

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

Інститут аерокосмічних технологій
Кафедра авіа та ракетно-будування

До захисту допущено:
Завідувач кафедри
_____ Олександр Бондаренко
«__» _____ 20__ р.

Дипломний проєкт
на здобуття ступеня бакалавра
за освітньо-професійною програмою «Літаки та вертольоти»
спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»
на тему: «Протиобліднювальна система носка крила літака»

Виконав:

студент IV курсу, групи АЛ-91

Музика Артур Олександрович _____

Керівник:

Доцент кафедри, к.хім.н., с.н.с

Казакевич Михайло Леонідович _____

Рецензент:

Доцент, к.т.н., доц.

Сердюк Анатолій Анатолійович _____

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

Студент (-ка) _____

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 та вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ

В. о. завідувача кафедри

_____ Олександр БОНДАРЕНКО

« ___ » _____ 2023 р.

ЗАВДАННЯ

на дипломний проєкт студенту

Музиці Артуру Олександровичу

1. Тема проєкту: «Протиобліднювальна система носка крила літака», керівник проєкту Казакевич Михайло Леонідович, доцент кафедри, кандидат хімічних наук, затвержені наказом по університету від «___» _____ 2023 р. № _____

2. Термін подання студентом проєкту: «06» червня 2023 року

3. Вихідні дані до проєкту:

3.1 Протиобліднювальна система постійної дії Ан-148.

3.2. Система створення струмопровідних нагрівальних елементів циклічної дії до протиобліднювальної системи.

4. Зміст пояснювальної записки:

4.1. Аналіз явища обледеніння літака та існуючих конструкцій протиобліднювальних систем. Постановка завдання.

4.2. Аналіз особливостей конструкції, комплектуючих повітряно-теплової ПОС.

4.3 Дослідження особливостей монтажу та матеріалів конструкції нагрівальних елементів з використанням вуглецевих наноматеріалів.

4.4 Порівняльний аналіз повітряно-теплової та електротеплової ПОС носка крила літака.

5. Перелік графічного матеріалу:

5.1. Проблематика об'єднання. Актуальність та мета завдання.

5.2. Огляд протиоб'єднювальних систем літаків. Існуючі конструкції повітряно-теплової ПОС носка крила літака.

5.3. Схема конструкції нагрівальних елементів з вуглецевими електропровідними наноматеріалами в протиоб'єднювальній системі носка крила літака.

5.4. Експериментальні роботи на СЕМ та ТЕМ. Тестування зразків.

5.5. Результати порівняння повітряно-теплової та електротеплової ПОС носка крила літака.

6. Дата видачі завдання: 1 лютого 2023 р

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проєкту	Термін виконання етапів проєкту	Примітка
1.	<i>Підбір та аналіз літератури</i>	<i>до 01.03.2023 р.</i>	
2.	<i>Аналіз явища об'єднання літака та існуючих конструкцій протиоб'єднювальних систем. Постановка завдання.</i>	<i>до 29.03.2023 р.</i>	
3.	<i>Аналіз особливостей конструкції, комплектуючих системи протиоб'єднання повітряно-теплової системи ПОС</i>	<i>до 12.04.2023 р.</i>	
4.	<i>Дослідження особливостей монтажу та матеріалів конструкцій нагрівальних елементів з використанням вуглецевих наноматеріалів.</i>	<i>до 15.05.2023 р.</i>	
5.	<i>Порівняльний аналіз повітряно-теплової та електротеплової ПОС носка крила літака</i>	<i>до 27.05.2023 р.</i>	
6.	<i>Оформлення пояснювальної записки та графічних матеріалів. Відгук керівника ДП</i>	<i>до 06.06.2023 р.</i>	
7.	<i>Перевірка на плагіат, рецензування</i>	<i>до 11.06.2023 р.</i>	
8.	<i>Захист</i>	<i>із 14.06.2023 р. по 20.06.2023 р.</i>	

Студент



Артур Музика

Керівник ДП



Михайло Казакевич

Пояснювальна записка

До дипломного проєкту

На тему: «ПРОТИБЛІДНЮВАЛЬНА СИСТЕМА НОСКА КРИЛА ЛІТАКА»

Київ 2023

Анотація

Пояснювальна записка до ДП «Протиобліднювальна система носка крила літака» містить 64 аркушів тексту, 26 ілюстрацій та 18 бібліографічних посилань.

Метою роботи було дослідження повітряно-теплової ПЛС носка крила літака Ан-148 та, виходячи з недоліків цієї системи, було запропоновано використовувати конструкцію нагрівальних елементів електротеплової системи для запобігання обледенінню.

Етапами роботи є позначення проблематики, дослідження особливостей монтажу та конструкцій нагрівальних елементів крила літака, аналіз особливостей монтажу та матеріалів конструкцій нагрівальних елементів з використанням вуглецевих наноматеріалів та порівняльний аналіз обох систем.

Ключові слова: обледеніння, крило, протиобліднювальна система, нагрівальні елементи.

Annotation

The explanatory note to the State Project "Aircraft wing toe anti-icing system" contains 64 pages of text, 26 illustrations and 18 bibliographic references.

The aim of the study was to investigate the air-thermal anti-icing system of the AN-148 wing nose and, based on the shortcomings of this system, to propose the use of the design of heating elements of the electric-thermal system to prevent icing.

The stages of the work are the identification of the problem, the study of the features of installation and design of the heating elements of the aircraft wing, the analysis of the features of installation and materials of the heating elements using carbon nanomaterials, and a comparative analysis of both systems.

Keywords: icing, wing, anti-icing system, heating elements.

Зміст

ВСТУП	9
РОЗДІЛ 1 АНАЛІЗ ЯВИЩА ОБЛЕДЕНІННЯ ТА ЙОГО ВПЛИВ НА ЛІТАК	10
1.1 ТИПИ ТА УМОВИ ОБЛЕДЕНІННЯ	10
1.2 ВПЛИВ ОБЛЕДЕНІННЯ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛІТАКА.....	13
1.3 АНАЛІЗ СУЧАСНИХ СИСТЕМ ВІД ОБЛЕДЕНІННЯ	15
1.4 ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ	21
РОЗДІЛ 2 ДОСЛІДЖЕННЯ ОСОБЛИВОСТЕЙ МОНТАЖУ ТА МАТЕРІАЛІВ КОНСТРУКЦІЙ НАГРІВАЛЬНИХ ЕЛЕМЕНТІВ КРИЛА ЛІТАКА[9] [10] [11].....	22
2.1 ЗАГАЛЬНИЙ ОПИС ЛІТАКА ТА ЙОГО ХАРАКТЕРИСТИК	23
2.2.1 ЗАГАЛЬНІ ВІДОМОСТІ ПРО ПОС ЛІТАКА	25
2.2.2 ЗАГАЛЬНИЙ ОПИС ТА РОБОТА СИСТЕМИ.....	27
2.2.3 ОПИС ТА РОБОТА ПЛАНЕРА	35
2.2.4 ОПИС ТА РОБОТА ПОС ПОВІТРОЗАБІРНИКІВ ДВИГУНІВ	42
2.2.5 ОПИС ТА РОБОТА СИГНАЛІЗАЦІЇ ОБЛЕДЕНІННЯ	47
РОЗДІЛ 3 СТВОРЕННЯ ТА НЕРУЙНІВНИЙ КОНТРОЛЬ ЕЛЕКТРОНАГРІВАЛЬНИХ ЕЛЕМЕНТІВ СИСТЕМИ ЗАПОБІГАННЯ ОБЛЕДЕНІННЮ ЛІТАКА	52
3.1 Оптимізація складу композитного матеріалу нагрівача.....	53
3.2 Неруйнівний контроль	58
3.3 Результати тестування.....	59
3.4. Висновки до розділу.....	60
ВИСНОВКИ	62
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	67

ПЕРЕЛІК ОСНОВНИХ УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНІ ТА СКОРОЧЕНЬ

Позначення	Найменування
БСТО	Бортова система технічного обслуговування
КСЕІС	Комплексна система екранної індикації та сигналізації
ПОС	Протиобліднювальна система
ДСУ	Допоміжна силова установка
СПП	Система підготовки повітря
СКОСО	Система керування обладнанням літака
ПККП	Пристрій керування та контролю планером
ПВП	Підсистема відбору повітря
НЕ	Нагрівальні елементи
СЕМ	Скануючий електронний мікроскоп
ТЕМ	Трансмійна електронна мікроскопія

Оптимізація ризиків є однією з головних проблем сьогодення в усіх сферах, особливо в авіації. Незважаючи на те, що перші робочі літаки з'явилися більше ста років тому, та робота по покращенню їхніх характеристик продовжується постійно, до сих пір залишаються труднощі, які, на жаль, приводять до авіакатастроф. Однією з таких проблем є обледеніння, що суттєво впливає на рівень безпеки польотів в глобальній системі повітряного простору.

Обледеніння повітряних суден - це явище, яке створює значні проблеми для безпеки польотів. Оскільки літаки експлуатуються в холодних атмосферних умовах, вони схильні до накопичення льоду на різних поверхнях. Таке утворення льоду може серйозно вплинути на аеродинамічні характеристики та керованість літака.

Існування цієї важливої проблеми спонукає створити систему протиобліднювання, яка буде відповідати не лише її ефективності, а також багатьом значним параметрам, таким як параметр безпеки польоту, економічності, експлуатаційної технологічності, ремонтпридатності, враховуючи при цьому сучасні стандарти до протиобліднювальних систем.

Попри те що, більшість сучасних літаків мають ефективні протиобліднювальні засоби, як механічне розколювання криги або хімічний захист поверхонь, сукупність метеорологічних факторів при інтенсивному обледенінні (переохолоджений дощ або хмарна область з великою водністю) та довготривалості польотів створює небезпечні умови для повітряних суден до сих пір.

Крім цього, актуальність цього метеорологічного феномену підтверджується статистичними даними. За статистикою Міжнародної організації цивільної авіації (ІКАО), починаючи з 2012 року частота авіаційних катастроф становить 3,2 на мільйон вильотів та продовжує знижуватися, тим не менш, щорічно через обледеніння в середньому відбувається 7% усіх авіакатастроф.[1]

Розділ 1

Аналіз явища обледеніння літака та існуючих конструкцій протиобліднювальних систем

1.1. Типи та умови обледеніння.

Обледеніння літака - це накопичення льоду на різноманітних поверхнях, таких як крила, хвіст і фюзеляж. Цей процес відбувається найчастіше під час польоту у хмарах чи при дощі, коли переохолоджені краплі води, що містяться в хмарах, зіштовхуються з літаком і замерзають. Розглядаючи обледеніння та його вплив на різні частини літака, розрізняють деякі з найпоширеніших типів обледеніння літаків: структурне обледеніння, обледеніння двигуна, хвостового оперення, закінцівки крила, гвинта та статичної системи Піто.

Структурне обледеніння (рис. 1.1) виникає, коли переохолоджена рідка вода (вода, яка залишається в рідкому стані нижче точки замерзання) контактує з поверхнею літака, де вона замерзає і утворює лід. Це може статися під час польоту в певних атмосферних умовах, як правило, за наявності видимої вологи, наприклад, хмар, туману або крижаного дощу.

Основними зонами, що викликають занепокоєння при структурному обмерзанні, є крила, оскільки утворення льоду на поверхні крила може порушити плавний потік повітря над крилом, що призводить до зменшення підйомної сили і збільшення лобового опору. Це може вплинути на здатність літака підтримувати висоту, збільшити швидкість зниження і потенційно призвести до втрати керування.

Обледеніння двигуна - це утворення льоду в компонентах двигуна, таких як впуск, компресор або паливна система. Це може порушити роботу двигуна і призвести до втрати потужності або навіть до його загоряння. Обмерзання двигуна може статися через наявність переохолоджених крапель води або кристалів льоду в повітрі.

Обледеніння хвостової частини літака особливо впливає на горизонтальний стабілізатор і руль висоти літака. Накопичення льоду на цих поверхнях може вплинути на стійкість і керованість літака, ускладнюючи пілотам підтримання необхідного тангажу.

Обледеніння кінцівки крила виникає, коли лід утворюється на кінчиках крил літака. Це може призвести до порушення повітряного потоку і вплинути на аеродинаміку літака, включаючи його характеристики підйомної сили і лобового опору.

Обледеніння гвинта відбувається, коли лід накопичується на лопатях гвинта літака. Це може знизити потужність двигуна і викликати вібрації, що призводить до потенційних проблем з керуванням і зниження продуктивності.

Статична система Піто включає в себе такі прилади, як індикатор повітряної швидкості, висотомір та індикатор вертикальної швидкості. Коли ці прилади блокуються льодом, показання можуть бути неточними або недостовірними, що становить значний ризик для безпеки польотів.

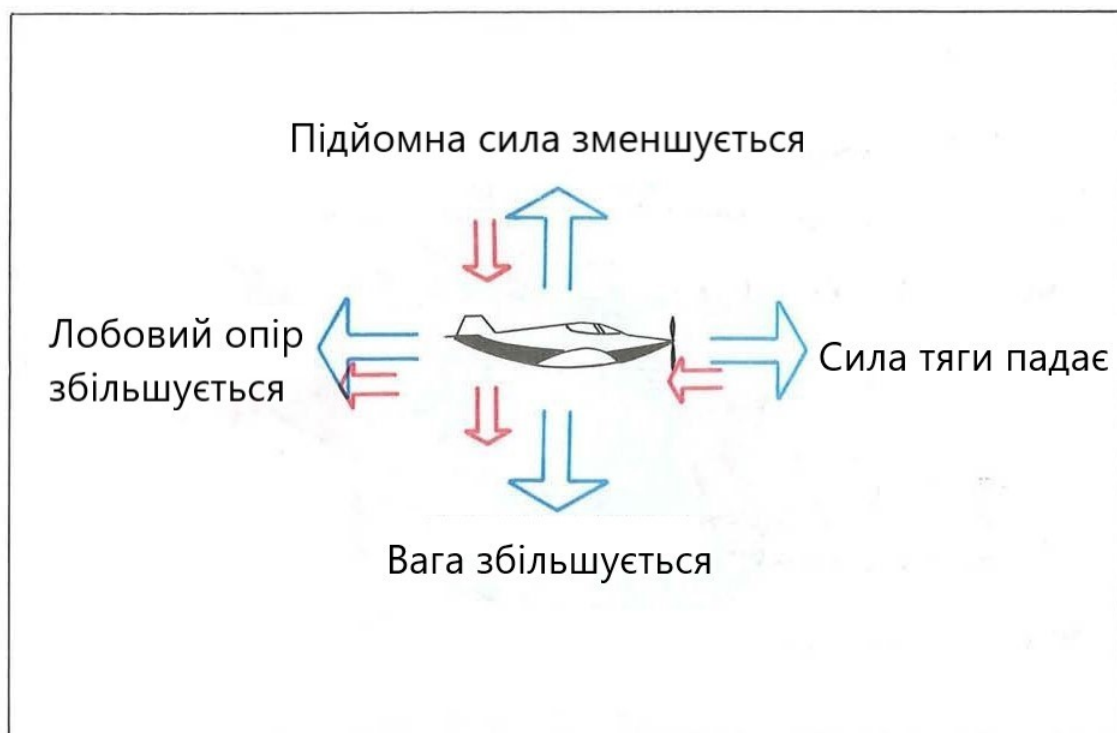


Рис. 1.1. Ефекти структурного обледеніння

В свою чергу, обледеніння можна розділити на три типи за характером утворення[4]:

- прозорий лід, який утворюється, коли переохолоджені краплі рідини замерзають при контакті з поверхнею повітряного судна. Він прозорий і твердий, часто має вигляд гладкого глянцевого шару. Прозорий лід може значно збільшити вагу літака і порушити повітряний потік над крилами, зменшуючи підйомну силу і збільшуючи лобовий опір.
- Крижаний лід, тобто ожеледиця, виникає, коли переохолоджені краплі води швидко замерзають, утворюючи грубий, молочно-білий шар льоду. Він має пористу і крихку структуру і може швидко накопичуватися на поверхнях літака, особливо в замерзаючому тумані

або хмарних краплях. Ожеледиця може змінити форму літака, що призводить до непередбачуваних льотних характеристик і зниження керованості.

- Змішана ожеледиця, що являє собою поєднання чистої та паморозі. Вона часто утворюється, коли літак стикається з мінливими атмосферними умовами під час польоту. Змішаний лід являє собою унікальну проблему, оскільки він може накопичуватися в неправильних формах, що ускладнює його видалення і збільшує ризик погіршення якості поверхні керування.

Майже все обледеніння літаків відбувається в переохолоджених хмарах. За температури зовнішнього повітря нижче 0°C у цих хмарах присутні краплі рідини. За температури зовнішнього повітря, близької до 0°C , хмара може повністю складатися з таких крапель, з невеликою кількістю або відсутністю частинок льоду. При зниженні температури зростає ймовірність того, що частинки льоду будуть знаходитися в значній кількості разом з краплями рідини. Насправді, зі збільшенням вмісту води в льоду вміст води в рідині має тенденцію до зменшення, оскільки частинки льоду ростуть за рахунок частинок води. При температурі нижче -20°C більшість хмар повністю складаються з частинок льоду.

Загалом, чим більше частинок льоду і чим менше крапель рідини, тим менше накопичення льоду на планері літака. Це пояснюється тим, що частинки льоду мають тенденцію відскакувати від поверхні літака, тоді як переохоложені краплі замерзають і прилипають. В результаті, накопичення льоду часто є найбільшим при температурі не набагато нижче 0°C , де вміст рідкої води може бути значним, і зазвичай є незначним при температурі нижче -20°C .

Винятком може бути поверхня, що нагрівається системою термічного захисту від льоду (або аеродинамічним нагріванням поблизу точки стагнації компонента літака на швидкостях, що перевищують, можливо, 250 вузлів). Для таких поверхонь частинки льоду можуть танути при ударі, а потім повертатися назад в холодніші кормові області і замерзати.

Підвищений вміст рідкої води, що пов'язаний з температурами, близькими до замерзання, - не єдина проблема. Випробування показали, що при температурі зовнішнього повітря, близькій до нуля, загальна температура повітря може бути вище нуля. В результаті не відбувається накопичення льоду біля місця застою, але відбувається замерзання води, що стікає назад на крило, викликаючи накопичення льоду, що стікає назад за захисними зонами.

Чим більший вміст рідкої води в хмарі, тим швидше накопичується лід на поверхнях літака. Розмір крапель також має важливе значення. Більші краплі мають більшу інерцію і менше піддаються впливу повітряного потоку навколо літака, ніж менші краплі. В результаті, більші краплі вдаряють по більшій частині поверхні літака, ніж краплі меншого розміру.

1.2. Вплив обледеніння на аеродинамічні характеристики літака.

Лід накопичується і серйозно ускладнює роботу не тільки крил, поверхонь управління і пропелерів, а й лобового скла і капотів, радіоантен, пілотажних трубок і статичних вентиляційних отворів, карбюраторів і повітрозбірників.

Зазвичай датчик температури зовнішнього повітря завтовшки з олівець - це перше місце, де утворюється лід на літаку, а крила, як правило, є останнім елементом конструкції, на якому збирається лід.

Лід на лопатях ротора та стартера впливає на їхню продуктивність та ефективність і може призвести до спалаху полум'я. Шматки льоду, що відколюються, можуть бути засмоктані в двигун і спричинити пошкодження конструкції. Першими накопичують лід поверхні з тонкими передніми краями: антени, лопаті гвинта, горизонтальні стабілізатори, кермо і стійки шасі.

Якщо на гвинті накопичується лід, майже те ж саме відбувається на крилах, хвостовій поверхні та інших виступах. Вага льоду, що накопичилася, менш серйозна, ніж порушення повітряного потоку навколо крил і хвостового оперення. Лід змінює поперечний переріз крила і знищує підйомну силу, збільшує лобовий опір і підвищує швидкість гальмування. У той же час, тяга погіршується через лід на лопатях гвинта, і пілот змушений використовувати повну потужність і великий кут атаки, щоб утримувати висоту. Під високим кутом атаки лід починає утворюватися на нижній частині крила, додаючи ще більше ваги і лобового опору.

Заходи на посадку і сама посадка можуть бути особливо небезпечними в умовах обледеніння. Під час посадки обледенілого літака пілоти повинні використовувати більшу потужність і швидкість.[4]

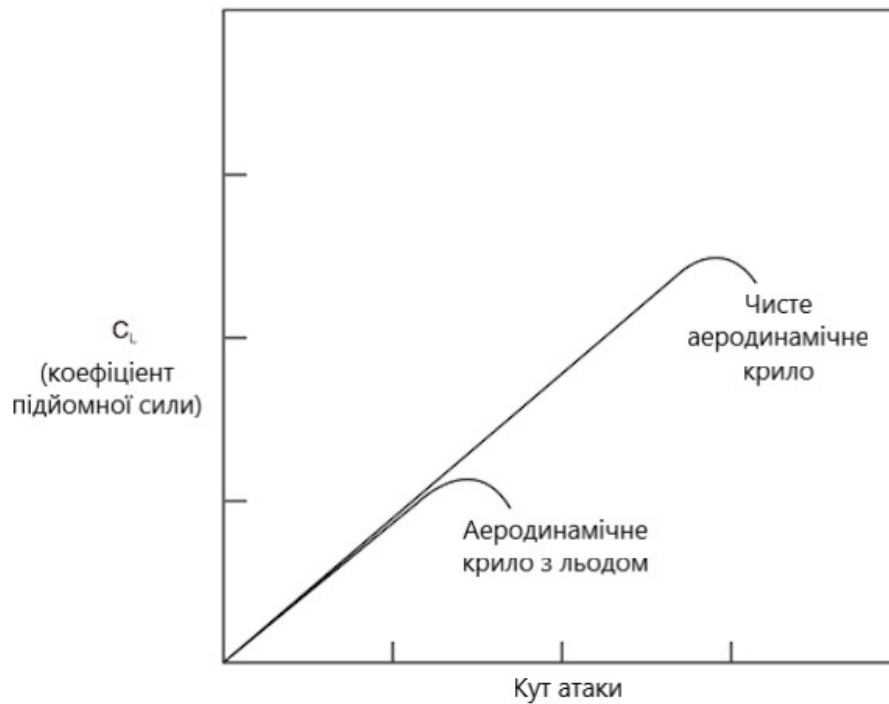


Рис. 1.2.1. Вплив обледеніння на криву підйому

Інформація про вплив обледеніння на криву підйому та лобового опору отримана від [2]. На рисунку 1.2.1 показано, як лід часто впливає на коефіцієнт підйомної сили крила. При дуже малих кутах атаки вплив льоду на коефіцієнт підйомної сили може бути незначним або взагалі відсутнім. Таким чином, при крейсерському польоті на малому куті атаки лід на крилі може мати незначний вплив на підйомну силу. Однак, максимальний коефіцієнт підйомної сили (C_{Lmax}) значно зменшується льодом, а кут атаки, при якому він досягається (кут звалювання), значно менший.

Залежно від перерізу крила, втрата підйомної сили може бути навіть більшою, якщо лід намерзає позаду захищених ділянок, наприклад, в результаті удару при великому падінні та відскоку.

На рисунку 1.2.2 показано, як лід впливає на коефіцієнт лобового опору крила. Зауважте, що ефект є значним навіть при дуже малих значеннях кута атаки.

Значне зниження C_{Lmax} і зменшення кута атаки в місці зупинки може бути результатом відносно невеликого відкладення льоду. Зменшення C_{Lmax} на 30% не є чимось незвичайним, а велике відкладення рогового льоду може призвести до зменшення на 40%-50%. Опір має тенденцію до постійного збільшення в міру наростання льоду. Збільшення лобового опору крила на 100% не є чимось незвичайним, а для великих скупчень рогового льоду це збільшення може становити 200% або навіть більше.

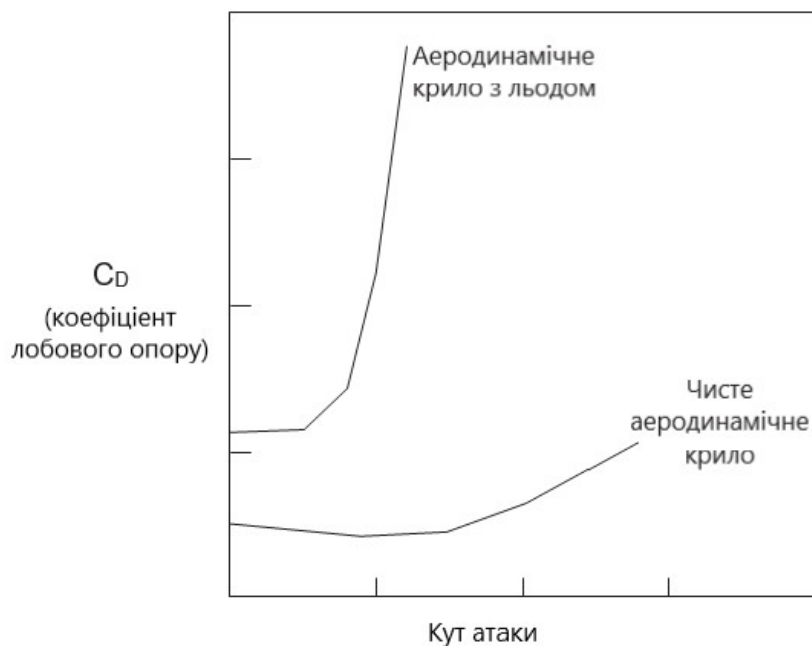


Рис. 1.2.2. Вплив обледеніння на криву лобового опору

Таким чином, при уповільненні і збільшенні тангажу лід на крилі, який мало впливав на підйомну силу в крейсерському режимі, тепер викликає звалювання при меншому тангажі і більшій швидкості. Навіть тонкий шар льоду на передній кромці крила, особливо якщо він шорсткий, може мати значний вплив на збільшення швидкості звалювання. Для великих льодових форм, особливо тих, що мають форму рогів, підйомна сила може бути зменшена і при меншому значенні кута атаки. Лід на крилі також може порушити потік повітря над елеронами і спричинити незвичну поведінку літака. Елерон може відхилитися без участі пілота і викликати некерований крен.

1.3. Аналіз сучасних систем від обледеніння.

Станом на сьогодні існують наступні способи захисту від обледеніння:

- механічний;
- фізико-хімічний;
- тепловий.

Механічний спосіб полягає у видаленні льоду за допомогою силової дії, а уламки видаляються під впливом набігаючого потоку.

Перша механічна система захисту від обледеніння була створена на початку 30-х минулого століття в США, що являє собою пневматичну ПОС (рис. 1.3.1.).[6] У пневматичній системі протиобледеніння використовують стиснене повітря для видалення льоду з поверхонь літака. Ці системи зазвичай складаються з надувних чобіт або прогумованих протиобліднювальних черевиків, прикріплених до передньої кромки крила. При активації вони швидко надуваються і здуваються, розриваючи зв'язок льоду з поверхнею, тим самим змушуючи його сходити з неї.

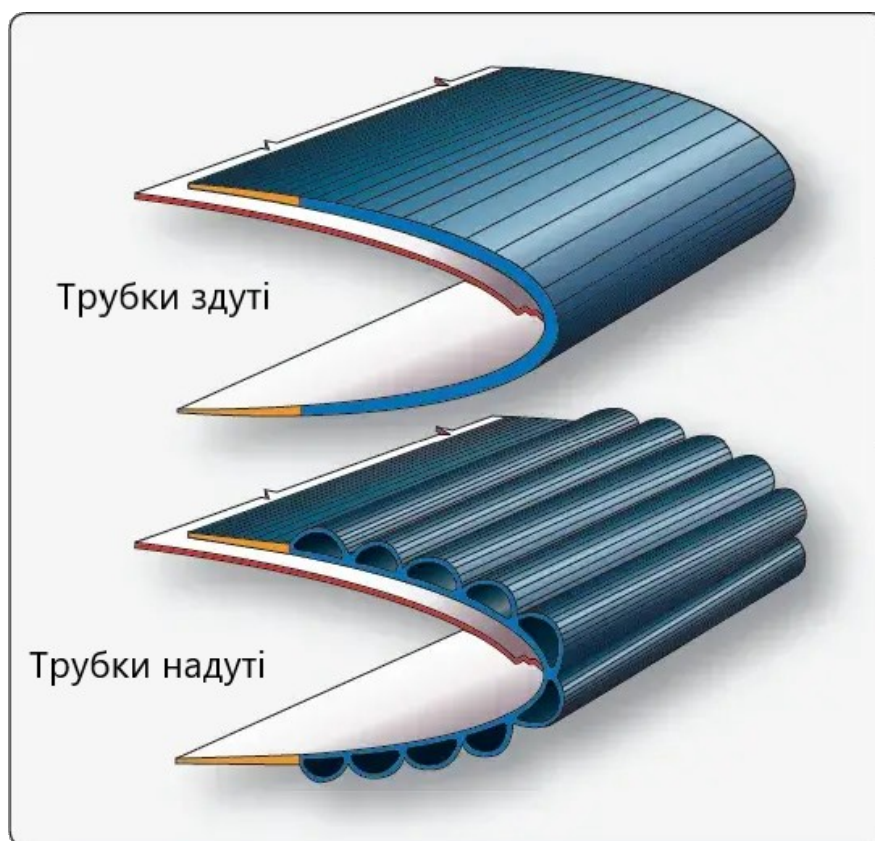


Рис. 1.3.1 Надувний черевик пневматичної ПОС

Фізико-хімічний спосіб являє собою видалення льоду або запобігання утворенню льоду на поверхнях за допомогою спеціальних рідин.

Рідинний метод проти обледеніння зазвичай передбачає застосування спеціальних рідин, які є хімічними сполуками, призначеними для розтоплення льоду і запобігання подальшому утворенню льоду. Ці рідини часто розпилюють або наносять на поверхні, схильні до обмерзання. Найчастіше використовується рідина на основі етиленгліколю, відома як рідина Типу I. Вона має низьку температуру замерзання та ефективно розтоплює лід і сніг при контакті з ним. Рідина типу I зазвичай має помаранчевий колір для кращої видимості під час нанесення.



Рис. 1.3.2. Нанесення рідини Типу IV проти обледеніння

Тепловий спосіб передбачає застосування постійної кількості тепла до поверхні, щоб розтопити або запобігти утворенню льоду. Існує дві поширених групи теплового протиобледеніння, що можуть використовуватися в різних частинах літака: електротермічна та повітряно-теплова.

Повітряно-теплова ПОС, також відома як повітряно-нагрівальна ПОС, - це технологія, що використовує повітря високої температури для обігріву певних ділянок, схильних до утворення льоду (рис 1.3.3). Нагріте повітря або витягується з двигунів літака, або генерується за допомогою електричних нагрівальних елементів. Потім гаряче повітря розподіляється через спеціально спроектовані повітроводи або канали до цільових поверхонь. При активації повітряно-теплова ПОС підвищує температуру захищених поверхонь вище точки обледеніння, запобігаючи накопиченню льоду або розтоплюючи наявний лід. Зберігаючи поверхні літка без льоду, система допомагає зберегти аеродинамічні характеристики літака і забезпечити належне функціонування різних систем, таких як поверхні управління і компоненти двигуна.

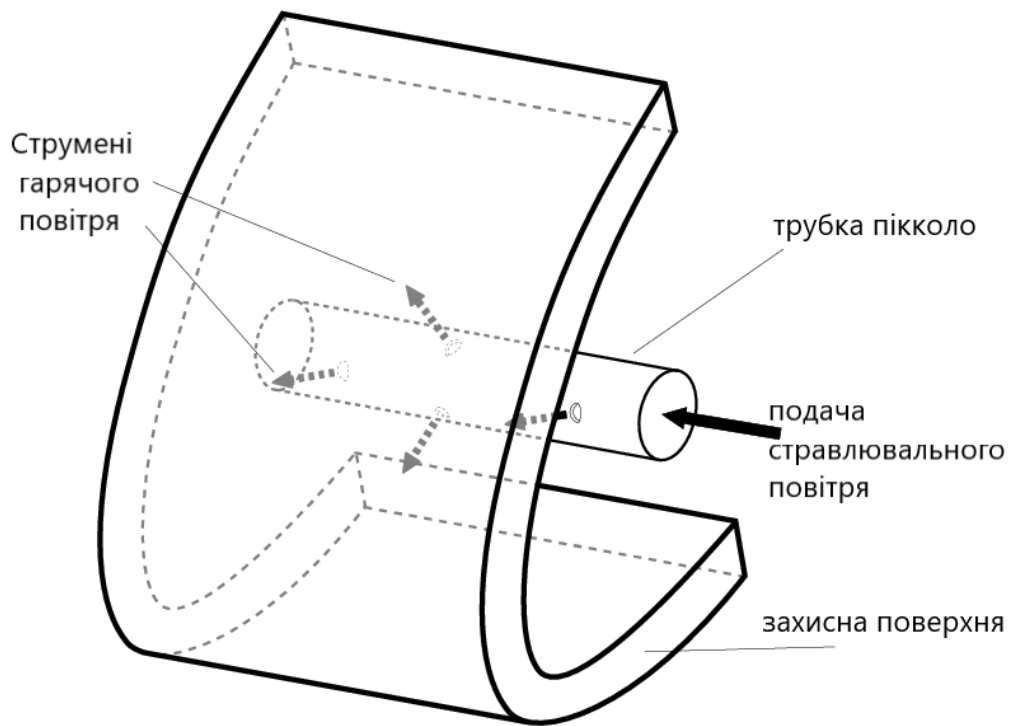


Рис. 1.3.3. Повітряно-теплова ПОС

Електро-теплова система запобігання обледеніння (рис. 1.3.4) працює 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 цієї системи однакове в обох випадках: джерело тепла, що генерується електрикою, система розподілу та система управління.

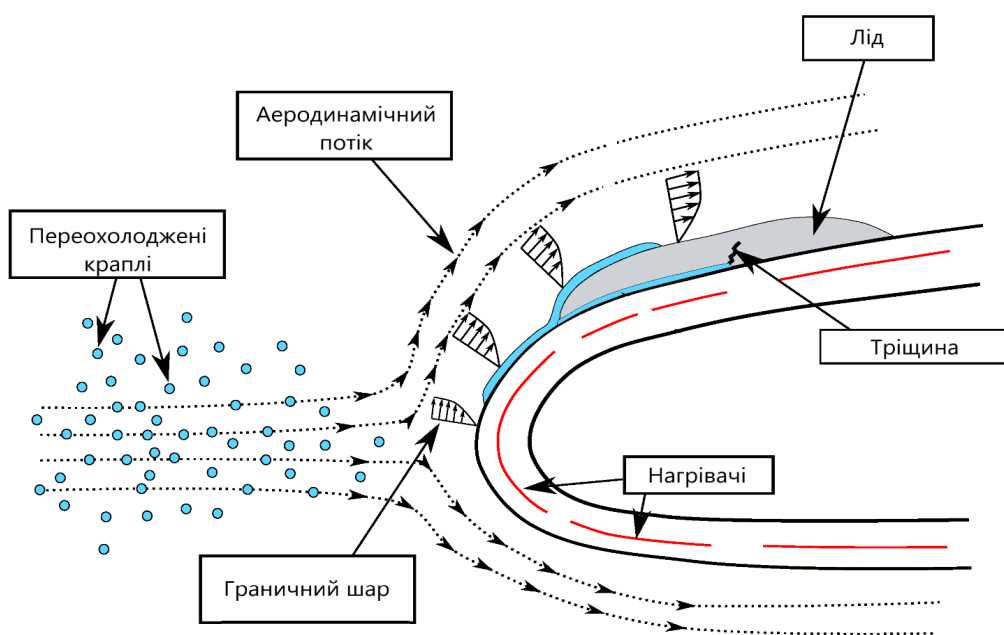


Рис. 1.3.4. Електро-теплова ПОС

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 тоне 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 передавалось 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 °С. 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 - Відбувається негайне припинення нагрівання та швидке охолодження поверхні після відпадання льоду.

- Площа нагрівання повинна бути мінімальною, щоб тепло подавалось лише під лід, а не передавалось 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 °С. 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].

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.

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 °С. Товщина плівки з 10 шарів вуглецевих нанотрубок ~ 6 μм [5].

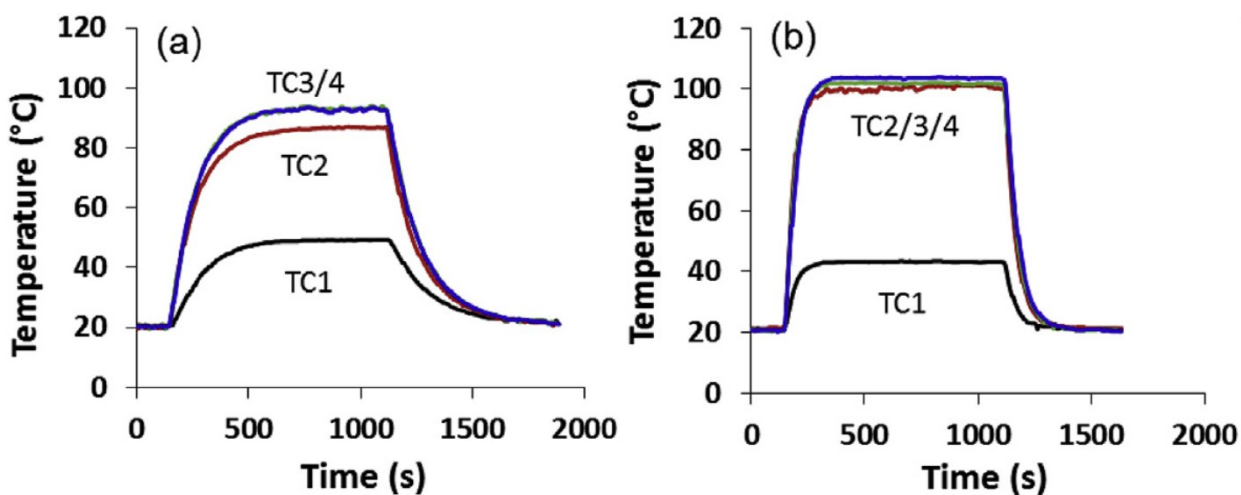


Рис. 1.3.5. Графіки залежності температури від часу з різних термопар

1.4 Висновок до розділу.

Обледеніння суттєво впливає на поверхні літака і, відповідно, його технічні та аеродинамічні характеристики. Для боротьби з обледенінням було створено декілька ПОС, які в залежності від різних факторів, таких як

екологічність, економність, тип літака, легкість в обслуговуванні, є ефективним рішенням для ліквідації льоду та захисту поверхонь від обледеніння.

Також опрацьовано існуючі експерименти з використанням плівок з вуглецевими нанотрубками в якості нагрівального елемента для електротеплової системи запобігання обледеніння.

Розділ 2

Аналіз особливостей конструкції та комплектуючих повітрянотеплової ПОС

2.1. Загальний опис літака та його характеристик.

Регіональний реактивний пасажирський літак Ан-148 здатний перевозити 70-80 пасажирів, і в залежності від модифікації є можливість використання літака на більші дистанції (2000-3000 км Ан-148-100А та 3600 км Ан-148-100В відповідно), а також перевезення вантажів і поєднання пасажирських місць з медичними модулями (Ан-148-100ЕМ – модифікація літаючого госпіталю).

З точки зору конструкції, Ан-148 є вільнонесучим високопланом з суцільнометалевим фюзеляжем типу «напів монокок». Він оснащений двома турбореактивними двигунами Д-436-148 розробки ЗМКБ «Прогрес» розміщених у гондолі під крилами, і трьохопорним шасі з передньою опорою.[5]

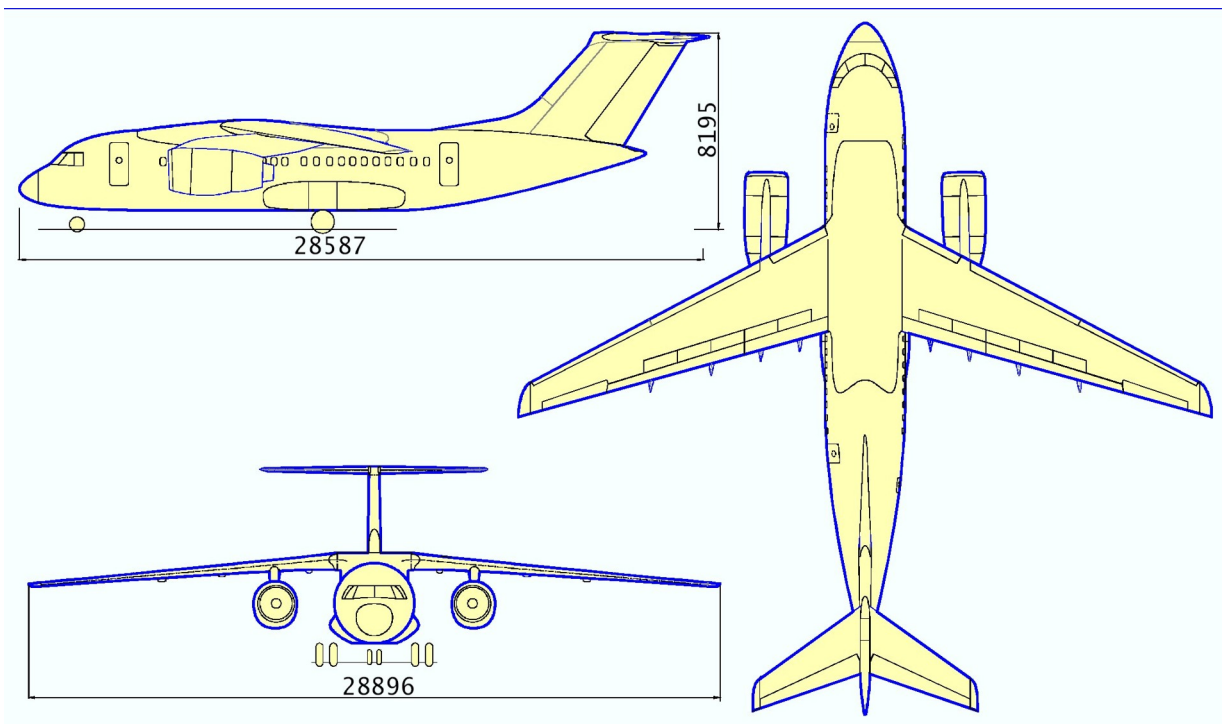


Рис. 2.1.1. Пасажирський літак Ан-148

Геометричні характеристики літака:

Таблиця 1.1

Параметр	Фюзеляж		
Діаметр, мм	3350		
Довжина, мм	26200		
Подовження	7,82		
Мідель (с ОШ), кв.м	9,4 59		
Параметр	Крило	ГО	ВО
Площа, кв.м.	87	18,8 7	19,86
Подовження	9,4 95	4,61	0,94 8
Звуження	4,045	2,51	1,34 6
Відносна площа	-	0,217	0,228
Коефіцієнт статичного моменту	-	0,937	0,0928
Кут поперечного "V", град.	-4,5	0	-
Кут стріловидності по 0,25 хорд,	25	32	40
Кут установки, град.	+3	+1	0
Середня аеродинамічна хорда	3394,92		
Кут САХ, град, (польотний)	0		
Діапазон центрувань, % САХ	25 - 39		

Основні характеристики літака:

Таблиця 1.2

1	Злітна Вага, т	36,4
2	Пасажиромісткість, чол.	70
3	Комерційне навантаження, т	7,7
4	Вага спорядженого літака, т	22,5
5	Вага палива в ОЧК ($\gamma = 0,8$ т/м ³), т	8,51
6	Двигуни Д-436-148:	
	- злітна тяга (H=0, +30°C), тс	6,38
	- тяга ЧР (H=0, +30°C), тс	7,1
		1,35

	- крейсерська тяга ($M=0,75$, CA , $H=11$ км), тс	0,61
	- питома витрата палива ($M=0.75$, CA , $H=11$ км), кг/кгс год	1,2
	- крейсерська тяга ($M=0,772$, CA , $H=11,6$ км), тс	0,68
	- розрахункова витрата палива ($M=0.75$, CA , $H=11.6$ км), кг/кгс год	
7	Швидкість: - максимальна, км/год	880
8	Крейсерська висота, м	11
9	Практична дальність, км: - з 70 пасажирами (6,65 т) - з платним навантаженням (7, 7 т) - при максимальному запасі палива в консолях крила (55 пас.=5,23т)	2800 2200 3700
10	Необхідна довжина ЗПС ($H = 0$, CA), м: - для зльоту - для посадки	1800 1800
1	Паливна ефективність, г пас/км	26,3
1	Крейсерська якість ($M = 0,78$, $Cy = 0,45$)	15,8

2.2 Загальні відомості про ПОС літака. Опис та робота системи.

2.2.1. Загальні відомості про ПОС літака.

ПОС Ан-148 (рис. 2.2.1.) представляє собою:

- ПОС планера (ПОС крила та оперення);
- ПОС повітрозабирачів;
- ПОС лобового скла;
- сигналізатори обледеніння EW 164.

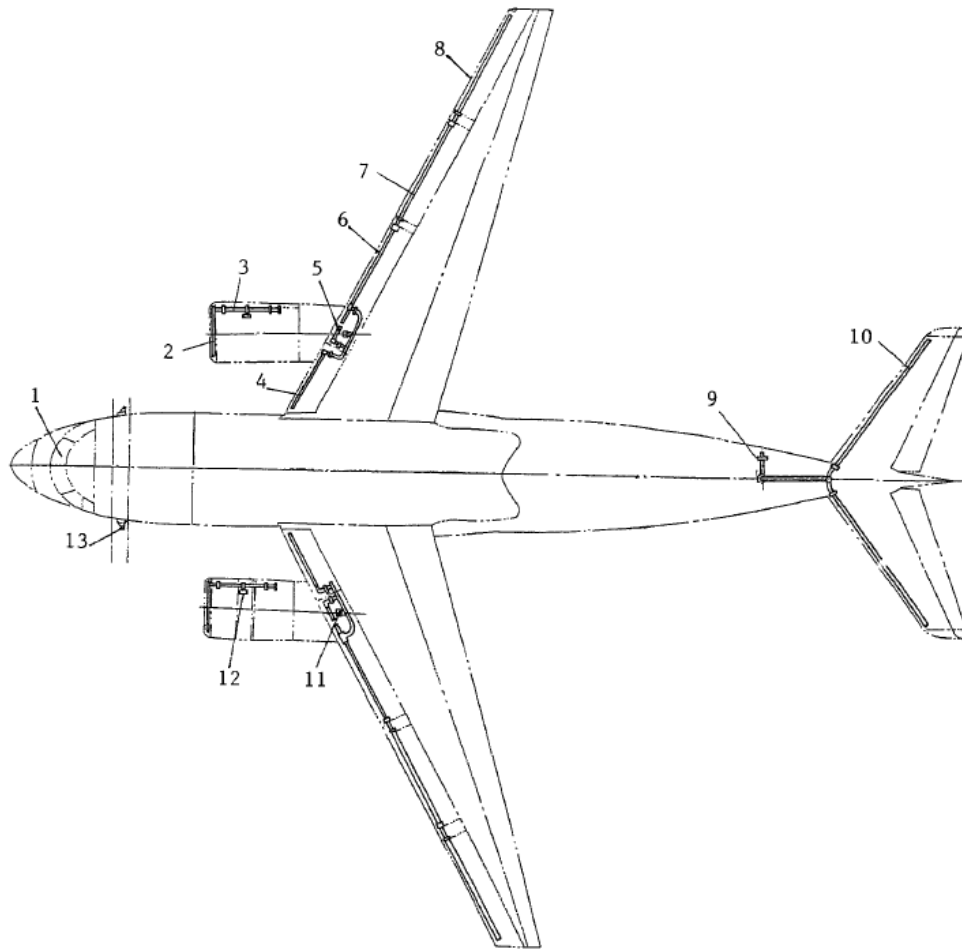


Рис. 2.2.1. Монтажна схема ПОС літака

- 1 – нагрівні елементи переднього скла
- 2 – ПОС в повітрязабирачі двигуна
- 3 – трубопроводи ПОС на двигуні
- 4 – розподільна труба обігріву носка, що відхиляється
- 5 – розподільна труба обігріву носка, що не відхиляється
- 6 – розподільна труба обігріву 1ї секції передкрилку
- 7 – розподільна труба обігріву 2ї секції передкрилку
- 8 – розподільна труба обігріву 3ї секції передкрилку
- 9 – кран-регулятор 60088A010000 ПОС горизонтального оперення
- 10 – розподільна труба обігріву носка стабілізатора
- 11 – кран-регулятор 60090A010000 ПОС крила
- 12 – кран-регулятор 60088A010000 ПОС повітрязабирача двигуна
- 13 – нагрівні елементи переднього скла

13 – сигналізатор обледеніння EW 164

ПОС планера – повітряно-теплова, служить для попередження утворення або видалення криги з носків повітрозбірників двигунів.

ПОС повітрозбірників двигунів – повітряно-теплова, служить для попередження утворення або видалення криги з носків повітрозбірників двигунів.

ПОС лобового скла – служить для попередження утворення і видалення криги і очистки поверхні скла (видалення з них води, криги і снігу)

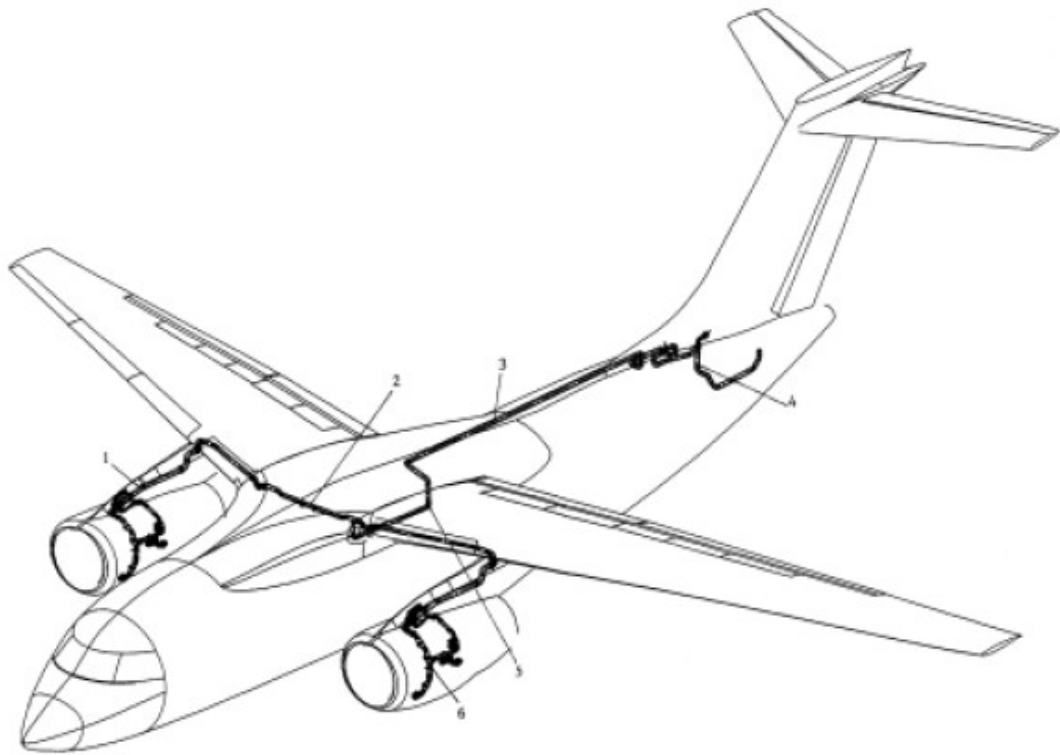
Сигналізатори обледеніння EW 164 призначені для сигналізації наявності криги і видачі команд на включення підсистем ПОС в режимі автоматичного керування.

2.2.2. Загальний опис та робота системи.

Інформація про функціонування системи отримана від [8], [9] та [10].

Відбір повітря для ПОС планера відбувається від СПП (рис. 2.2.2.1.) (ПВП1 і ПВП2 сьома ступінь КВТ двигунів №1, №2), для ПОС повітрозбірників двигунів – від 4ї ступені КВТ двигунів.

Кількість повітря, що подається на обігрів повітрозбірників двигунів, крила і оперення регулюється кранами-регуляторами. Управління кранами-регуляторами виконується пристроями ПККП-148 №1 і №2 (далі ПККП) по заданому алгоритму керування.



1 – ПВП2

2 – СПП в крилі і центроплані

3 – СПП в гаргроті

4 – СПП в хвостовій частині фюзеляжу

5 – СПП в залізі крила і фюзеляжі

6 – ПВП1

Рис. 2.2.2.1. Монтажна схема СПП

Для забезпечення заданого алгоритму керування ПККП має отримувати і обробляти наступну інформацію:

- температуру навколишнього середовища;
- абсолютний тиск повітря, швидкість і висоту польоту;
- сигнали про присутність обледеніння – від сигналізаторів;
- сигнали про включення в автоматичний або ручний режим роботи – від кнопок-табло кабіні екіпажу;
- сигнал «ВІДМОВА ДВИГУНА 1, 2» - від датчика тиску мастила;
- сигнал «ШАСІ НЕ ОБТИСНУТО» - від СУОСО;
- стан і режим роботи СПП – від контролерів СПП;
- температуру і тиск повітря, що подається в ПОС від СПП;
- тиск в магістралях ПОС після кранів-регуляторів – від датчиків тиску;
- температуру повітря в магістралі ПОС оперення і ПОС повітрозбірників двигунів – від датчиків температури в системі;
- температуру поверхні (крило та оперення) – від датчиків температури поверхні.

Кожен ПККП має 5 каналів керування:

- 2 канали для ПОС повітрозбірників двигунів;
- 2 канали для обігріву крил;
- 1 канал для обігріву оперення.

В штатній ситуації ПОС планера керується ПККП №1 (3 канали управління), ПОС повітрозбірників4 двигунів – ПККП №2 (2 канали управління). Управління по кожному каналу не залежить від роботи інших каналів.

Кожен канал має два контури керування – основний і резервний. В штатній ситуації тиск повітря, що поступає в систему, регулюється

основним контуром в функції від температури поверхні, що обігривається, а резервний обмежує регулювання тиску в заданому діапазоні. У випадку відмови основного контуру керування системою виконує резервний контур в функції від тиску. При цьому тиск в системі регулюється тільки по верхньому значенню.

У випадку відмови основного і резервного контурів будь-якого каналу ПККП керування підсистемами ПОС цього каналу автоматично перемикається на резервний контур другого приладу.

При обігріві консолей крила дотримується симетрія температурних режимів. У випадку відмов або відключення обігріву однієї консолі, друга вимикається автоматично. У випадку відмови основного контуру і переходу на резервний контур каналу керування однієї консолі крила канал керування другої консолі також переходить на резервний контур керування.

Між приладами ПККП №1 і №2 проводиться обмін інформацією про стан системи.

ПККП забезпечує три режими роботи: автоматичний, ручний і режим контролю.

Включення ПОС в автоматичний режим керування відбувається по сигналу від сигналізаторів обледеніння. До кожного ПККП підключені два сигналізатори обледеніння. При цьому один сигналізатор є основним, а другий дублюючим. ПККП №1 основним є сигналізатор, що встановлений на лівому борті, для ПККП №2 – по правому. Основний сигналізатор видає сигнали про наявність льоду, відмову сигналізатора, справність сигналізатора і на включення ПОС. Дублюючий сигналізатор видає сигнали про наявність льоду і відмову сигналізатора.

Ручний режим вмикається при натисненні кнопки-табло ручного вмикання ПОС, при цьому кнопки-табло включення підсистем мають бути нажаті.

Контроль системи виконується автоматично при підключенні живлення на борт, автоматично в польоті з інтервалом (4 ± 1) с і на землі за допомогою БСТО.

При подачі живлення на борт перевіряють:

- Справність приборів ПККП;
- Справність ланцюгів датчиків тиску повітря, датчиків температури повітря, датчиків поверхонь, що обігріваються і датчиків тиску мастила;
- Справність сигналізаторів криго утворення;
- Справність ланцюгів сигналізації закритого положення заслінок кранів-регуляторів, крану кільцювання СПП;
- Справність ланцюгів сигнальних полів кнопок-табло;
- Справність ланцюгів сигналів «ШАСІ НЕ ОБТИСНУТО».

В польоті автоматично проводиться контроль на відповідність параметрів системи поточному режиму керування при штатній роботі і в відмовних ситуаціях.

Електроживлення керування ПОС планера і повітрозбірника двигунів здійснюється постійним струмом напругою 27 В від основних шин лівого і правого РУ 27 В.

Інформація про параметри і стан ПОС передається в СКОСО, БСТО, БУР.

СУОСО на основі отриманої інформації і закладених програм функціонування реалізує:

- Формування команд видачі сигнальної інформації для КСЕИС;
- Прийом інформації про відмови;
- Контроль справності мережі збору інформації.

БСТО забезпечує запам'ятовування інформації про відмови в поточному і попередньому польотах.

БУР забезпечує реєстрацію інформації, отриманої з системи і від СКОВО.

Табл. 2.2.2. Функціональне призначення органів керування і контролю

Органи керування і контролю	Призначення
Верхній пульт	
Щиток ПОС	
<p>Кнопки-табло «ДВИГ 1, 2», «КРИЛО», «СТАБ» (з фіксацією) сигнальними полями:</p> <ul style="list-style-type: none"> - «ВІДМОВА» жовтого кольору - «ВИМКН» білого кольору <p>Кнопка-табло під ковпачком «РУЧ ВКЛ» (з фіксацією) з сигнальним полем зеленого кольору «ВКЛ»</p>	<p>Включення ПОС повітрозабирачів двигунів, крила і горизонтального оперення в автоматичний режим (при нажатій кнопці) і сигналізація:</p> <ul style="list-style-type: none"> - Відмови керування відповідною підсистемою в автоматичному режимі; - Відключення відповідної підсистеми (при нажатій кнопці) <p>Включення ПОС повітрозбірників двигунів, крила і горизонтального оперення в ручний режим (при нажатій кнопці), якщо нажаті кнопки-табло відповідних підсистем.</p>
Щиток склоочисників (лівий, правий)	
Перемикач «СКЛООЧИСН»	Керування режимами роботи лівого і

<p>з положеннями:</p> <ul style="list-style-type: none"> - «ШВИДКО» - «ВИМКН» - «ПОВ» 	<p>правого склоочисників:</p> <ul style="list-style-type: none"> - Включення режиму швидкої роботи; - Вимкнення керування склоочисниками; - Включення режиму повільної роботи
<p>Лівий і правий пульти</p>	
<p>Кнопка-табло з фіксацією «ЕЛЕКТРООБІГРІВ СКЛА» з полями:</p> <ul style="list-style-type: none"> - «ВІДМОВА» жовтого кольору - «ВИМКН» білого кольору <p>Кнопка-табло під ковпачком «РУЧ ВКЛ» (з фіксацією) з сигнальним полем зеленого кольору «ВКЛ»</p>	<p>Включення обігріву скла в автоматичний режим (при натиснутій кнопці) і сигналізація:</p> <ul style="list-style-type: none"> - Відмови керування обігрівом в автоматичному режимі; - Обігріву (при віджатій кнопці) <p>Включення обігріву скла в ручний режим (при натиснутій кнопці), якщо натиснуті кнопка-табло «ЕЛЕКТРООБІГРІВ СКЛА»</p>
<p>Середня панель приладової дошки</p>	
<p>КІСС КСЕИС</p> <p>МФИ КСЕИС</p>	<p>Індикація попереджуючих, статусних повідомлень кадру ПОС, рекомендацій по негайним діям екіпажу.</p> <p>Індикація попереджуючих, статусних повідомлень, рекомендації по негайним діям екіпажу</p>

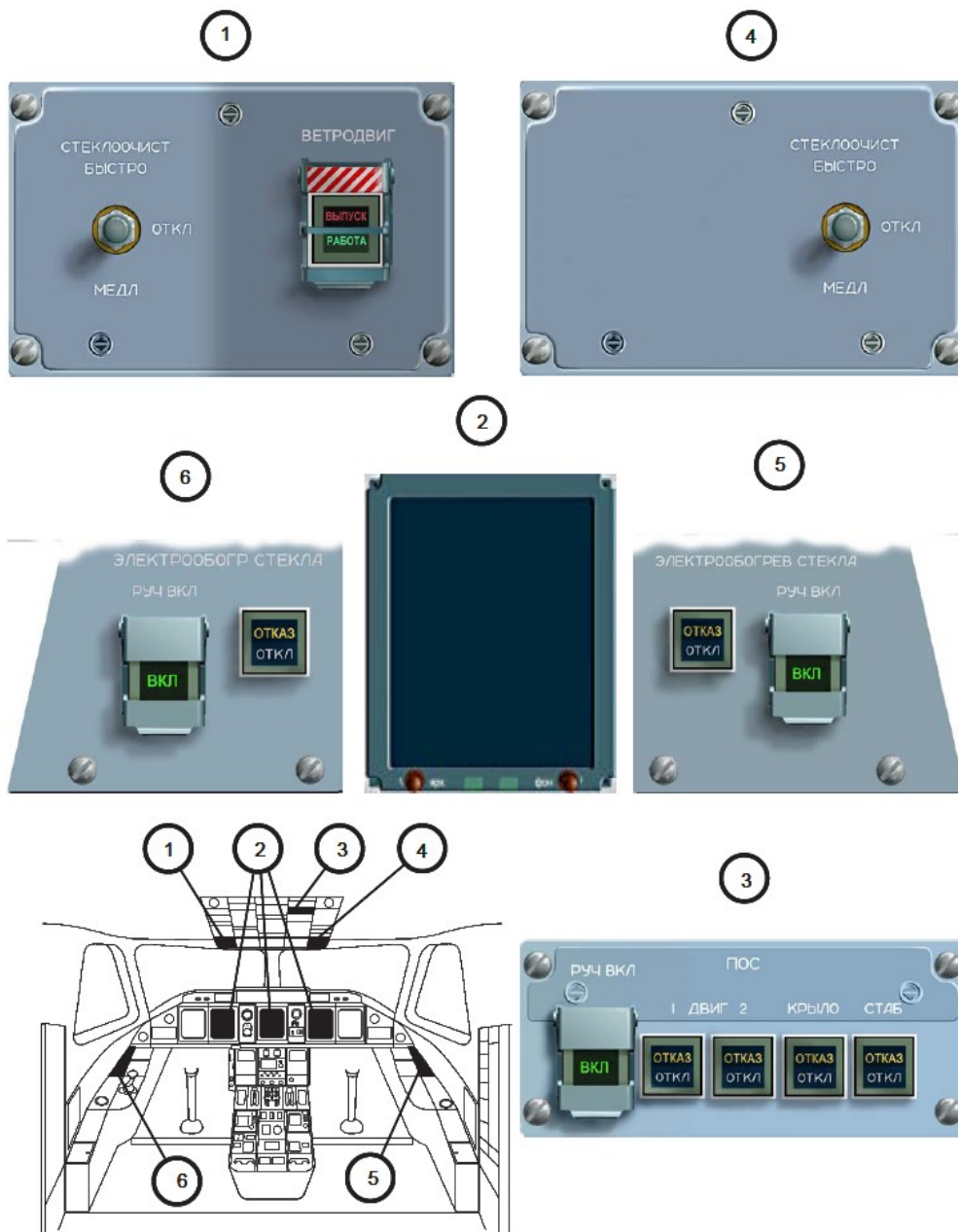


Рис. 2.2.2.2. Органы керування і контролю ПОС

2.2.3. Опис та робота ПОС планера

ПОС планера призначена для попередження утворення або видалення криги з носків крила, що відхиляються або з носків, що не відхиляються, передкрилків і носків стабілізатора.

Відбір повітря виконується від СПП (ПВП1 і ПВП2). При відмові одного двигуна або однієї ПВП повітря додатково відбирається від включеної ДСУ. На час запуску ДСУ і підключення відбору передбачена затримка (120 с) відмовних сигналів в ПКС.

Керування системою здійснюється ПККП-148, що забезпечує два режими роботи системи: автоматичний і ручний. Передбачено роздільне керування обігрівом скла і оперення.

УУКП-148 забезпечує блокування ПОС планера при відсутності більш як одного сигналу від СКОВО «ШАСІ НЕ ОБТИСНУТО», а також, якщо система включена в автоматичний режим роботи, і на висоті польоту менш як 500 м один або обидва двигуни працюють на злітному режимі. При відсутності сигналу «ШАСІ НЕ ОБТИСНУТО» і одночасній наявності інформації про висоту польоту більш як 500 м і швидкості польоту більше 150 км/год блокування знімається.

ПОС планера складається з трубопроводів, що розміщуються в носках крила, передкрилках, кілі і носках стабілізатора. Відбір повітря виконується від трубопроводу СПП в залізі пілона.

ПОС планера камерного типу. Розподільні трубопроводи кріпляться в передкрилках, носках крила і стабілізатора і фіксуються упорами. Для забезпечення осьових переміщень розподільні трубопроводи з'єднуються рухомими з'єднаннями. Всі трубопроводи покриті теплоізоляцією.

В склад системи входять три датчики температури поверхні крила і стабілізатора і крани-регулятори (по одному для кожної консолі крила і оперення). Кран-регулятор ПОС оперення розміщений в районі 44-го шпангоута, крани-регулятори ПОС крила – в пілонах. За кожним краном-регулятором встановлені по два датчика тиску. В ПКС оперення встановлений датчик температури повітря в системі.

При вимкненій ПОС планера кнопки-табло «КРИЛО» і «СТАБ» віджаті – горять сигнальні поля «ВИМКН» цих кнопок-табло.

При натисненні на кнопки-табло «КРИЛО» і «СТАБ» система включається в режим автоматичного керування, при цьому гаснуть сигнальні поля «ВИМКН» цих кнопок-табло.

При наявності умов криго утворення по сигналу сигналізатора криго утворення ПККП №1 видає команди:

- В СПП на пере настройку регулювання температури повітря, що подається в ПОС, на $230 \pm 10^{\circ}\text{C}$;
- Відкриття крана кільцювання 15;
- На відкриття кранів-регуляторів 14 і 17.

Крани-регулятори відкриваються, гаряче повітря поступає в розподільні труби носків крила, що відхиляються 9 і носків крила, що не відхиляються 10, передкрилків 11, 12, 13 і носків 18 стабілізатора. Подача повітря регулюється у відповідності з заданим алгоритмом керування.

При обігріві консолей крила витримується симетрія температурних режимів.

Вимикається система в автоматичному режимі після зняття сигналу «КРИГОУТВОРЕННЯ».

При цьому крани-регулятори закриваються і на ПККП поступають сигнали закритого положення кранів-регуляторів.

В ручному режимі включення ПОС планера виконується незалежно від наявності або відсутності сигналу «КРИГОУТВОРЕННЯ» при натисненні кнопки-табло «РУЧ ВКЛ». При цьому кнопки-табло «КРИЛО» і «СТАБ» мають бути натиснуті. Робота системи в ручному режимі аналогічна роботі в автоматичному режимі.

Вимикається система в ручному режимі вручну віджиманням кнопок-табло «КРИЛО» і «СТАБ».

Якщо через (20⁺⁵) с система не відключиться, загоряться сигнальні поля «ВІДМОВА» кнопок-табло «КРИЛО» і «СТАБ».

Якщо при включенні ПОС планера кран кільцювання 15 автоматично не відкрився, ПОС планера автоматично вимикається і загораються сигнальні поля «ВІДМОВА» кнопок-табло «КРИЛО» і «СТАБ».

У випадку відмови датчика 3 температури поверхні, що обігривається, керування перемикається з основного контуру ПККП №1 на резервний контур цього ПККП.

Якщо при керуванні системою основним контуром температура будь-якого нагрівача через 200 с після включення системи не досягла заданої величини, то підсистема що відмовила, автоматично вимикається, а в СКОСО видаються сигнали про відмову відповідної підсистеми.

Якщо при керування системою резервним контуром через 35-40 с після включення системи значення абсолютного тиску повітря за регулятором вийшло за встановлений діапазон, то підсистема, що відмовила, має автоматично вимкнутись, а в СКОСО видається сигнал про відмову відповідної підсистеми.

Якщо при керуванні системою резервним контуром через 30^{+5} с після включення системи температура повітря, що подається в ПОС крила нижче $220\text{ }^{\circ}\text{C}$, а в ПОС оперення – нижче $200\text{ }^{\circ}\text{C}$, то підсистема, що відмовила, автоматично вимикається, а в СКОСО видається сигнал про відмову відповідної підсистеми.

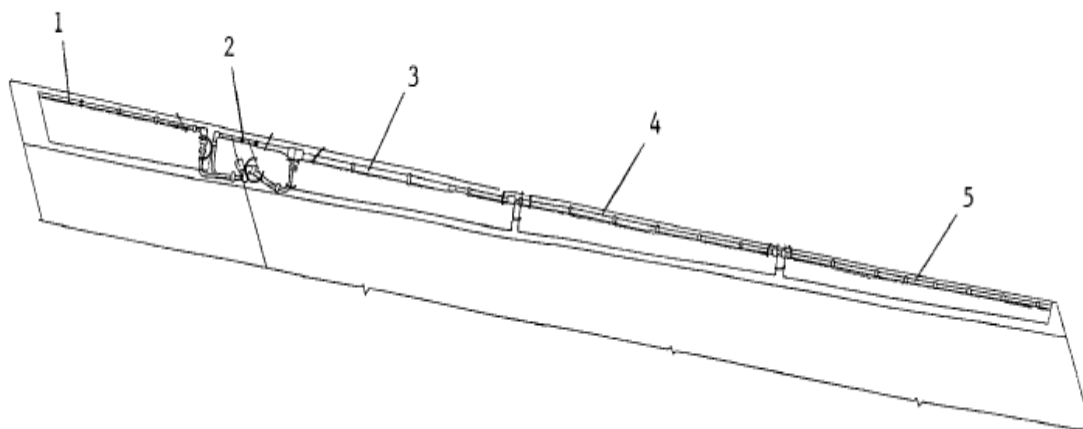
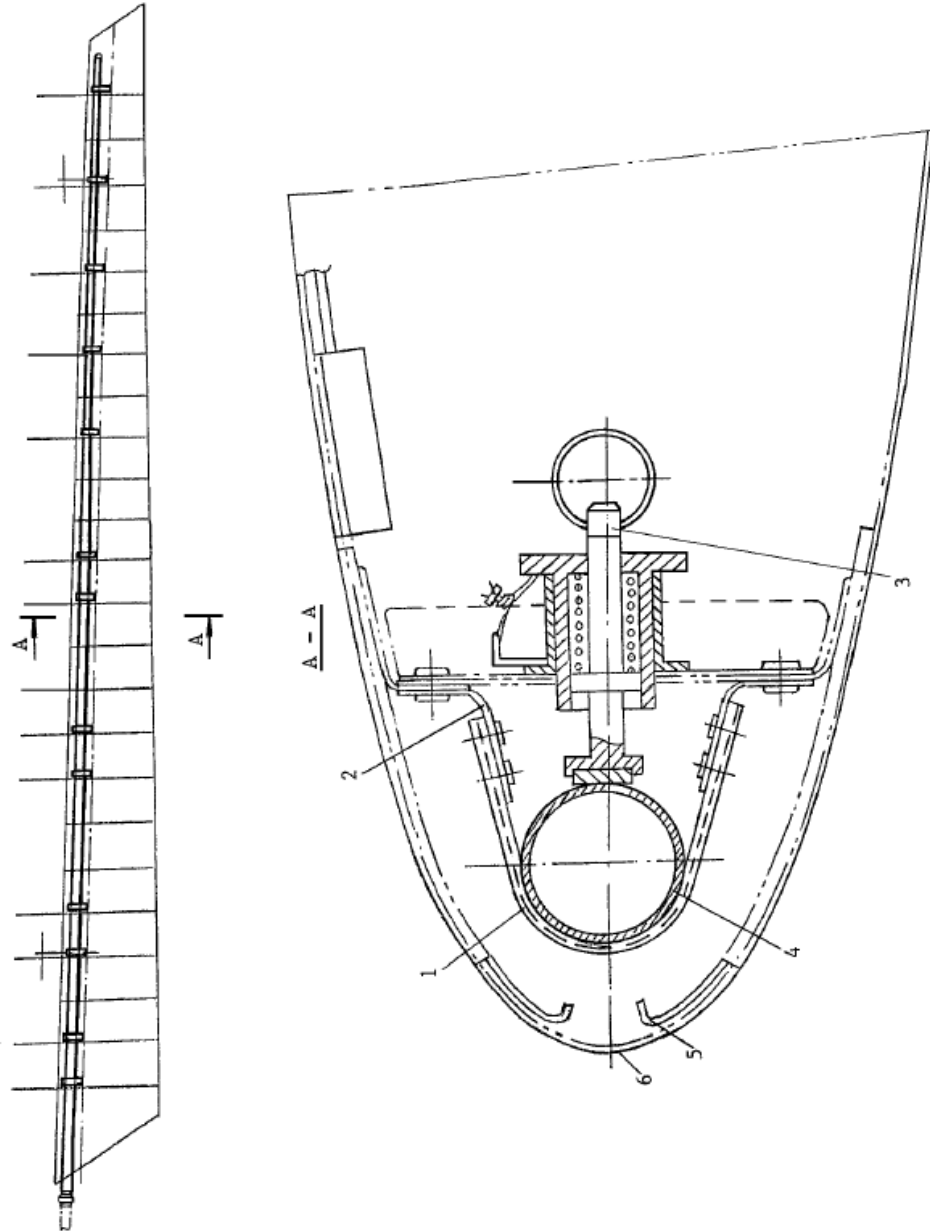


Рис. 2.2.3.1. ПОС в крилі

- 1 – розподільна труба носка, що відхиляється
- 2 – розподільна труба носка, що не відхиляється
- 3 – розподільна труба в 1й секції передкрилка
- 4 – розподільна труба в 2й секції передкрилка
- 5 – розподільна труба в 3й секції передкрилка

Рис. 2.2.3.2. Типова конструкція протиобліднювача 1-ї та 2-ї секцій

Рис. 2.2.3.3 Типова конструкція протиобліднювача 3-ї секції



1. Скоба
2. Куточок
3. Упор
4. Розподільна труба
5. Гофр
6. Обшивка

Рис. 2.2.3.4. ПОС носка стабілізатора

2.2.4. Опис та робота ПОС повітрозбірників двигунів.

ПОС повітрозбірників двигунів – повітряно-теплова, призначена для запобігання утворення або видалення криги з носків повітрозбірників двигунів.

Відбір повітря для ПОС повітрозбірників двигунів виконується від 4ї ступені КВТ двигунів.

ПККП забезпечує блокування включення ПОС повітрозбірників на непрацюючому двигуні.

ПОС повітрозбірників двигунів керуються в штатній ситуації за допомогою УУКП-148 №2, який забезпечує два режими роботи системи: автоматичний і ручний. Передбачено роздільне керування обігрівом повітрозбірників двигунів №1 і №2.

ПОС повітрозбірника двигуна – автономна для кожного двигуна, розміщена в правій частині гондоли і в носкі повітрозбірника двигуна.

ПОС повітрозбірників двигуна складається з трубопроводів, з'єднаних між собою хомутами. Кріплення трубопроводів до конструкції двигуна за допомогою хомутів і кронштейнів. Трубопроводи покриті теплоізоляцією.

У склад ПОС повітрозбірника кожного двигуна входять кран-регулятор, два датчики тиску, датчик температури повітря в системі і датчик температури поверхні.

При вимкненій ПОС повітрозбірників двигунів кнопки-табло «ДВИГ 1» і «ДВИГ 2» віджаті – горять сигнальні поля «ВИМКН» цих кнопок-табло. При натисненні на кнопки-табло «ДВИГ 1» і «ДВИГ 2» система вмикається в режим автоматичного керування, при цьому гаснуть сигнальні поля «ВИМКН» цих кнопок-табло.

При наявності умов криго утворення по сигналу сигналізатора криго утворення ПККП №2 видає команду на відкриття кранів-регуляторів 6. Крани-регулятори відкриваються, гаряче повітря поступає в розподільні труби 4 носків повітрозбірників двигунів. подача повітря регулюється у відповідності з заданим алгоритмом керування. При цьому верхній діапазон температур для ПКС повітрозбірників двигунів не регламентується.

В автоматичному режимі система вимикається після зняття сигналу «КРИГОУТВОРЕННЯ». При цьому крани-регулятори закриваються і на ПККП поступають сигнали закритого положення кранів-регуляторів.

В ручному режимі включення ПОС повітрозбірників двигунів проводиться при натисненні кнопки-табло «РУЧ ВКЛ» незалежно від наявності або відсутності сигналу «КРИГОУТВОРЕННЯ». При цьому кнопки-табло «ДВИГ 1» і «ДВИГ 2» мають бути віджаті. Робота системи в ручному режимі аналогічна роботі в автоматичному.

В ручному режимі система вимикається вручну, шляхом віджимання кнопок-табло «ДВИГ 1» і «ДВИГ 2».

Якщо через (20⁺⁵) с система не вимкнеться, загоряться сигнальні поля «ВІДМОВА» кнопок-табло «ДВИГ 1» і «ДВИГ 2».

При увімкненій ПОС повітрозбірників двигунів в разі зупинки двигуна автоматично вимикається ПОС повітрозбірника двигуна, що відмовив.

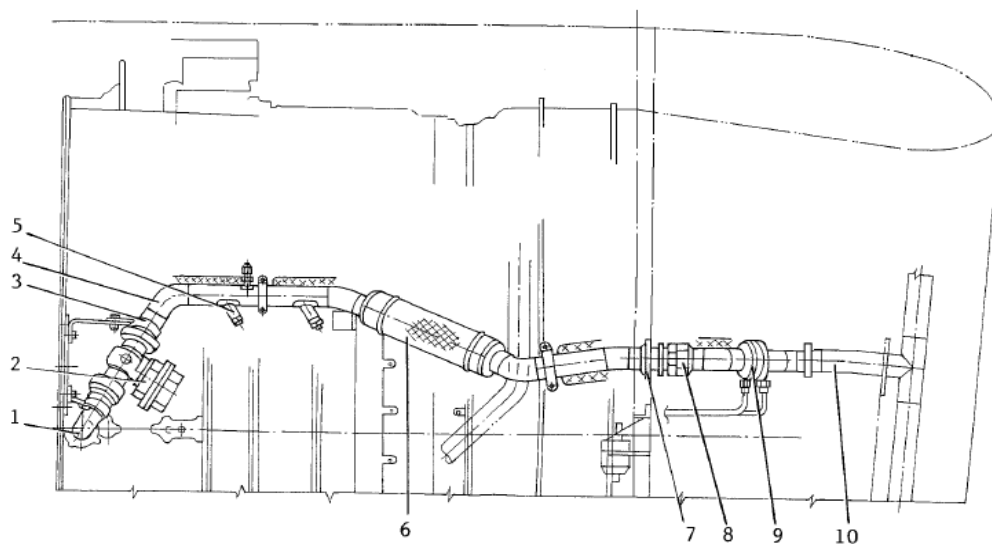
В разі відмови датчика 3 температури поверхні, що обігривається, керування перемикається з основного контуру ПККП №2 на резервний контур цього ПККП.

Якщо при керуванні системою основним контуром через 200 с після включення системи температура нагрівача будь-якого повітрозбірника двигуна не досягла заданої величини, то підсистема, що відмовила,

автоматично вимикається, а в СКОСО видається сигнал про відмову відповідної підсистеми.

Якщо при керування системою резервним контуром через 35-40 с після включення системи значення абсолютного тиску повітря за регулятором вийшло за встановлений діапазон, то підсистема, що відмовила, автоматично вимикається, а в СКОСО видається сигнал про відмову відповідної підсистеми.

Якщо при керуванні системою резервним контуром через 30⁺⁵ с після включення системи температура повітря, що подається в ПОС повітрозбірника двигуна нижче 190°C, то підсистема, що відмовила, автоматично вимикається, а в СКОСО з'являється сигнал про відмову відповідної підсистеми.



1 – фланець відбору

6 – трубопровід

2 – кран-регулятор 60088A010000

7 – кронштейн

3 – хомут

8 – гайка

4 – патрубок

9 – діафрагма

5 – датчик температури П-109М1

10 - патрубок

Рис. 2.2.4.1. Монтаж ПОС на двигуні

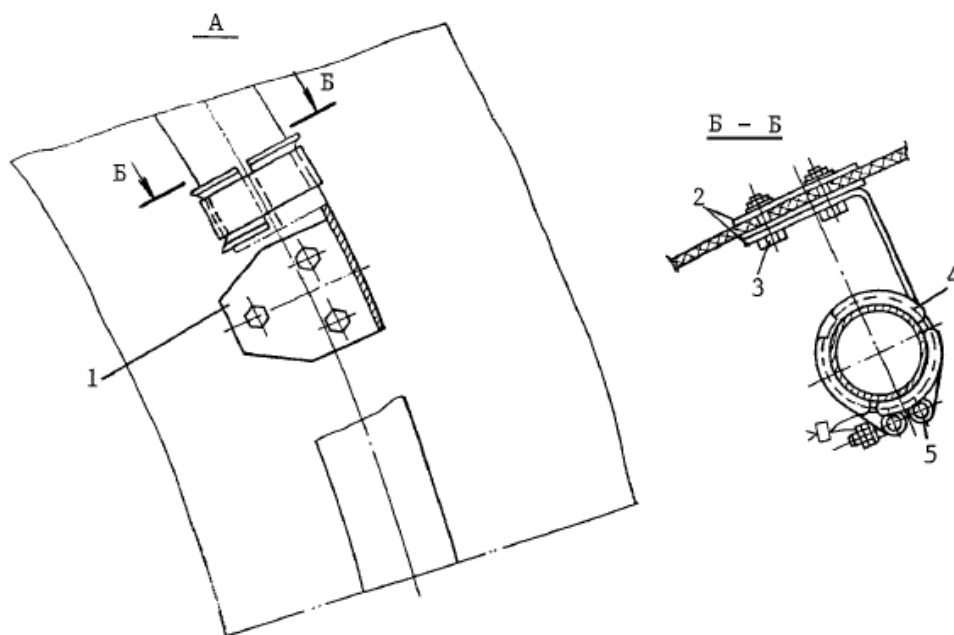
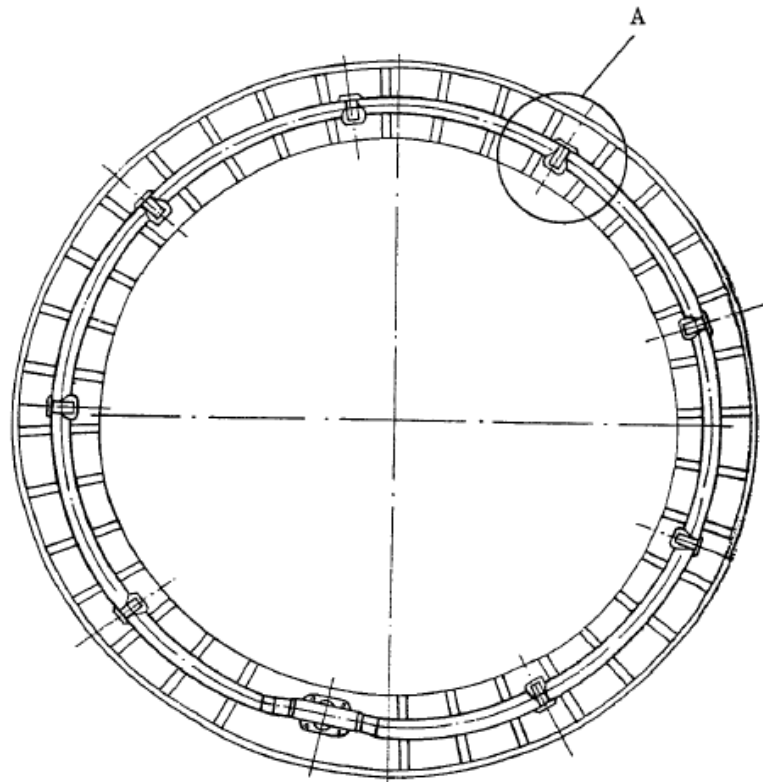


Рис. 2.2.4.2 ПОС в носці повітрозбірника двигуна

Рис. 2.2.4.3. Типова конструкція протиобліднювача повітрязбірника

2.2.5. Опис та робота сигналізації обледеніння.

Для сигналізації обледеніння на літаку встановлені два сигналізатора обледеніння EW 164.

Сигналізатор обледеніння EW 164 призначений для:

- видачі сигналу про обледеніння;
- видачі сигналу для включення в режимі автоматичного керування ПОС крила і оперення, ПОС двигунів.

Сигналізатор обледеніння припиняє видачу сигналів через (120 ± 5) с після виходу літака з зони обледеніння.

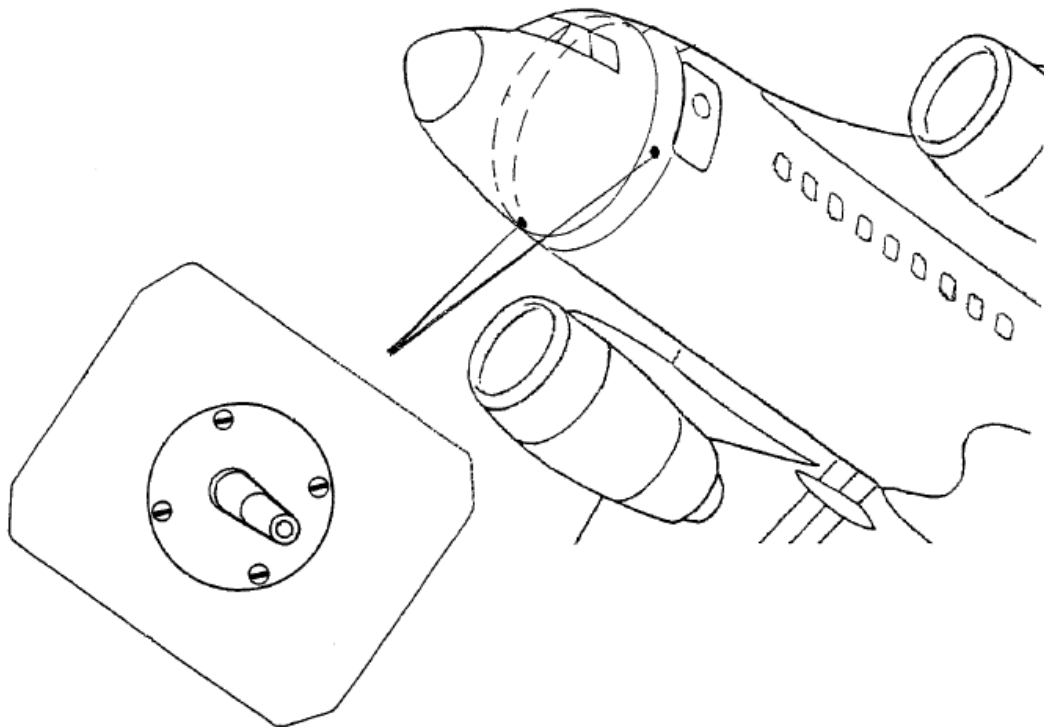


Рис. 2.2.5.1 Розміщення сигналізатора обледеніння EW 164

EW 164 представляє собою прилад, що складається з двох функціональних секцій: сенсорної і електронної.

Сенсорна секція (сенсор) складається з:

- фланця;
- висувної трубки з чутливим елементом (мембраною), що знаходиться в повітряному потоці;
- обігрівача;
- резистора з додатнім температурним коефіцієнтом, що служить для виміру температури сенсора.

Електронна секція сигналізатора приймає і обробляє всі вхідні сигнали і формує вихідні сигнали (про наявність криго утворення, для включення ПОС, про відмову і при контролі – про справність). Вихідні сигнали поступають в блоки ПККП-148 №1, 2.

В сигналізаторі передбачений неперервний автоматичний вбудований контроль. Контроль сигналізатора на землі за допомогою БСТО виконується по сигналу з блоку ПККП-148.

Живлення здійснюється постійним струмом напругою 27 В з шин:

- лівого РУ 27 В – сигналізатора № 1;
- правого РУ 27 В – сигналізатора № 2.

Сигналізатор зберігає працездатність при короткочасному вимкненні напруги живлення, якщо час не перебільшує 80 мс.

Включення сигналізатора відбувається при підключенні наруги 27 В до борт мережі літака, сигналізатор готовий до роботи одразу після завершення авто контролю, який здійснюється за час не більше 1 с.

Сигналізатори встановлені під підлогою в районі шпангоутів № 7-8:

- по лівому борту – сигналізатор № 1;

- по правому борту – сигналізатор № 2.

Основні дані EW164:

Напруга живлення:

- нормальна..... 24-30 В
- допустима..... 18-32 В
- максимально-допустима на протязі
не більше 100 мс..... 46 В

Потрібний максимальний струм:

- для обігріву сенсора..... 14 А
- для роботи електронної секції..... 0,25 А

Потрібна потужність при обігріві сенсора:

- номінальна..... 300 В
- максимальна..... 450 В

Потрібна потужність при роботі електронної секції..... 9 Вт

Струм вихідних сигналів на увімкнення:

- сигналізації про обледеніння..... 0,3 А
- ПОС..... 1,5 А

Чутливість (гранична товщина криги)..... 0,5 мм

Час видалення криги..... не більше 30
с

Час затримки зняття команд на увімкнення ПОС

і сигналізації обледеніння..... (120±5) с

Час неперервної роботи..... необмежений

Принцип дії сигналізатора заснований на залежності частоти вихідного сигналу сенсора від товщини криги на його чутливому елементі – мембрані. При включенні сигналізатора мембрана починає здійснювати коливання, частота яких визначається її жорсткістю. Поява криги на мембрані збільшує її жорсткість, що призводить до збільшення частоти коливань.

Сигнал, що створює сенсор, поступає в електронну секцію, в якій проводиться порівняння частоти сигналу з граничним значенням виявлення криги, що зберігається в пам'яті електронної секції.

При товщині криги, що відповідає чутливості сигналізатора, електронна секція формує командні сигнали на включення:

- обігріву сенсору (для видалення криги);
- сигналізації про криго утворення;
- ПОС крила і оперення, двигунів, скла.

При увімкненні обігріву сенсору частота його вихідного сигналу починає дещо змінюватись також і від температури сенсора. По сигналу з резистора сенсора електронна секція компенсує цю зміну частоти.

При температурі сенсора, що перевищує (60 ± 5) °С, обігрів автоматично вимикається. Якщо крига з мембрани повністю не видалена, після зниження температури сенсора обігрів вмикається знову. Після скидання криги з мембрани частота коливань відновлюється.

При виході з зони обледеніння відключення командних сигналів на включення сигналізації про обледеніння і протиобліднювальних систем відбувається з затримкою по часу (120 ± 5) с.

При контролі сигналізатора на землі за допомогою БСТО сигналізатор на $(9^{+0,5})$ с видає сигнал про наявність обледеніння. Після

зняття цього сигналу на 30 с видається сигнал про справність сигналізатору або про його відмову, якщо сигналізатор несправний.

2.3. Висновки до розділу

ПОС Ан-148 складається з ПОС планера (ПОС крила та оперення), ПОС повітрозабирачів, ПОС лобового скла та сигналізаторів обледеніння EW 164. Також важливу роботу в функціонуванні системи виконує система підводу повітря, яка відбирає гаряче та холодне повітря від ступенів компресора двигуна по магістралям. Було описано роботу цієї системи та технічні характеристики кожного елементу ПОС літака.

Повітряно-теплова ПОС літака Ан-148 є ефективною у боротьбі з обледенінням, однак для роботи цієї системи необхідно відбирати холодне та гаряче повітря від компресора двигуна, що негативно впливає на тягу та ККД двигуна літака. Також ця система потребує більшої витрати палива для компенсування стабільної роботи двигуна.

РОЗДІЛ 3

Створення та неруйнівний контроль електронагрівальних елементів системи запобігання обледенінню літака

В порівнянні з нинішніми найсучаснішими системами, НЕ з полімерних матеріалів з нанотрубками, а також нагрівачі на основі графену володіють незначною вагою, швидким і рівномірним нагріванням, ефективним споживанням енергії [11,12,13].

Циклічні системи протиобледеніння періодично видаляють невеликі скупчення льоду, розплавляючи поверхню-лід з високою швидкістю виведення тепла. Плівка стрічок з вуглецевими наноматеріалами досить тонка, щоб дозволити передачу радіочастот (РЧ). Це безметалева, надлегка, міцна та масштабована РЧ-прозора провідна покриття на основі нанотрубок або графену може значно зменшити розмір і вартість покриттів проти обмерзання для кришок радіочастотного обладнання. Це важливо для багатьох авіаційних застосувань.

Оскільки сучасні авіа конструкції створюють з полімерних композитів, армованих вуглецевими волокнами (наприклад, Boeing 787 містить >50% вуглецевих волокон) встає завдання вивільнення від льоду критичних поверхонь літальних апаратів.. Наявність на поверхні літака льодоутворень призводять до порушення рівномірного потоку повітря і погіршення аеродинамічних характеристик поверхонь літака, що значно впливає на безпеку польоту.

На даний час існують декілька принципів, на яких базуються системи захисту від обледеніння: механічні, хімічні або теплові. Протиобліднювальні системи з механічним принципом дії забезпечує видалення льоду внаслідок механічної деформації поверхні. Хімічний захист від обледеніння оснований на подачі на поверхню протиобліднюючої рідини, яка утворює з водою

розчин з температурою замерзання значно нижче 0 °С. Тепловий принцип застосовується для випаровування осівшої води або для підтаєння прошарку льоду, що контактує з поверхнею.

Для великих транспортних літаків зазвичай застосовують теплові системи протиобледеніння, в той час як механічні та хімічні системи застосовуються переважно в малій авіації.

Основним елементом електротеплової системи є нагрівальні елементи (далі НЕ), які складаються зі струмопровідного матеріалу. Він генерує тепло та захищений з усіх сторін діелектриком.

Основу найсучасніших композицій складають вуглецеві матеріали (нанотрубки, графен, подібне). У порівнянні з попередніми металевими системами нагрівач на основі вуглецевих наночастинок володіє незначною вагою, швидким і рівномірним нагріванням, ефективним споживанням енергії.

3.1. Оптимізація складу композитного матеріалу нагрівача.

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

Графенові композити показали багатообіцяючі результати для створення електропровідних матеріалів. Розроблені нові низьковольтні нагрівачі для захисту від обледеніння на основі плівки з ультратонких провідних графенових нанострічок, які забезпечують низький опір листів, вищу теплопровідність і чудове поширення тепла з рівномірним розподілом температури.

В роботі [11] підготували систему покриття графен/епоксид, додавши нанопластівці графену в епоксидну смолу на водній основі. Результат показує покращення електричних властивостей композиту та покращену стійкість до корозії. Автори [12] виготовили струмопровідний композит із пакетів графенових нанострічок (GNR) та епоксидної смоли.

Крім того, вчені використовували графен або вуглецеві нанотрубки для модифікації епоксидного композиту, посиленого вуглецевим волокном, щоб покращити та підвищити електро- та теплопровідність, щоб відкрити можливості для використання в якості нагрівача для очищення поверхонь літаків. Електропровідність покращується та збільшується на 145%, коли до волокна додають графенові нанопластини або вуглецеві нанотрубки. На додаток до цього, вбудовування гібридів нанотрубок і графенових нанопластин у первинні смоли [13,14] продемонструвало відмінну продуктивність електричного нагріву в температурному відгуку, електричну енергоефективність і циклічну роботу нагрівання-охолодження при заданих прикладених напругах, а також краще міжфазне зчеплення між вуглецевих наповнювачів і матриці, що призводить до значного підвищення ефективності передачі навантаження.

В якості нагрівальних елементів в літературних джерелах досліджені різні нові вуглецькі наноматеріали, включаючи електропровідні композити з вуглецевими нанотрубками (ВНТ). Нанотрубки, в залежності від довжини, містять від тисячі до мільйонів атомів вуглецю. ВНТ, як згорнутий в трубку один шар графіту, можна згортати лише в тих напрямках, при яких досягається поєднання гексагональної решітки самої з собою при замиканні циліндричної поверхні. У нанотрубок дуже висока межа міцності на розрив. Замість того, щоб рватися або ламатися, ВНТ починає перебудовувати свої молекулярні орбіталі, пристосовуючись до нової форми (стає більш подовженою, стислою або зігнутою) [15].

ВНТ використовувались у вигляді полотен (горизонтально орієнтованих суцільних плівок, отриманих шляхом витягування лісів ВНТ, отриманих шляхом осадження парів вуглецю), які застосовувались як електротепловий нагрівальний елемент для протиобледеніння та видалення льоду з композиційних конструкцій літака [16]. Були отримані дуже багатообіцяючі результати з точки зору ваги та рівня однорідності.

Розроблено багат шарове покриття з оптимальним вмістом вуглецевих наноматеріалів, яке дозволить ефективно реалізувати технологію захисту авіаційних конструкцій від обледеніння. Багат шарове покриття містить перший ґрунтовий шар електроізолюючого матеріалу (протикорозійний ґрунт) та теплогенеруючий шар, який містять полімерну основу, теплопровідний діелектрик, армуючу основу та вуглецеві наноматеріали, підключені до вихідних контактів, другий ґрунтовий шар електроізолюючого матеріалу та шар авіаційної фарби.

Взяв участь у дослідженнях в Центрі колективного користування приладами «Спектрометричний центр елементного аналізу» НАН України («СЦЕА»), якими підтверджено ефективність стратегії використання струмопровідних композитів для системи протиобледеніння для літаків, яка може бути невід'ємною частиною аеронавігаційних панелей.

Проведені дослідження на скануючому електронному мікроскопі (SEM) з метою оптимізації складу вуглецевих наповнювачів (графену та вуглецевих нанотрубок) в композиційних матеріалах для створення електропровідних елементів проти обледеніння авіаційних конструкцій показали, що вуглецеві наночастинки енергетично забезпечують значно більший ефект.

На рис. 3.1 представлено отримані зображення SEM вуглецевих нанотрубок, нанесених з дисперсії в етилацетаті на металеву підкладку. На лівому зображенні в масштабі мікрометрів можна побачити суцільний шар, сформований сплутаними між собою нанотрубками (рис.3.1а). На зображенні в масштабі сотень мікрометрів спостерігається несуцільна структура з крупними агрегатами, які формують сітку з порожнинами розміром до сотень мікрон (рис.3.1б). Такий ефект пояснюється агрегацією нанотрубок за рахунок взаємодії функціональних груп на їхній поверхні.

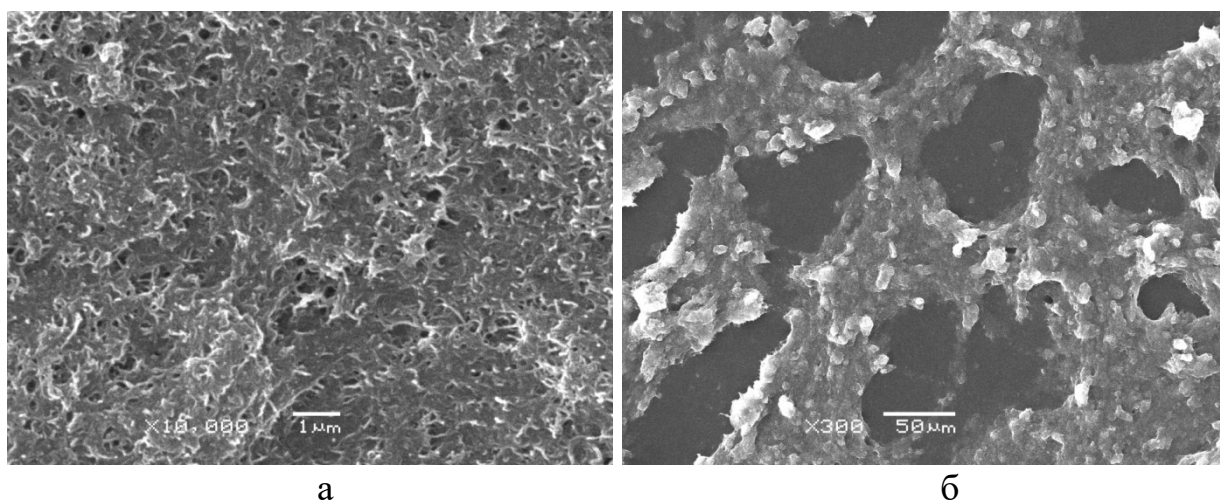


Рис.3.1 Зображення SEM вуглецевих нанотрубок

На рис. 3.2 показано отримане зображення SEM плівок, нанесених з дисперсії в етилацетаті, до складу яких входять нанотрубки, графен та полімер. На зображеннях в масштабі десятків мікрометрів спостерігається суцільна полімерна плівка, яка характеризується неоднорідною поверхнею. Очевидно, що така поверхня формується через присутність в матриці полімеру агрегатів нанотрубок та графену, які своїми краями виходять на

поверхню полімерної плівки, забезпечуючи таким чином хороший контакт з мідними пластинами, через які плівка підключається до джерела електричного струму.

З результатів дослідження композицій нанотрубок з полімером (рис.3.2а) та їх суміші з графеном (рис.3.2б) можна припустити, що вуглецеві наночастинки розподіляються в матриці полімеру достатньо рівномірно для забезпечення високих функціональних характеристик, необхідних для створення систем протиобледеніння літаків.

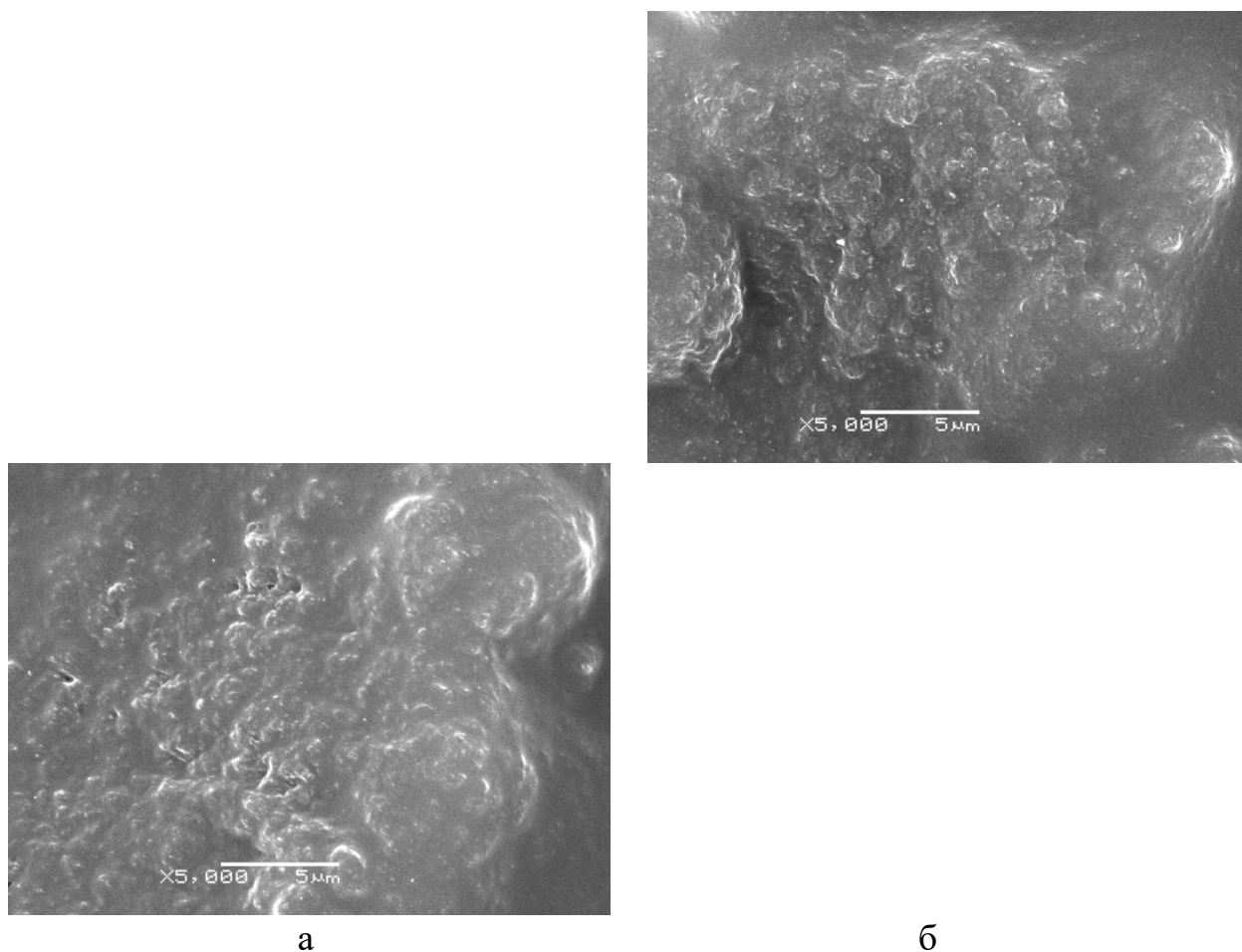


Рис. 3.2 Зображення СЕМ плівок

Також, морфологію одержаного матеріалу було досліджено методом трансмісійної електронної мікроскопії (ТЕМ). Аналіз мікрофотографій дозволив встановити, що ВНТ розподіляються в матриці полімеру достатньо рівномірно, утворюючи неперервну провідну мережу, що забезпечує високі функціональні характеристики цього матеріалу.

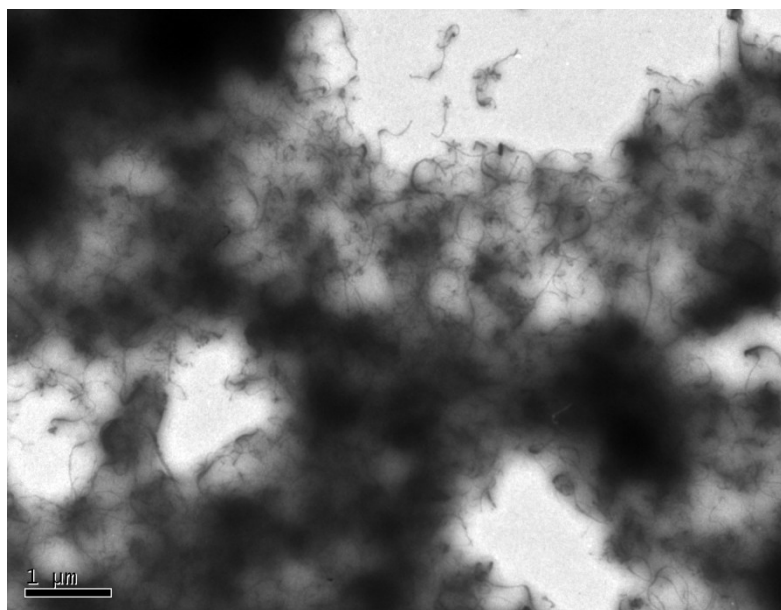


Рис 3.3. Зображення за методом трансмісійної електронної мікроскопії

ТЕМ-зображення отримано на мікроскопі JEM 1230 (JEOL), що працює при 80 кВ. Як носій для зразків використовувалася мідна сітка, покрита плівкою аморфного вуглецю. Досліджуваний матеріал наносився мікро-піпетдозатором з розчину в етилацетаті та висушувався на повітрі за температури 80С.

3.2. Неруйнівний контроль

Удосконалення поверхневих методів неруйнівного контролю композитних конструкцій (РТ, МРІ та тепловий) передбачає використання наукомісткого комплексного підходу, що враховує властивості контрольованих поверхонь та засобів дефектоскопії [17,18].

Одним із найважливіших інструментальних методів технічної діагностики потенційно небезпечних об'єктів є дистанційна інфрачервона (ІЧ) тепловізійна діагностика, що базується на реєстрації температурного поля.

Принцип теплової діагностики базується на порівнянні теплових полів еталонного та об'єкту, який контролюється. Аномалії температури є

індикаторами дефектів, а значення температурних сигналів та їх поведінка з часом дає можливість дати кількісні оцінки параметрів об'єкта. А саме, за допомогою тепловізорів здійснюється неруйнівний тепловий контроль не тільки гвинтів пропелерів, панелей ракет і літаків, теплозахисних обшивок а також може бути запропонованим для оцінки якості НЕ. Вони виявляють дефекти щільності, тріщини, структурні зміни, місця інфільтрації води та кригові пробки.

Розроблені нагрівальні елементи з використанням вуглецевих наноматеріалів досягли вищої швидкості нагрівання та охолодження, ніж еквівалентні обігрівачі з сталеві проволочи, наприклад через 30 секунд зразок досяг 95°C. Це вказує на те, що обігрівачі з вуглецевими матеріалами можуть позбавлятися від льоду з меншим часом і енергією, ніж металеві нагрівачі.

3.3. Результати тестування

Візуальний контроль проводився згідно ДСТУ ISO 4628-4:2015; ДСТУ ISO 28199-3:2015 та ДСТУ ISO 4628-1:2015. Після висихання поверхня матеріалу рівна, однорідна, без сторонніх включень.

На металеву пластину розміром 100x100 мм було нанесено «ЕМКАН-АЕРОЗОЛЬ» (полімерний композитний матеріал з вуглецевими наночастинками). Після висихання до ступеня 3 було визначено електричну потужність що споживав зразок при напрузі 115 В за допомогою мультиметра та температуру на поверхні за допомогою тепловізора. Після відключення зразок помістили в термальну камеру, нагріли до 250°C та витримали 15 хвилин. При повторному підключенні до 115 В знов було визначено електричну потужність що споживав зразок при напрузі 115В за допомогою мультиметра та температуру на поверхні за допомогою

тепловізора. Значення потужності та температури співпали в межах похибки. Малюнок зони нагріву на тепловізорі також не змінився.

Для визначення величини питомого теплового потоку на контакти зразка подавали електричну напругу 115В. За допомогою тепловізора Flir TG267 контролювати температуру на поверхні зразка. Після досягнення температурою поверхні сталих значень визначали величину електричної потужності мультиметром Keweisi KWS-AC300. Значення питомого теплового потоку розраховано діленням значення електричної потужності (90,6 Вт) на площу поверхні зразка, яка покрита «ЕТМ ЕМКАН» та дорівнює $74 \text{ мм} * 12 \text{ мм} * 6 = 5,31 * 10^{-3} \text{ м}^2$. Значення питомого теплового потоку для цього зразка становить $1,7 \text{ Вт/см}^2$.

Електричний опір дослідного зразка, який проходив теплові випробування складає 145 Ом.

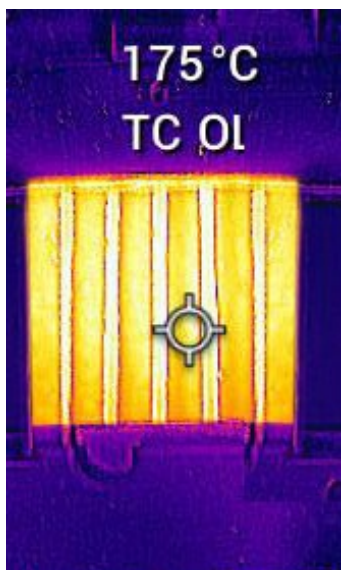


Рис. 3.3. Нагрівання поверхні зразка

Для технічної діагностики якості отриманих плівок з вуглецевими нанотрубками та визначення величини питомого теплового потоку на контакти зразка подали електричну напругу 115В. При цьому нижню частину зразка теплоізолювали листами АТМ-3. За допомогою тепловізора Flir TG267 контролювати температуру на поверхні зразка. Після досягнення температурою поверхні сталих значень (дивись рис.3) визначили величину

електричної потужності, що споживається. Значення питомого теплового потоку розраховано діленням значення електричної потужності (90,6 Вт) на площу поверхні зразка, яка покрита «ETM ЕМКАН» та дорівнює $74 \text{ мм} \times 12 \text{ мм} \times 6 = 5,31 \times 10^{-3} \text{ м}^2$.

Отримані результати тестування дослідного зразка відповідають вимогам поставленої задачі.

3.4. Висновки до розділу

Струмопровідні композитні плівки повинні бути надзвичайно міцними з хорошою адгезією до нагрітої поверхні, така плівка має бути легкою та дешевою, з фізичними характеристиками, які дозволяють їй покривати великі вигнуті поверхні.

Згадані нові принципи, засновані на наноструктурованих формах вуглецю, видаються дуже перспективними для надання ефективних властивостей системам проти обледеніння.

На базі досліджень в Центрі колективного користування приладами «Спектрометричний центр елементного аналізу» НАН України («СЦЕА») підтверджено ефективність стратегії використання струмопровідних композитів для системи протиобледеніння для літаків, яка може бути невід'ємною частиною аеронавігаційних панелей, а отже, і конструкції літака.

Таким чином в роботі запропонована конструкція нагрівальних елементів, досліджена їх структура та проведено тестування теплових параметрів HE.

ВИСНОВКИ

Метою роботи було дослідження повітряно-теплової ПЛС носка крила літака Ан-148 та, виходячи з недоліків цієї системи, було запропоновано використовувати конструкцію нагрівальних елементів електротеплової системи для запобігання обледенінню.

Тепловий метод сумісний з сучасними авіаційними системами і може бути легко інтегрований в сучасну авіоніку і системи управління за допомогою дротів. Його можна легко автоматизувати і контролювати через інтерфейси кабіни пілотів, що дозволяє пілотам активувати і регулювати заходи проти обмерзання за необхідності без ручного втручання.

Однак існує кілька аргументів проти того, щоб вважати його ефективнішим методом боротьби з обмерзанням повітряних суден у порівнянні з іншими методами. Враховано наступні моменти теплового методу:

- зниження ефективності двигуна та більша кількість палива;

- обмежені області ефективного протиобледеніння;
- потенційне послаблення матеріалів поверхонь літака.

Оскільки тепловий метод ґрунтується на використанні відпрацьованого повітря з двигунів літака, цей процес споживає значну кількість потужності двигуна, що призводить до збільшення споживання палива і зниження загальної ефективності літака. На противагу цьому, інші методи, такі як механічні та хімічні методи боротьби з обмерзанням, можуть бути більш ефективними з точки зору використання енергії та економії палива.

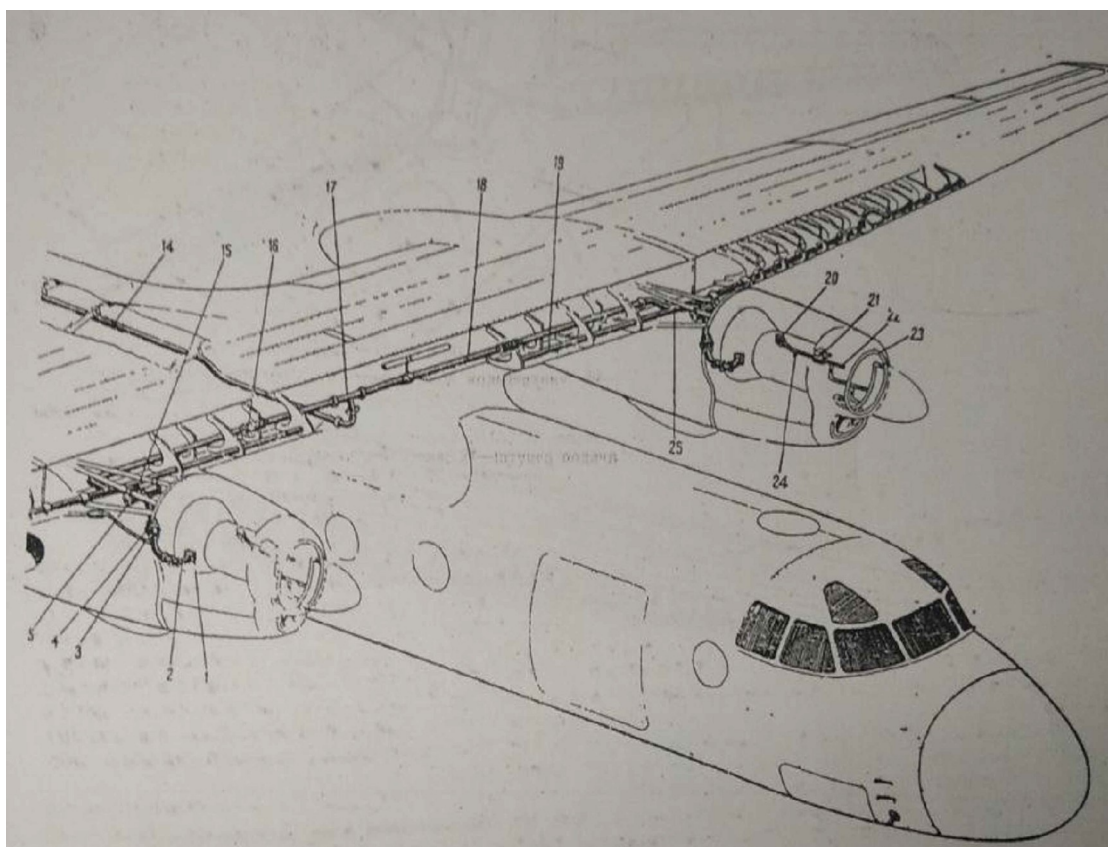


Рис. 1 Схема повітряно-теплової ПЛС носка крила літака Ан-148

18-трубопровід кільцювання; 20-фланець відбору повітря для протизледенювальної системи двигуна; 21-кран д кільцювання; 20-фланець відбору повітря для протизледенювальної системи двигуна; 21-кран льцювання; 20-фланець відбору повітря для протизледенювальної системи двигуна; 21-кран дбору повітря для протизледенювальної системи двигуна; 21-кран трия для протизледенювальної системи двигуна; 21-кран системи двигуна; 21-кран протиобледенительной системи; 22-штуцер подачі повітря на обігрів ВНА; 23-колектор обігріву повітрязабірника повітря на обігрів ВНА; 23-колектор обігріву повітрязабірника трия на обігрів ВНА; 23-колектор обігріву повітрязабірника грів ВНА; 23-колектор обігріву повітрязабірника в ВНА; 23-колектор обігріву повітрязабірника гріву повітрязабірника в повітрязабірника трозабірника рника двигуна; 24-штуцер подачі повітря на обігрів зонда АДТ; 25-хрестовина двигунів; повітря на обігрів зонда АДТ; 25-хрестовина двигунів; трия на обігрів зонда АДТ; 25-хрестовина двигунів; грів зонда АДТ; 25-хрестовина двигунів; в зонда АДТ; 25-хрестовина двигунів; в;

Особливість теплового методу, в першу чергу, у вирішенні проблеми накопичення льоду на передніх краях поверхонь літака. Однак він може бути не таким ефективним у видаленні або запобіганні накопиченню льоду на інших критичних ділянках, таких як хвіст, гвинти або впускні отвори двигунів. Механічні та хімічні методи, з іншого боку, пропонують більш комплексне покриття і можуть забезпечити захист ширшого спектру поверхонь літака.

Також цей метод захисту від обледеніння передбачає циклічне нагрівання і охолодження поверхонь. Повторювані розширення і стиснення, спричинені термічним циклом, можуть потенційно послабити матеріали, що призводить до підвищення вимог до технічного обслуговування і потенційних проблем із структурною цілісністю. Альтернативні методи боротьби з обмерзанням, такі як хімічне розморожування, не піддають літак таким стресам і можуть бути менш шкідливими в цьому відношенні.

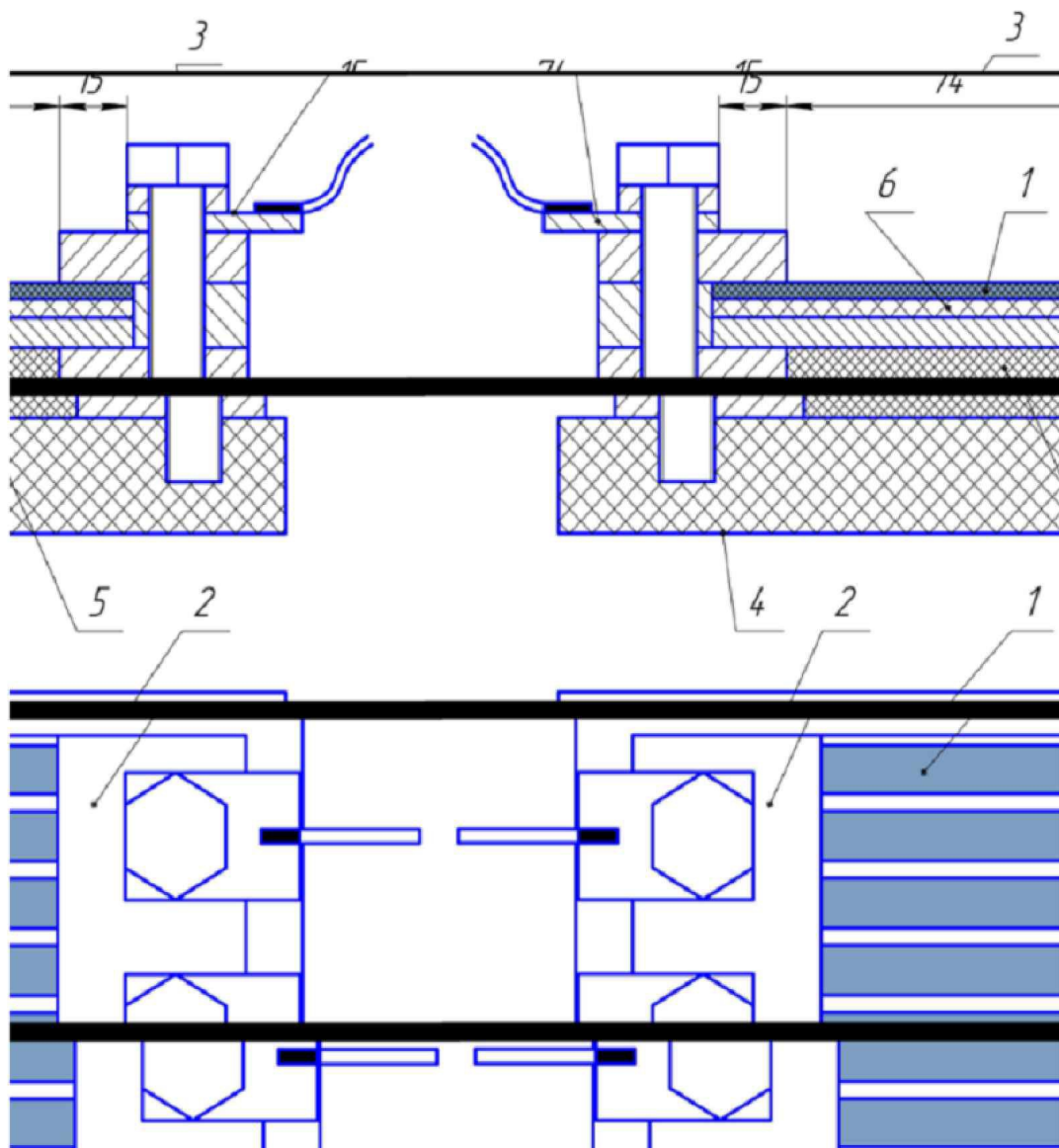


Рис. 2 Схема нагрівального елемента електро-теплової ПЛС носка крила літака Ан-148

1 – дослідний зразок з ЕТМ ЕМКАН, 2 – тримачі зі сталі (чи міді), 3 – дослідний зразок з ЕТМ ЕМКАН, 2 – тримачі зі сталі (чи міді), 3 – дний зразок з ЕТМ ЕМКАН, 2 – тримачі зі сталі (чи міді), 3 – тримачі зі сталі (чи міді), 3 – зі сталі (чи міді), 3 – сталі (чи міді), 3 – (чи міді), 3 – ді), 3 –), 3 – клеми подачі електроживлення, 4 – основа з діелектричного матеріалу, 5 – електроживлення, 4 – основа з діелектричного матеріалу, 5 – основа з діелектричного матеріалу, 5 – електричного матеріалу, 5 – алу, 5 – теплоізолюючий матеріал, 6 - грунт.золуючий матеріал, 6 - грунт.ал, 6 - грунт.

На противагу цій системі, використання авіаційних антикригових систем з нагрівальними елементами з полімерних матеріалів з нанотрубками має низку переваг.

Полімерні матеріали з нанотрубками легші порівняно з традиційними системами на основі металу. Використання легших матеріалів дозволяє

зменшити загальну вагу літака, що призводить до підвищення паливної ефективності та збільшення вантажопідйомності.

Також використання нагрівальних елементів забезпечує точний і ефективний розподіл тепла, знижуючи споживання енергії порівняно з системами на основі повітря, що відводиться. Це може призвести до економії коштів та зменшення впливу на навколишнє середовище.

Крім цього, точний контроль і рівномірний розподіл тепла, які забезпечують системи на основі нанотрубок, знижують ризик нерівномірного видалення льоду або його накопичення під час процесу антиобледеніння. Це допомагає забезпечити безпечніші умови польоту, мінімізуючи ймовірність виникнення проблем, пов'язаних з ожеледицею.

Особливо полімерні матеріали мають високу міцність і стійкість до корозії, що робить їх більш надійними, ніж традиційні системи стравлювання повітря. Вони менш схильні до деградації і можуть витримувати суворі умови навколишнього середовища, що призводить до зниження вимог до технічного обслуговування і збільшення терміну служби системи.

Проведено дослідження нового принципу створення струмопровідного НЕ, заснованого на наноструктурованих формах вуглецю тестування елетротеплової системи.

Задля забезпечення зменшення втрат енергії проведено експеримент щодо тестування струмопровідних нагрівальних елементів та взято участь у дослідженні структури НЕ за допомогою СЕМ та ТЕМ на базі Центр колективного користування приладами «Спектрометричний центр елементного аналізу» («СЦЕА») НБС НАН України.

Дослідження структури НЕ за допомогою СЕМ та ТЕМ показало перевагу їх впровадження для аеронавігаційних панелей за рахунок високої швидкості нагрівання, плівка є легка та дешева, з фізичними характеристиками, які дозволяють їй покривати великі вигнуті поверхні та

формувати необхідний тепловий потік для забезпечення захисту від обледеніння.

Проведено експериментальне тестування нагрівальних елементів з використанням вуглецевих наноматеріалів, яке продемонструвало, що НЕ досягли вищої швидкості нагрівання та охолодження, ніж еквівалентні обігрівачі з сталеві проволочи, наприклад через 30 секунд зразок досяг 95°C. Це вказує на те, що обігрівачі з вуглецевими матеріалами можуть позбавлятися від льоду з меншим часом і енергією, ніж металеві аналоги.

Список літератури

1. State of Global Aviation Safety. – [Електронний ресурс]. – Режим доступу: https://www.icao.int/safety/state%20of%20global%20aviation%20safety/icao_sgas_book_en_sept2013_final_web.pdf
2. Advisory Circular 91-74A, Pilot Guide to Flight in Icing Conditions, 12/31/07, U.S. Department of Transportation, p. 17-18 – Режим доступу:

- https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC_91-74A.pdf
3. Протизаморожувальне ОБРОБКА ПОВІТРЯНОГО СУДНА НА ЗЕМЛІ ДЛІЯ поліпшення аеродинамічних характеристик ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ, Пустовар А. В .; Грідін С.В. – [Електронний ресурс]. – Режим доступу:
http://ni.biz.ua/17/17_14/17_143996_plasticheskie-smazki.html
 4. Icing. – [Електронний ресурс]. – Режим доступу:
https://www.weather.gov/source/zhu/ZHU_Training_Page/icing_stuff/icing/icing.htm
 5. Ан-148. – [Електронний ресурс]. – Режим доступу:
<https://uk.wikipedia.org/wiki/%D0%90%D0%BD-148>
 6. Aircraft Wing and Horizontal and Vertical Stabilizer Anti Icing Systems. – [Електронний ресурс]. – Режим доступу:
<https://www.aircraftsystemstech.com/2017/05/wing-and-horizontal-and-vertical.html>
 7. COMPUTATIONAL METHODOLOGY FOR ELECTRO-THERMAL ICE PROTECTION SYSTEM ANALYSIS. – [Електронний ресурс]. – Режим доступу:
https://soar.wichita.edu/bitstream/handle/10057/12647/t16002_Bikkannavar_Sequester.pdf?isAllowed=y&sequence=1
 8. Ан-148-100 руководство по летной эксплуатации. – [Електронний ресурс]. – Режим доступу:
https://aviaforum.ams3.cdn.digitaloceanspaces.com/data/attachment-files/2018/03/917166_64e3b979dcfe403276df17bc644d1bc3.pdf
 9. [PTE Ан-148-100 АТА 30.](#)
 10. [PTE Ан-148-100 АТА 36.](#)
 11. Design of Ferrofluids and Luminescent Ferrofluids Derived from CoFe₂O₄ Nanoparticles for Nondestructive Defect Monitoring(Article).
:: [Vasylenko, I. V.](#); [Kazakevych, M. L.](#); [Pavlishchuk, V. V.](#) [Theoretical and Experimental Chemistry](#) Volume 54, Issue 6, 15 January 2019, Pages 365-368.
 12. [O.Redondo^aS.G.Prolongo^aM.Campo^aC.Sbarufatti^bM.Giglio^b](#) Anti-icing and de-icing coatings based Joule's heating of graphene nanoplatelets Composites Science and Technology, Volume 164, 2018, pp. 65-73
 13. Carbon nanotube anti-icing and de-icing means for aircraft / J. P. Rivera, W. T. Chee. // Patent US2018215476A1. – 2018.

14. Aircraft Icing Handbook. Volume 2 / [A. Heinrich, R. Ross, G. Zumwalt та ін.], – Department of Transportation Federal Aviation Administration., 1991. – 615 с. – (2).
15. 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.
16. 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.
17. Carbon nanotube anti-icing and de-icing means for aircraft / J. P. Rivera, W. T. Chee. // Patent US2018215476A1. – 2018.
18. 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.