

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ФАКУЛЬТЕТ АЕРОНАВІГАЦІЇ, ЕЛЕКТРОНІКИ ТА
ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙ
Кафедра авіоніки

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач випускової кафедри

_____ Ю.В. Грищенко
(підпис) (ПІБ)

“ _____ ” _____ 2024 р.

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ БАКАЛАВР
ЗА СПЕЦІАЛЬНІСТЮ 173 «АВІОНІКА»

Тема: Система захисту магістрального літака від обмерзання

Виконавець: _____ Сулейманов Рауль Рауф огли
(студент, група, прізвище, ім'я, по батькові)

Керівник: _____ к.т.н., доц. В.М. Лужбін
(науковий ступінь, вчене звання, ім'я, по батькові)

Нормоконтролер: _____ В. В. Левківський
(підпис) (ПІБ)

Київ 2024

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій

Кафедра авіоніки

Напрямок (спеціальність) 173 «Авіоніка»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Ю.В. Грищенко

“__” _____ 2024 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання кваліфікаційної роботи

Сулейманова Рауля Рауфа огли

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема кваліфікаційної роботи: «Система захисту магістрального літака від обмерзання» затверджена наказом ректора від 14 березня 2024 р. № 385/ст.
2. Термін виконання роботи: з 13 травня 2024 р. по 16 червня 2024 р.
3. Вихідні дані до роботи: Дослідження системи сигналізації обледеніння літака, для визначення переваги використання подвійної системи сигналізації обледеніння з ультразвуковими детекторами. Розрахунок елементів протиобліднювальної системи літака.
4. Зміст пояснювальної записки: Огляд наукової та довідкової літератури за темою роботи. Описання принципу роботи та необхідності використання ПОС. Огляд існуючих методів та засобів визначення стану обмерзання ПС. Розробка та обґрунтування доцільності використання ультразвукового датчика
5. Перелік обов'язкового графічного (ілюстрованого) матеріалу: Схеми функціонального розміщення елементів системи захисту від обмерзання магістрального літака. Схеми різноманітних датчиків обледеніння та їх різновид.

6. Календарний план-графік

№ п/п	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Обробка матеріалів за темою кваліфікаційної роботи	13.05.24-15.05.24	
2	Аналітичний огляд сучасних систем захисту літаків від обмерзання. Їх принципи дії та технічні характеристики	15.05.24-19.05.24	
3	Аналіз сучасних методів визначення стану обледеніння	19.05.24-22.05.24	
4	Вибір датчиків для аналізу та визначення критеріїв для порівняння	22.05.24-26.05.24	
5	Визначення оптимального принципу визначення стану обледеніння	26.05.24-30.05.24	
6	Визначення оптимального датчика обледеніння	30.05.24-31.05.24	
7	Перевірка на плагіат та отримання рецензії на кваліфікаційну роботу		
8	Оформлення та друк пояснювальної записки		
9	Підготовка презентації та доповіді	15.06.24	

7. Дата видачі завдання: “08” травня 2024 р.

Керівник кваліфікаційної роботи _____ Лужбін В.М.
(підпис керівника) (П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання _____ Сулейманов Рауль Рауф огли
(підпис дипломника) (П.І.Б.)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка кваліфікаційної роботи «Система захисту магістрального літака від обледеніння»: 59 сторінок, 34 рисунок, 2 таблиці, використаних джерел.

Об'єкт дослідження: Система захисту від обледеніння, а також процес утворення льоду на магістральних літаках.

Предмет дослідження: Характеристики системи захисту від обледеніння магістрального літака.

Мета кваліфікаційної роботи: Розробка покращеної системи захисту від обледеніння магістрального літака сімейства Airbus 300 серії (320/330/340), яка підвищує безпеку та ефективність роботи за допомогою використання сучасних та інноваційних матеріалів й конструктивних особливостей.

Методи дослідження: Глибокий та порівняльний аналіз, математичний розрахунок, дослідження літературних джерел.

СИСТЕМА ЗАХИСТУ ВІД ОБМЕРЗАННЯ, СИСТЕМА ЗАПОБІГАННЮ ОБМЕРЗАНЮ, ПОС, ПРОТИБЛІДНЮВАЛЬНА СИСТЕМА МАГІСТРАЛЬНОГО ЛІТАКА, АВІАЦІЙНА ІНЖЕНЕРІЯ, МАГІСТРАЛЬНИЙ ЛІТАК.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ

ВСТУП

РОЗДІЛ 1. СИСТЕМА ЗАХИСТУ ВІД ОБЛЕДЕНІННЯ

- 1.1. Фізичні умови обмерзання літака в польоті
- 1.2. Вплив зледеніння на льотні характеристики
- 1.3. Вимоги та стандарти захисту. Характеристики ПОС
- 1.4. Системи захисту літаків від обледеніння

РОЗДІЛ 2. ТИПИ ДЕТЕКТОРІВ ОБЛЕДЕНІННЯ. ПРИСТРОЇ ВИЯВЛЕННЯ ТА ПОПЕРЕДЖЕННЯ ОБЛЕДЕНІННЯ

- 2.1. Основні види детекторів обледеніння
- 2.2. Система виявлення льоду з ультразвуковими датчиками

РОЗДІЛ 3. РОЗРАХУНОК ЕЛЕМЕНТІВ ПРОТИОБЛІДНЮВАЛЬНОЇ СИСТЕМИ

- 3.1. Експлуатаційні вимоги, що до ПОС
- 3.2. Розрахунок маси конденсуючої води
- 3.3. Розрахункові умови для проектування ПОС

ВИСНОВКИ

ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ

AFM – Airplane Flight Manual

FWC – Flight warning computer

FAA – Federal Aviation Administration

FCOM - Flight Crew Operating Manual

HE – Heat Exchanger

ICAO – International Civil Aviation Organization

ECAM – Electronic Centralized Aircraft Monitoring.

IPS – Ice Protection System

JAR – Joint Aviation Requirement

OPs – Operations Procedures

TAT – Total Air Temperature

DAIDS - Dual Anti Icing Detection System

ККД – Коефіцієнт корисної дії

ЛА – Літальний апарат

ПС – Повітряне судно

ПОС – Протиобліднювальна система

ТГД – Турбогвинтовий двигун

ТРД – Турбореактивний двигун

ВНА – Вхідна направляючої апаратури

ТНС – Температура навколишнього середовища

ЦКО – Централізований комп'ютер обслуговування

ВСТУП

Авіаційна галузь постійно стикається з низкою викликів, серед яких особливе місце займає забезпечення безпеки польотів в умовах обмерзання. Зимовий період експлуатації повітряних суден (ПС) нерозривно пов'язаний із загрозою утворення льоду на різних поверхнях літаків, що може призвести до серйозних аварій і катастроф. Це обумовлює необхідність розробки і впровадження ефективних систем захисту від обмерзання, які забезпечують безпеку польотів і зберігають аеродинамічні характеристики літаків.

Магістральні літаки, які виконують регулярні рейси на далекі відстані, потребують особливої уваги в цьому питанні. Забезпечення їх безпечної експлуатації в умовах обмерзання є критично важливим завданням, яке вимагає комплексного підходу. Сучасні системи захисту від обмерзання мають відповідати суворим вимогам щодо надійності, ефективності та оперативності реагування на зміну погодних умов.

Це твердження підтверджується статистикою інцидентів за останнє десятиліття. Нажаль, нещасні випадки, спричинені обмерзанням, регулярно траплялися в минулому і продовжують траплятися й досі:

- Катастрофа літака Air Florida Flight 90. 18 січня 1982 року літак Boeing 737 компанії Air Florida виконував рейс з Вашингтона до Форт-Лодердейла. Літак зазнав катастрофи одразу після зльоту з аеропорту Вашингтон національний аеропорт (нині аеропорт імені Рональда Рейгана). Під час зльоту на літаку накопичився лід, що призвело до зменшення підйомної сили і збільшення опору. Літак врізався в міст через річку Потомак і затонув, забравши життя 78 людей;

- Катастрофа літака American Eagle Flight 4184. 31 жовтня 1994 року літак ATR 72-212 авіакомпанії American Eagle виконував рейс з Індіанapolis до Чикаго. Літак увійшов у зону обледеніння під час зниження. Через накопичення льоду на крилах, літак раптово втратив контроль і врізався в землю в Розеллоні, штат Індіана. Усі 68 людей на борту загинули;

- Катастрофа літака Air France Flight 447. 1 червня 2009 року літак Airbus A330-200 авіакомпанії Air France, що виконував рейс з Ріо-де-Жанейро до Парижа, зник над Атлантичним океаном. Однією з основних причин катастрофи стало обмерзання датчиків швидкості (Піто-трубок), що призвело до неправильної індикації швидкості. Це спричинило неправильні дії екіпажу і призвело до втрати управління літаком. Загинули всі 228 людей на борту;

- Катастрофа літака UTAir Flight 120. 2 квітня 2012 року літак ATR 72-201 авіакомпанії UTAir виконував рейс з Тюмені до Сургуту. Під час зльоту літак зіштовхнувся з обледенінням, що призвело до втрати управління і падіння через кілька хвилин після зльоту. У катастрофі загинули 33 з 43 людей на борту;

- Катастрофа літака West Air Sweden Flight 294. 8 січня 2016 року вантажний літак Bombardier CRJ200 авіакомпанії West Air Sweden виконував рейс з Осло до Тромсе. Літак зіткнувся з важкими умовами обледеніння під час польоту. Це спричинило втрату управління і катастрофу в північній Швеції, внаслідок якої загинули обидва пілоти.

Ці випадки підкреслюють важливість ефективних систем захисту від обледеніння та правильних дій екіпажу під час польотів у складних метеорологічних умовах.

Останніми роками авіаційна промисловість використовує цілий ряд нових технологій, спрямованих на запобігання утворенню льоду на поверхні літака. Важливою складовою є система захисту від обмерзання, яка використовує датчики, розміщені на літаках. У 2011 році Federal Aviation Administration (FAA) США випустило розпорядження, яке передбачає встановлення датчиків виявлення льоду на всіх повітряних суднах, що виконують регулярні рейси в США.

Актуальність теми дослідження зумовлена необхідністю підвищення рівня безпеки польотів магістральних літаків у складних метеорологічних умовах. В умовах глобального потепління і змін клімату, які призводять до зростання частоти екстремальних погодних явищ, питання захисту від обмерзання стають

ще більш актуальними. Також метою даної кваліфікаційної роботи є дослідження існуючих систем захисту від обмерзання магістральних літаків, аналіз їх ефективності та надійності, а також розробка рекомендацій щодо їх удосконалення і впровадження новітніх технологій у цій галузі.

РОЗДІЛ 1. СИСТЕМА ЗАХИСТУ ЛІТАКА ВІД ОБЛЕДЕНІННЯ

1.1. Фізичні умови обмерзання літака в польоті

У більшості випадків обмерзання літаків відбувається під час польоту в середовищі, що містить переохолоджені краплі води: в хмарах, дощі та мокрому снігу. Такі умови є найбільш складними для польоту і сприяють швидкому обмерзанню літака. Переохолоджені краплі води, тобто води в рідкому стані при температурах нижче точки замерзання, можуть зберігатися в атмосфері досить довго і при дуже низьких температурах. Відомі випадки обмерзання при температурах до мінус 65°C і нижче.

На рис. 1.1 зображена залежність обмерзання літаків і вертольотів від температури повітря та географічного району Землі. Графік побудований на основі статистичних даних і показує, що найбільша ймовірність обмерзання в польоті існує в діапазоні температур від 0 до мінус 20°C, а також від 0 до мінус 10°C.

Досвід показує, що авіаційні двигуни також можуть зазнавати обмерзання при позитивних температурах повітря, наприклад, від плюс 5°C і навіть при плюс 10°C. Це пояснюється в деяких випадках охолоджувальним ефектом випаровування палива (вуглеводневе обледеніння), а в інших — адіабатичним розширенням повітря (наприклад, у тунелях реактивних двигунів), що призводить до зниження температури, зволоження повітря і його подальшого заморожування.

Найбільш імовірними причинами швидкої кристалізації переохолоджених крапель при зіткненні з поверхнею літака є:

- наявність на поверхнях крихітних кристалів льоду і пилу;
- можливість утворення ультразвукових хвиль при зіткненні крапель з поверхнею (як відомо, ультразвук значно прискорює процес кристалізації переохолодженої води).

Краплі можуть утворювати якісно різні типи обледеніння: сублімаційний та сухий.

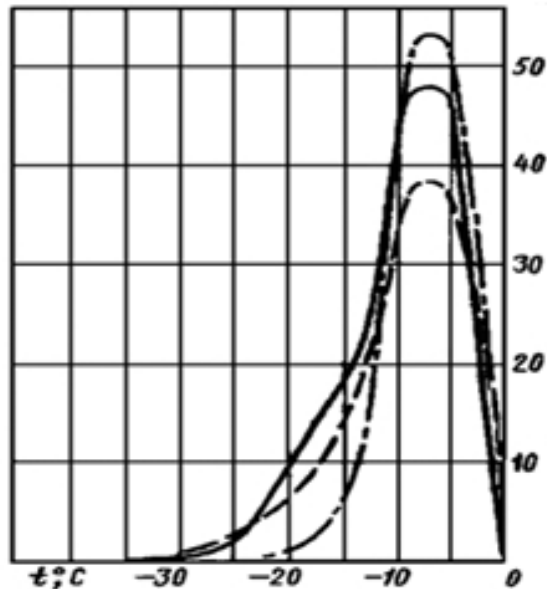


Рис. 1.1. Графік обмерзання ПС в польоті

На рис. 1.1 показано залежність випадків зледеніння повітряних суден у польоті від температури навколишнього повітря та географічного району Землі. На графіку представлені три локації:

- Україна;
- - - Англія;
- . — . — Північна Америка.

Сублімація – це процес утворення льоду, при якому водяна пара, що міститься в атмосферному повітрі, переходить безпосередньо в твердий стан, минаючи рідку фазу. Парціальний тиск водяної пари в атмосфері значною мірою залежить від температури і відрізняється над поверхнею води та льоду. Таким чином, сублімаційне зледеніння літаків і вертольотів може відбуватися в безхмарній атмосфері: повітря поблизу поверхні може бути перенасиченим, що сприяє швидкому утворенню кристалів льоду, або температура може бути нижчою за точку замерзання (наприклад, під час спуску літака).

Сухе зледеніння виникає на поверхні літака під час польоту в хмарах, що містять крижаний пил. Хоча ці два види зледеніння загалом не становлять значної небезпеки для польоту, вони можуть стати проблемою, якщо кристали льоду засмічують повітрязбірник складної конфігурації.

Утворення льоду на поверхні літака під час польоту в середовищі, що містить переохолоджені краплі, є результатом двох явищ: зіткнення краплі з

поверхнею і її подальшого поширення та заморожування на поверхні літака. Зона захоплення профілю переохолодженими краплями залежить в основному від швидкості польоту та аеродинаміки. Хмара є аерозольною конденсацією, що містить краплі різних розмірів – від декількох мікрметрів до десятків, а під час дощу – і сотень мікрметрів. Переохоложені краплі мають діаметр від 5 до 75 мкм. При визначенні зони, яку покриває крапля, припускають, що швидкість потоку незбурена і дорівнює нулю.

При польоті з дозвуковою швидкістю повітря розподіляється у лобових поверхнях так, що лінії струму різко викривляються у передньої кромки, а потім приблизно слідує кривизні профілю.

Однак краплі води, що мають швидкість польоту ЛА, володіють значною інерцією, більшою, ніж повітря, і тому прагнуть дотримуватися більш прямого шляху. В результаті частина з них ударяється об лобову поверхню і замерзає.

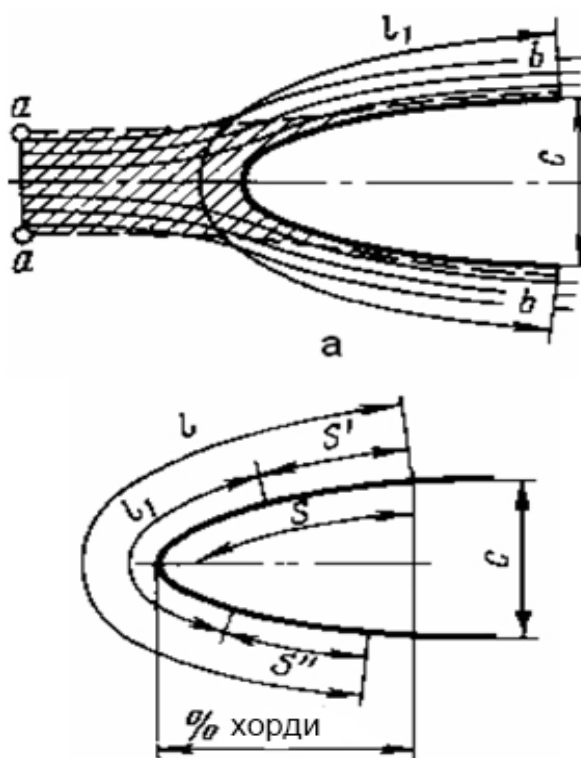


Рис. 1.2. Зони захисту

На рис. 1.2 зображено визначення зон захисту:

а – схема обтікання профілю повітряним потоком, що містить переохоложені краплі води;

----- лінія потоку повітря;

- - - траєкторія крапель води;

заштрихована область – зона, що містить краплі води, що осідають на профіль;

l_1 – зона захоплення переохолоджених крапель води профілем;

$b - S, S''$ – зони розтікання крапель;

l – зона захисту (ширина поверхні, що захищається).

На певній відстані від передньої кромки профілю, в незбуреному потоці, розглянемо перетин і траєкторії крапель води відносно профілю з поперечною висотою c . Припустимо, що всі краплі води, які знаходяться в цьому перерізі, висота якого обмежена точками «а-а», потрапляють на профіль. У точках «а» знаходяться краплі, траєкторії яких є крайніми і дотичними до профілю. Точки «в», де траєкторії торкаються профілю, визначають зону захоплення крапель l_1 .

Зменшення поперечної висоти профілю (рис. 1.3), збільшення швидкості польоту і розміру крапель призводять до зростання відносної величини зони захоплення. Зміна щільності повітря впливає на це меншою мірою. При гострих кромках, характерних для профілів несучих поверхонь і повітрозабірників сучасних літаків, може бути захоплено до 90% водяних крапель, що містяться в набігаючому потоці. У той же час, крило з більшою поперечною висотою аеродинамічного профілю при порівняно невеликій швидкості польоту може захопити лише близько 15% крапель.

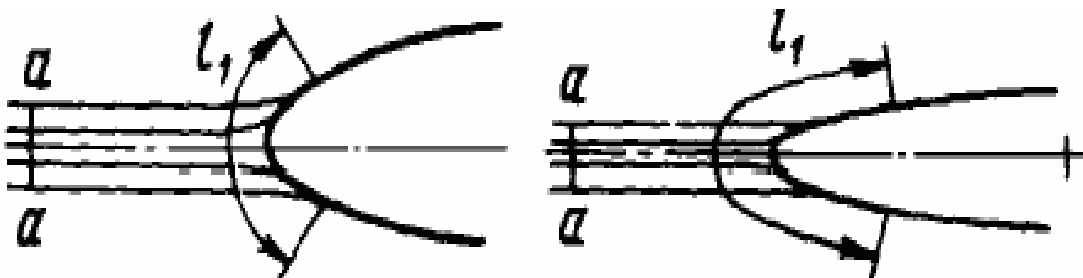


Рис. 1.3. Залежність зони захоплення від поперечної висоти профілю

Отже, при малих швидкостях польоту реактивні надзвукові літаки в умовах обмерзання будуть знаходитись у значно гірших умовах порівняно з дозвуковими літаками. Зазвичай, при довжині хорди більше 3 м зона захоплення крапель становить від 5 до 6% хорди.

При виборі розмірів поверхні, що захищається від обмерзання, необхідно також враховувати так звану зону розтікання крапель S' і S'' (див. рис. 1.2, б). Розміри цієї зони залежать від швидкості польоту, температури, характеру прикордонного шару, вогнності, втрат води через здування і випаровування, а також від методу захисту від обмерзання. Мінімальний розмір зони захисту, природно, обмежується зоною захоплення крапель. На практиці максимальна зона захисту зазвичай не перевищує 15% хорди профілю.

1.2. Вплив обледеніння на льотні характеристики

Інтенсивність обмерзання J – це швидкість утворення льоду на тій чи іншій частині ЛА (частіше – на передній кромці профілю), яка характеризується зміною товщини крижаного шару за одиницю часу. Вона залежить від водності, діаметра переохолоджених крапель і температури навколишнього повітря. Крижані нарости, що утворюються на лобових частинах ЛА, значно відрізняються і залежать від багатьох випадкових факторів. Усе різноманіття льодоутворень можна класифікувати за формою, структурою та характером зовнішньої поверхні. Існують три основні форми льодоутворення (рис. 1.4):

1. Клиноподібна (рис. 1.4, а) – найбільш часто зустрічається при польоті ЛА в хмарах, що містять дрібні переохолоджені краплі або їх суміш з крижаними кристалами. Характерною ознакою цієї форми льоду є невелика зона захоплення.

2. Жолобоподібна (рис. 1.4, б) – виникає при польоті в середовищі, що містить досить великі переохолоджені краплі води ($d \geq 20$ мкм) при відносно високій температурі повітря ($t_0 = 0 \dots -5^\circ\text{C}$). Ця форма відрізняється від попередньої більшою зоною захоплення. Процес замерзання крапель супроводжується виділенням прихованої теплоти, тому вони замерзають не одразу, а під дією повітряного потоку розтікаються. Жолобоподібна форма є наслідком перетікання і нашарування крапель. При цьому між ними не залишається бульбашок повітря. Утворюється щільний напівпрозорий вид льоду, що володіє найбільшою силою зчеплення з поверхнею.

3. Рогоподібна (рис. 1.4, в) – виникає у разі кінетичного нагріву передньої кромки. При високій температурі може замерзати не вся вода. Поверхня льодоутворення може бути горбистою. Описаний вид обмерзання за статистикою має місце в 30% випадків. Він найбільш сильно впливає на аеродинаміку ЛА і становить найбільшу небезпеку. Іноді зустрічається обмерзання у вигляді крижаних голок або шипів, як правило, спрямованих вістрям проти повітряного потоку (рис. 1.4, г). Голки можуть досягати висоти 30...35 мкм. Цей вид обмерзання зустрічається при високій температурі, близькій до 0°C , і також становить небезпеку.

На рис. 1.4. наведені форми льодоутворення.

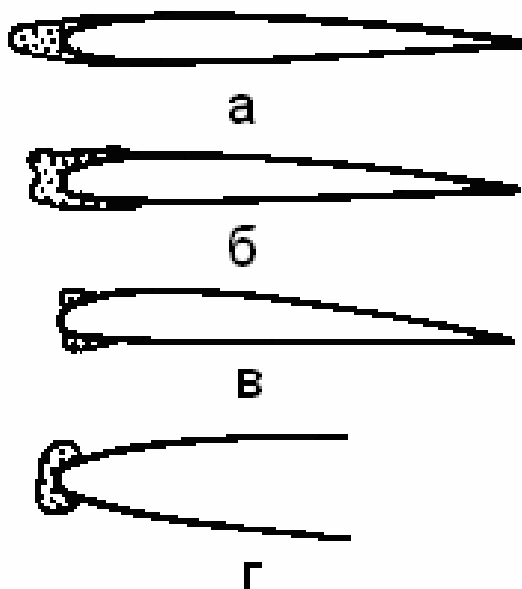


Рис. 1.4. Формування обмерзання: а) клиноподібна; б) жолобоподібна; в) рогоподібна; г) проміжна.

При польоті в умовах зледеніння лід утворюється на всіх лобових поверхнях ЛА: несучих поверхнях, повітряних гвинтах, повітрозабірниках, силових установках, склінні ліхтарів, органах управління, датчиках приладів.

У загальному прирості аеродинамічного опору літака при обмерзанні частка крила і оперення може становити 70...80% (рис. 1.5). Аеродинамічне спотворення профілю і шорсткості призводить до повного порушення ламінарного обтікання і виникненню місцевих зривів потоку. В результаті значного збільшення профільного опору (при жолобоподібній формі льоду воно може збільшитися в 5...10 разів) зменшується піднімальна сила, при менших кутах атаки настає зрив потоку.

На рис. 1.5 показаний вплив форми льодоутворення на величину критичного кута атаки. Як видно з характеристик, зрив потоку починається вже при малих кутах атаки. На сучасних літаках з високим ступенем механізації крила горизонтальне оперення на злітно-посадкових швидкостях зазвичай обтикається під негативними кутами атаки. Його обмерзання, зменшуючи критичний кут атаки при відносно великій швидкості польоту і малому перевантаженні, може вже при малих негативних кутах атаки призвести до зриву потоку, що викликає різке некероване опускання носа літака і значну втрату висоти.

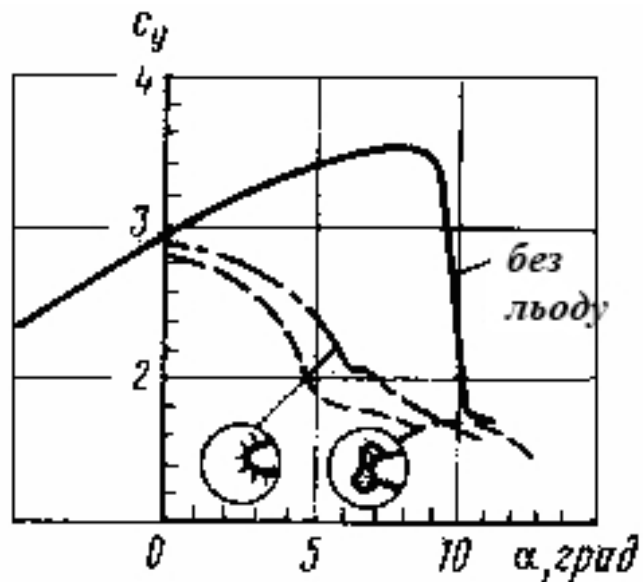


Рис. 1.5. Залежність критичного кута атаки від виду обмерзання

Рис. 1.6, демонструє зміну поздовжньої стійкості по перевантаженню при обмерзанні стабілізатора літака з чотирма турбогвинтовими двигунами (ТВД) (кут відхилення закрилків, швидкість польоту і режим роботи двигуна відповідають посадковому режиму):

- — без льоду;
- з льодом.

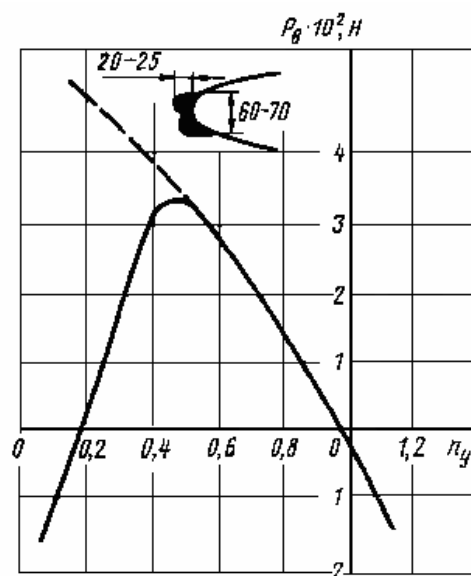


Рис. 1.6. Найбільша стабільність спостерігається у желеподібній формі льоду

До втрати керованості літака може призвести обмерзання щілин органів управління, передніх кромek рулів, елеронів, закрилків, стиків секцій передкрилків, забивання стиків органів управління при польоті ЛА в умовах

інтенсивного дощу або випадіння мокрого снігу при негативній температурі повітря. Обледеніння повітряних гвинтів починається з передніх кромок, поступово поширюється вздовж хорди, захоплюючи її до 20...25%.

На крейсерському режимі польоту внаслідок аеродинамічного нагріву кінців лопатей, як правило, не піддаються обмерзанню. На інших режимах польоту, наприклад, у випадку посадки при невеликій частоті обертання гвинта, лід може поширюватися по всій довжині лопаті. Потужним накопичувачем льоду є обтічник корпусу гвинта. У результаті різко зростає профільне опір лопатей.

Коли товщина льоду сягає 5...7 мм, відцентрові сили починають переважати над силами зчеплення льоду з поверхнею і виникає мимовільне, зазвичай нерівномірне і несиметричне, скидання льоду, яке призводить до порушення балансування гвинта, виникненню вібрацій силової установки з перспективою руйнування опорних підшипників валу і відмови силової установки і здатна зашкодити обшивку герметичній кабіні. Інтенсивне обмерзання повітряного гвинта призводить до погіршення його тягових характеристик і падіння коефіцієнта корисної дії (ККД) (рис. 1.7).

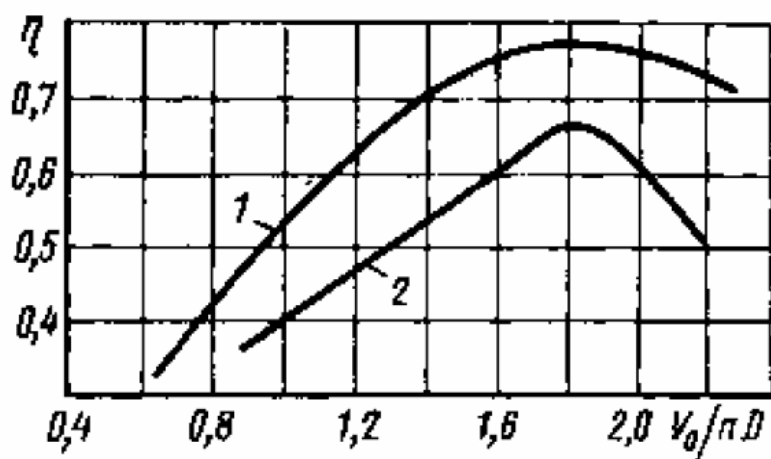


Рис. 1.7. Вплив зледеніння ККД повітряного гвинта: 1) без обмерзання; 2) при обмерзанні

Обледеніння входної частини повітрязабірників силових установок, як було зазначено раніше, може відбуватися також при позитивній температурі навколишнього середовища. Інтенсивність обмерзання і зона захоплення на внутрішніх поверхнях більше, ніж на зовнішній поверхні. При цьому

погіршується аеродинаміка літака. Нерівномірність поля швидкостей, місцеві зриви потоку можуть викликати вібрацію лопаток компресора.

Обледеніння вхідних частин надзвукових повітрозабірників при зльоті, коли потрібно забезпечити максимальну витрату повітря, призводить до найбільш тяжких наслідків помпажу двигунів і в ряді випадку – їх зупинці. При мимовільному скиданні шматків льоду в тракт двигуна можуть відбутися пошкодження лопаток компресора і подальше руйнування двигуна.

Одночасно з цим піддаються обмерзанню вхідні частини самих турбореактивних двигунів (ТРД): робочі лопатки першого ступеня компресора, обтічник, лопатки вхідного направляючого апарату (ВНА). Обледеніння змінює аеродинамічний профіль лопаток, зменшує прохідний перетин між ними, що також істотно зменшує витрату повітря через компресор.

Для збереження заданої тяги автоматично збільшується питома витрата палива, що є причиною підвищення температури газів перед турбіною (рис. 1.8). В цілому порушення, що виникають при обмерзанні повітрозабірника і вхідних частин ТРД знижують ККД двигуна.

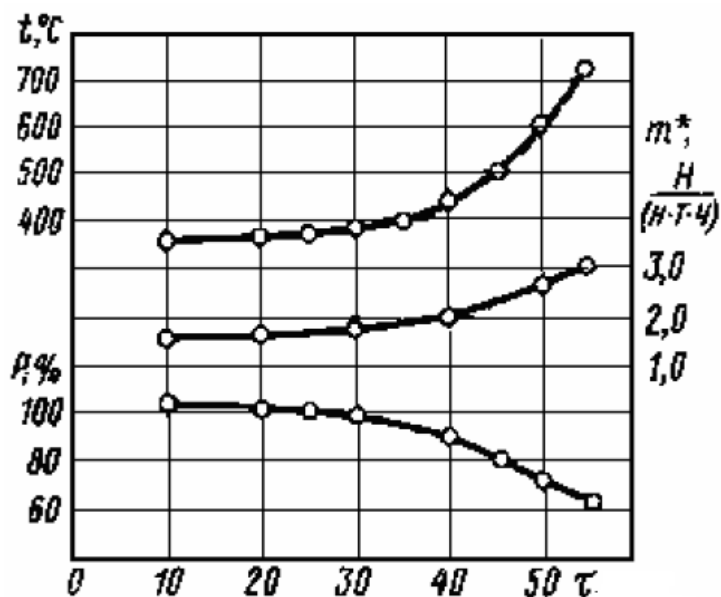


Рис. 1.8. Залежність температури повітря за турбіною, питомої витрати пального та тяги ТГД від часу обмерзання

Таку своєрідну картину має обмерзання ТГД (рис. 1.9), який дуже чутливий до зменшення витрати повітря через компресор. На перший погляд здається, що повітрозабірник буде піддаватися менш інтенсивному обмерзання,

так як він захищений повітряним гвинтом. У дійсності кількість крапель води, які проникають через площину, що обертається гвинтом, зменшується незначно, відкидання гвинтом повітряного потоку збільшує їх швидкість, і лід проникає в тракт повітрозабірника на велику глибину.

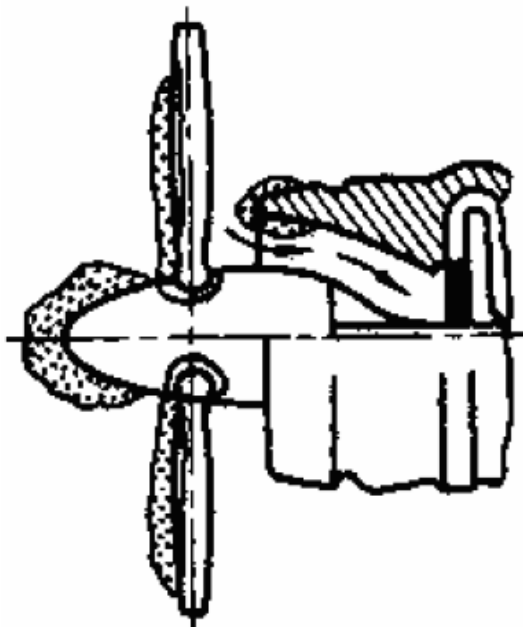


Рис. 1.9. Схема обмерзання ТГД

Обледеніння повітрозабірників теплообмінників зменшує робочі витрати повітря, що призводить до перегріву масла, води, повітря зі всіма витікаючими звідси наслідками.

При обмерзанні лобового скла ліхтарів різко погіршується або зовсім зникає можливість візуального управління ЛА. Обледеніння датчиків приладів викликає або їх відмову, або неправильну роботу, що сильно ускладнює пілотування ЛА.

1.3. Вимоги та стандарти захисту. Характеристики ПОС

Безпека повітряних суден в значній мірі залежить від можливості прямого контролю метеорологічних умов польоту і своєчасного виявлення початку процесу обмерзання. Це зробило використання датчиків обмерзання, які встановлені в областях з найменшим спотворенням потоку повітря. Вони можуть бути автономними одиницями або частинами системи захисту від обмерзання найбільш важливих органів.

Датчики обмерзання повинні відповідати наступним вимогам: вони повинні надійно та своєчасно надавати достовірну інформацію, мати максимальну чутливість, щоб сигналізувати про початок і закінчення обмерзання, бути простими у використанні та мати мінімальний опір, розмір і вагу.

Існує дві основні групи датчиків обмерзання: прямі і непрямі. Датчики першої групи реагують на наявність в атмосфері переохолоджених крапель води. Їх принцип дії ґрунтується на вимірюванні характеристик, таких як тепло, електричні властивості і т. д. Ці датчики мають високу чутливість, але зазвичай не бачать різниці між звичайними краплями переохолодженої води та льодом. Тому для уникнення помилкових спрацювань при позитивних температурах повітря встановлені датчики температури. Датчики другої групи безпосередньо реагують на шар льоду, що утворився на датчику. Вони трохи менш чутливі, оскільки потребують часу на зростання льодового шару.

Одним зі способів забезпечення безпеки в умовах обмерзання є вимоги до очищення ПС від льоду, інію та снігу перед вильотом, особливо важливим для громадських транспортних літаків. Деякі основні стандарти вимагають встановлення певного захисного обладнання для польотів в умовах, коли погода, яка є на момент вильоту, свідчить про ймовірність утворення льоду.

Призначення цих стандартів – забезпечити розумний захист у разі ненавмисного потрапляння літака в умови обмерзання. Вони охоплюють такі фактори, як стабільність і характеристики контролю рівноваги літака, заклинювання управління і здатність двигуна продовжувати функціонування в умовах обмерзання.

1.4. Системи захисту літаків від обмерзання

Для забезпечення безпеки польотів ЛА в умовах обледеніння ПОС повинні забезпечувати:

- безвідмовність роботи найбільш відповідальних органів – силової установки, рульових поверхонь, датчиків пілотажних приладів;
- можливість візуальних спостережень через оглядові скла;
- найменший вплив обледеніння і самих ПОС на роботу основних агрегатів, при цьому не повинні помітно погіршуватися льотні характеристики ЛА, їх стійкість і керованість.

На літаках від обмерзання захищають (рис. 1.10) лобові частини несучих поверхонь, вхідні частини повітрозабірників і силових установок, повітряні гвинти, оглядові скла, датчики приладів та антенні пристрої, всі поверхні і деталі, утворення льоду на яких може викликати ушкодження або порушити роботу авіаційних двигунів (стойки, обтічники, захисні решітки і т.п.).

На рис. 1.10 показані елементи конструкції літака і двигунів, які потребують захисту від обмерзання.

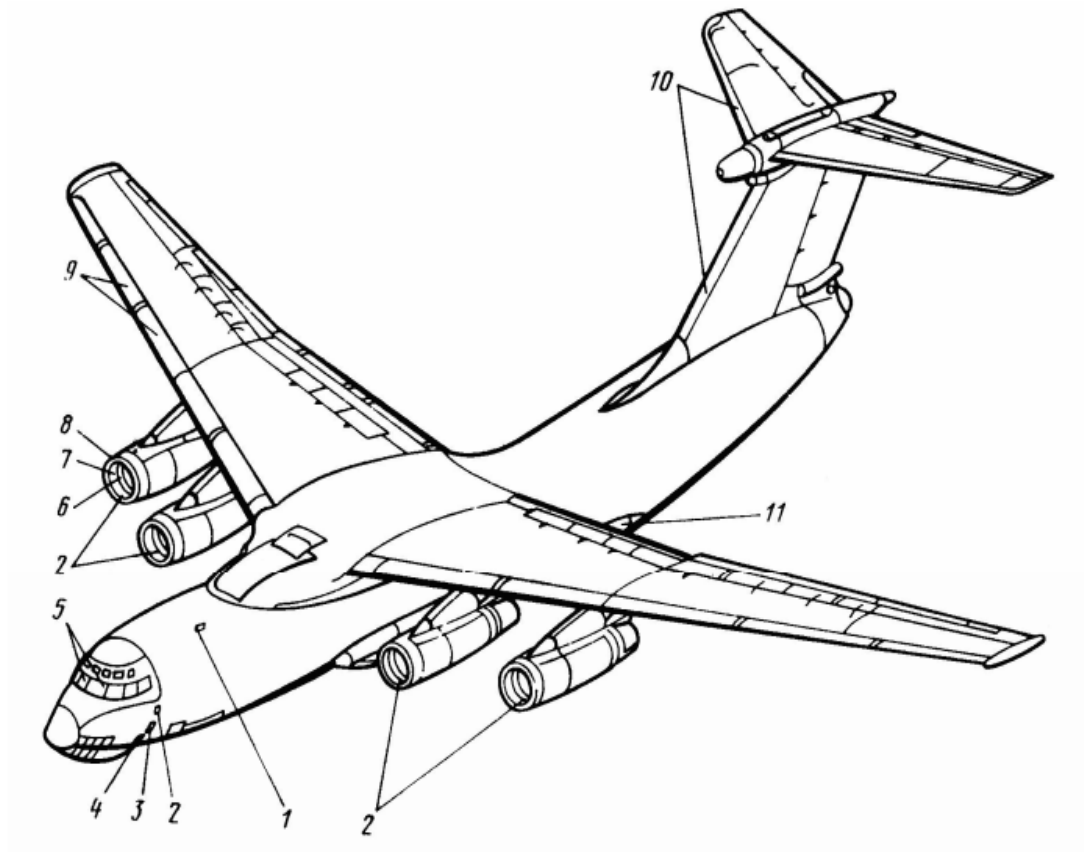


Рис. 1.10. Захист літака від обмерзання:

- 1 – електрообігрівач датчика кутів атаки;
- 2 – датчик сигналізатора обледеніння;
- 3 – фара для освітлення носка повітрозабірника двигунів;
- 4 – електрообігрівач приймачів повного тиску;
- 5 – електрична ПОС оглядового скла ліхтаря; рідинно-механічна система захисту оглядового скла ліхтаря; рідинно-механічна система захисту оглядового скла при посадці, система захисту оглядового скла і ілюмінаторів від запотівання і обмерзання з внутрішньої сторони;
- 6, 7 – ПОС кока і ВНА двигуна;
- 8 – ПОС вхідної частини повітрозабірника двигуна;
- 9 – ПОС передкрилків;
- 10 – ПОС хвостового оперення;
- 11 – фара для освітлення носка хвостового оперення.

Механічні ПОС відносяться до систем циклічної дії, тобто для їх ефективної роботи на поверхні, що захищається, необхідно утворення певної безпечної для польоту товщини льоду. Цикл роботи системи можна розбити на три етапи:

- утворення робочого шару льоду. Механічна ПОС зазвичай активується, коли товщина льоду досягає певної товщини в 4...5 мм.;
- руйнування криги або зменшення зчеплення його з обшивкою. Механічна ПОС використовує механічні елементи, щоб руйнувати або знижувати зчеплення льоду з поверхнею літака, запобігаючи його подальшому зростанню;
- видалення льоду під дією аеродинамічного напору. Після того, як зчеплення з поверхні літака зменшено або лід зруйнований, при дії аеродинамічного тиску, який утворюється під часу польоту, видаляється лід з поверхонь.

Пневматичні ПОС - є одним з перших та найпоширеніших систем, встановлених на літаках для захисту від обмерзання. Пристрій і принцип дії системи показані на рис. 1.11. На поверхні, що захищається закріплюють тонкий

протектор з еластичного матеріалу, який може бути з гуми або еластичних тканин, з вбудованими в нього камерами. Ширина протектора зазвичай відповідає зоні обмерзання або трохи перевищує її, а також він розбивається на ряд секцій поздовжніх або поперечних.

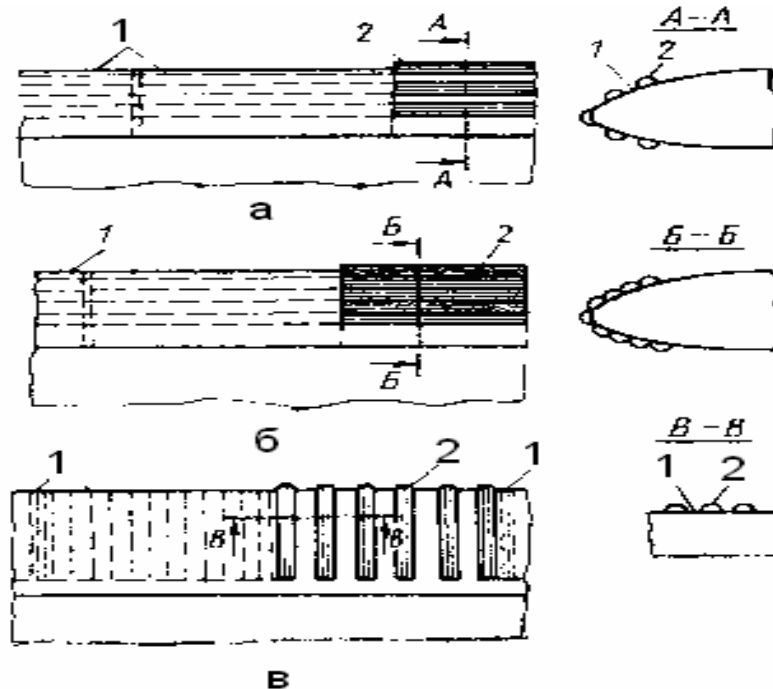


Рис. 1.11. Схема робочої частини пневматичної ПОС несучих поверхонь

На рис. 1.11 показано:

- а) з поздовжніми в черзі камерами 1 та 2, що наповнюються;
- б) з поздовжніми камерами, що наповнюються одночасно;
- в) з поперечними робочими камерами;
- 1) непрацююча секція;
- 2) працююча секція.

Антиобліднювальні шини або камери - складаються з декількох шарів натурального каучуку і прогумованої тканини, між якими розташовані плоскі надувні труби закриті на кінцях. Труби виготовляються з прогумованої тканини і вулканізацій всередині гумового шару.

Труби з'єднуються з системою подачі повітря за допомогою розподільних клапанів через короткі гнучкі шланги, які кріпляться до рукавів і трубопроводів хомутами. Зовнішня поверхня шин або камер покрита плівкою зі струмопровідного матеріалу для стравлення накопиченої статичної електрики.

Метод розподілу повітря в рукава залежить від систем, необхідних для конкретного типу літака. Зазвичай використовуються три методи:

- 1) цей метод використовує трансфер від клапанів, які управляються за допомогою окремого клапана;
- 2) метод, де повітря поширюється на кожне завантаження окремих електромагнітних керованих клапанів;
- 3) метод, в якому розподіл здійснюється за допомогою клапана з електроприводом.

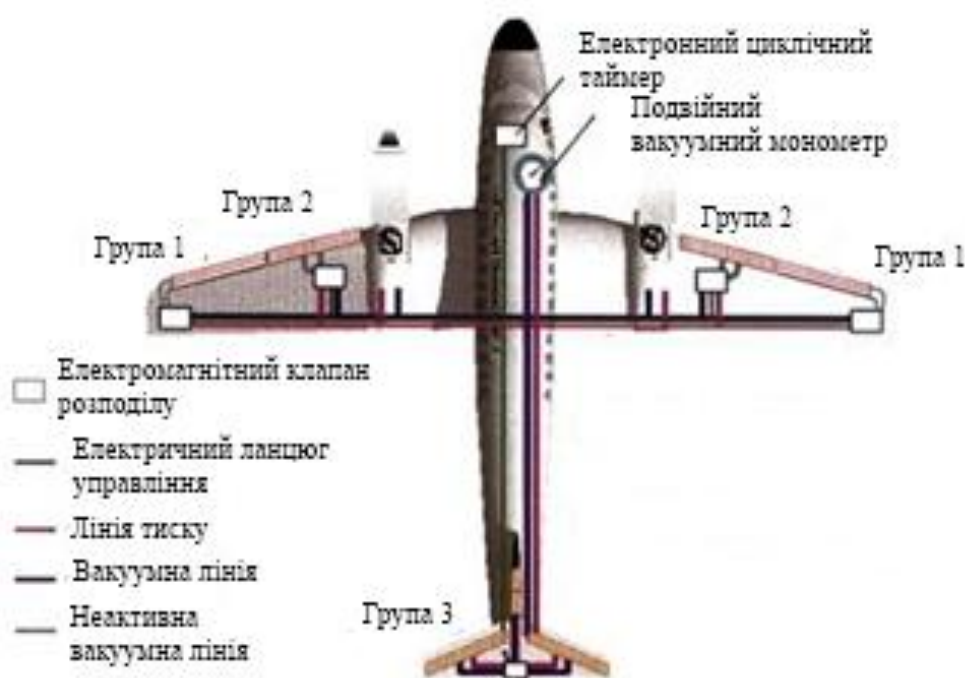


Рис. 1.12. Принципова схема пневматичної протиобліднювальної системи

Елементи керування та індикатори, які потрібні для роботи ПОС, залежать від типу літака і від розташування його елементів. В базовій комплектації входять - основний вмикач-вимикач, вимірювачі тиску і вакуумметри, а також світлові індикатори, що входять до складу ПОС. Тиск і вакуум використовується для керування ПОС по чергово, змінюючи відповідно від методів розподілу повітря, згаданих вище.

У більшості випадків керування ПОС здійснюється за допомогою електронного пристрою. Під час роботи системи включається подача тиску, щоб наповнити трубки. Це допомагає послабити зв'язок між льодом і поверхнею, що дозволяє льоду відокремитися. На завершальному етапі наддування повітря в

трубках відводиться в атмосферу через автоматичні клапани, а трубки повністю випускаються вакуумом. Цей цикл інфляції і дефляції повторюється, поки система включена.

Коли система виключена вакуум подається постійно, щоб всі трубки були навантажені забезпечуючи мінімальний аеродинамічний опір.

Пульсації подаються в патрубки циклічно, частота яких може змінюватися в залежності від умов обледеніння. Для циклічності та вибіркості експлуатації патрубку, як правило, розділені на три групи:

- група 1 – лівого і правого бортів фюзеляжу (всередину);
- група 2 – лівого і правого бортів фюзеляжу (назовні);
- група 3 – хвостове оперення.

Цикл триває 34 секунди, незалежно від обраної частоти пульсації. Селектор просто змінює час затримки між циклами, наприклад, 206 секунд для легкого обмерзання і 26 секунд для важкого обмерзання.

На сучасних літаках використовуються ПОС з відбором гарячого повітря від двигуна. Її прийнято називати системою «анти-обмерзання». Інші методи отримання гарячого повітря буде описано пізніше, і в залежності від тривалості застосування та температурних діапазонів, вони можуть називатися системами «відтавання» або «протиобліднювальними» системи.

У системах цього типу, передні кромки крила, в тому числі передні частини передкрилків, але не передні частини закрилків, і хвостового оперення, як правило, забезпечені другим внутрішнім шаром розташованим так, щоб створити невеликий зазор між нею і внутрішньої поверхнею передньої частини конструкції.

Нагріте повітря з вентиляційного каналу частин крила і хвостового оперення прокачується в зазор, що забезпечує достатній обігрів в зовнішню оболонку переднього краю, щоб розтопити лід уже сформований і запобігти подальшому утворенню льоду. Після цього повітря виходить на поверхню через зазор, а також через зазори частин крила і хвостового оперення.

Газотурбінний двигун є особливо вразливим до проблем з обмерзанням, а отже, потребує захисту від утворення льоду, особливо на повітрязбірнику,

обтічнику і лопатках вхідного напрямляючого апарату. Обледеніння з цих елементів може істотно обмежити потік повітря, та викликати втрати в тязі двигуна і крім того, привести до пошкодження компресора в результаті відриву криги і потрапляння його в компресор.

Є дві теплові системи, що використовують відбір повітря - «відтавання» та «анти-обмерзання». Система відбору гарячого повітря та система обігріву електричного опору, й хоча остання, як правило, обрана для турбогвинтових двигунів для забезпечення захисту гвинтів, є деякі приклади, коли обидві системи використовуються в комбінації. Є кілька методів, за допомогою яких нагріте повітря може подаватися до поверхонь, до них відносяться відбір повітря з компресора газотурбінного двигуна, підігрів набігаючого потоку повітря, який проходить через теплообмінники, розташовані в газовідвідній системі двигуна.

Система відбору повітря, відбирає гаряче повітря безпосередньо з компресора, та змішує з відібраним холодним повітрям у теплообмінних камерах. Звідти змішане повітря подається до основного повітряного трубопроводу. В деяких системах установлені додатково відсічні клапани безпеки, які забезпечують доставку повітря безпосередньо до поверхонь, та служать для відсікання подачі повітря у випадку коли в системі є надлишковий тиск – для запобігання пошкодження системи трубопроводів.

В деяких типах літаків з турбогвинтовими двигунами для отримання теплого повітря використовується теплообмінник. Блок теплообмінника розташований так, що вихлопні гази можуть бути спрямовані пройти між трубами, через які зовнішнє повітря надходить в основні канали поставок. Поставка вихлопних газів, як правило, регулюються пристроєм, таким як термостат, клапан встановлюється в повітровід між блоком вихлопних газів і теплообмінником.

Система обігріву заснована на згорянні набігаючого потоку повітря, який пройшов через циліндричну трубку, розташований у герметичній камері. У цій камері відбувається змішування та спалювання суміші палива та повітря, що нагрівається при контакті зі стінками камери. Повітря для згорання подається з

окремого забору повітря і транспортується до камери за допомогою вентилятора, який створює потік повітря.

Контроль за температурою повітря всередині повітроводів є важливим аспектом теплової ПОС. У типовій системі керування здійснюється за допомогою датчиків температури, які розташовані в різних точках передових каналів і клапанів на основне джерело повітроводів. Датчики і клапани електронно з'єднані таким чином, що клапан автоматично встановлюється в вентиляційному каналі регулювання потоку нагрітого повітря, тим самим підтримуючи температуру в межах заданого діапазону.

Коли теплообмінники працюють, контроль температури зазвичай виконується за рахунок використання регуляторного клапану і клапана вентиляційного каналу, для зменшення або збільшення подачі гарячого та охолодженого повітря, що проходить через теплообмінники.



Рис. 1.13. Райони обігріву ПОС

Типова система управління клапанами зазвичай включає електропривод, який автоматично керується пристроєм, що реагує на температуру, розташованим у повітроводі теплого повітря на виході з теплообмінника. Цей термочутливий елемент реагує на зміни температури, виконуючи функцію автоматичного регулювання. У деяких системах приводів також можуть бути використані теплові реле для безпосереднього контролю, що дозволяє автоматично закривати клапани при досягненні певної температури.

Система відображення умов температури повітря зазвичай здійснюється за допомогою температурно-чутливих датчиків, які передають сигнали на індикатори, реле чутливі до температури, а також світлові індикатори перегріву.

У системах, що включають обігрівачі, температура зазвичай контролюється тепловим реле, розташованим в трубопроводі теплого повітря, так що, коли температура досягає заданого максимального значення нагрівачі автоматично вимикаються.

У системі відбору гарячого повітря воно відбирається з компресора і подається через повітроводи в ніс вхідних пристроїв, через вхідний напрямний апарат двигуна, а також, в деяких двигунах, через носовий обтікач. Типова система показана на рис. 1.12. Після циркулюючого споживання обтікача і направляючих лопаток, повітря викидається або з вентиляційного каналу в атмосферу або в повітрязабірник двигуна. Потік гарячого повітря регулюється електричним приводом клапанів, які приводяться в дію перемикачів на панелі кабіни. Контроль температури повітря системи зазвичай не надаються в системі гарячого повітря.

Електрична система обігріву. В електричній системі обігріву, нагрівальний елемент або проводи опору, зв'язані з вхідним направляючим пристроєм. Блок живлення потрібний для обігріву, як правило, трифазного змінного струму.

Обидва методи "відтавання" та "анти-обмерзання" працюють за допомогою постійного або періодичного нагрівання елементів. Ці елементи розташовані між шарами склотканини, які просочені смолою, або в деяких системах можуть бути між двома шарами гуми. Зовнішня поверхня цих елементів, у всіх випадках, належним чином захищена від впливу дощу, а також від масла, мастила та інших чинників. Це забезпечує тривалий та ефективний захист від обмерзання та допомагає зберегти надійність системи в різних умовах експлуатації.

Живлення подається безпосередньо до постійно нагрітого елемента, а також через циклічний блок реле, щоб періодично нагрівати обтікач і лопаті гвинта. Циклічні блоки реле часу контролюють подачу струму в обрані послідовності відповідно до умов зовнішньої температури і ступеня обмерзання.

Часові послідовності можуть бути регульовані в залежності від конкретних параметрів системи і умов експлуатації.

Для системи, зображеної на рис. 1.14, послідовності "швидкий", даючи один повний цикл (тепло включення/виключення тепла) 2 хвилини при температурі зовнішнього повітря від мінус 6 до плюс 10 °С, і "повільним", даючи один повний цикл 6 хвилин при температурі зовнішнього повітря нижче мінус 6 °С.

Індикатор, в деяких випадках амперметр, надається на відповідну панель керування кабіни, щоб вказати правильне функціонування схеми реле часу.

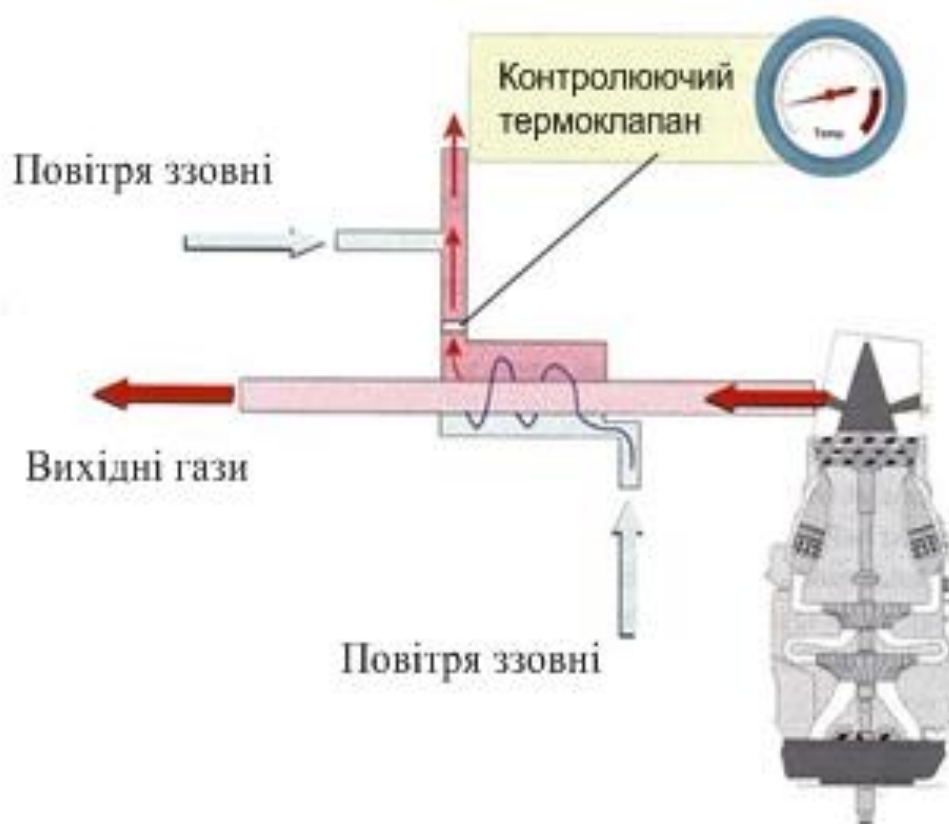


Рис. 1.14. Система теплообміну

Для живлення ПОС може бути використана системи електроживлення постійного або змінного струму в залежності від необхідного захисту. Живлення ПОС безперервно контролюється тільки центральним запобіжником для захисту від перегріву пристрою. Останній зазвичай складається з «Теплового контролера» з яким пов'язаний захист від перегріву.

Живлення системи захисту від обмерзання літака має циклічний характер, імпульси струму на нагрівальні елементи подаються через циклічний перемикач

або логічний пристрій. Тривалість інтервалів між імпульсами визначається вручну за допомогою селектора циклічного таймера. Схема налаштована таким чином, що під час постачання енергії до деяких нагрівачів вимикаються інші, і навпаки, для забезпечення стійкого видалення обмерзання.

Рідинна система захисту від обмерзання запобігає прилипанню льоду на поверхню елементів конструкції літака шляхом подавання антиобліднювальної рідини на панелі в передній кромці крила, дозволяючи рідині розтікатися по поверхні за рахунок руху повітряних мас.

Рідина подається з резервуара до насоса через вбудований фільтр. Насос має один вхід і кілька виходів для подачі рідини до її розподільників на передньої кромці крила. Схема такої рідинної ПОС приведена на рис. 1.15. Насос складається з основного лиття, яке включає корпус насоса, фільтруючу камеру і корпус передачі. Під час роботи насоса, корпус насоса і фільтруюча камера знаходяться в рідині протиобледеніння, яка виступає як мастило.

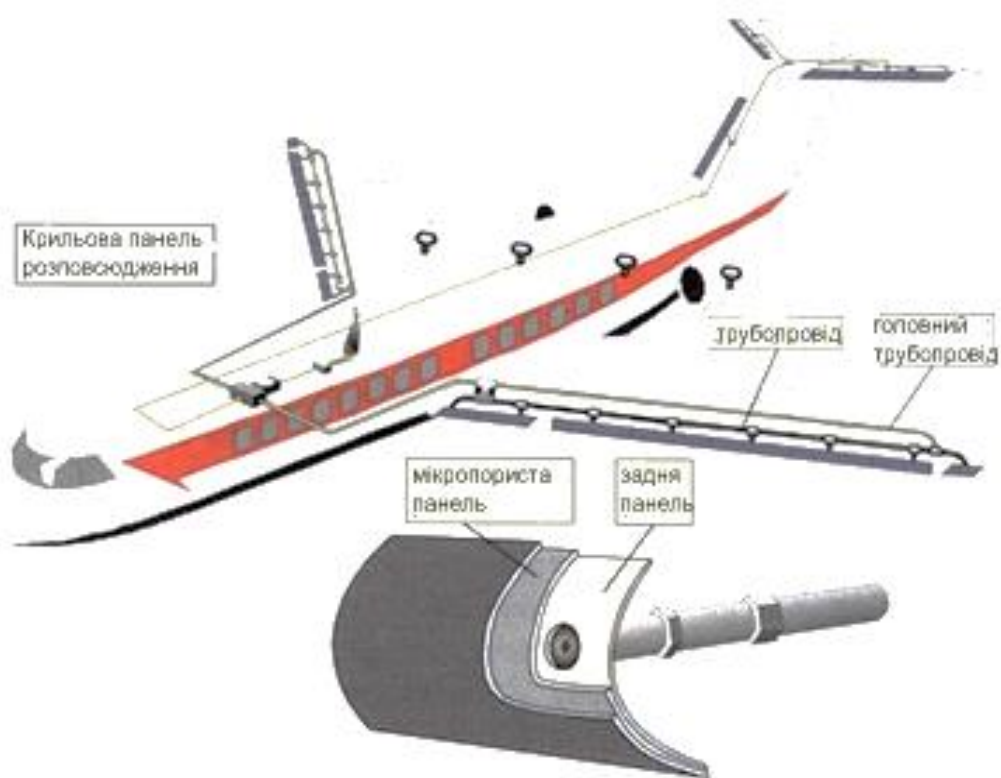


Рис. 1.15. Розподільний трубопровід

Для захисту насоса і системи від пошкодження труб, насос блокується пристроєм, що включає в себе запобігач, який знімає тиск за рахунок зменшення

поток. В системі можуть бути використані два типи розповсюдження рідини: панель і смуга.

Панель розповсюдження рідини охоплює більшу площу передньої кромці крила, та є більш економічною і ефективною, ніж смуга розповсюдження. Смуги мають той недолік, що не підходить для поверхонь передньої кромці крила або хвостового оперення подвійної кривизни. Панель оснащена розподільником рідини і складається з пористої зовнішньої панелі, мікропористого листа та задньої панелі. Зовнішній роз'єм, який вміщує вимірювальні трубки, проходить через задню панель. Розріз панелі показаний на рис. 1.15.

Протиобліднювальна рідина надходить у роз'ємі від основної трубки подачі, проходить через вимірювальні трубки, і потрапляє в порожнину між задньою панеллю і пористим листом. Потім рідина просочується через пористий лист розподільника і розподіляється по поверхні крила в повітряному потоці.

Захист лобового скла виконується за рахунок розпилення рідини по поверхні скла або його електропідігріву. Електропідігрів встановлюється в середу лобового скла, між шарами, або може додаватися в якості додаткової опції за допомогою підігріву скляної панелі встановлений в передній частині лобового скла. Також на деяких літаках додаються склоочисники, що взаємодіють з протидощовою системою за рахунок розпилення репеленту.

Лобове скло або склоочисники. Зазвичай для кожного з пілотів встановлений незалежний склоочисник. Вони можуть бути електричним або гідравлічними, з двома робочими швидкостями. Склоочисники не повинні працювати на сухому вітровому склі.

Склоомивачі - система розприскує рідину на скляні панелі лобового скла, і використовується в поєднанні з двірниками для очищення вітрового скла.

Система відштовхування води складається з чотирьох клапанів/таймерів розпилювачів, по два на кожний екран, і ємності, яка зберігає та розподіляє рідину до форсунок. Ця система розпилює рідину у вигляді аерозолі з контейнерів, які встановлені у різних місцях лобового скла. Датчик рівня води показує, коли рідина майже закінчилася, а манометр має зелену та червону зони,

щоб показати, чи все в порядку. Якщо рівень води низький або показник манометра знаходиться у червоній зоні, це означає, що рідину слід поповнити.

Водовідштовхувальна система використовується разом із двірником для поліпшення видимості під час сильного дощу. Рідина відштовхується шляхом розпилення на вітрове скло при натисканні кнопки вимикача дощового репеленту на пульті керування командира повітряного судна або панелі управління склоочисником на панелі другого пілота. Кожне введення в дію перемикача відкриває клапан контейнера протягом приблизно однієї третини секунди, незалежно від того, як довго перемикач утримується в натиснутому положенні. Залежно від швидкості та інтенсивності дощу, цього повинно бути достатньо на 2-5 хвилин.

Рідина ПОС - метод, застосовуваний в цій системі, полягає у розпорошенні рідини на метил-спиртовій основі. Основними компонентами системи - резервуар, насос, який може бути з ручним або електричним приводом, лінії постачання і трубки розпилювача. Рисунок 1.16, ілюструє взаємозв'язок компонентів на основі типової системи літака, в якому рідина подається до розпилювальної трубки по двох електричних приводів насоса.

Система може управлятися за допомогою одного з насосів або двома, залежно від тяжкості обмерзання.

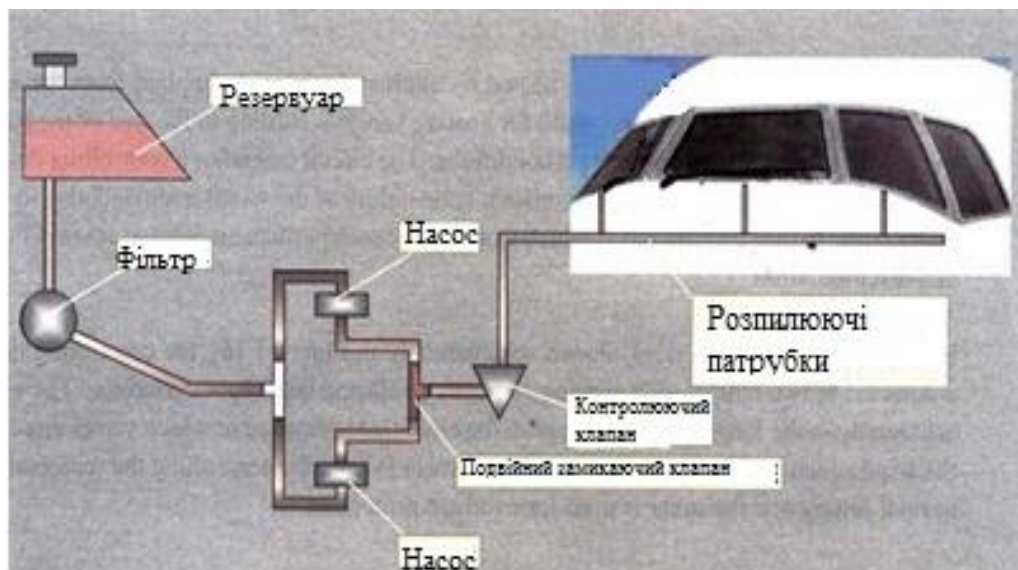


Рис. 1.16. Типова рідинна системи антиобмерзання

Електрична системи антиобмерзання - система використовує вітрове скло яке спеціально ламіноване шарами з вбудованим електрообігрівом, щоб запобігти не тільки утворенню льоду, але й для підвищення удароміцності вітрового скла при низьких температурах.



Рис. 1.17. Типова панель контролю щіток та розпилювачів

Плівковий елемент нагрівається змінним струмом від електричної системи літака. Потужності, необхідні для обігріву змінюється залежно від розміру панелі та тепла, необхідного, щоб задовольнити умови експлуатації.

Схема втілює контрольний пристрій, функція якого полягає в підтримці постійної температури на вітровому склі, а також для запобігання перегріву вінілових вставок, що може привести до пошкодження типу "вигорівший" вініл і знебарвлення.

Система керування обігрівом скла працює за допомогою автоматичного контролю температури. При подачі живлення, нагрівальний елемент активується та нагріває скло. Коли досягається необхідна температура, контролер вимикає живлення, уникаючи перегріву. У разі виявлення перегріву, система автоматично вимикає живлення та сповіщає оператора за допомогою сигнальної лампи. Після охолодження скла до безпечної температури живлення відновлюється, а сигнальна лампа вимикається.

На додаток до звичайної схеми контролю температури, також використовують схему, яка поставляє більше теплової енергії при важких умовах обледеніння, коли втрати тепла залишаються високими. Якщо для обігріву необхідна більша потужність, то живлення перемикається на більш високу напругу з вихідних відводів автотрансформатора, який також є частиною протиобліднювальної системи. Таким чином підтримується нормальна робоча температура для боротьби з обмерзанням.

Для наземних випробувань, управління постачанням електроенергії до схеми може також здійснюватися через мікроперемикачі, що встановлені на стійках основного шасі таким чином, що напруга, прикладена до елементів опору нижча, ніж зазвичай в польоті.

Системи захисту від обмерзання повітряних гвинтів ЛА.

Утворення льоду на лопаті гвинта створює спотворення в аеродинаміці, що призводить до втрати ефективності, можливо дисбалансу, руйнуванню та вібрації. Накопичення льоду повинно бути припинено і може виконуватися двома шляхами: застосуванням рідинної протиобліднювальної системи або теплової електричної системи (рис. 1.18).



Рис. 1.18. Протиобліднювальні системи гвинта

Рідинна система (рис. 1.19) забезпечує постачання протиобліднювальної рідини до поверхні лопаті гвинта під час польоту, яка змішується з водою або

льодом і знижує температуру замерзання суміші. Рідина розподіляється на кожну лопать гвинта від стропальних кілець, які кріпляться на задній частині гвинта. Рідина закачується в це кільце через подаючий трубопровід з витратного бака. Деякі гвинти мають гумові розподільники, які встановлені на лопатях щоб допомогти розподілу рідини.

В такому типі конструкції рідина подається з кільцевого каналу у невелике корито, яке є частиною каналів, а потім змушене під дією відцентрової сили розподілятися уздовж поздовжніх канавок в розподільники. На гвинтах, на яких не встановлені розподільники, рідина подається через трубу в корінь лопатей і потім розподіляється під дією відцентрової сили.

Рідина може бути закачана в стропальник кільце з витратного бака незалежним електричним приводом насоса, але тиск повітря іноді теж використовується. Електричний насос може управлятися за допомогою перемикача.. У деяких установках, швидкість насоса може бути змінена за допомогою реостата.

Зворотні клапани іноді використовують для запобігання втрати рідини, коли насос не працює, тиск газу, як правило, 10 фунтів на квадратний дюйм. Там, де тиск повітря використовується для подачі рідини, запобіжний клапан, як правило, встановлений на лінії подачі повітря і клапан наданий для регулювання потоку рідини.

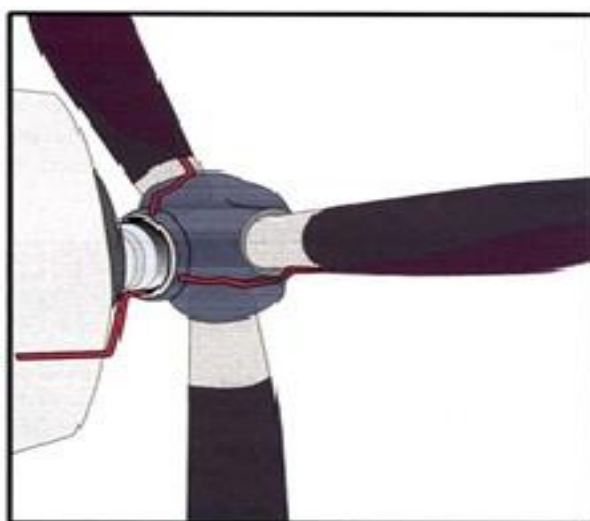


Рис. 1.19. Будова рідинної ПОС гвинта

В електричних системах, основою для ефективної роботи антиобліднювальної системи, являється опір дроту нагрівального елемента, що з'єднаний з передньою кромкою лопаті повітряного гвинта, а в разі гвинтів газотурбінного двигуна, дротами або щітками, пов'язаними з передньою частиною лопаті гвинта. В залежності від типу ПС, потужність для нагрівального елемента береться від постійного струму або змінного струму і застосовується в контрольованій послідовності циклічного таймера.

У турбогвинтових установок схема гвинта обігріву є складовою частиною блоку живлення протиобліднювальної системи, а циклічне управління інтегровано з температурою повітря, в якому працює гвинт.

Конструкція нагрівальних елементів залежить від типу гвинта. Один з часто використовуваних типів гвинтів включає переплетення проводів нагрівального елемента зі скляними нитками, що формує базу з склотканини, яка потім закріплюється між листами гуми. Захисний кожух з дротової тканини цементується під зовнішнім покриттям гумою. Форма накладки відповідає контуру переднього краю і цементується до нього, забезпечуючи надійне кріплення. У деяких випадках, калози цементується так, що вона знаходиться на одному рівні з поверхнею лопаток.

Для подачі потужності до елементів обігріву використовуються кабелі, контактні кільця і щітки, які розміщені всередині корпусу блока щіток. Зазвичай контактні кільця монтується на задній ступиці повітряного гвинта або на стартері зубчастого вінця, тоді як щітки розміщують в корпусі з переднім розташуванням двигуна. Однак в окремих системах може бути застосований інший метод установки. Кабелі мають достатню довжину і розміщені так, щоб забезпечити вільний рух лопатей гвинта.

Для ефективної роботи цих систем необхідно знати кількість споживання електроенергії. Це керується за допомогою циклічної техніки включення в роботу нагрівальних елементів, де короткий період без обігріву дозволяє утворити тонку плівку льоду на передніх краях лопатей повітряного гвинта. Поки що цей шар надмірної кількості льоду не стане значним для впливу на

аеродинамічні характеристики лопатей, циклічне керування використовує теплову потужність, щоб запобігти цьому.

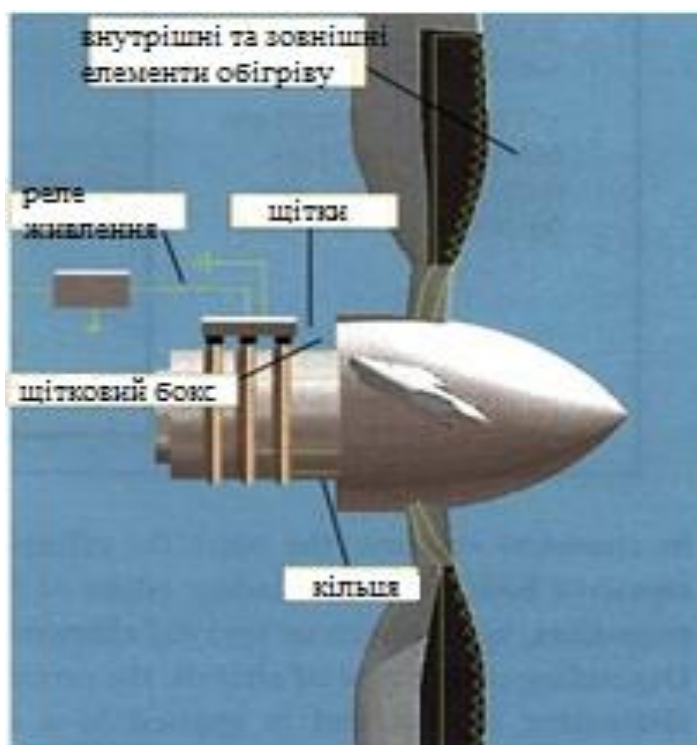


Рис. 1.20. Схема розміщення ПОС гвинта

РОЗДІЛ 2. ТИПИ ДЕТЕКТОРІВ ОБЛІДНЕННЯ. ПРИСТРОЇ ВИЯВЛЕННЯ ТА ПОПЕРЕДЖЕННЯ ОБЛІДНЕННЯ

2.1. Основні види детекторів обледеніння

Існують три основні типи детекторів обледеніння, що використовуються в теперішній час:

- Детектор мачтового типу;
- Механічний детектор;
- Льодочутливий елемент.

Детектор обмерзання мачтового типу «Тедінгтона» складається з щогли у формі крила, яка виступає в потік повітря і видна з кабіни літака. Ця щогла має вбудований нагрівальний елемент і світлові індикатори для освітлення вночі (рис. 2.1). Під час польоту, коли виникають умови обмерзання, живлення для нагрівача вимикається, і лід починає накопичуватися на щоглі, надаючи пряму візуальну індикацію обмерзання. Щоб видалити накопичений лід, нагрівач може бути включений.

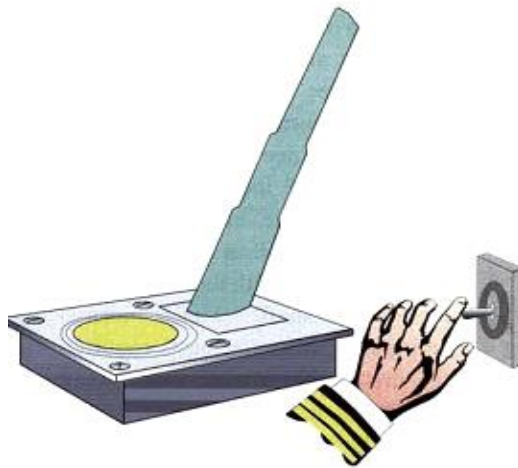


Рис. 2.1. Детектор обледеніння «Тедінгтона»

Детектор обледеніння Сміта, складається з порожнистої трубки, прикріплені до літака на одному кінці і має отвори, просвердлені в передній і задній грані; є чотири отвори в передній кромці і два в задньої кромки (рис. 2.2).

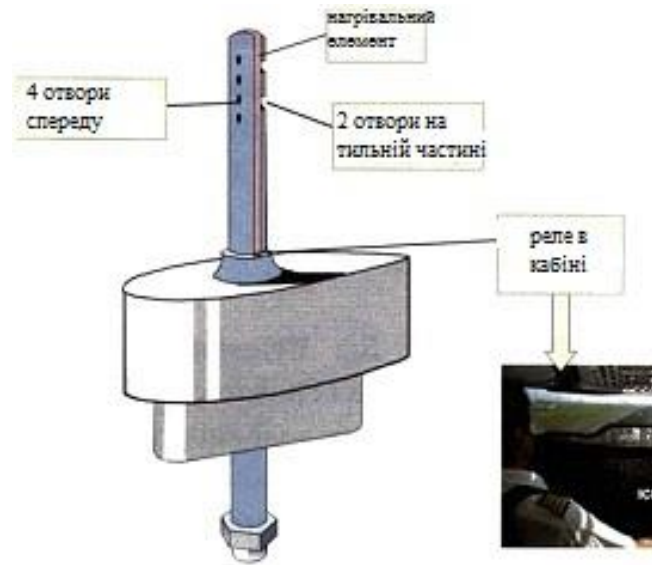


Рис. 2.2. Детектор обледеніння Сміта

Під час польоту при нормальних умовах, зонд, який сприймає тиск, знаходиться в безтисковій області, і це відображається на блоку реле як відкрита база трубки. Проте, в умовах обмерзання, отвори трубки можуть бути заблоковані льодом, що створює негативний тиск у порожнистій трубці. Це призводить до активації блоку реле для надання попередження. Для відведення накопиченого льоду, навколо трубки встановлений нагрівальний елемент.

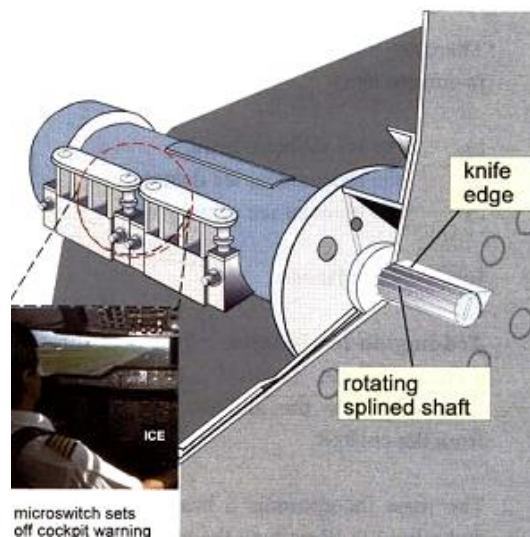


Рис. 2.3. Механічний детектор

У детекторі льоду «Нейпера», зубчастий роторний вал безупинно приводиться в рух електричним двигуном. Вал обертається, відповідно до фіксованого ножа різачка (рис. 2.3), з зазором між ними менше 0,002 дюйма. Пристрій кріпиться на фюзеляжі літака з осі ротора під прямим кутом до

повітряного потоку і з різаком з підвітряного боку валу. При нормальних умовах, мало крутного моменту, необхідне для приведення ротора.

В умовах обледеніння, лід накопичується на роторі і зрізується за допомогою різаків. Це вимагає більшого крутного моменту і змушує обертатися ротора. Коли є рух, запрацьовує мікроперемикач, який дає попередження про виявлення льоду або автоматично вмикає протиобліднювальну систему. Попередження зберігається до тих пір, поки лід накопичується на різаку.

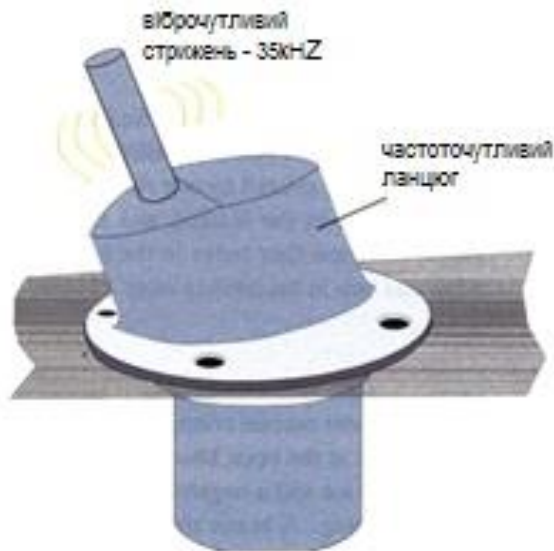


Рис. 2.4. Датчик льоду «Rosemount»

Датчик льоду «Rosemount» складається з короткого циліндричного зонда встановлений на корпусі вібратора, який вібрує з частотою близько 35 кГц (рис. 2.4). Якщо лід накопичується на зонді, добавлена маса знижує резонансні частоти

При падінні частоти до певного рівня, система видає попередження. У випадку активації попереджувального сигналу, вбудований нагрівальний елемент у зонді активується для розтоплення накопиченого льоду. Цей нагрівач працює протягом шести секунд, після чого вимикається, і цикл обмерзання відновлюється. Частота цього циклу може бути виміряна, щоб дати індикацію швидкості накопичення льоду.

Лід може бути сформований тільки коли є поєднання вологості та низьких температур. У детекторі обледеніння «Sangamo Weston», ці дві умови виявляються окремо і, таким виявляються умови зледеніння, а не фактичне формування льоду. Система складається з трьох основних компонентів (рис. 2.5).

а) Вологочутлива головка. Вона складається з двох штиреподібних чутливих елементів розташованих по повітряному потоку і влаштовані так, що один знаходиться по заду іншого, так що волога не потрапляє на нього. Коли детектор знаходиться у вільному повітряному потоці, екрановані лампи залишаються сухими і остигають повільніше, ніж вологі провідні лампочки.

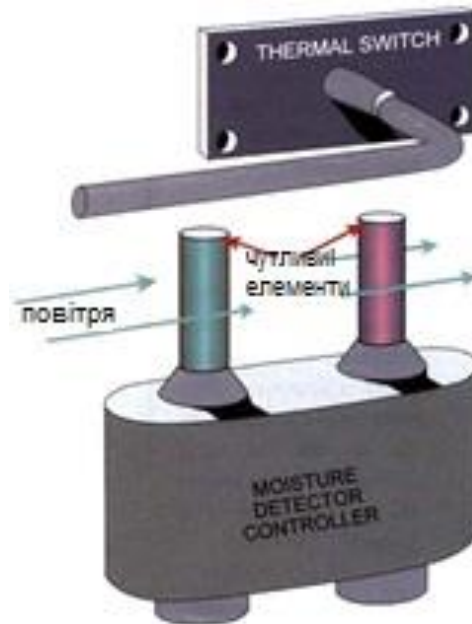


Рис. 2.5. Детектор обледеніння «Sangamo Weston»

б) Контролюючий детектор вологості. Цей контролер знаходиться в середині пристрою та виконує функцію чутливого елемента, що враховує різницю температур між «мокрим» і «сухим» елементами. Коли різниця температур досягає певного попередньо налаштованого значення, і якщо теплове реле активне, реле спрацьовують для ініціації циклів попередження обмерзання.

в) Теплове реле. Контактний термометр, розташований у вологочутливому елементі, який реагує на температуру навколишнього середовища. При температурі вище точки замерзання, тепловий вимикач перешкоджає детектору вологості надсилати сигнал попередження про обмерзання, навіть якщо останній виявляє присутність води у повітряному потоці. У той же час, при температурі нижче точки замерзання, теплове реле дозволяє передачу попереджувального сигналу.

2.2. Система виявлення льоду з ультразвуковими датчиками

Детектори обмерзання призначені для виявлення будь-яких типів льодоутворення на поверхнях літака, таких як передні кромки крил або вхідні отвори для повітря, а також верхні поверхні крил. Вони працюють як в повітрі, так і на землі, надаючи екіпажу індикацію або автоматично включаючи систему кожного разу, коли літак опиняється в умовах обмерзання, де товщина обледеніння перевищує встановлене значення.

Ці детектори зазвичай дуже ненав'язливі і розташовані на поверхні літака. Вони виявляють лід над своєю чутливою поверхнею. Деякі з них навіть можуть вимірювати товщину шару льоду або розрізняти лід від інших забруднюючих речовин, таких як вода, сміття або протиобмерзаючої рідини. Більшість з цих детекторів мають обмежену зону зондування, яка не обов'язково відображає стан всієї поверхні для моніторингу.

Системи виявлення льоду можна кваліфікувати за їхніми технологіями, призначенням та рівнем надійності. Зазвичай використовуються такі типи:

- детектор обледеніння. Ці детектори призначені для видачі сигналу, коли ПС експлуатується в умовах обледеніння, або в польоті або на землі. У польоті сигнал детектора використовується для включення ПОС і дотримання процедури, визначених у Airplane Flight Manual (AFM);

- консультативна система. Цей детектор надає інформаційний сигнал пілоту. Пілот заздалегідь несе відповідальність за виявлення умов обледеніння або наявності льоду (або інших забруднюючих речовин, таких як сніг) і вживає відповідних заходів, як того вимагає AFM або Flight Crew Operating Manual (FCOM);

- первинна система. Детектор надсилає сигнал, достатньо надійний для використання в якості первинної інформації, щоб попередити пілота. Наслідки непоміченої відмови системи повинні бути встановлені для того, щоб створити надійну архітектуру системи;

- автоматична система. Система виявлення льоду автоматично активує або деактивує систему захисту від обмерзання, залежно від стану умов зледеніння.

Статус (виявлення / не виявлення, активація / деактивація системи захисту) надає екіпажу інформацію.

Первинна система виявлення льоду може керуватися або ручним способом (екіпаж) або автоматичним ввімкненням системи захисту від обледеніння. Автоматична система повинна бути розроблена в якості основної системи.

Зовнішні детектори - детектор що виступають за поверхні та розміщують в повітряному потоці. Детектор, або його чутливі частини, реагують на краплі води. Ці детектори зазвичай виступають інформуючими або визначають характеристик та умови обледеніння.

Вмонтовані детектори - детектор, що розміщується у рівень з аеродинамічною поверхнею. Він відчуває утворення льоду або вологи на його чутливих частинах, або робить аналіз характеристик атмосфери на відстані.

Системи виявлення льоду не лише допомагають пілотам під час польоту в умовах обледеніння, але також можуть призвести до економії палива за рахунок оптимізації використання гарячого повітря. Наприклад, коли система виявлення льоду використовується, система захисту від обмерзання активується лише тоді, коли реально виникають умови обледеніння. Проте після дотримання консервативних процедур, встановлених у AFM, система захисту від льоду може активуватися навіть у випадках, коли реального обмерзання не спостерігається. Статистичні дослідження показали, що в деяких умовах обледеніння до 80% активацій системи захисту від льоду можуть бути «непотрібними».

Подвійна система виявлення обледеніння призначена для підтримки пілота у визначенні зовнішньої метеорологічних умовах, які можуть призвести до льодових накопичень на планері. У цьому сенсі значення умовах обледеніння менш консервативні і більш точні, ніж AFM визначенням, тому що умови зледеніння виявлені подвійною системою виявлення обледеніння (DAIDS) засновані на реальних крижаних наростах, вимірної датчиками. Розташування DAIDS була обрана такою, що два пороги виявлення льоду може бути надані із зазначенням тяжкості умов обледеніння і дозволяє окремо активувати ПОС крил і гондол.

Роботу DAIDS можна описати наступним чином:

- Льотний екіпаж активує і деактивує ПОС двигунів і крил, відповідно процедурі КП (<math> < 10^{\circ}\text{C}</math> і видимої вологи);
- Сигнал виявлення льоду забезпечує льотний екіпаж з додатковим зазначенням обмерзання. AFM процедури не замінити;
- Система функціонує в польоті (висота ≥ 1500 м і ТАТ $< 8^{\circ}\text{C}$);
- Два рівні попередження забезпечують:
 - генерацію повідомлення про виявлення обледеніння, для активації ПОС двигуна;
 - генерацію повідомлення про виявлення обледеніння, для активації ПОС крил;
- Коли умов обледеніння більше не виявлено, то система нагадує екіпажу, що ПОС все ще знаходиться в активному режимі.

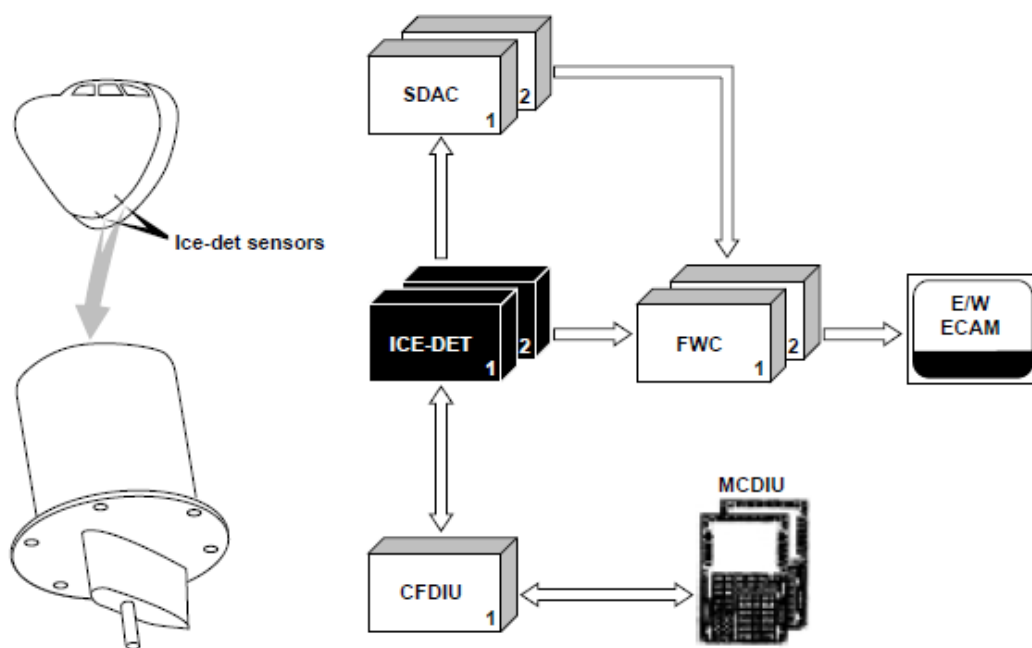


Рис. 2.8. Будова подвійної системи виявлення льоду

В теперішній час всі літаки A330/A340 (для сімейства A320 це необов'язково) – оснащені парою детекторів льоду, виробництва «Rosemount Aerospace» (зараз «BFGoodrich»). Ці детектори складають істотну частину подвійної консультативної системи виявлення льоду. Датчики призначені для вимірювання обмерзання на датчиках зонду.

Два датчика типу зондів розташовані симетрично в передній частині фюзеляжу, приблизно за 30 см від передньої частини шасі. Кожен датчик встановлюється в отвір діаметром близько 80 мм, з використанням 6 кріпильних елементів. Сам датчик має аеродинамічну частину, яка виступає в повітряний потік приблизно на 40 мм, з додатковим циліндричним зондом завдовжки 25,4 мм і діаметром 6,35 мм. Така конфігурація дозволяє зондам стирчати перпендикулярно до потоку повітря.

Зонди також забезпечені нагрівальним пристроєм, щоб видалити з нього лід. Це використовується, щоб визначити ступінь тяжкості обмерзання.

Датчик може виявити присутність умов обледеніння, а також наближені значення їх.



Рис. 2.10. Розташування детекторів обледеніння на фюзеляжі літака

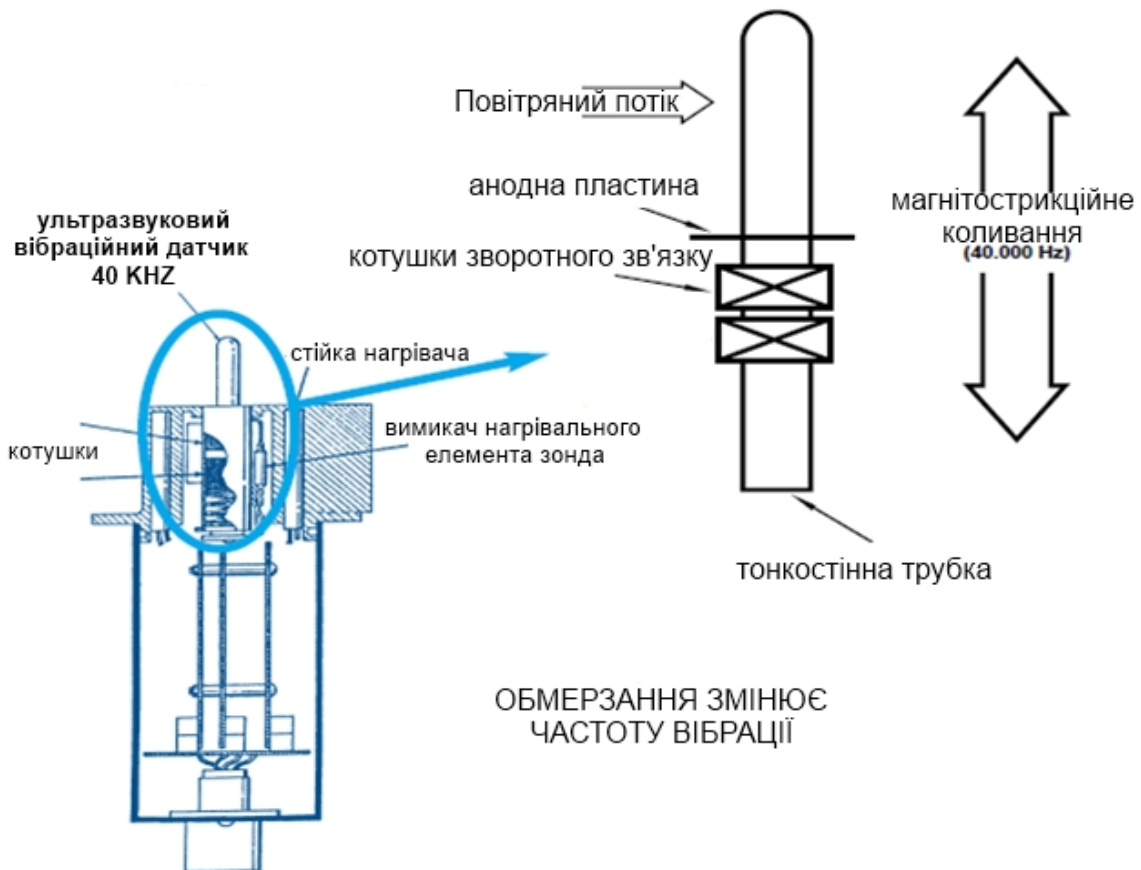


Рис. 2.11. Схема датчика обледеніння

Циліндричний зонд, труба нікелевого сплаву, коливається аксіально, обумовлена це магнітострикційною силою з частотою близько 40 кГц. Це резонансна частота зонда, який визначається як система зворотного зв'язку. Якщо є лід зрощений у трубці, маса датчика змінюється, і тому його резонансна частота зменшується. Після нагріву зонда, нове обмерзання можливе. Деякі феромагнітні матеріали змінювати свої розміри під впливом коливань магнітного поля, це називається магнітострикцією.

Процесор, що розташований у кожному блоку датчика оцінює фізичні сигнали, записані зондом. Таким чином, детектори є незалежними і забезпечують резервування в разі відмови. Кожен блок оснащений «Power On Self-Test», «Initiated Test» – автономним тестом і «Built In Test Equipment» – вбудованими засобами контролю, які безперервно відстежують стан усіх компонентів. «Initiated Test» – автоматичний тест запускається щонайменше кожні 500 мс.

Детектори безпосередньо пов'язані з Flight Warning Computer (FWC), який також отримує інформацію, як загальної температури повітря, сигнали навантаження на колесо, висоти, позиції кнопок обігріву Гондол / Крил. Будь-які несправності безпосередньо записуються на централізований комп'ютер обслуговування (ЦКО) для A330/A340 (Централізована система реєстрації несправностей для A320).

Якщо $0,5 \pm 0,13$ мм льоду з'являються на поверхні детектора, що відповідає падінню частоти до 133 Гц, на інформаційній панелі двигунів загориться бурштиновим кольором попередження про обледеніння «ICE DETECTED», разом з попередженням у вигляді блимаючої кнопки «MASTER CAUTION» та звуковим сигналом. Попередження діє протягом 60 секунд. У той же час, зонд нагрівається, якщо він не звільнився від льоду. Це звичайно займає 1 секунду.

Нагрівач нагрівається протягом додаткових 6 секунд. В умовах інтенсивного зледеніння, цикл обледеніння може бути більше. Якщо час нагріву досягає 25 секунд, виводиться попередження про помилку. В обох випадках пригнічуються будь-які інші вказівки і викликається повідомлення про помилку 2-ого класу в ЦКО, пов'язаного з несправністю датчика.

Надалі детектор встановлює новий сигнальний прапорець на 60 секунд. Якщо накопичуються виявлення льоду, «SEVERE ICE DETECTED» – лід виявлено, то з'являється попередження («MASTER CAUTION» – кнопка темно-червоного кольору, та звуковий сигнал). Цей сигнал з'явиться коли обмерзання буде становити близько 5 мм від поверхні крила.

Принцип виявлення зледеніння базується на тому, що зледеніння відбувається на зонді. Однак це можливо лише при певній швидкості руху літака. Під час маневрування або стоянки літак рухається занадто повільно для того, щоб належним чином сформувався лід. Обмерзання в зв'язку з морозом може також спричинити невірні показання. З цієї причини система автоматично вимикається за допомогою функції FWC, якщо літак знаходиться на землі або на висоті менше 1500 футів над рівнем моря. Усі ці попередження не активуються, якщо ТНС вище плюс 8 °С.

РОЗДІЛ 3. РОЗРАХУНОК ЕЛЕМЕНТІВ ПРОТИБЛІДНЮВАЛЬНОЇ СИСТЕМИ

3.1. Експлуатаційні вимоги, що до ПОС

Льотні якості і конструкція літака повинні забезпечувати безпеку польотів в умовах обледеніння на всіх експлуатаційних висотах і швидкостях. Літак повинен бути захищений від обледеніння в діапазоні температур зовнішнього повітря від 0 до мінус 30 °С при вологості від 0,8 до 0,2 г/м³ на висотах 5000 – 9500 м.

При роботі ПОС норми льотної придатності передбачають можливість збереження залишкових льодоутворення на окремих елементів планера, проте такі утворення не повинні надавати поганого впливу на льотно-експлуатаційні характеристики саме крила і двигунів. Агрегати літака, обмерзання яких може призвести до небезпечних ситуацій, повинні бути захищені від обмерзання і в разі відмови силової установки.

Для попередження екіпажу про обмерзання і для своєчасного включення ПОС на літаку повинні бути встановлені сигналізатор обмерзання двигуна і сигналізатор або сигналізатор-інтенсиметр обмерзання планера. Сигналізатори або сигналізатори-інтенсиметри обмерзання повинні видавати сигнал про наявність обледеніння одночасно з візуальним виявленням льоду на поверхні літака і забезпечувати сигналізацію про обмерзання (або інтенсивності) протягом усього часу польоту в умовах обмерзання. Автоматичне управління ПОС повинно забезпечуватися за сигналом сигналізатора обледеніння. При цьому обов'язково повинна зберігатися можливість ручного включення ПОС в роботу.

Конструкція ПОС повинна дозволяти перевірку її справності на землі, а також контроль за її роботою в польоті. Для членів екіпажу вдень і вночі повинна бути забезпечена можливість контролю наявності криги на найбільш відповідальних частинах літака, що визначаються вимогами до конкретного типу літака.

Експлуатація ПОС в умовах обледеніння не повинна викликати зміни льотних характеристик літака, створювати перешкоди в роботі навігаційного та

радіотехнічного обладнання, що перевищують допустимий рівень, а також викликати відмову інших систем літака.

Експлуатація ПОС планера та двигунів повинна забезпечуватися на всіх експлуатаційних режимах роботи літака. Літаки, що мають не захищені від обмерзання окремі ділянки несучих поверхонь та інші елементи конструкції, повинні пройти льотні випробування в умовах обледеніння з метою забезпечення безпеки польотів. Відповідність літака вимогам АФМ до ПОС повинно бути підтверджено розрахунками, стендовими і трубними випробуваннями, а також льотними випробуваннями в «сухому» повітрі і в контрольованих умовах природного і штучного обмерзання.

3.2. Розрахунок маси конденсуючої води

Обледеніння ЛА пов'язано з наявністю в атмосфері переохолодженої краплинної рідики, коли розвиток обмерзання ЛА відбувається в середовищі, що містить переохоложені краплі води, тобто в умовах сильної хмарності, дощу і мокрого снігу.

Потрапляння переохолодженого ЛА в насичену парами води атмосферу є короткочасним, а обмерзання ЛА мало інтенсивним, тому менш небезпечне. Але таке обмерзання може становити небезпеку для двигунів.

Процес обмерзання може розвиватися на двигунах при позитивних температурах повітря, наприклад, при плюс 5°C і навіть плюс 10°C. У цих умовах карбюратори двигунів внутрішнього згорання обмерзають через охолоджуючий ефект при випаровуванні палива. У повітрязбірниках турбореактивних двигунів при адіабатичному розширенні всмоктуваного повітря відбуваються зниження температури, конденсація крапель вологи і замерзання її.

Поява краплинної рідики пов'язане з охолодженням парів води, що насичують атмосферу.

Маса конденсованої води залежить від вологості повітря і перепаду температур при охолодженні й може бути оцінена за формулою:

$$\Delta M_{к.в} = 2,17 * 10^3 \left(\frac{p_{в.п}}{T_p} - \frac{p_t}{T_p} \right),$$

де:

$p_{в.п}$ – вихідний парціальний тиск водяної пари при температурі до охолодження

T_p – температура точки роси;

p_t - парціальний тиск насичуючих парів води при температурі до охолодження.

Тиск насичуючих парів над льодом менше, ніж над водою, тому що початок обмерзання відбувається із зростаючим теплом. Значення $p_{в.п}$ обчислюють із співвідношення:

$$p_{в.п} = \frac{\varphi}{100} p_t ,$$

де:

φ - відносна вологість повітря.

Парціальний тиск p_t визначають по температурі пароповітряної суміші t (рис. 3.1).

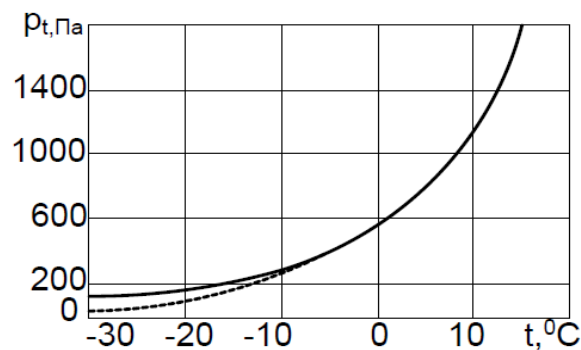


Рис. 3.1. Залежність парціального тиску від температури пароповітряної суміші

Навіть при порівняно помірній вологості повітря при його охолодженні може виділитися істотна кількість вологи. Наприклад, маса води, що виділилася з 1 м³, при вологості повітря $\varphi = 60\%$ і охолодженні його від плюс 15 до 0°С буде такою:

$$\Delta M_{к.в} = 2,17 * 10^3 \left(\frac{p_{в.п}}{T_p} - \frac{p_t}{T_t} \right),$$

Початковий тиск насичених парів розраховують таким чином:

$$p_{в.п} = \frac{\varphi 60}{100} * 1720 = 1032 \text{ Pa} ,$$

Температуру точки роси T_p визначають по рис. 3.2.

Перехід до градусам Кельвіна виконують за формулою:

$$T_p = 273 + 7,5 = 280,5 \text{ K} ,$$

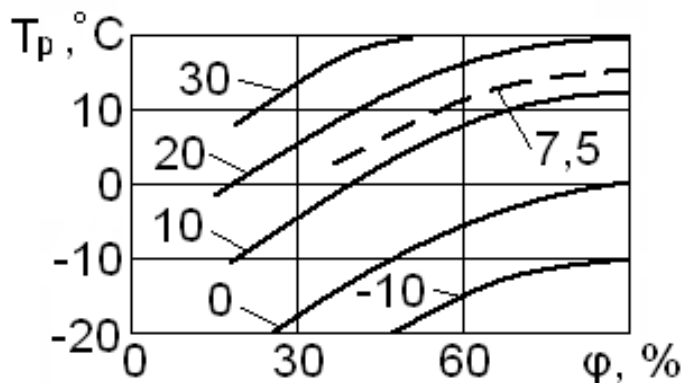


Рис. 3.2. Залежність температури точки роси від вологості повітря

Тоді маса конденсованої води буде:

$$\Delta M_{к.в} = 2,17 * 10^3 \left(\frac{1032}{280,5} - \frac{610}{273} \right) = 3,14 \text{ g/m}^3 ,$$

Абсолютна вологість середовища оцінюється масою водяної пари $M_{в.п}$, що міститься в одиниці об'єму, згідно виразу:

$$M_{в.п} = \frac{R_{p_{в.п}}}{R_{в.п} p V} = 0.622 \frac{p_{в.п}}{T} p ,$$

де:

V – об'єм пари.

Відносну вологість визначають як відношення:

$$\varphi = \frac{M_{в.п}}{M_l} * 100\% , \text{ або } \varphi = \frac{p_{в.п}}{l} 100\% ,$$

де:

M_l – маса насиченого водяної пари при заданій температурі.

Маса води, що конденсується при охолодженні пари до точки роси,

$$\Delta M = 2,17 * 10^{-3} \left(\frac{p_{в.п}}{T_p} - \frac{p_t}{T_t} \right) ,$$

Вода, що виділилася в краплиннорідкому стані, може зберігатися в переохолодженому стані до значних негативних температур.

Такий стан крапель особливо характерний для аерозолів високої дисперсності. Наприклад, краплі розміром від 15 до 20 мкм зберігаються в рідкому стані до температур порядку мінус 20°C. Більш великі краплі вже при такій температурі починають замерзати, при подальшому охолодженні процес кристалізації прискорюється, і практично вже при $t = -40^\circ\text{C}$ закінчується виморожування води в аерозолях. Тому при температурах нижче мінус 40°C процес обмерзання неможливий, хоча в екстремальних умовах іноді вдається зберегти в переохолодженому стані одиночні краплі води до $t = -72^\circ\text{C}$.

Найчастіше процес розвитку зледеніння спостерігається в діапазоні температур від 0 до мінус 15°C. На температурний діапазон початку розвитку обмерзання впливає швидкість польоту ЛА, причому із зростанням швидкості процес обмерзання відбувається при більш низьких температурах зовнішнього повітря.

На розвиток обмерзання ЛА впливає насиченість повітря крапельної рідкою фазою, званої водністю.

Імовірність появи умов для існування аерозолі з водністю ω залежить від температур зовнішнього повітря (рис. 3.3). З пониженням температури при заданому рівні ймовірності існування умов водності знижується. Розрахункові умови водності для ЛА задаються з імовірністю p_0 появи цих умов, рівної 0,5%.

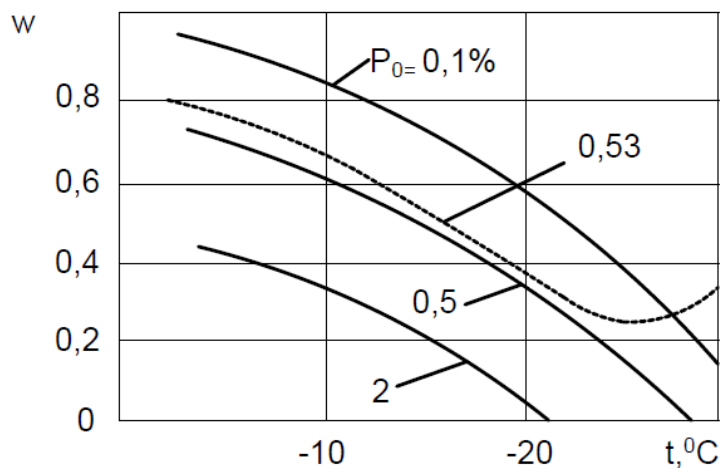


Рис. 3.3. Залежність водності від температури зовнішнього повітря

Розрахунок ПОС виконують в залежності від температури зовнішнього повітря, яка залежить від вологості, висоти польоту H , протяжності зон обмерзання L , діаметра крапель до d рідкої водної фази.

Розмір крапель водної фази зумовлює розмір зони обмерзання складових частин ПС, характер і структуру льоду. Наприклад, краплі води великих розмірів порядку 1000 мкм погано обтікають профілі крила, оперення і утворюють нарости льоду поблизу ребер атаки. Дрібні краплі заносяться повітряним потоком далі по хорді, розширюючи зону обледеніння.

3.3. Розрахункові умови для проектування ПОС

Нижче наведений набір параметрів для ЛА, які є критеріями для виконання розрахункової частини при проектуванні ПОС (табл. 1.1).

Табл. 1.1

Температура зовнішнього повітря $t_{н.в.}, ^\circ\text{C}$	Водність $\omega, \text{Г/м}^3$	Діапазон висот $\Delta H, \text{км}$	Протяжність зон обледеніння $L, \text{км}$
0	0,8	0,5...5	5...10
-10	0,6	0,5...6,2	5...10
-20	0,3	0,5...7,8	5...10
-30	0,2	0,5...9,5	5...10

Для ПОС силових установок значення розрахункових умов наведено в табл. 1.2.

Табл. 1.2

Температура зовнішнього повітря $t_{н.в.}, ^\circ\text{C}$	Водність $\omega, \text{Г/м}^3$	Діапазон висот $\Delta H, \text{км}$	Протяжність зон обледеніння $L, \text{км}$
0	2,5	0,5...5	5...10
-10	2,2	0,5...6,2	5...10
-20	1,7	0,5...7,8	5...10
-30	1	0,5...9,5	5...10
-40	0,2	0,5...11	5...10

При проведенні розрахунку ПОС значення ω , наведені в табл. 1.1 і 1.2, збільшують для підвищення безпеки польотів в 1,7 разів. В залежності від виду хмарності розмір крапель рідкої фази для шаруватих хмар вибирають рівним 14 мкм, для купчастих хмар – 22 мкм. Розмір рідкої фази води залежить також від стану атмосфери. Краплі дощу рівні 1000 мкм, хмари обмерзання – 30 мкм, паморозі – 200 мкм, мокрого туману – 100 мкм, дрібного туману – 10 мкм.

Найбільше число зафіксованих випадків обмерзання ЛА знаходиться в діапазоні температур від 0 до мінус 16°C. Вплив висоти польоту на розвиток зони можливого зледеніння показаний на рис. 3.4.

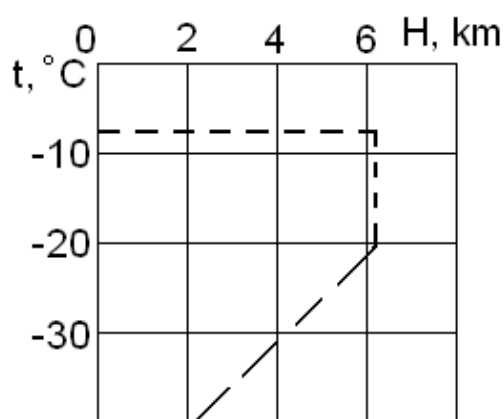


Рис. 3.4. Вплив висоти польоту на розвиток зони можливого обледеніння

Найбільш небезпечною зоною висот є діапазон від 2 до 6 км, де температура зовнішнього повітря залежно від пори року може знижуватися до мінус 30°C.

Процес розвитку обмерзання може носити тривалий характер по часу, особливо якщо політ ЛА відбувається в умовах купчастих або шаруватих хмар, коли розмір крапель рідкої водної фази відповідно дорівнює 22 і 14 мкм.

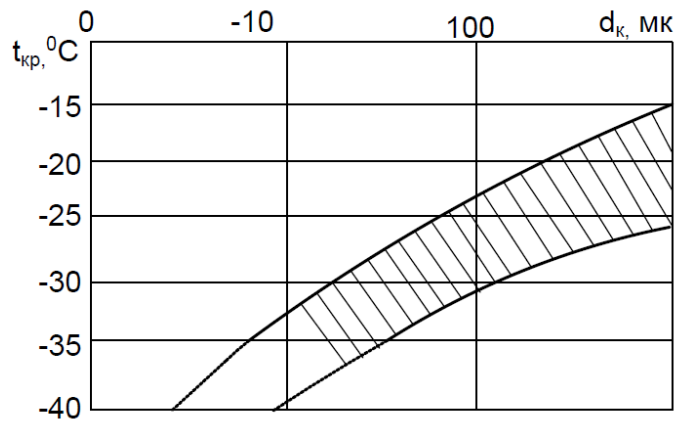


Рис. 3.5. Залежність температури кристалізації від діаметра крапель

Зі зменшенням діаметра крапель до d_k температура кристалізації крапель знижується, а значить, небезпека розвитку процесу обмерзання ЛА на висотах менше 6 км збільшується.

Протяжність зони обмерзання L залежить від значення водності (рис. 3.6).

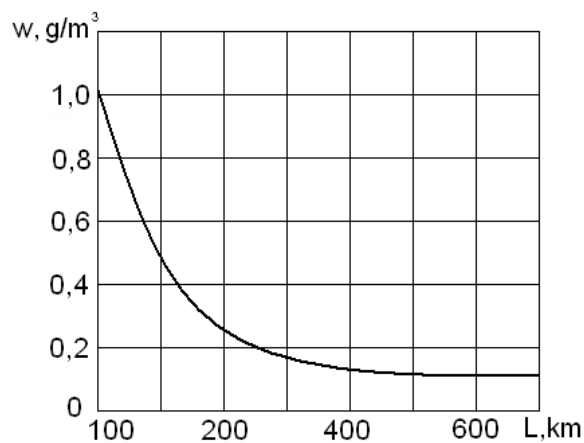


Рис. 3.6. Залежність протяжності зони обледеніння від значення водності

Зі зменшенням водності w процес обмерзання охопить великі ділянки польоту, якщо завчасно не покинути цю зону.

ВИСНОВКИ

У процесі виконання кваліфікаційної роботи на тему «Система захисту магістрального літака від обмерзання» було детально досліджено та проаналізовано сучасні технології і методи, які застосовуються для захисту ПС від обмерзання.

Визначення умов зледеніння, починається при видимій вологі і тоді, коли ТНС менше плюс 10°C і виявилася досить консервативним рішенням. Як вже говорилося, при умовах обледеніння присутніх (у відповідності з визначенням), не є обов'язковим твердженням те, що лід починає формуватися на літаку. З іншого боку, бувають ситуації, коли умови зледеніння, відповідно до AFM, є важкими для льотних екіпажів для виявлення, наприклад, під час польоту в нічний час.

Хоча вночі можна перевірити видимість за допомогою фар, або оцінити видимі ділянки крила на факт формування льоду, видимість залежить тільки від розміру частинок, які не зустрічаються в рідкому стані води, що дуже важливо для зледеніння. Наприклад, великі кристали льоду не завдають шкоди поверхні крила, але вони знижують видимість більше, ніж це роблять краплі води.

За останні роки велика кількість технологій виявлення льоду були успішно розроблені для забезпечення можливості виявлення наростання льоду на планері і наявності умов зледеніння. Як правило, ці технології дозволяють:

- підвищити безпеку усіх етапів польоту та саме керування ЛА в умовах зледеніння;
- знизити робоче навантаження на екіпаж;
- економити паливо.

В цій кваліфікаційній роботі розглядаються переваги використання ультразвукових датчиків для виявлення зледеніння літаків, зокрема використання їх на літаку Airbus де вони входять до складу DAIDS.

Подвійна система виявлення обледеніння, призначена для підтримки пілота у визначенні зовнішніх метеорологічних умов, які можуть призвести до льодових формувань на планері. Умови виявлення обледеніння за допомогою

системи встановленої на Airbus є менш консервативними і більш точними ніж звичайні системи, що встановлені на більшості літаків, завдяки тому, що датчик визначає не сам стан обледеніння, а реальне його формування на управляючих поверхнях.

Розташування DAIDS була обрана таким чином, щоб визначати стан зледеніння на кожній з поверхонь окремо, тобто система здатна автономно виявляти стан обледеніння, наприклад, крила чи вхідного направляючого апарата двигуна, та автоматично включати обігрів поверхонь, не усіх одночасно, а здатна це робити вибірково, відповідно до інформації що поступає від кожної з зон контролю системи. Також треба додати визначену раціональність використання даної системи з поміж інших. Завдяки частотно-резонансному способу визначення обледеніння система є дуже високо-технічною та надійною, що не мало важливо на етапі існування і розвитку ПС.

ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Aircraft Maintenance Manual of Airbus 320. ATA 30
2. EASA. Aircraft Structures and Systems. Aviation Maintenance Technical Certification Series Part-66. USA: 2020. 468 с.
3. Керівництво з льотної підтримки – Customer Services Directorate. Робота в холодні погоду - Cold Weather Operations.
4. Функціональні системи аерокосмічної техніки / А. Бетін, Н.В. Бондарев, В.Н. Кобрін, С. Лобов, Н.В.Нечипорук. - Харків: Харківський авіаційний інститут, 2005. -112 ст.
5. Керівництво авіаційних знань - публікація «Skyhorse», 03.11. 2009 – р. 352ст.
6. Системи захисту від обледеніння - «Cox & Company, Inc». Cox & Company, Inc. 2001р.
7. С.Р. Ігнатович, О.В. Попов, В.О. Максимов, В.Є. Зімін. Основи авіації. Вступ до спеціальності. Київ: НАУ, 2023. 235 с.
8. О. Слободян, Т. Іванова, Л. Бородінова, С. Лапутько. Положення про дипломні роботи (проекти) випускників Національного Авіаційного Університету. Київ: МОН України, НАУ. 2017.
9. DASSAULT FALCON 000DX-EX. ATA30 – Ice and Rain Protection. URL: [https://www.smartcockpit.com/docs/DASSAULT_FALCON_000DX-EX-Ice and Rain Protection.pdf](https://www.smartcockpit.com/docs/DASSAULT_FALCON_000DX-EX-Ice_and_Rain_Protection.pdf)
10. FlyByWire Simulations Documentation. Ice and Rain Protection. URL: <https://docs.flybywiresim.com/pilots-corner/advanced-guides/ice-rain-protection/>
11. Aeronautics Guide. Ice and Rain Protection. URL: <https://www.aircraftsystemstech.com/2021/06/aircraft-ice-and-rain-protection.html>
12. AV soft International. ATR 72-600 Ice and Rain Protection. URL: <https://www.youtube.com/watch?v=kWZQKtmoleo>