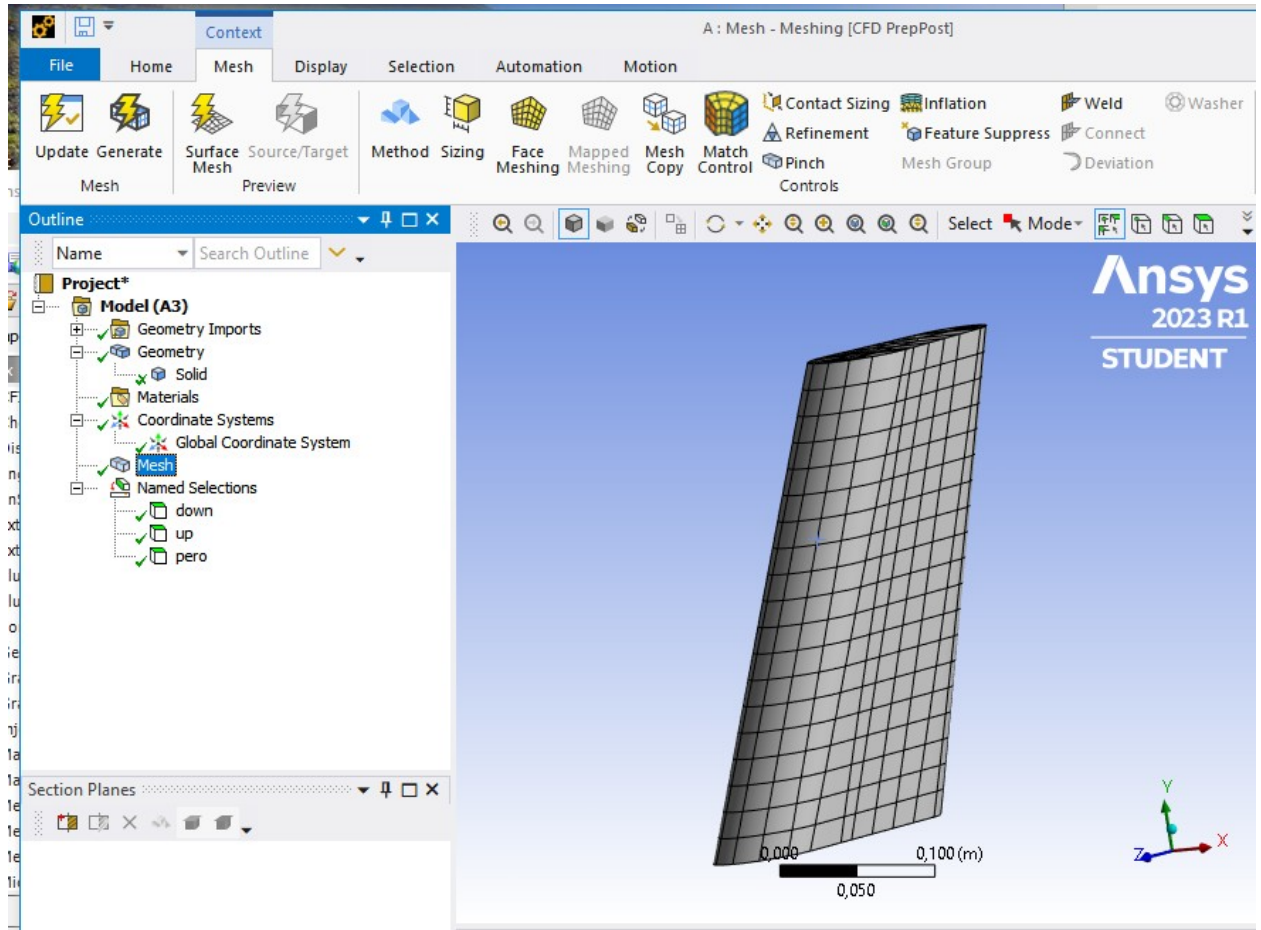
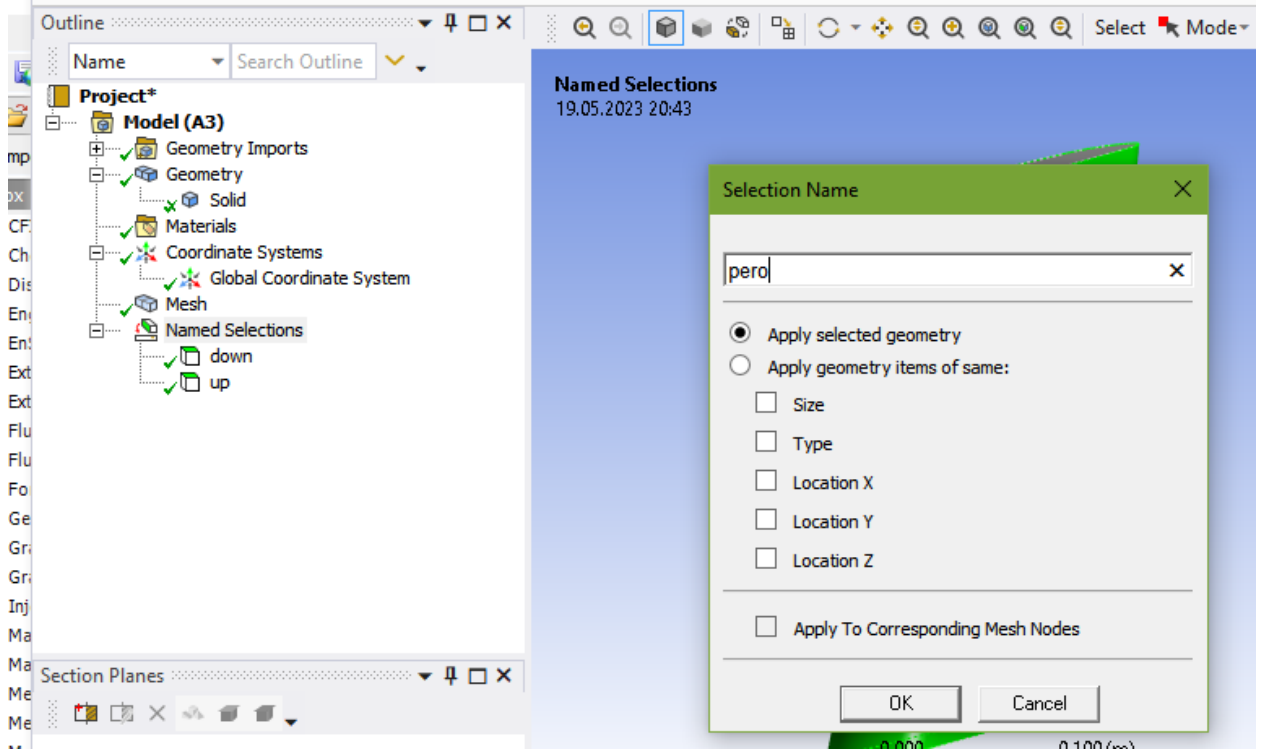
## Додаток А. Послідовність створення сітки для моделювання обledenіння

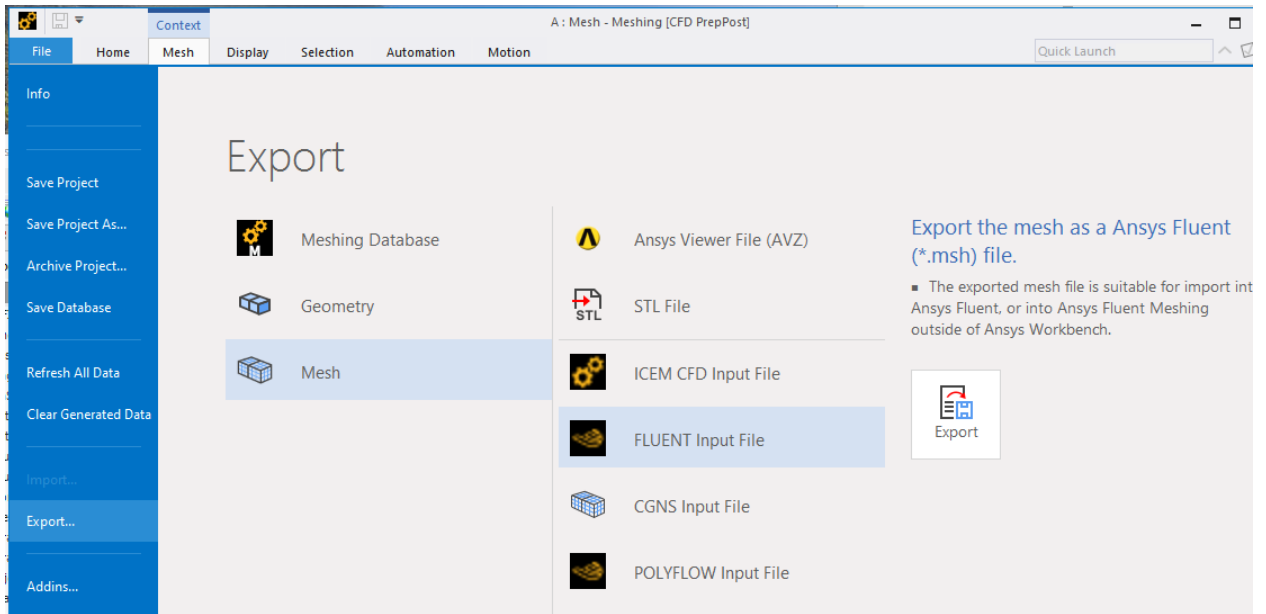
Сітку було створена за допомогою додатку Mesh:





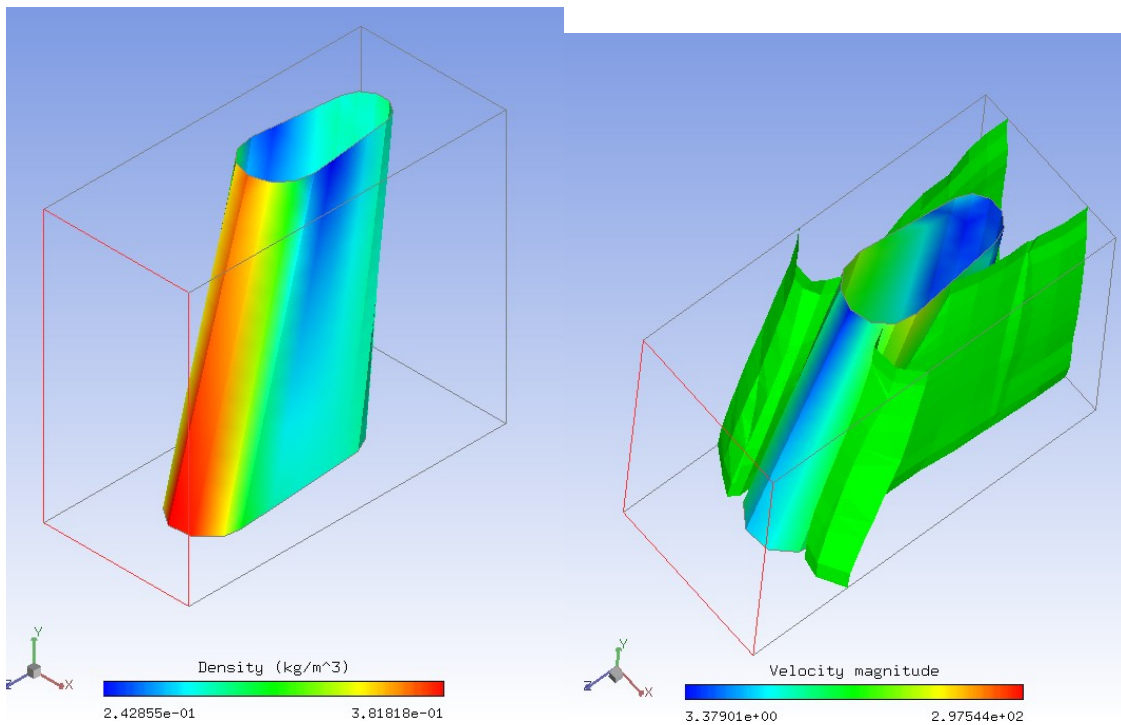


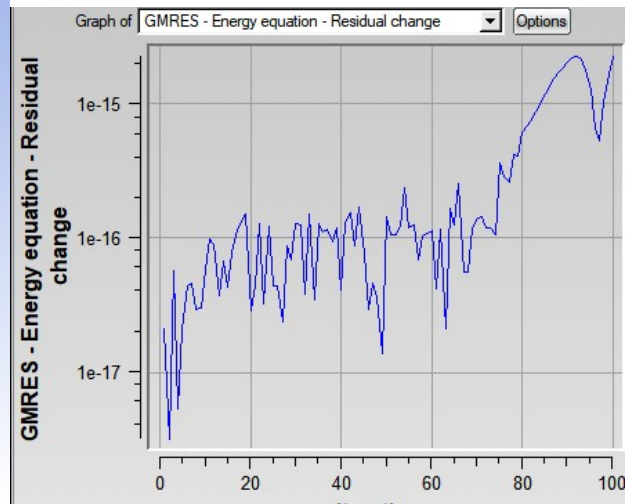
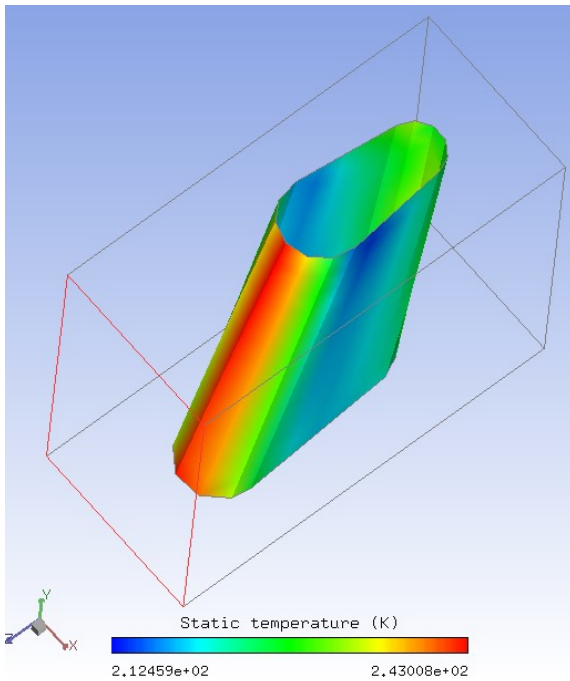
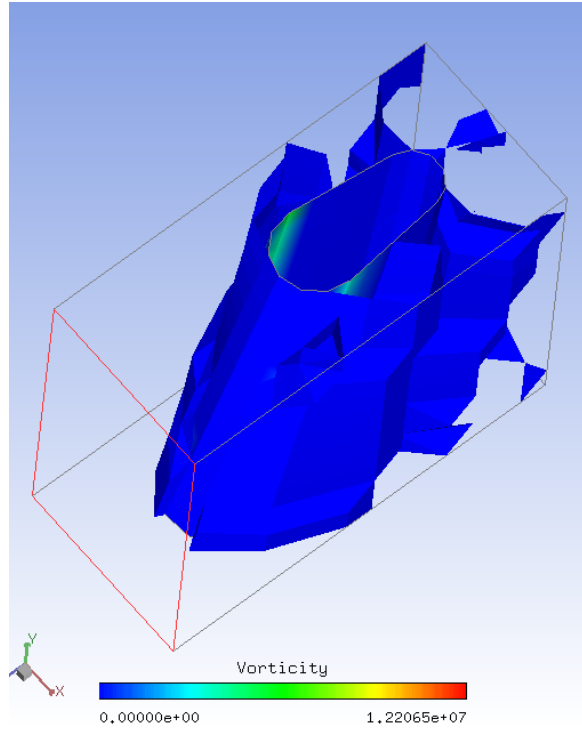
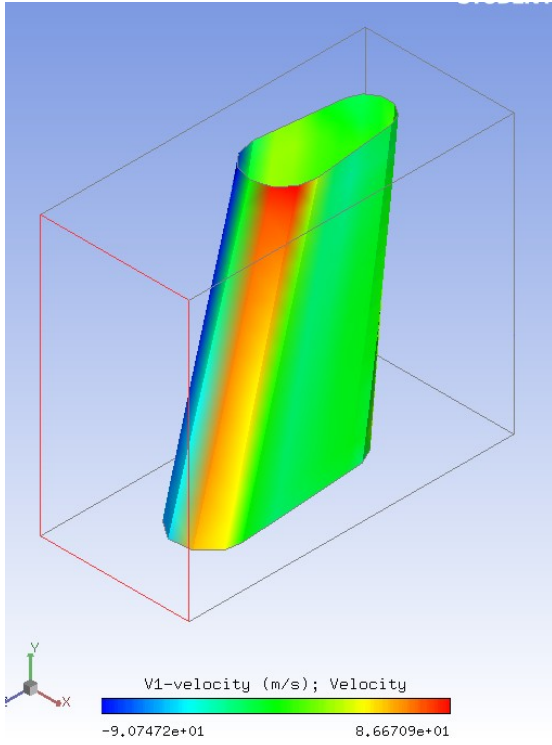


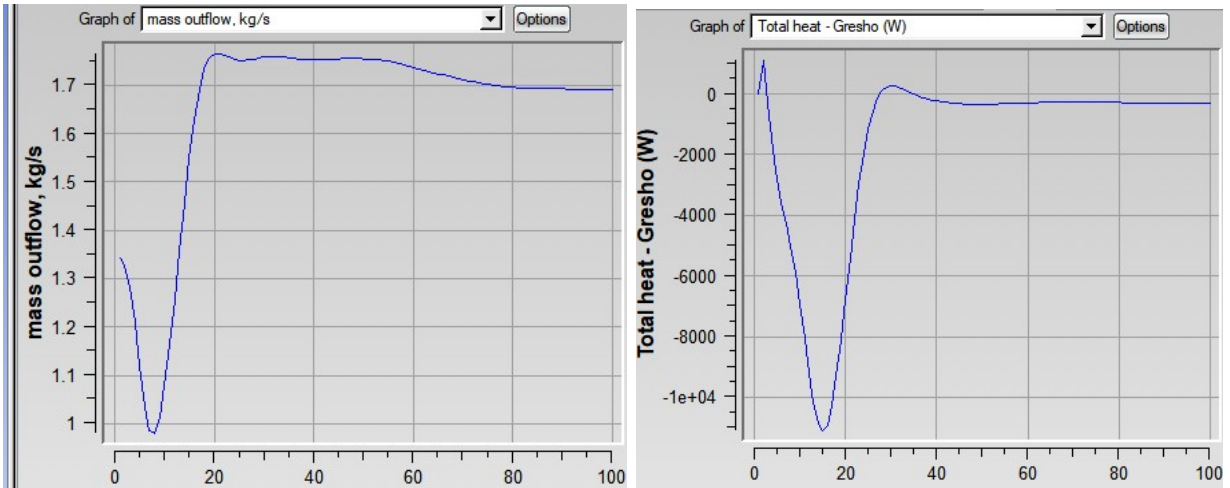


## Додаток Б –Результати розрахунків в програмі

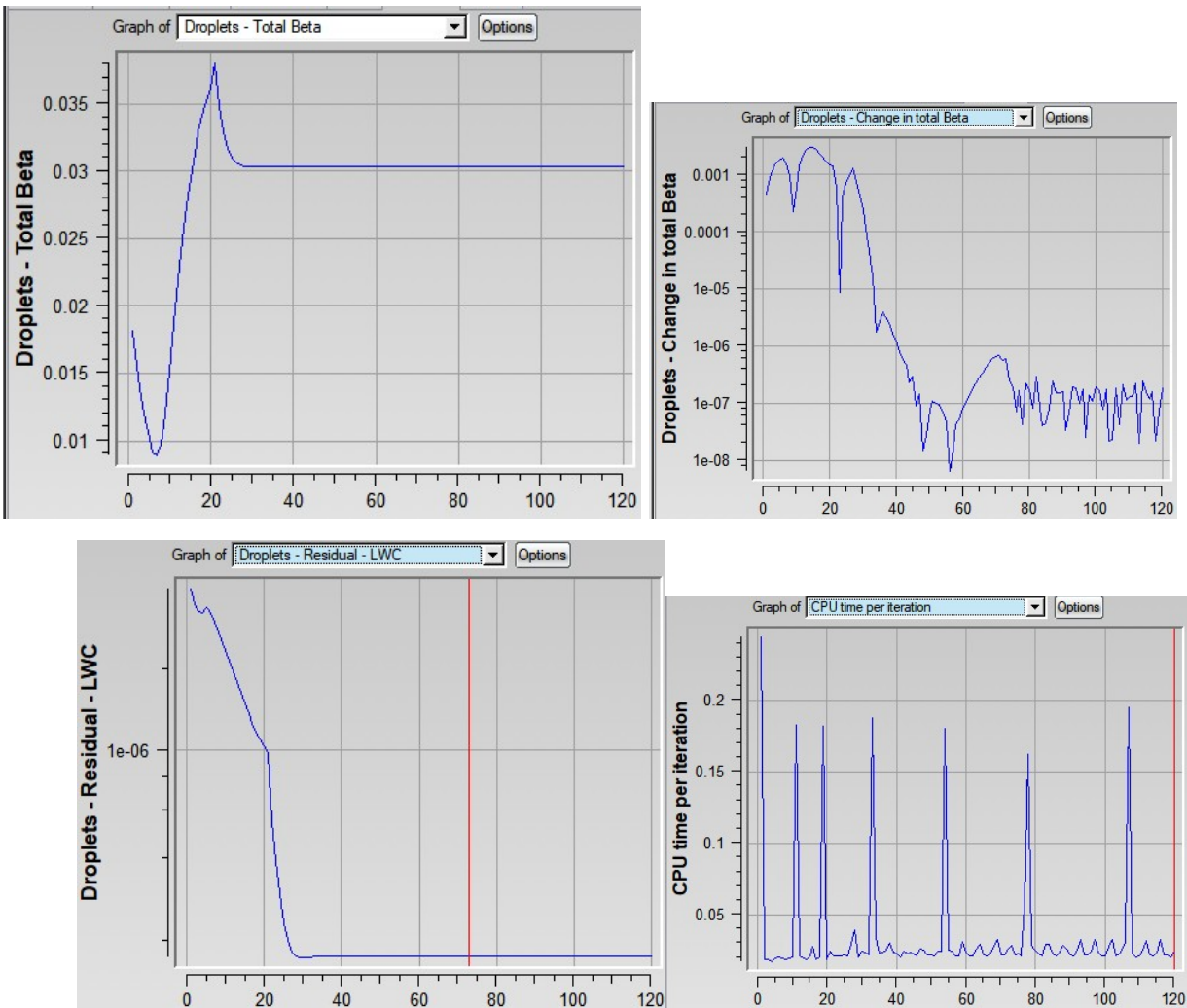
### Графіки отримані по розрахункам FENSAP

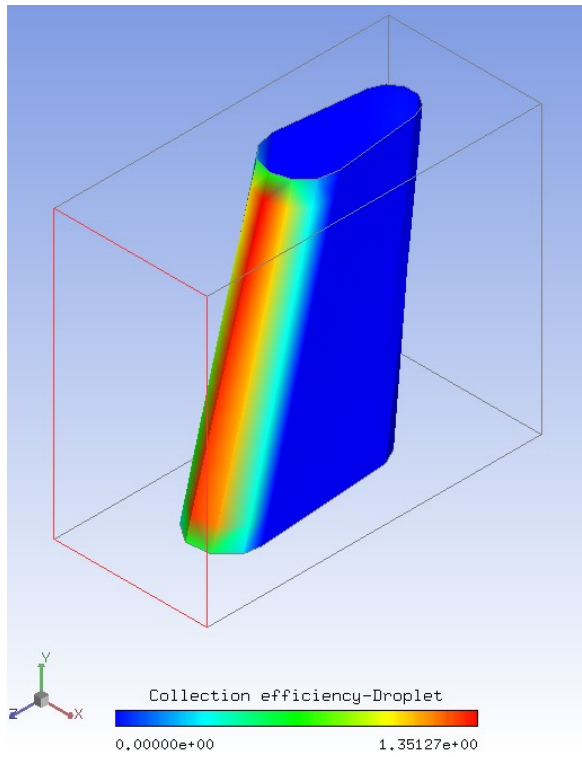
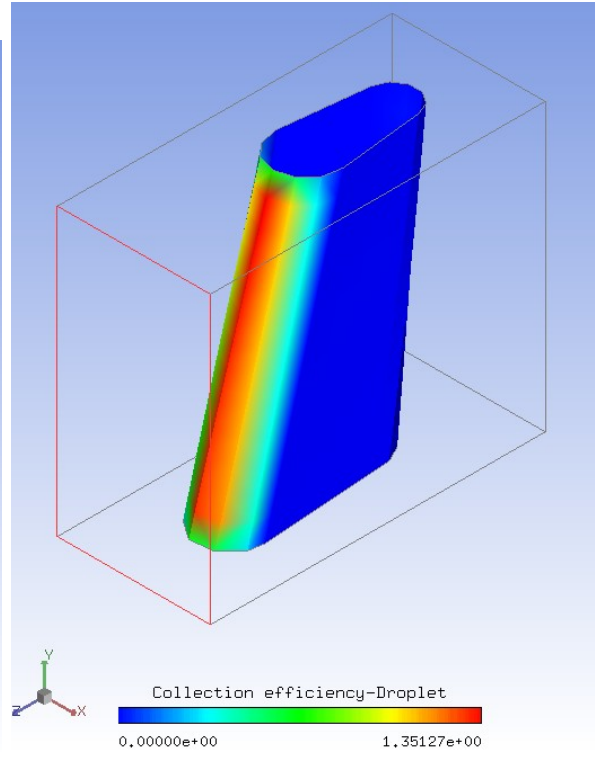
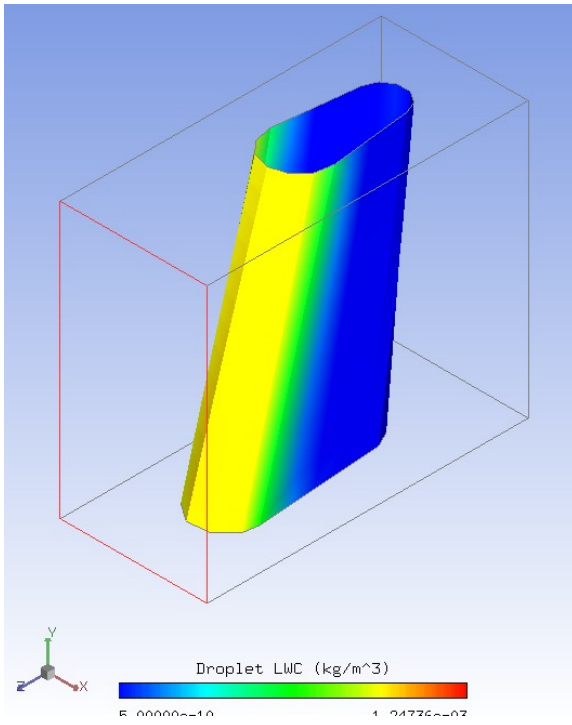




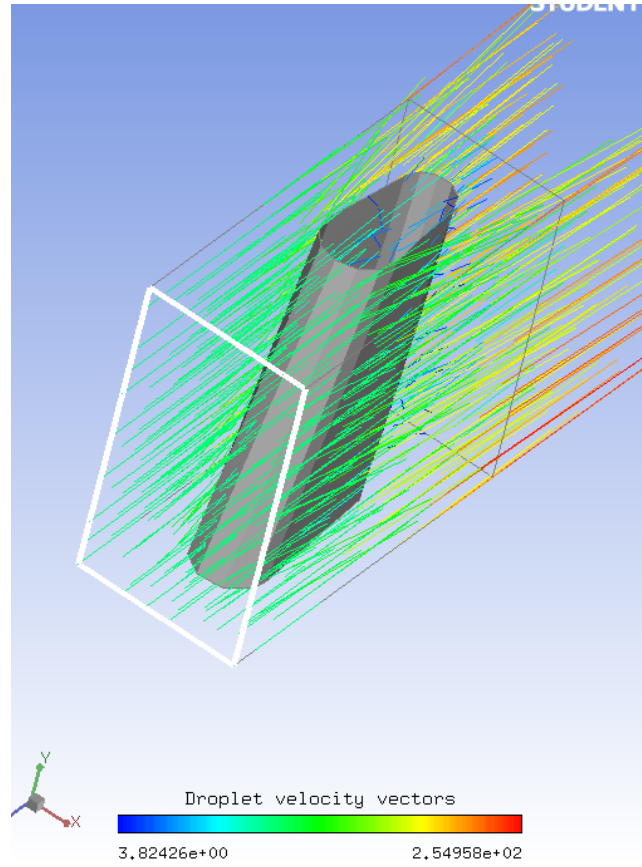


Графіки отримані по розрахункам DROP3D









Графіки отримані по розрахункам ICE3D

