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

Інститут аерокосмічних технологій

Кафедра авіа- та ракетобудування

До захисту допущено
В. о. завідувача кафедри
_____ Володимир КАБАНЯЧИЙ

«__» _____ 2021 р.

Дипломний проєкт

на здобуття ступеня бакалавра

за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»
спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»
на тему: «Удосконалення конструкцій нагрівальних елементів для системи запобігання обледенінню літаків»

Виконав :
студент IV курсу, групи ВЛ-73
Гужевський Микита Юрійович _____

Керівник:
доцент кафедри АРБ, к.хім.н., с.н.с.
Казакевич Михайло Леонідович _____

Рецензент:
асистент кафедри СКЛА
Трунов Віктор Юрійович _____

Засвідчую, що у цьому дипломному проєкті немає запозичень з праць інших авторів без відповідних посилань.
Студент _____

Київ – 2021 року

ВІДОМІСТЬ ДИПЛОМНОГО ПРОЄКТУ

№ з/п	Формат	Позначення	Найменування	Кількість аркушів	Примітка
1	А4		Завдання на дипломну проект	1	
2	А4	ВЛ7302.10.74.00.00ПЗ	Пояснювальна записка		
3	А1	ВЛ7302.10.74.00.01ІМ	Аналіз аналогів	1	
4	А1	ВЛ7302.10.74.00.02ІМ	Термограми тестування зразків.	1	
5	А1	ВЛ7302.10.74.00.03ІМ	Аналіз протестованих зразків.	1	
6	А1	ВЛ7302.10.74.00.04ІМ	Аналіз собівартості	1	

				ВЛ7302.00.00.00.00		
	ПІБ	Підп.	Дата			
Розроб.	Гужевський М.Ю.			Відомість дипломного проєкту	Ар	Аркушів
Керівн.	Казакевич М.Л.					
Консульт.					КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. АРБ Гр. ВЛ-73	
Н/контр.	Поваров С.А.					
Зав. каф.	Кабанячий В.В.					

Національний технічний університет України
“Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського”

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
_____ В.В. Кабанячий
(підпис) (ініціали, прізвище)

«__» _____ 2021 р.

ЗАВДАННЯ
на дипломний проект студента
Гужевського Микити Юрійовича

1. Тема проєкту «Удосконалення конструкцій нагрівальних елементів для системи запобігання обледенінню літаків», керівник проєкту Казакевич Михайло Леонідович, к.хім.н., с.н.с., затверджені наказом по університету від «23» квітня 2021р. № 1061-с

2. Термін подання студентом проєкту 14 червня 2021 р.

3. Вихідні дані до проекту:
3.1 Характеристики конструкцій нагрівальних елементів;
3.2. Робочі параметри нагрівальних елементів.

4. Зміст пояснювальної записки:
4.1. Аналіз існуючих конструкцій нагрівальних елементів для системи запобігання обледенінню літаків. Постановка завдання.
4.2. Дослідження особливостей конструкцій та характеристик нагрівальних елементів в залежності від розташування в літаку
4.3 Конструювання та розрахунок вимог щодо електротеплових характеристик нагрівального елементу у разі використання композиції з вуглецевими електропровідними наноматеріалами.
4.4. Собівартість та перспективи розвитку.

5. Перелік графічного матеріалу:

5.1 Аналіз аналогів

5.2 Термограми тестування зразків.

5.3 Аналіз протестованих зразків.

5.4 Аналіз собівартості.

6. Консультанти розділів дисертації

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

7. Дата видачі завдання: *25 лютого 2021. р*

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проекту	Термін виконання етапів проекту	Примітка
1.	*Аналіз існуючих конструкцій нагрівальних елементі для системи запобігання обледенінню літаків. Постановка завдання.*	*до 29.03.2021 р.*	
2.	*Дослідження особливостей конструкцій та характеристик нагрівальних елементів в залежності від розташування в літаку.*	*до 12.04.2021 р.*	
3.	*Конструювання та розрахунок вимог щодо електротеплових характеристик нагрівального елементу у разі використання композиції з вуглецевими електропровідними наноматеріалами.*	*до 30.04.2021 р.*	
4.	*Собівартість та перспективи розвитку.*	*до 27.05.2021 р.*	
5.	*Оформлення пояснювальної записки та графічних матеріалів*	*до 10.06.2021 р.*	
6.	*Перевірка на плагіат*	*до 13.06.2021 р.*	
7.	*Захист*	*з 14.06.2021 р. по 30.06.2021 р*	

Студент _____ *Микита Гужевський*
(підпис) (імя, прізвище)

Керівник _____ *Михайло Казакевич*
(підпис) (імя, прізвище)

Пояснювальна записка
до дипломного проєкту

на тему: «Удосконалення конструкцій нагрівальних елементів для системи запобігання обледенінню літаків»

Київ - 2021 рік

Анотація

Пояснювальна записка до ДП «Удосконалення конструкцій нагрівальних елементів для системи запобігання обледенінню літаків» містить 43 аркуші тексту, 32 ілюстрації та 6 бібліографічних посилань.

У дипломному проекті було проаналізовано існуючі конструкції нагрівальних елементів. Досліджено особливості конструкцій в залежності від розташування в літаку. Порівняно сумарну споживну потужність, потужність на погонний метр та особливості експлуатації. Опрацьовано існуючі експеременти з використанням плівок з вуглецевими нанотрубками в якості нагрівального елементу для електротеплової СЗО. Проаналізовано технології тестування зразків та опрацювання отриманих результатів. Створено та пртестовано зразки нагрівальних елементів з різним вмістом вуглецевих нанотрубок при різних значеннях напруги. Вдосконалено конструкцію зразків нагрівальних елементів та проаналізовано результати тестування.

В результаті виконаної роботи було отримано нагрівальні елементи зі вмістом вуглецевих нанотрубок 6,5% з максимальною споживною потужністю 0,67 Вт/см^2 при напрузі в 25 В, що в 3 рази краще заданої величини в технічному завданні отриманому на ДП «Антонов».

Ключові слова: система запобігання обледенінню, нагрівальний елемент, вуглецеві нанотрубки.

Summary

Explanatory note to diploma thesis «Improvement of Heat Exchanging Elements Design for Aircraft De-icing System» consists of 43 pages, 32 illustrations and 6 references.

The diploma project analysed existing structures of heating elements. Peculiarities of the design depending on the location in the aircraft were investigated. Comparison of total capacity, capacity per running meter and peculiarities of operation. Existing experiments with the use of films with carbon nanotubes as a heating element for electro-thermal deice system have been evaluated. The technologies of testing the samples and evaluating the obtained results were analyzed. The samples of heating elements with different content of carbon nanotubes at different values of the voltage were created and tested. The design of the heating elements was improved and the results of the test were analyzed.

As a result of the work the heating elements with a share of carbon nanotubes 6,5% with a maximum power density of the power consumption of 0,67 W/cm^2 at the voltage of 25 V were obtained, which is 3 times better than the specified value in the specification received by SE "Antonov".

Key words: anti-icing system, heating element, carbon nanotubes.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ 5
ВСТУП 6
1. АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ КОНСТРУКЦІЙ НАГРІВАЛЬНИХ ЕЛЕМЕНТІВ ДЛЯ СИСТЕМИ ЗАПОБІГАННЯ ОБЛЕДЕНІННЮ ЛІТАКІВ 7
1.1. Механічні СЗО 7
1.2. Фізико-хімічні СЗО 8
1.3. Теплові СЗО 9
Висновок по розділу 18
2. ДОСЛІДЖЕННЯ ОСОБЛИВОСТЕЙ КОНСТРУКЦІЇ ТА ХАРАКТЕРИСТИК НАГРІВАЛЬНИХ ЕЛЕМЕНТІВ В ЗАЛЕЖНОСТІ ВІД РОЗТАШУВАННЯ В ЛІТАКУ 19
2.1. Передня частина крила 19
2.2. Предкрилок 20
2.3. Лобове скло 20
2.4. Повітрозабірник СУ 22
2.5. Повітряні гвинти 24
Висновок по розділу 27
3.КОНСТРУЮВАННЯ ТА РОЗРАХУНОК ВИМОГ ЩОДО ЕЛЕКТРОТЕПЛОВИХ ХАРАКТЕРИСТИК НАГРІВАЛЬНОГО ЕЛЕМЕНТУ У РАЗІ ВИКОРИСТАННЯ КОМПОЗИЦІЇ З ВУГЛЕЦЕВИМИ ЕЛЕКТРОПРОВІДНИМИ НАНОМАТЕРІАЛАМИ 28
Висновок по розділу 39
4. СОБІВАРТІСТЬ ТА ПЕРСПЕКТИВИ РОЗВИТКУ 40
Висновок по розділу 41
ВИСНОВОК 42
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ 43

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

СЗО - система запобігання обледенінню

ЛА - літальний апарат

СКП - система кондиціювання повітря

ГТД - газотурбінний двигун

FDO-GNRs - (perfluorododecylated graphene nanoribbons) плівка з перфтордодецильованої наноленти графенну

НЕ - нагрівальний елемент

ВСТУП

Одна з актуальних проблем сучасного проектування літаків та безпілотних літальних апаратів - забезпечення ефективності та працездатності системи запобігання обледенінню. Якість роботи СЗО безпосередньо впливає на аеродинамічні характеристики, тягу двигуна, стійкість і безвідмовність його роботи.

Висока споживна потужність існуючих нагрівальних елементів з металевою конструкцією не дозволяє використовувати їх не циклічно. В цьому дипломному проекті буде висунуто пропозицію виготовлення нових нагрівальних елементів використовуючи суміш з вуглецевих нанотрубок.

В першому розділі буде проведено аналіз існуючих конструкцій нагрівальних елементів. Опрацьовано існуючі експеременти з використанням плівок з вуглецевими нанотрубками в якості нагрівального елементу для електротеплової СЗО. Ознайомлено з технологіями тестування зразків та опрацювання отриманої інформації.

В другому розділі буде досліджено особливості конструкцій та характеристик нагрівальних елементів в залежності від розташування в літаку. Порівняно сумарну споживну потужність, потужність на погонний метр та особливості експлуатації.

В третьому та четвертому буде розраховано та сконструйовано зразки нагрівальних елементів, протестовано їх та внесено правки в зразки другої серії.

1. АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ КОНСТРУКЦІЙ НАГРІВАЛЬНИХ ЕЛЕМЕНТІВ ДЛЯ СИСТЕМИ ЗАПОБІГАННЯ ОБЛЕДЕНІННЮ ЛІТАКІВ

Системи запобігання обледенінню (СЗО) використовуються для захисту літального апарату від наростання льоду. Зазвичай захищають лобові частини несучих поверхонь літального апарату (ЛА), повітрозабірники силових установок, повітряні гвинти, лобове скло та приймачі повітряного тиску. За принципом дії СЗО розділяються на теплові, механічні, фізико-хімічні та комбіновані.

1.1. Механічні СЗО

Механічний спосіб полягає в руйнуванні льоду, що утворився, за допомогою силового впливу і видаленні його уламків набігаючим потоком.

Механічні СЗО відносяться до систем циклічної дії, що допускають утворення на поверхні шару льоду певної товщини. Ця товщина вибирається так, щоб лід не чинив помітного впливу на льотні характеристики і безпеку польоту ЛА. Допустима товщина льоду є індивідуальною характеристикою конкретного ЛА і складає в середньому 4...6 мм. Цикл роботи механічної СЗО можна розбити на три етапи: утворення шару льоду допустимої товщини, руйнування його за допомогою силової дії і видалення уламків під дією набігаючого потоку. До механічних систем відносяться пневматичні і електроімпульсні СЗО.

Пневматична СЗО

Вироблені з шарів синтетичного каучуку або інших еластомерів, з однією або кількома повітряними камерами між шарами. Розміщується на передній кромці крил і стабілізаторів. Камери швидко надуваються і здуваються, одночасно, або за певним циклом.

Рис. 1.1.1. Пневматична СЗО на горизонтальному стабілізаторі.

До переваг пневматичних СЗО відноситься мала енергоємність системи та мала питома маса.

Недоліками системи є збільшення опору крила приблизно на 5% в неробочому стані та на 100% в робочому; швидке старіння гуми під впливом навколишнього середовища.

1.2. Фізико-хімічні СЗО

Етиловий спирт або етиленгліколь, запас якого знаходиться у баку, під дією тиску, що створюється насосом, за системою трубопроводів подається до передніх кромок крила і оперення та виходить через маленькі отвори. На поверхні рідина змішується з переохолодженими краплями, утворюючи незамерзаючу плівку. Під дією набігаючого потоку ця плівка розтікається по поверхні, та здувається з неї.

Ефективність захисту залежить як від типу рідини так і від конструкції робочої частини. Чим рівномірніше рідина розподіляється по поверхні, тим ефективніше здійснюється захист. У свою чергу, розподіл рідини по поверхні дуже чутливий до кута атаки крила та результуючої структури повітряного потоку вздовж верхньої поверхні. Отже, більшість літальних апаратів,

обладнаних цією системою повинні літати в обмеженому діапазоні швидкостей.

Перевагою даної системи є мале споживання електроенергії. Недоліками є те, що вони вимагають поповнення після використання, дороге обслуговування та погана ремонтопридатність.

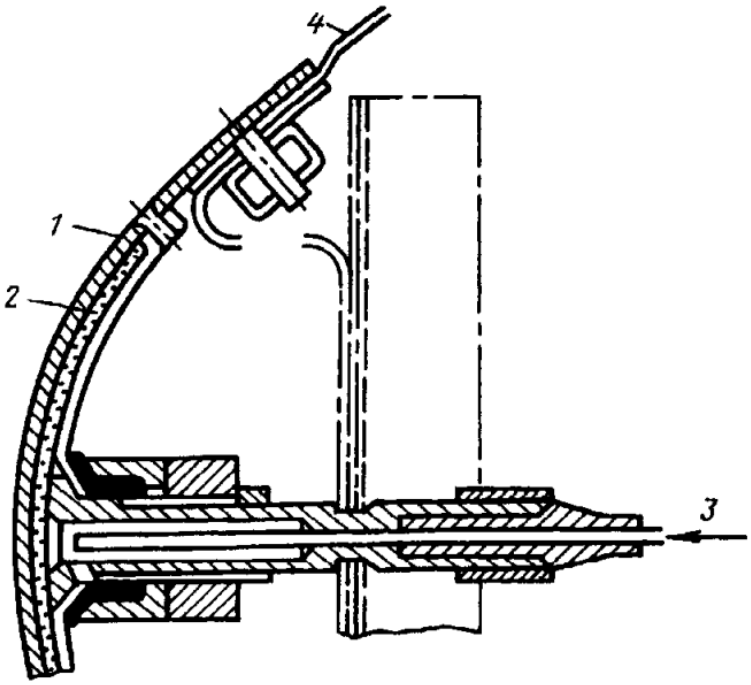

Рис. 1.2.1. Конструкція робочої частини хімічної СЗО:

1 - обшивка з пористого металу; 2 - пористий полімерний метал; 3 - подача рідини; 4 - обшивка.

1.3. Теплові СЗО

Тепловий спосіб полягає або в постійному обігріві поверхні, що захищається, для запобігання утворення льоду, або в періодичному підплавленні крижаного наросту і скиданні його набігаючим потоком. Поділяють на електротеплові (джерело тепла - електричний нагрівальній елемент) та повітротеплові (джерело тепла - повітря від компресора).

Теплові СЗО поділяються на електротеплові та повітряно-теплові.

Для захисту від обледеніння джерело тепла повинно залишатися ввімкненим протягом усього періоду обмерзання. Звичайна електротеплова

СЗО використовує забагато енергії для її постійної роботи. Тому нагрівальні елементи розділяються на зони та включаються послідовно (Рис.1.3.1). Зона С працює постійно [3].

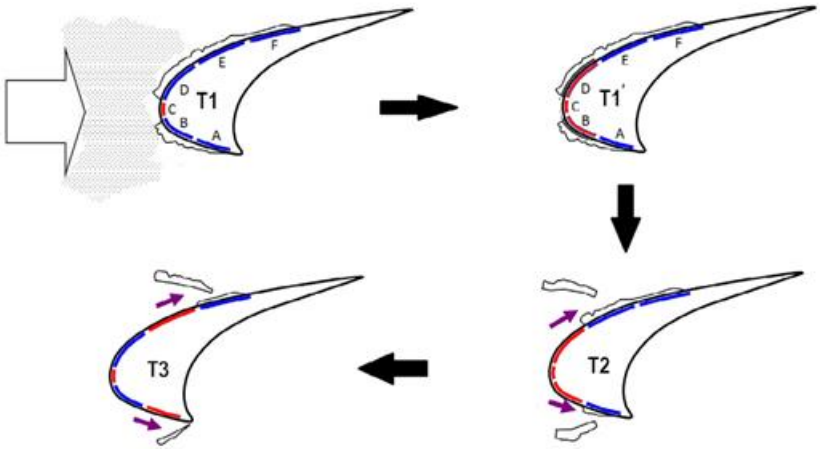

Рис. 1.3.1. Цикли роботи електротермічної СЗО.

Повітро-теплові СЗО

Повітро-теплові СЗО постійної дії - найбільш поширені системи. Основним джерелом гарячого повітря для них є компресор ГТД, але можуть знаходити застосування і калориферні обігрівачі та теплообмінники, що обігріваються вихлопними газами на ЛА з поршневими двигунами. На Рис. 1.3.2. наведено типову схему повітряно-теплової СЗО, в якій використовується гаряче повітря, що відбирається від компресорів двигунів. Для отримання потрібної температури повітря він одночасно відбирається від низьконапірних *1* і високонапірних *2* ступенів компресора, а потім ці два потоки змішуються в спеціальних змішувачах ежекторного або клапанного типу *4*. Температура повітря за умовами термоміцністі не повинна перевищувати деякої певної величини. Так, для конструкцій з алюмінієвих сплавів ця величина не повинна перевищувати 180 ... 200 °С. Відбір повітря від декількох двигунів підвищує надійність роботи СЗО при відмові одного з них. Відбір повітря від компресора двигуна має свої негативні сторони: збільшуються довжина

розбігу і злітна дистанція, знижується скоропідйомність і скорочується дальність польоту ЛА [1].

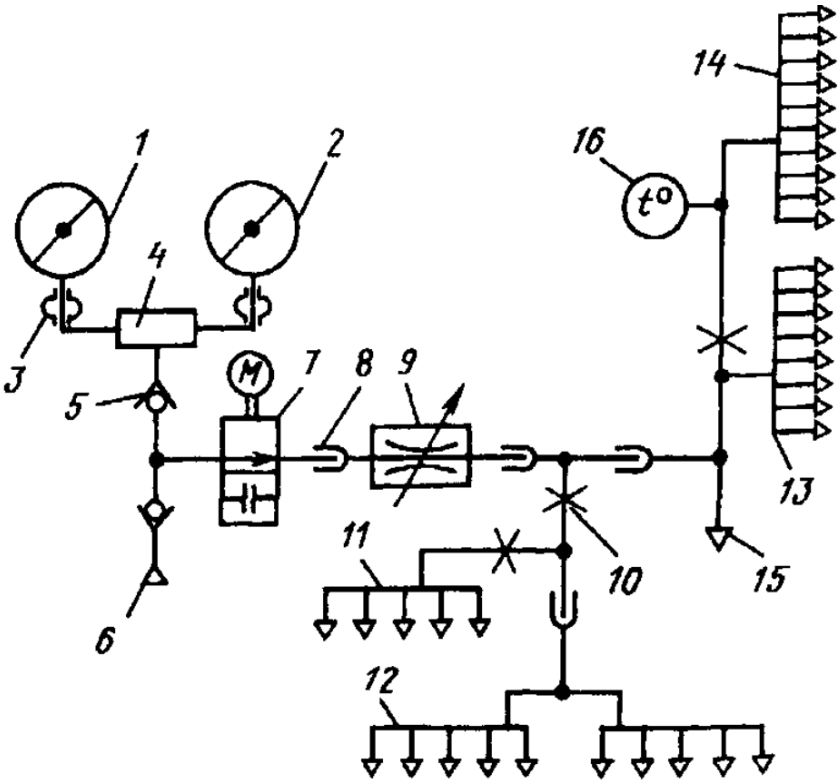

Рис. 1.3.2. Типова схема повітро-теплової СЗО постійної дії з відбором повітря з ГТД:

1 - компресор високого тиску; *2* - компресор низького тиску; *3* - компенсатор; *4* - змішувальний пристрій; *5* - зворотній клапан; *6* - подача повітря від другого двигуна; *7* - кран включення СЗО; *8* - температурний компенсатор; *9* - регулятор витрати; *10* - обмежувач витрати; *11* - СЗО вертикального стабілізатору; *12* - СЗО горизонтального стабілізатору; *13* - СЗО кореневої частини крила; *14* - СЗО консольної частини крила; *15* - подача повітря до другої половини крила; *16* - датчик температури повітря.

Електро-теплові СЗО

Усі електро-теплові СЗО працюють за однаковим принципом. Тепло подається до зони що охоплює область впливу води та використовується для випаровування або запобігання прилипання краплі та подальшого замерзання або для розтоплення вже утвореного льоду. Обладнання, необхідне для цих

систем однакове в обох випадках: джерело тепла, що генерується електрикою, система розподілу та система управління.

Два джерела необхідної електричної енергії:

- Живлення від існуючої електричної системи літака;

- Окремий бортовий генератор із власним джерелом живлення.

Основними компонентами електротеплової системи є:

- Джерело електричної енергії;

- Електропроводка для розподілу енергії на поверхні, що нагріваються;

- Обігрівачі поверхні;

- Датчики температури на нагрівальних поверхнях;

- Ручний або автоматичний блок управління для контролю стану поверхні обмерзання та тепла, що подається на поверхню;

- Дисплей на панелі приборів кабіни для інформування екіпажу про роботу системи.

Для економічного та ефективного захисту від обмерзання треба знати де і коли потрібно подавати правильну кількість тепла. При недостатній кількості тепла лід може не відриватися від поверхні. При надлишковій кількості тепла лід тане занадто швидко що може привести до замерзання води за межами СЗО.

Характеристики зон циклічного нагрівання:

- Висока питома теплоємність, що подається протягом короткого періоду. Як правило, для більш тривалого періоду часу потрібно менше загальної енергії, ніж менша питома теплоємність. Висока питома теплоємність зменшує конвективні втрати тепла від відкритої поверхні льоду та провідні втрати льоду та конструкції, і в меншій мірі компенсує нерівномірний контакт льоду з поверхнею. Це вимагає оптимізації часу дії системи у залежності від температури навколишнього середовища або загальної температури, щоб забезпечити лише кількість тепла, необхідного для розплавлення шару льоду з поверхнею.

- Відбувається негайне припинення нагрівання та швидке охолодження поверхні після відпадання льоду.

- Площа нагрівання повинна бути мінімальною, щоб тепло подавалось лише під лід, а не передавалося повітряному потоку. Потрібна хороша ізоляція між нагрівачем і несучою конструкцією, щоб направляти тепло лише на поверхню.

- Щоб уникнути замерзання води за межами нагрівальної зони потрібна правильна, необхідний правильний розподіл тепла. Бажано, щоб плавлення льодового зв'язку відбувалося рівномірно по всій поверхні; для цього може знадобитися деякий хордовий градієнт подачі тепла.

- Розділювальні смуги, уздовж та поперек крила, не повинні бути занадто широкими для запобігання утворення великих шматків льоду.

- Слід контролювати вимкнений цикл, щоб забезпечити адекватну акрецію льоду для забезпечення найкращих характеристик відпадання.

Вимкнений час елемента залежить від теплової потужності зони і швидкості, з якою поверхня охолоджується до 0 ºС. Також він залежить від швидкості обледеніння, так щоб елемент включався при досягненні льодом найкращої товщини для відпадання. Зазвичай вимкнений час елемента сягає від 60 до 240 секунд [2].

Нагрівальні елементи

Електротермічні нагрівальні елементи зазвичай виготовляються в одній з декількох конструкцій. Елемент може бути побудований як додатковий пристрій типу накладки, або він може бути вбудований як цілісний шар в межах фактичної аеродинамічної поверхні. Якщо нагрівач накладний, він може бути приклеєний до передньої (змоченої повітрям) поверхні або до тильної сторони аеродинамічної поверхні поза потоком повітря. Якщо нагрівач встановлений на зовнішній поверхні, слід враховувати стійкість до впливу сторонніх предметів та ударів блискавки. Слід враховувати вплив змін характеристик тепловіддачі, коли приймається рішення встановлювати

систему обігрівача зовні, всередині або цілісно. Місце встановлення та врахування ударостійкості, як правило, впливають на те, вбудований нагрівальний елемент в гнучкий або жорсткий матеріал. У будь-якому випадку матеріал повинен бути електрично непровідним і повністю охоплювати нагрівальний елемент, щоб електрично ізолювати провідний елемент. Для вбудованих обігрівачів за нагрівачем може бути встановлений датчик перегріву, для забезпечення управління термостатом та уникнення пошкодження нагрівального елементу внаслідок перегріву.

Останнім часом проводиться багато експериментів з використанням в якості нагрівального елементу FDO-GNRs - (perfluorododecylated graphene nanoribbons) плівкок з перфтордодецильованої наноленти графенну. Споживання електроенергії системами з використанням цих плівок набагато менше ніж з використанням звичайних металевих спіралей.

В одному з цих експериментів було виготовлено зразки з FDO-GNR плівкою розміром 1 × 3 см з опором ~ 320 Ом, охолоджено їх до температури мінус 32 ºC та підведено до них електричний струм. В результаті експерименту було виявлено, що зі збільшенням напруги до 12 В зразок нагрівається до температури 14 ºC (при температурі навколишнього середовища мінус 32 ºC). При підвищенні напруги до 40 В температура зразку зростає до 30 ºC. Графік залежності температури від щільності теплового потоку наведено на Рис. 1.3.3. (а) [4].

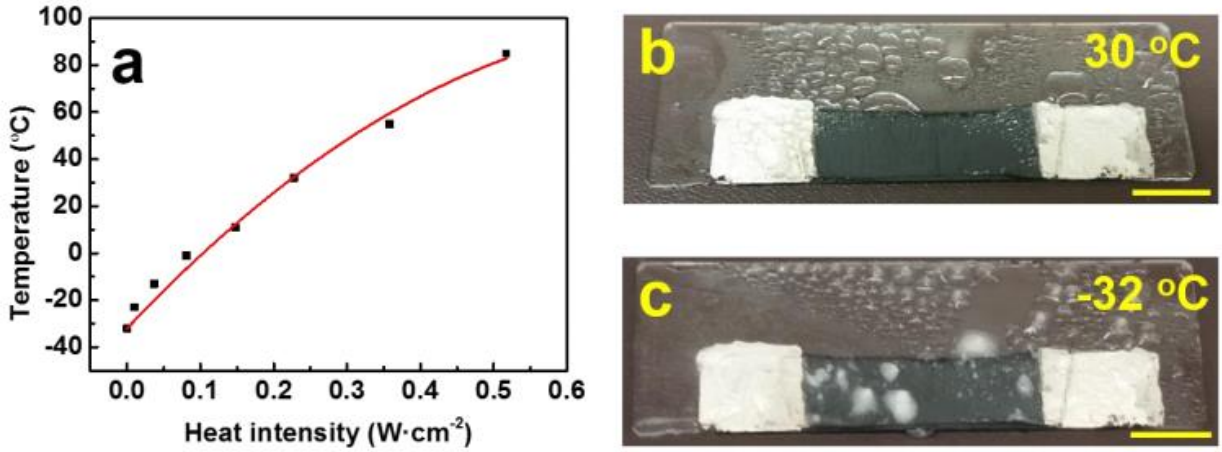

Рис. 1.3.3. Графік залежності температури від щільності теплового потоку (а), зразок при температурі мінус 32 ºС після нанесення охолодженої води (с) та після подачі напруги та нагрівання до 30 ºС [4].

В іншому експерименті було виготовлено зразки з вуглецевих нанотрубок (10 - 40 слоїв) розміром 7 × 5 см, приєднано мідні контакти з обох боків зразку, залишаючи зону для тестування розміром 5 × 5 см, та поміщено в камеру з температурою мінус 25 ºС. Товщина плівки з 10 шарів вуглецевих нанотрубок ~ 6 μм [5].

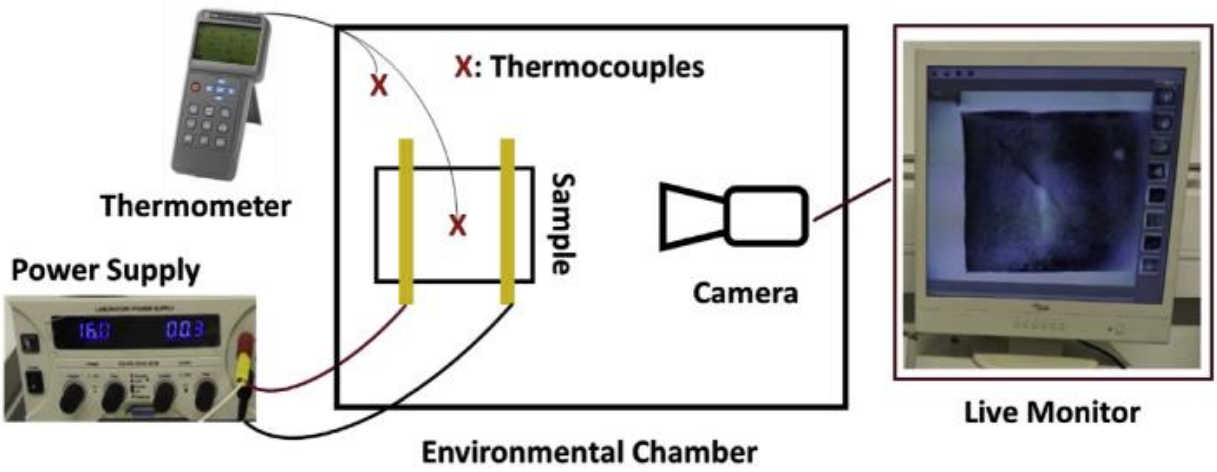

Рис. 1.3.3. Схема вимірювальних приладів експерименту.

Термопари, термометр, блок живлення з регулятором напруги, низькотемпературна камера, камера відеозапису та монітор.

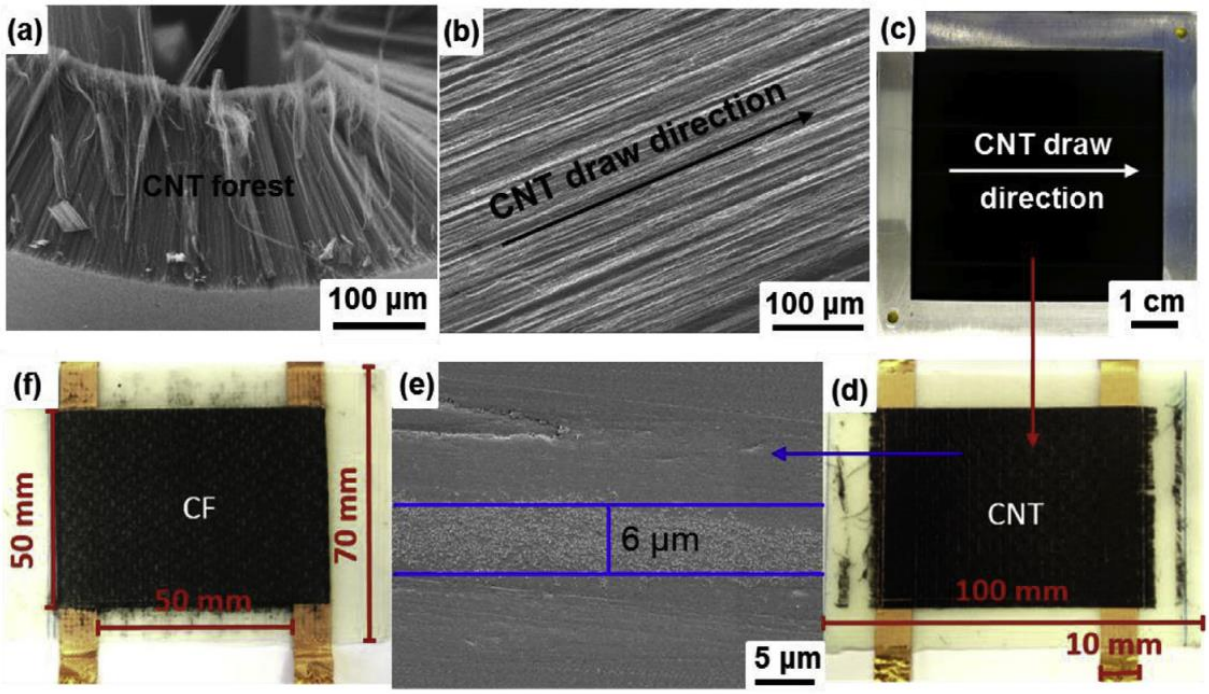

Рис. 1.3.3. Фото з електронного мікроскопу (a) та (b), напрям вуглецевих нанотрубок (b) та (c), товщина 10-ти шарового зразку (e) та сам зразок (d) [5].

За результатами експерименту було виявлено, що опір обернено залежний від кількості шарів. Зразки з найменшим опором нагрівалися краще чим з найбільшим. Залежність температури від часу за перші 30 секунд нагрівання лінійна. 10, 20, 30 та 40 шарові зразки нагрілися за перші 30 секунд до температури 46 ºC, 66 ºC, 85 ºC та 95 ºC відповідно.

Для дослідження рівномірності нагрівання поверхні було поміщено 4 термопари. Одну на мідному контакті, дві по центру зразку та одну між центром та контактом.

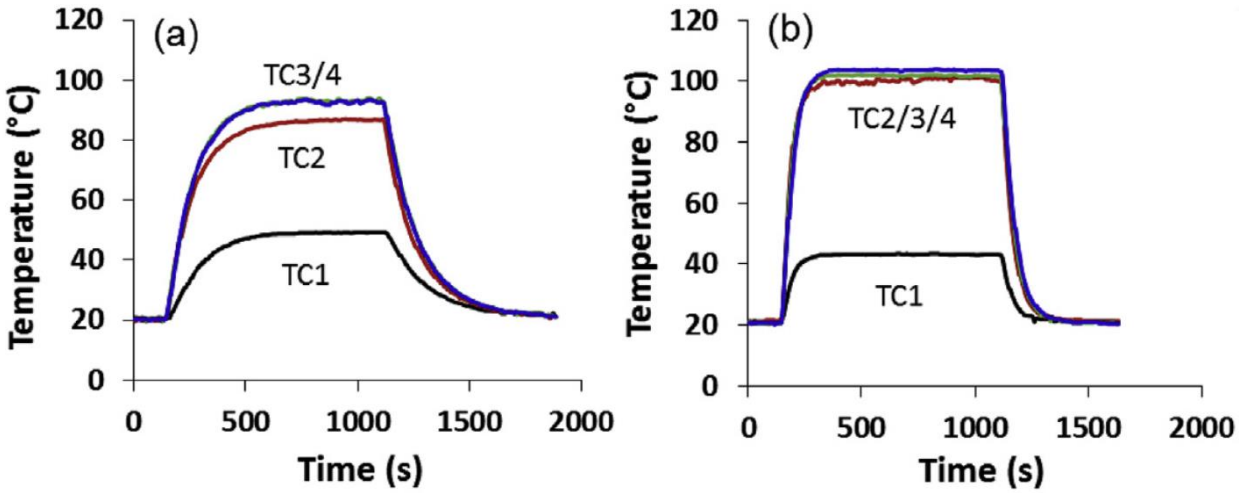

Рис. 1.3.4. Графіки залежності температури від часу з різних термопар. [5].

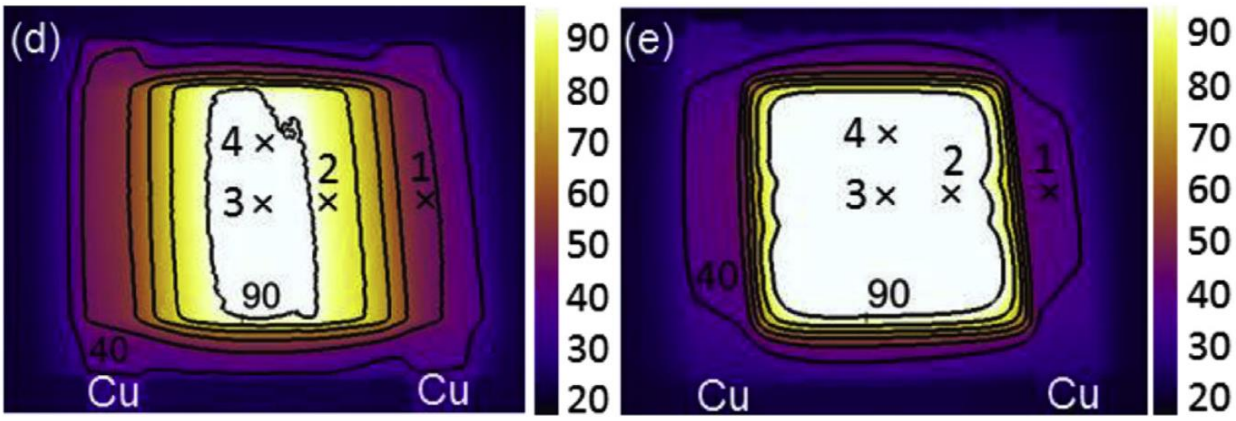

Рис. 1.3.4. Термограми зразку з нанотрубок (d) та з вуглецевого волокна(e) з точками розташування термопар [5].

З термограм видно, що розподіл тепла по поверхні зразку з вуглецевого волокна більш рівномірний ніж по зразку з нанотрубок. Нагрівальні елементи з вуглецевого волокна складніші у виготовленні та потребують повної заміни секції при виході з ладу.

Висновок по розділу

В першому розділі було проаналізовано існуючі конструкції нагрівальних елементів для систем запобігання обледенню. Описано принцип роботи різних типів систем. Опрацьовано існуючі експеременти з використанням плівок з вуглецевими нанотрубками в якості нагрівального елементу для електротеплової СЗО. Ознайомлено з технологіями тестування зразків та опрацювання отриманої інформації.

Отриману інформацію буде використано в наступних розділах дипломного проекту.

2. ДОСЛІДЖЕННЯ ОСОБЛИВОСТЕЙ КОНСТРУКЦІЇ ТА ХАРАКТЕРИСТИК НАГРІВАЛЬНИХ ЕЛЕМЕНТІВ В ЗАЛЕЖНОСТІ ВІД РОЗТАШУВАННЯ В ЛІТАКУ

2.1. Передня частина крила

На передній частині крила можна застосовувати як повітря-теплову так і елктро-теплову СЗО. Якщо використовується електро-теплова тоді нагрівальні елементи формуються в збірки, які прикріплені до передньої кромки крила з внутрішньої сторони. Кожен нагрівальний елемент обладнаний вимикачем і датчиком струму. Температура поверхні контролюється за допомогою терморегулятора, прикріпленого до обшивки. Терморегулятор визначає температуру обшивки і замикає або розмикає ланцюг живлення при попередньо встановлених температурах. На Рис. 2.1.1. наведено схему. Ця система активується в умовах обледеніння.

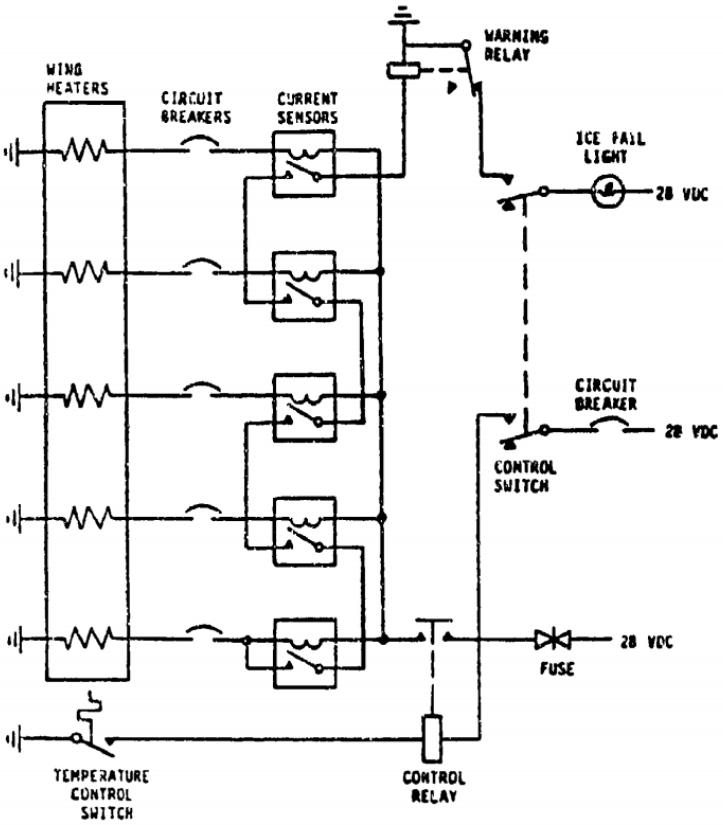

Рис. 2.1.1. Схема електро-теплової СЗО

2.2. Предкрилок

Вимоги для захисту предкрилків такі ж самі як для захисту передньої частини крила. Але треба враховувати, що площа нагрівальних елементів на нижній половині предкрилка меньша ніж без нього. Тобто це потребує додаткових розрахунків на предмет відсутності замерзання води за межами нагрівальних елементів в нижній половині.

2.3. Лобове скло

Для захисту лобових вікон від обледеніння зазвичай використовують електо-теплові СЗО постійної дії. Для підвищення ефективності видалення запотівання іноді з внутрішньої сторони скло обдувається гарячим повітрям з системи кондиціювання повітря (СКП).

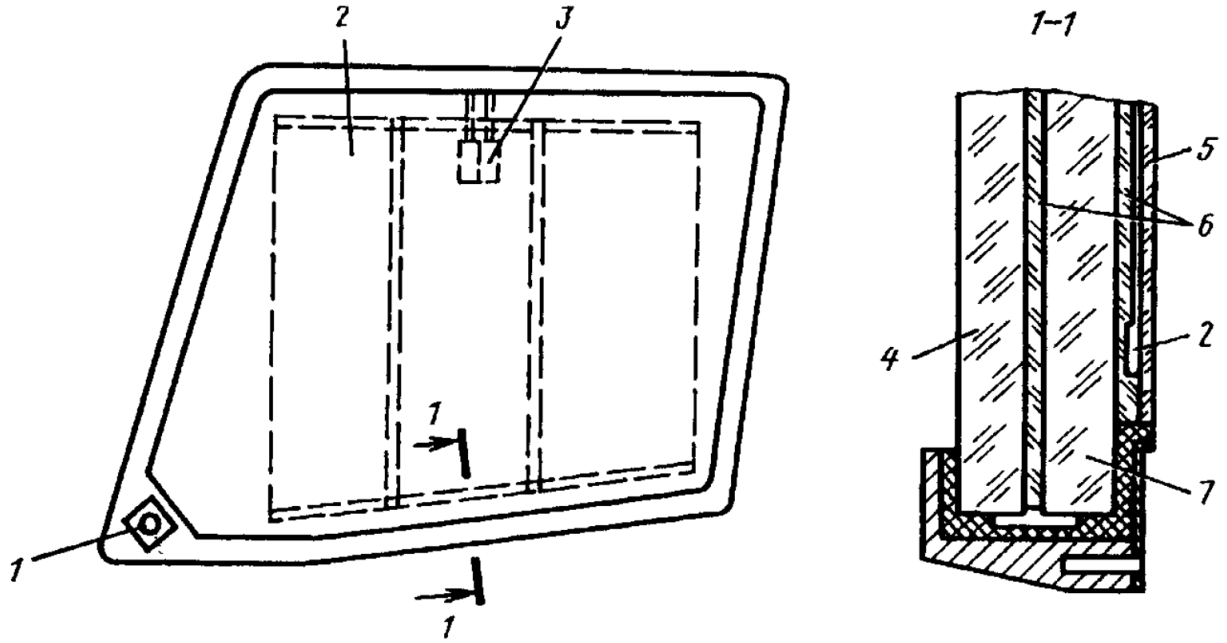

Рис. 2.3.1. Схематична конструкція скла з електрообігрівом:

1 - роз'єм для підключення до мережі; *2* - електропровідна плівка; *3* - термодатчик; *4* - внутрішня панель скла; *5* - зовнішня панель; *6* - склеювальний шар; *7* - середня панель.

Найбільш широкого застосування набула електоро-теплова СЗО, де струм пропускається через прозору плівку між шарами скла. Плівка зазвичай

покриває лише прямокутну область лобового скла, оскільки нерівномірність нагрівання та фактичні «гарячі точки» стають серйозною проблемою при нагріванні з високою потужністю, необхідною для захисту від обледеніння (0,4 … 0,6 Вт/см^2 для скла та 0,8 Вт/см^2 для оргскла). Зовнішній шар, як правило, обмежений товщиною 4,6 мм, якщо поверхня скло, та 1,5 мм, якщо пластик, щоб уникнути надмірних внутрішніх температур.

Плівки, що зопобігають запотіванню наносять на всю площу скла. Потужність цих плівок меньша (0,07 … 0,15 Вт/см^2). Якщо панель майже прямокутна, одне покриття може відповідати вимогам як для запобігання обледенінню так і для запобіганню запотіванню.

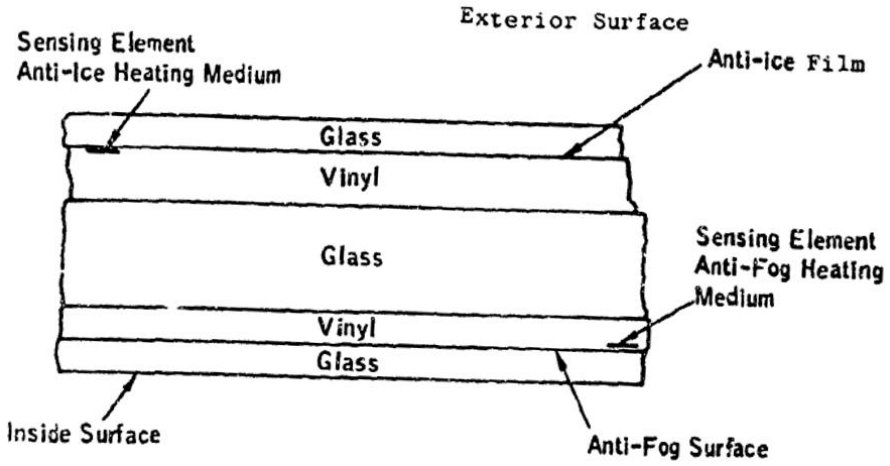

Рис. 2.3.2. Схема п’ятишарового скла.

Для типового профілю польоту зазвичай достатньо 0,5 Вт / год-см^2 Внутрішні тепловтрати тут не враховуються, оскільки аналіз показує, що вони становлять менше 5%. Розрахунки проводились на основі накопичення прикордонного шару від носа літака. Для лобових стекол, які різко відходять від контуру фюзеляжу, потовщений прикордонний шар починається біля основи лобового скла, і потреби в кількості тепла будуть значно вищими.

Однією з основних проблем, пов’язаних із використанням лобових склопакетів з електричним нагріванням, є поломка в польоті, спричинена тепловим напруженням у склі. Частота заміни лобового скла взимку часто в кілька разів більша ніж влітку. Існує два рішення цієї проблеми. Одним з них

є розрахунок витрати тепла до мінімально можливого значення. Прозорість скла має важливе значення на невеликій висоті, але температура повітря, пов'язана з обледенінням, швидше за все, не буде нижче -18 °С. Нерівномірність провідного покриття, як правило, запобігає повному замерзанню лобового скла навіть у граничних умовах.

Зазвичай джерело живлення подається від генератора змінного струму; однак, якщо доступне лише живлення постійного струму, для створення необхідної напруги можна використовувати інвертор. На деяких літаках лобове скло використовує напругу постійного струму. Значення температури встановлюється на достатньо велике значення, щоб забезпечити проектну потребу в теплі без перегріву шарів скла. Зазвичай встановлюють температуру від 38 до 43 °С що запобігає як обмерзанню так і запотіванню. Найпоширеніший регулятор вмикає та вимикає повне живлення, для підтримки заданої температури в межах 5 °С. Контроль таким чином може призвести до циклічних теплових напружень, які негативно впливають на термін служби лобового скла. Деякі сучасні літаки використовують модулюючі органи управління, які змінюють потужність як функцію за вимогою датчика температури для зменшення теплових напружень [2].

Успішна конструкція лобового скла з електро-тепловою СЗО, вимагає врахування багатьох факторів. Найважливішими є: забезпечення гарної однорідності покриття (використання майже прямокутних зон), дотримання температури в допустимих межах та використання модулюючого регулятора для усунення циклічних теплових напружень.

2.4. Повітрозабірник СУ

Широке застосування знаходять як повітряно-теплові, так і електро-теплові СЗО. Крім того, іноді в якості теплоносіїв використовується гаряче масло із системи змащення двигуна. Часто СЗО силової установки є комбінованою.

Оскільки потрапляння льоду навіть малої товщини в двигун вкрай небажано, найчастіше СЗО силової установки - це система постійного дії, що не допускає утворення льоду.

СЗО силової установки повинна здійснювати ефективний захист в розширеному в порівнянні з планером температурному діапазоні, тому в польоті вони включаються набагато частіше: тривалість їх роботи становить 15 ... 20% льотного часу проти 3 ... 6% у СЗО планера.

Типова схема повітряно-теплової СЗО силової установки приведена на Рис. 2.4.1. Гаряче повітря відбирається від низьконапірної *5* і високонапірної *7* ступенів компресора, змішується для отримання потрібної температури (приблизно близько 170 ... 200 ºС) і надходить на обігрів обтічника *1*, лопаток ВНА *4* і вхідний кромки повітро забірника *10*.

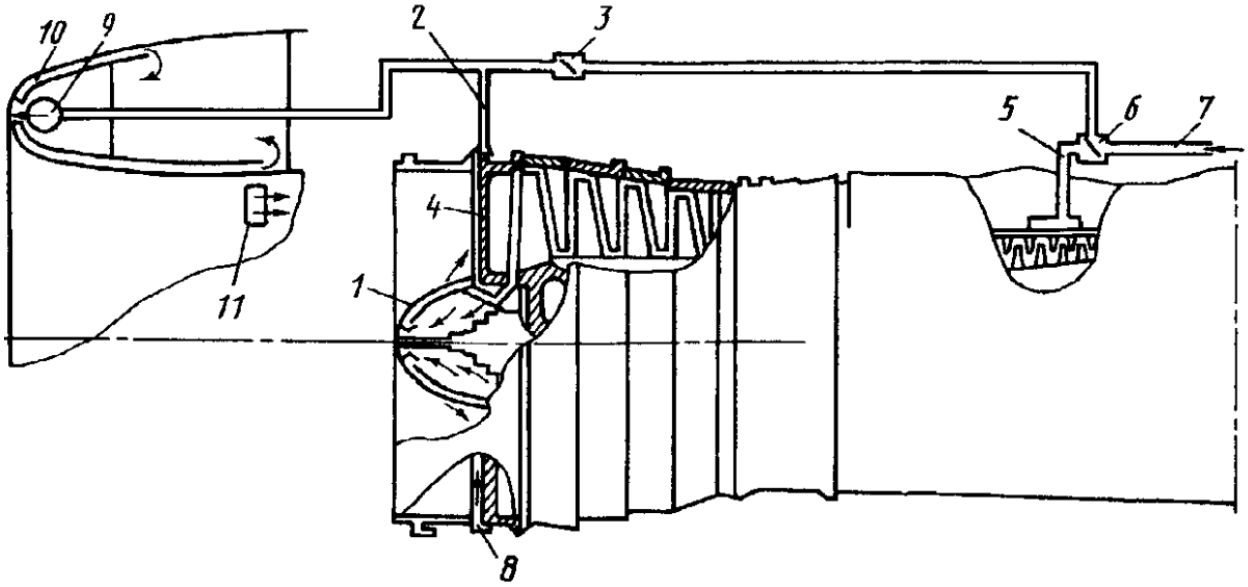

Рис. 2.4.1. Схема повітро-теплової СЗО силової установки:

1 - робочий канал обтічника; *2* - трубопровід подачі гарячого повітря до лопаток ВНА і обтічника; *3* - електромеханічна заслінка; *4* - робочий канал СЗО в носовій частині лопатки ВНА; *5* - трубопровід відбору повітря від низьконапірної ступені компресора ГТД; *6* - розподільна електромеханічна заслінка; *7* - відбір повітря від високонапірної ступені компресора ГТД; *8* - розподільний пристрій гарячого повітря на ВНА; *9* - розподільний пристрій гарячого повітря в носку повітрозабірника; *10* - робочий канал обігріву носка повітрозабірника; *11* - вікно для викиду відпрацьованого повітря в канал повітрозабірника.

Для захисту вхідних кромок надзвукових повітрязабірників через їх малі конструктивні обсяги частіше застосовують електро-теплові або комбіновані СЗО. Електричний нагрівальний елемент виготовляють у вигляді стрічок з корозійностійкої сталі, а в тій частині носка повітрозабірника, де конструктивний обсяг стає досить великим, встановлюють повітряно-теплової СЗО.

Широке застосування повітряно-теплових СЗО силових установок обумовлено близькістю джерела гарячого повітря, простотою і надійністю таких систем [1].

2.5. Повітряні гвинти

При розробці СЗО повітряного гвинта враховують ряд специфічних особливостей:

- потрібно передавати необхідну для захисту енергію на обертовий агрегат;
- лопаті при зміні кроку гвинта можуть змінювати кут установки в широкому діапазоні від 0 до 90°;
- елементи повітряного гвинта мають малий об`єм.

Тому для захисту повітряних використовуються електротеплові СЗО. Це пояснюється порівняльною простотою передачі електроенергії на обертовий гвинт, компактністю нагрівальних елементів і досить високою ефективністю захисту. Оскільки для захисту одного гвинта з чотирьох лопатей витрачається від 6 до 8 кВт електроенергії, на літаках з декількома двигунами застосовують системи циклічного дії. У цьому випадку товщина льоду, що утворюється на передній кромці лопаті, не повинна перевищувати 3 мм. Ефективному скидання льоду при роботі електротеплової СЗО циклічної дії сприяють і великі відцентрові сили, що діють на лід. Оскільки скидання льоду відбувається в основному під дією цих сил, тепловий ніж, необхідний в циклічному протиобледенінні крила або оперення, тут не потрібен. Як

правило, обігрівається від 40 до 60% радіуса гвинта, рахуючи від осі обертання, так як через велику швидкість обертання решта поверхні має позитивну температуру внаслідок аеродинамічного нагрівання і не піддається обледенінню[1].

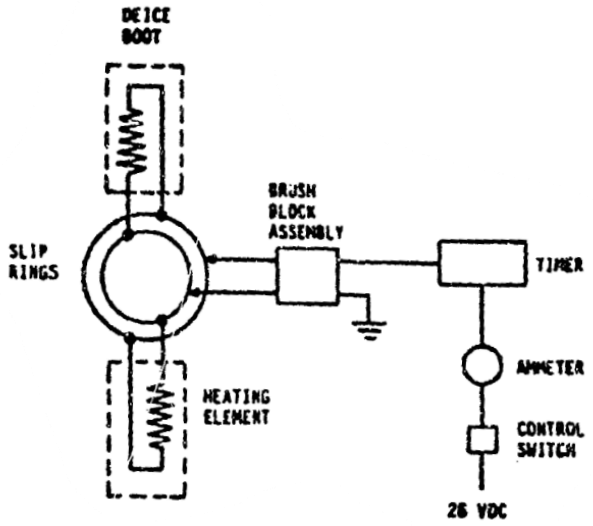

Рис. 2.5.1. Схема електро-теплової СЗО повітряного гвинта.

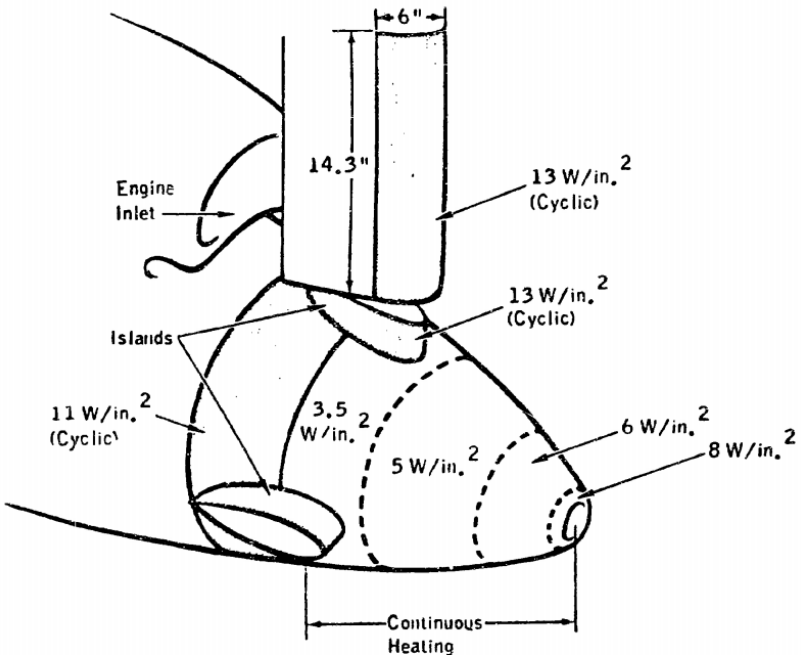

Рис. 2.5.2. Схема електро-теплової СЗО повітряного гвинта та носу.

Типова система цього типу проілюстрована на Рис. 2.5.2. У цій конкретній системі забезпечується безперервний нагрів для носової частини спінера. Передня частина гвинта та задня частина спінера обігріваються циклічно.

На Рис. 2.5.2. показано розподіл потужностей нагрівальних елементів. Потужність цієї області варіюється від 0,5 до 1,2 Вт/см^2, на рухомі зони - 1,7 Вт/см^2, та 2 Вт/см^2 в початковій частині гвинта. Час нагрівання для цих областей становить 20 секунд, а загальний час циклу - 160 секунд (час нагрівання - 140 секунд) [2].

Для отримання задовільного захисту інших конфігурацій можуть застосовуватися ті ж принципи. У минулому використовувались інші методи, такі як фізико-хімічний та повітря-тепловий, але вони не використовуються через труднощі встановлення порівняно з електричною системою.

Висновок по розділу

В другому розділі було досліджено особливості конструкцій та характеристик нагрівальних елементів в залежності від розташування в літаку. Порівняно сумарну споживну потужність, потужність на погонний метр та особливості експлуатації.

Отриману інформацію буде використано в наступних розділах дипломного проекту.

3.КОНСТРУЮВАННЯ ТА РОЗРАХУНОК ВИМОГ ЩОДО ЕЛЕКТРОТЕПЛОВИХ ХАРАКТЕРИСТИК НАГРІВАЛЬНОГО ЕЛЕМЕНТУ У РАЗІ ВИКОРИСТАННЯ КОМПОЗИЦІЇ З ВУГЛЕЦЕВИМИ ЕЛЕКТРОПРОВІДНИМИ НАНОМАТЕРІАЛАМИ

Згідно з отриманим технічним завданням на ДП «Антонов» маємо такі узагальнені вимоги до нагрівальних елементів :

1. Напруга номінальною величиною 115/200 В, частотою (340-560) Гц.
2. Нагрівальні елементи циклічної дії повинні розділятися на верхні та нижні. Характеристики верхніх та нижніх нагрівальних елементів можуть відрізнятися.
3. Питома потужність нагрівальних елементів циклічної дії дорівнює (1.7 … 2.5) Вт/см^2, теплового ножа (2 … 2.5) Вт/см^2.
4. Розміри зони обігріву варіюються в широкому діапазоні для різних агрегатів. Середні значення:

   - ширина нагрівальних елементів теплового ножа (13 … 25) мм;

   - ширина верхніх та нижніх нагрівальних елементів циклічної дії (70 … 150) мм.

   В одній зоні може бути розташовано більше одного нагрівального елемента.
5. Розподіл тепла по поверхні повинен бути рівномірним.
6. Експлуатаційний діапазон температур становить від мінус 60 ºС до плюс 55 ºС. Мінімальний атмосферний тиск дорівнює тиску на висоті 12 000 м. Максимальна експлуатаційна швидкість польоту становить 900 км/ч.
7. Конструкція секції не повинна призводити до пошкодження і виведення з ладу нагрівального елемента під час експлуатації при абразивній і ударній дії на секцію.
8. Призначений ресурс роботи не менше 40 років або 80 000 льотних годин.

На ДП «Колоран» було розроблено зразки першої серії з вмістом нанотрубок 4%, 5%, 6% та 7%. Розміри цих зразків 2.5 × 4 см. Товщина суміші з нанотрубками становить 4 мм.

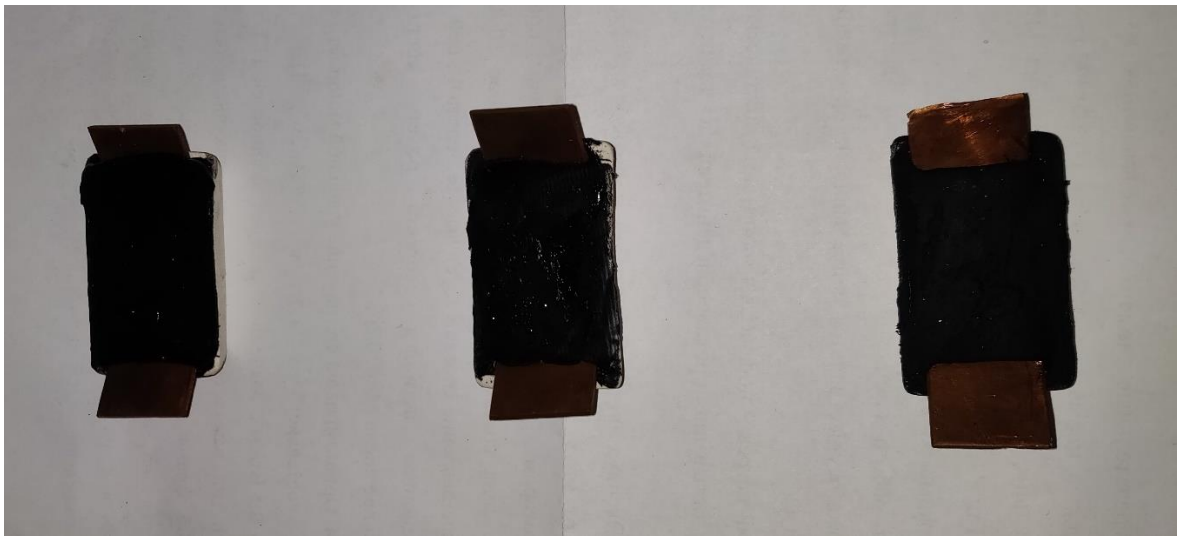

Рис. 3.1. Зразки зі вмістом 4%, 6% та 7%.

Товщину зразків було виміряно приладом для вимірювання товщини GM100.

Рис. 3.2. Товщиномір GM100.

Вимірювання температури нагрівання зразків здійснювали за допомогою тепловізора Flir TG267.

Рис. 3.3. Тепловізор Flir TG267.

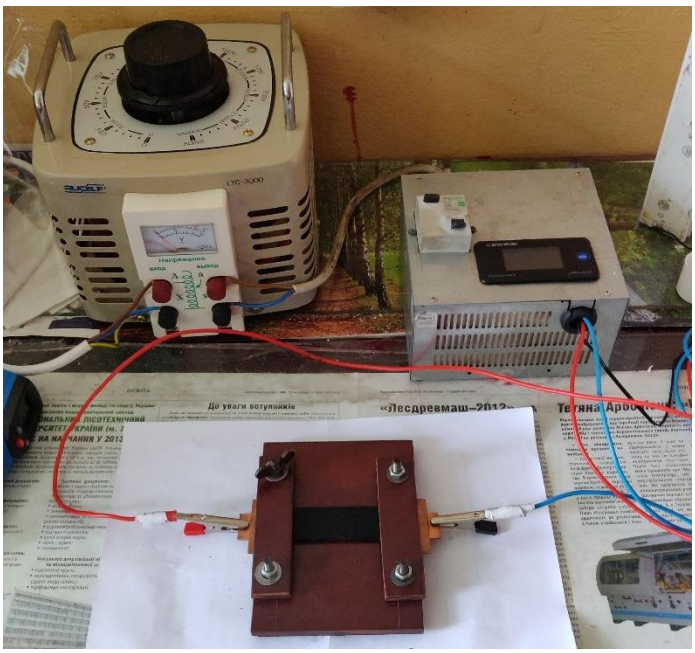

Рис. 3.4. Стенд для тестування зразків:
реостат; мультиметр; сам зразок.

Зразки було підключено до джерела струму та регулюючи напругу було встановлено, що при 4% та 5% вмісту нанотрубок в суміші температура не зростає навіть при 200 В, або нагрівання здійснюється занадто повільно. Зразок з вмістом нанотрубок 6% нагрівся з 22 ºС до 51 ºС за одну хвилину при напрузі 100 В. На Рис. 3.5. зображено графіки залежності температури від часу (верхній) та сили електричного струму від часу (нижній). З графіку ми можемо винести, що зі зростанням температури зразка опір зменшується.

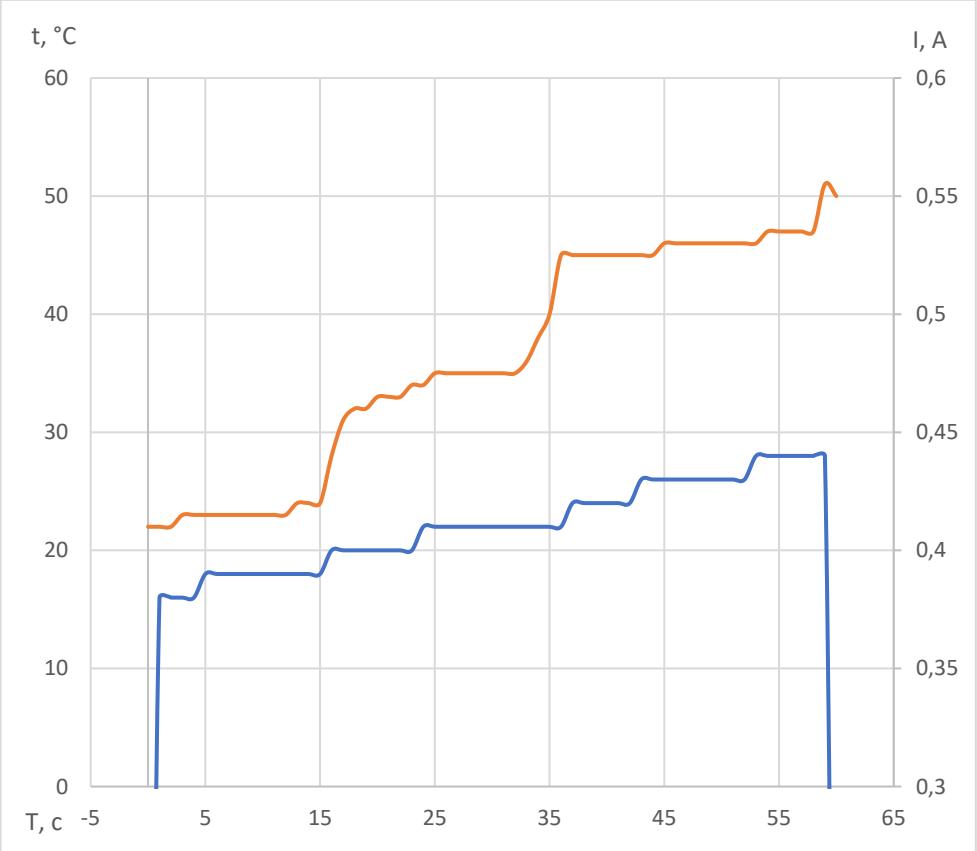

Рис. 3.5. Графіки залежності температури від часу (верхній) та сили електричного струму від часу (нижній) для зразку 6% при напрузі 100 В.

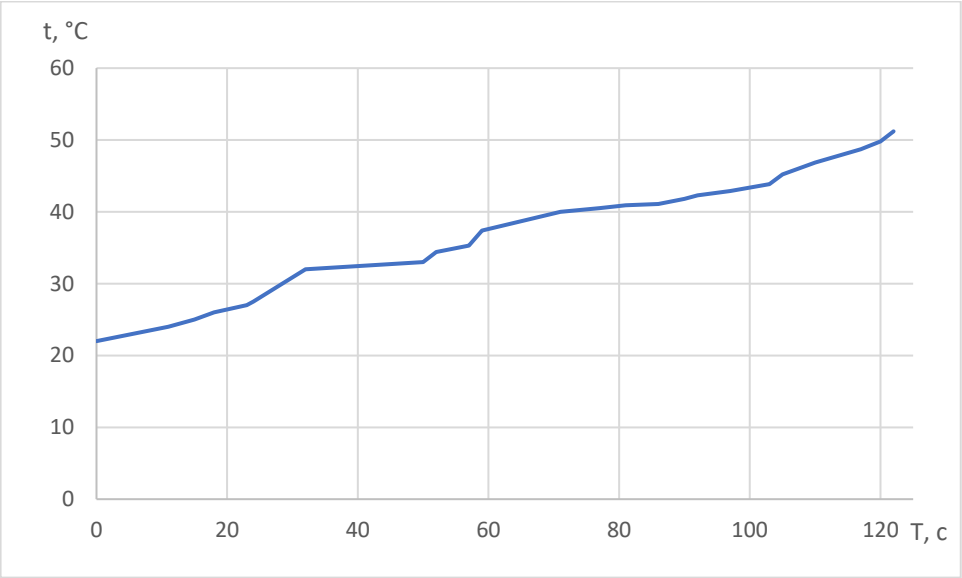

Рис. 3.6. Графік залежності температури від часу для зразку 7% при напрузі 80 В.

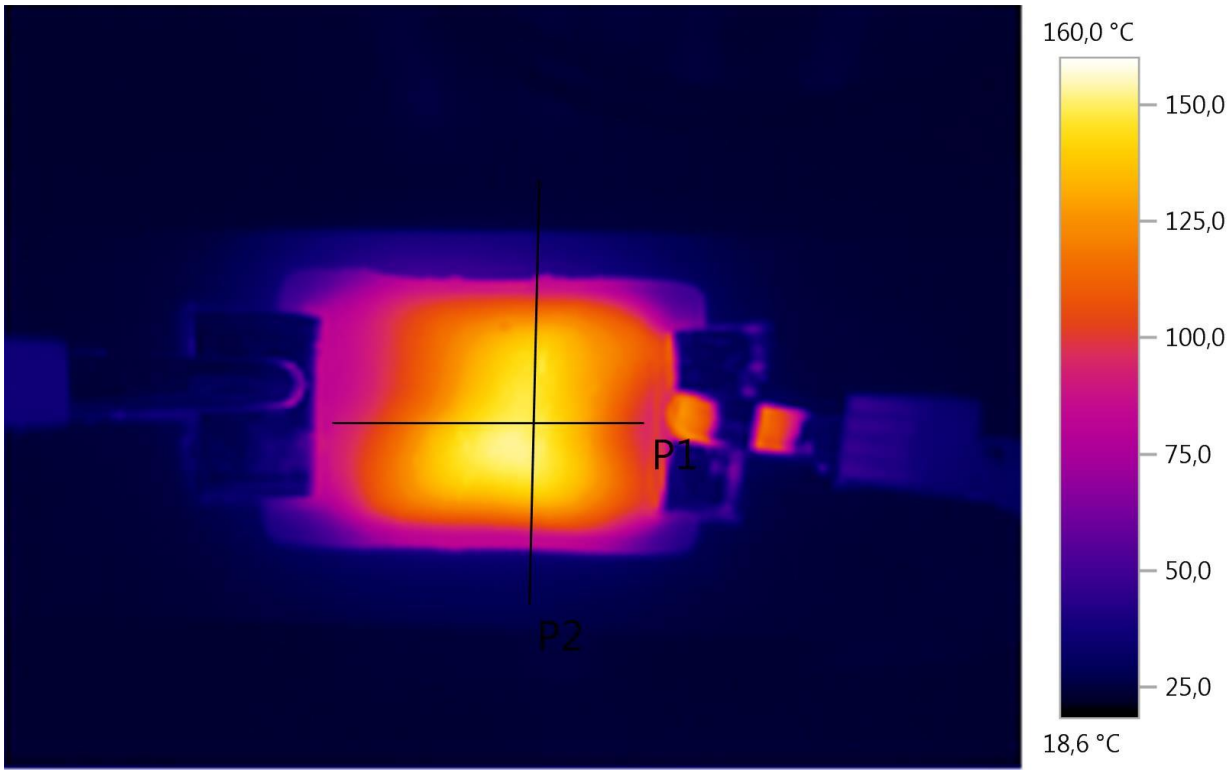

Рис. 3.6. Термограма з першого тепловізору зразка 6% з напругою 200 В.

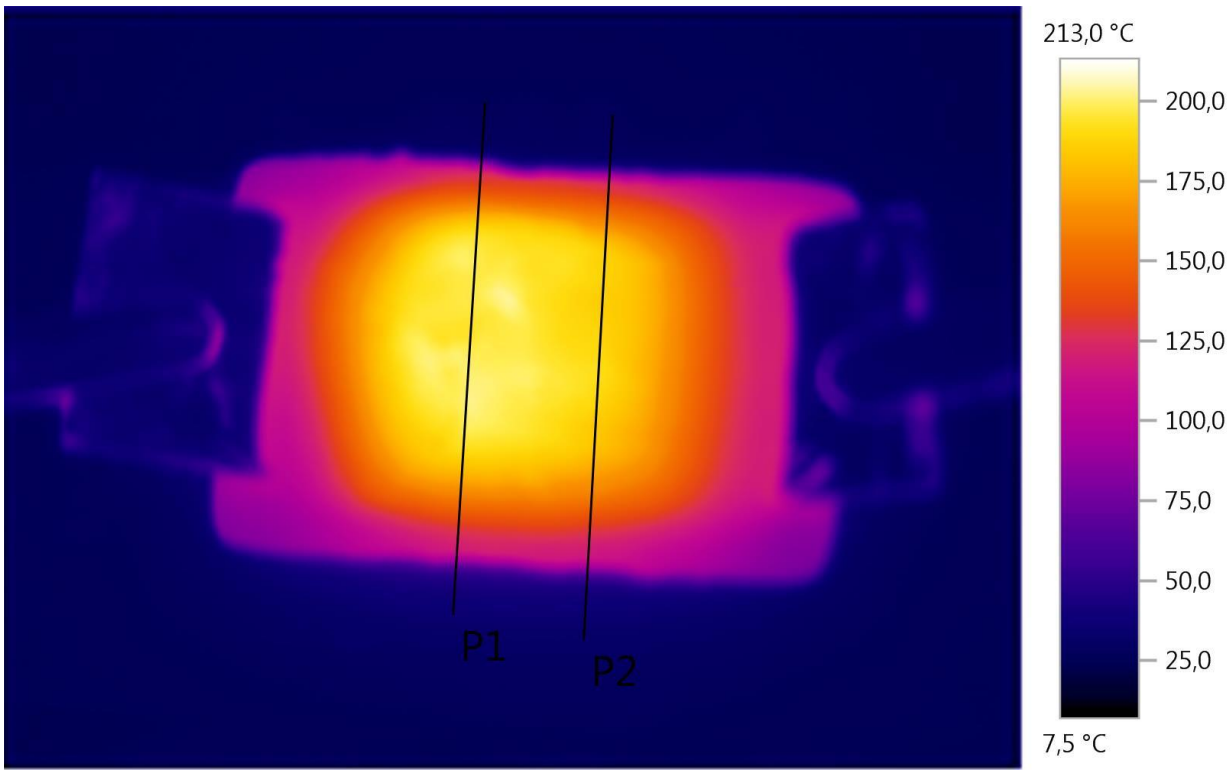

Рис. 3.7. Термограма з першого тепловізору зразка 7% з напругою 200 В.

На термограмах видно, що розподіл тепла по поверхні зразків першої серії відбувається не рівномірно. Можна зробити припущення, що нерівномірність зумовлена тим, що зразки першої серії занадто товсті. Зразки другої серії потрібно робити тонкіше.

Зразки другої серії було виготовлено з використанням прес форми та для перемішування використовували ультразвуковий перемішувач.

Було виготовлено зразки з вмістом 5% та 6,5%, 1,2 мм завтовшки з розміром 2 × 5,5 см.

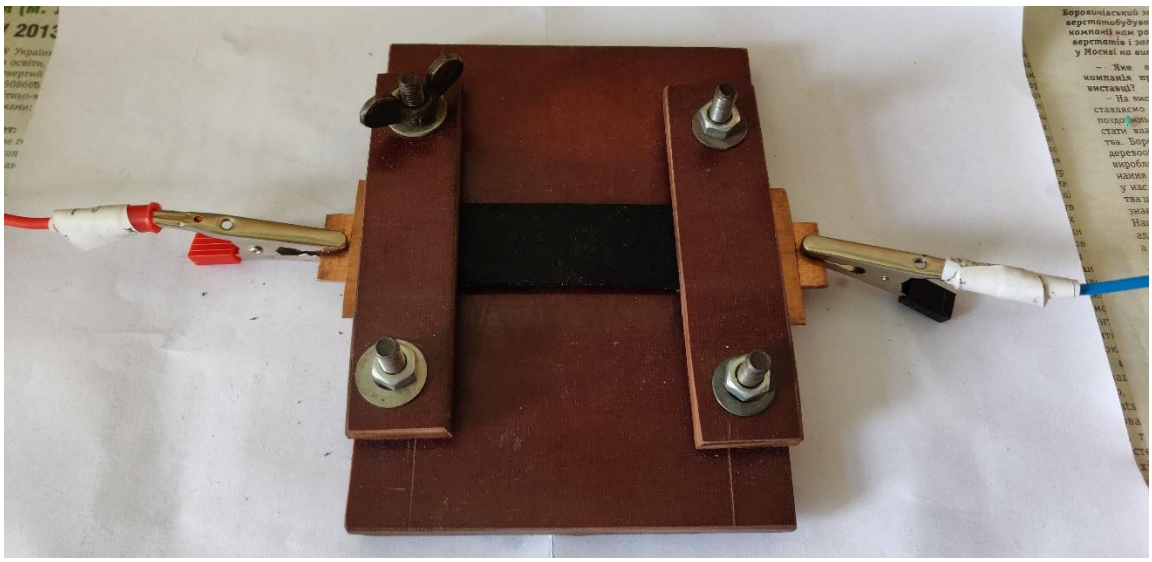

Рис. 3.8. Тримач для зразків другої серії.

Зразки було підключено до джерела струму та регулюючи напругу було встановлено, зразок з вмістом 5% нагрівається повільніше зразку 6,5%, тобто, щоб підтримувати той самий темп нагрівання як і в 6,5% потрібна вища напруга. Зразок з вмістом 5% нагрівся з 25 ºС до 60 ºС за дві хвилини при напрузі 25 В. Зразок з вмістом 6,5% нагрівся з 22 ºС до 100 ºС за 90 секунд при напрузі 25 В. На Рис. 3.9. та 3.11. зображено графіки залежності температури від часу для зразків 5% та 6.5% при напрузі 25 В.

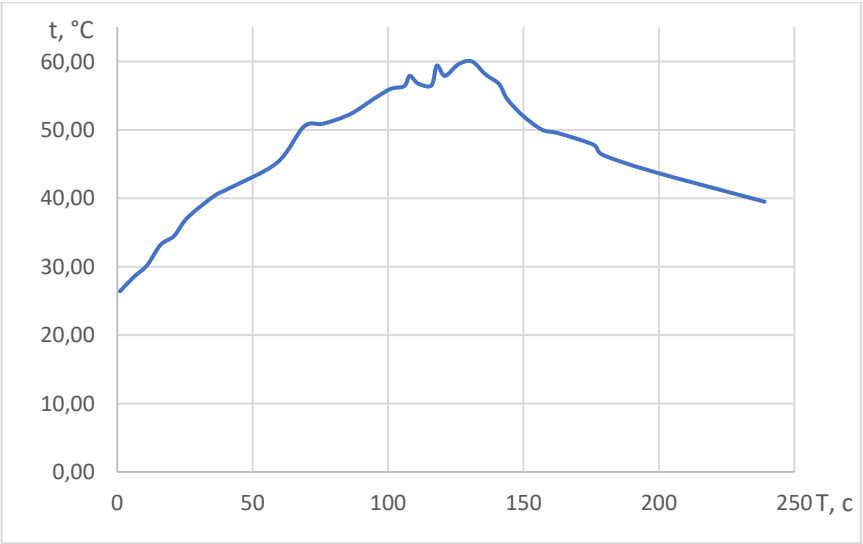

Рис. 3.9. Графік залежності температури від часу для зразку 5% при напрузі 25 В.

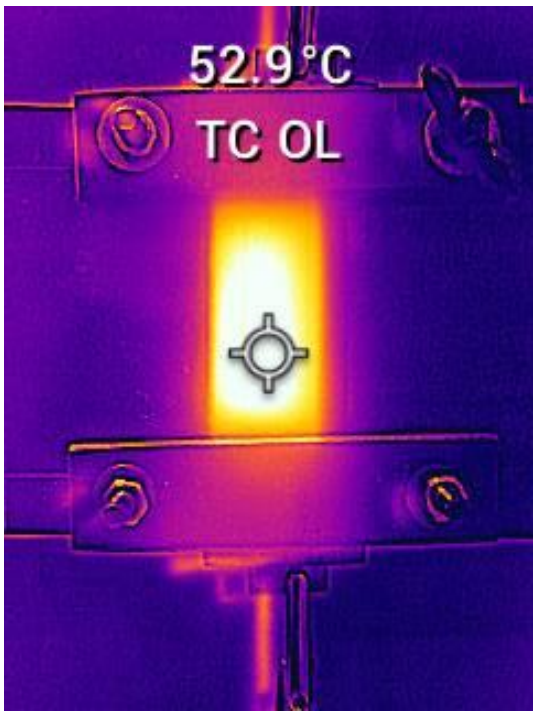

Рис. 3.10. Термограма з другого тепловізору зразка 5% з напругою 25 В.

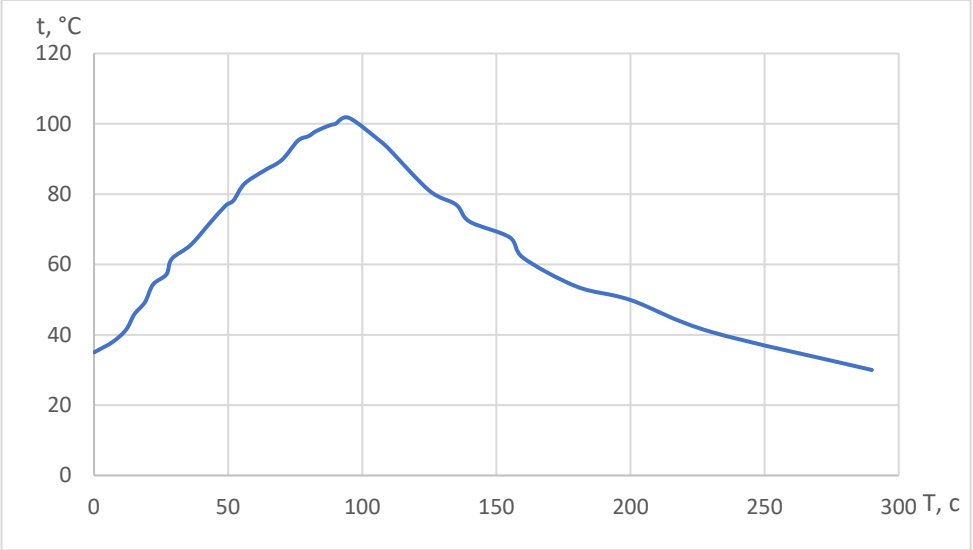

Рис. 3.11. Графік залежності температури від часу для зразку 6.5% при напрузі 25 В. Нагрівання до 100 ºС та охолодження.

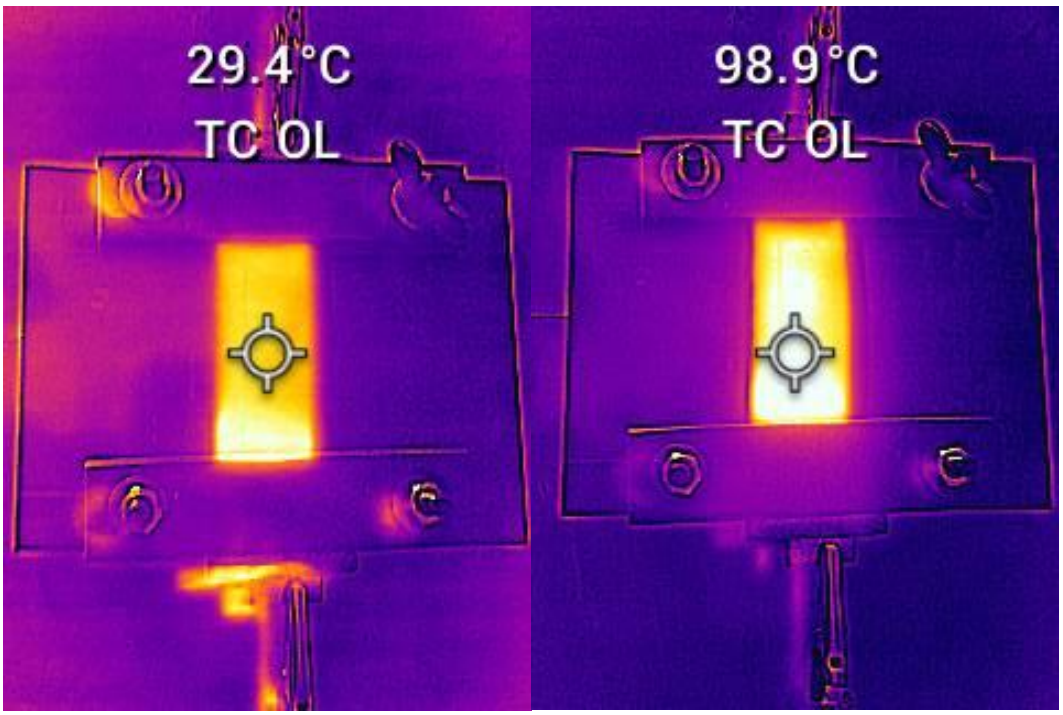

Рис. 3.12. Термограми з другого тепловізору зразка 6,5% з напругою 25 В.

При нагріванні зразку з вмістом 5% на п'ятдесятій секунді експерименту було збільшено напругу з 40 В до 50 В. Це прискорило ріст температури.

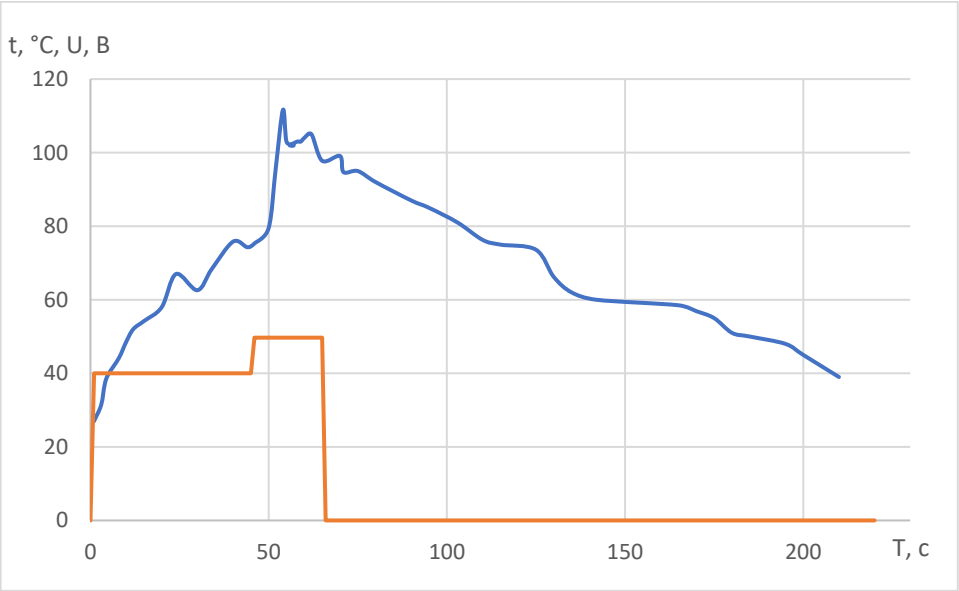

Рис. 3.13. Графіки залежності температури від часу (верхній) та напруги від часу (нижній) для зразку 5%.

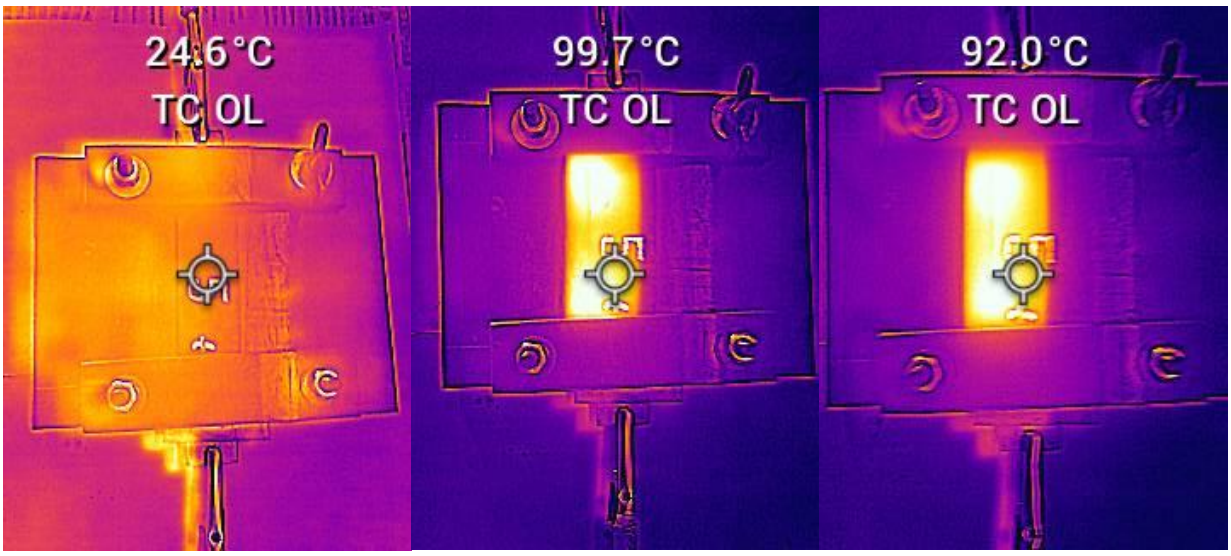

Рис. 3.13. Термограми з другого тепловізору зразка 5% з напругою 40 В та 50 В.

Відповідно до закону про збереження енергії вхідна потужність ($\dot{q}_{in}$) від джерела живлення дорівнює вихідній потужності ($\dot{q}_{out}$), яка включає в себе енергію поглинену структурою ($cm\frac{dT(t)}{dt}$), теплопровідність ($\dot{q}_{cond}$), конвекцію ($\dot{q}_{conv}$) та теплове випромінювання в навколишнє середовище ($\dot{q}_{rad}$) (рівняння (3.1) - (3.4)):

$$\dot{q}_{in} = \frac{U^2}{R} \tag{3.1}$$

$$\dot{q}_{out} = cm\frac{dT(t)}{dt} + \dot{q}_{cond} + \dot{q}_{conv} + \dot{q}_{rad} \tag{3.2}$$

$$\dot{q}_{out} = cm\frac{dT(t)}{dt} + kA\frac{T_S - T_\infty}{\Delta x} + hA\left(T_S - T_\infty\right) + \varepsilon\sigma A(T_S^4 - T_\infty^4) \tag{3.3}$$

$$\dot{q}_{in} = \dot{q}_{out} \tag{3.4}$$

де U - вхідна напруга, R - опір зразка; c, m і T - питома теплоємність, маса і температура зразока відповідно, а A - площа зразка, T_S і T_∞ температура поверхні зразка та навколишнього середовища відповідно; Δx - відстань між поверхнею зразка та середовищем; k, h, ε та σ - коефіцієнт теплопровідності повітря (0,024 Вт м$^{-1}$ К$^{-1}$), випромінювальна здатність і константа Стефана Больцмана (5,67×10^{-8} Вт м$^{-2}$ К$^{-4}$) відповідно [2].

Так, як теплопровідністю повітря можна знехтувати (тільки 0,024 Вт $м^{-1}$ $К^{-1}$), можна припустити, що основні втрати тепла відбуваються через конвекцію.

На термограмах видно, що розподіл тепла по поверхні зразків другої серії відбувається більш рівномірно ніж першої, але нагріватися починає спочатку біля першого контакту та по центру зразків та з часом розподіляється майже по всій поверхні.

Максимальна потужність при напрузі 50 В дорівнює 16.3 Вт. Площа зразка дорівнює 11 $см^2$. Щільність теплового потоку дорівнює 1,48 Вт/ $см^2$. Щільність теплового потоку при нагріванні зразка зі вмістом 6,5% з напругою 25 В дорівнює 0,67 Вт/ $см^2$ що задовольняє умовам ТЗ.

Висновок по розділу

В третьому розділі було описано алгоритм тестування зразків нагрівальних елементів з різним вмістом вуглецевих нанотрубок при різних значеннях напруги. Вдосконалено конструкцію зразків нагрівальних елементів та проаналізовано результати тестування. В результаті виконаної роботи було отримано нагрівальні елементи зі вмістом вуглецевих нанотрубок 6,5% з максимальною щільністю теплового потоку 0,67 Вт/ $см^2$ при напрузі в 25 В, що в 3 рази краще заданої величини в технічному завданні.

4. СОБІВАРТІСТЬ ТА ПЕРСПЕКТИВИ РОЗВИТКУ

Оптимальний вміст вуглецевих нанотрубок в суміші на даній стадії експериментів складає 6,5%. Інші 93,5% це кремнійорганічний герметик марки Віксинт К-68. Тобто щоб покрити поверхню площею 1 м^2 шаром завтовшки 1 мм потрібно 65 г вуглецевих нанотрубок (1625 грн), 935 г Віксинту (425 грн). Загальна сума собівартості матеріалів дорівнює приблизно 2050 грн.

Рис. 4.1. Багатостінні вуглецеві нанотрубки.

Рис. 4.2. Кремнійорганічний герметик марки Віксинт К-68.

Для подальшого використання суміші з вмістом вуглецевих нанотрубок потрібно зменшити густину суміші перед нанесенням на потрібну поверхню використовуючи аерограф. Зменшення густини необхідно провести не змінюючи характеристики. Це можливо зробити додавши рідину, яка при попаданні на поверхню випаровується та залишає тільки кремнійорганічний герметик та вуглецеві нанотрубки. Важливо замітити, що після випаровування цієї рідини плівка повинна бути рівномірною завтовшки та без отворів.

При збереженні цих характеристик можливе подальше використання суміші в якості нагрівальних елементів розміщених під обшивкою чи на ній між грунтом та фінішним фарбовим покриттям.

Висновок по розділу

В четвертому розділі було розраховано в першому наближенні собівартість матеріалів суміші для виготовлення нагрівальних елементів з використанням вуглецевих нанотрубок на метр квадратний. Також було описано перспективи розвитку даної технології.

ВИСНОВОК

Темою дипломного проекту є «Удосконалення конструкцій нагрівальних елементів для системи запобігання обледенінню літаків».

У дипломному проекті було проаналізовано існуючі конструкції нагрівальних елементів. Досліджено особливості конструкцій в залежності від розташування в літаку. Порівняно сумарну споживну потужність, потужність на погонний метр та особливості експлуатації. Опрацьовано існуючі експеременти з використанням плівок з вуглецевими нанотрубками в якості нагрівального елементу для електротеплової СЗО. Проаналізовано технології тестування зразків та опрацювання отриманої інформації. Створено та пртестовано зразки нагрівальних елементів з різним вмістом вуглецевих нанотрубок при різних значеннях напруги. Вдосконалено конструкцію зразків нагрівальних елементів та проаналізовано результати тестування.

В результаті виконаної роботи було отримано нагрівальні елементи зі вмістом вуглецевих нанотрубок 6,5% з максимальною щільністю теплового потоку 0,67 Вт/ см^2 при напрузі в 25 В, що в 3 рази краще заданої величини в технічному завданні.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Системы оборудования летательных аппаратов / [М. Г. Акопов, В. И. Бекасов, В. Г. Долгушев та ін.]. – Москва: ОАО «Издательство "Машиностроение"», 2005. – 558 с.
2. Aircraft Icing Handbook. Volume 2 / [A. Heinrich, R. Ross, G. Zumwalt та ін.]., – Department of Transportation Federal Aviation Administration., 1991. – 615 с. – (2).
3. 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.
4. 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.
5. Carbon nanotube anti-icing and de-icing means for aircraft / J. P. Rivera, W. T. Chee. // Patent US2018215476A1. – 2018.
6. 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.