

УДК 621.454.3

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-3771352018143826>Сілакова Т. Т.¹, к. ф.-м. н., доцент

МЕХАНІЧНІ СИСТЕМИ У КЕРУВАННІ ЛІТАКОМ

En

It is impossible to say that mechanics is outdated. On the contrary, mechanical systems are developing and becoming more and more effective finding their place in the designs of the new generation liners. The most common mechanical systems of the aircraft are deicing systems. In order to increase the efficiency of the deicing system using, they must be integrated into the Aircraft Control System.

The control of such deicing systems should be based on the use of computer facilities. An important task in this case is to study the characteristics of impulse impact on the aircraft skin to determine the most optimal law for impulse providing.

According to statistics, small aircraft suffer a crash more often than airliners. Therefore, mechanical control should be introduced on small planes.

Ru

Сделана попытка проанализировать направления использования современных механических систем на воздушных аппаратах. Рассмотрены традиционные механические системы, которые используются в самолетах. Рассматриваются вопросы создания современных систем контроля обледенения самолета. Приведен обзор существующих технических средств и методов борьбы с обледенением летательных аппаратов. Показано, что наиболее перспективными для использования являются электроимпульсные противообледенительные системы, интегрированные в систему управления летательного аппарата.

Вступ

Характерною рисою світового розвитку інформаційних і керуючих систем кінця ХХ – початку ХХІ століття є все більш широке застосування у всіх сферах життєдіяльності інформаційних систем керування. Але у випадку систем управління літака слід застосовувати у якості дублюючої системи механічну.

Такі вчені як В. В. Дерлеменко, М. Ф. Кропивко, І. М. Криворучко, В. П. Ситник, Б. К. Скірта, С. О. Тивончук, В. Ш. Рапопорт, Б. М. Якобсон і багато інших внесли вагомий вклад у розвиток автоматизації процесів управління літаками. Принципи, що закладені у роботах цих авторів стали фундаментом для подальших досліджень у даній сфері.

¹ НТУУ «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», кафедра загальної фізики та фізики твердого тіла

Незважаючи на дослідження у даній сфері залишаються питання щодо можливостей застосування механічних систем керування літаком із метою покращення безпечності польотів.

Постановка задачі

Метою статті є розгляд існуючих систем механізації літаків та надання рекомендацій щодо можливостей застосування даних систем в забезпеченні надійності польотів.

Виклад основного матеріалу дослідження

Керування літаком – це процес зміни сил і моментів, необхідних для польоту по заданій траєкторії. Сукупність пристроїв, що забезпечують управління рухом літака, називається системою управління.

Система управління літаком може бути неавтоматичною, напівавтоматичною або автоматичною.

Якщо процес управління здійснюється безпосередньо пілотом, тобто пілот за допомогою м'язової сили призводить у дію органи управління, що забезпечують керування літаком, то система управління має назву неавтоматичної (пряме управління літаком). Неавтоматичні системи можуть бути механічними і гідромеханічними (рис. 1.).

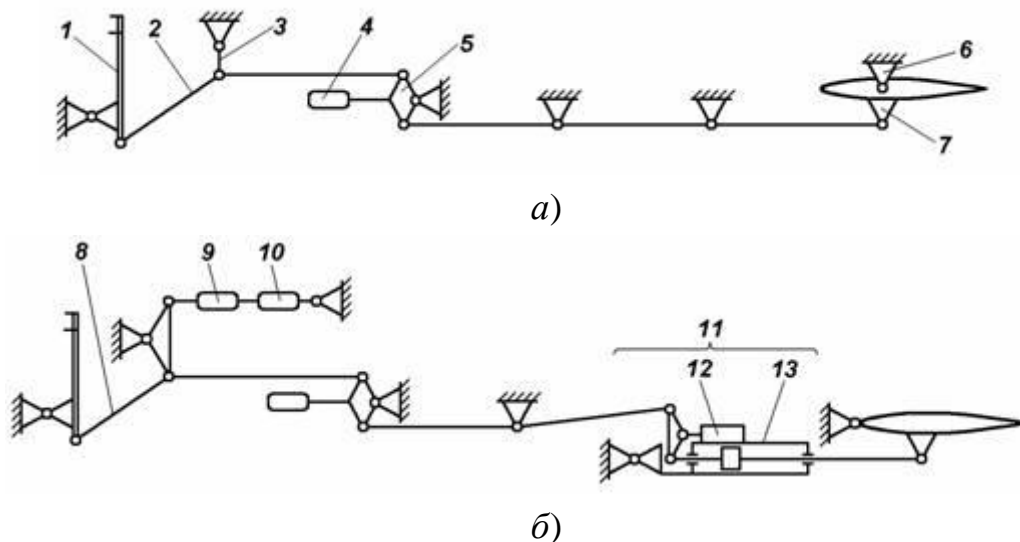


Рис. 1. Неавтоматизовані механічна (а) і гідромеханічна (б) системи центрального управління літаком [1]:

1. командний важіль; 2. тяга проводки управління; 3. качалка або роликівна напрямна; 4. балансир маси проводки управління; 5. двопліччова качалка, що компенсує температурні зміни довжини гермовідсіків фюзеляжу; 6. кронштейн навіски керма; 7. важіль управління керма; 8. двопліччовий важіль; 9. пружинний завантажувач командного важеля; 10. механізм трімірування (зняття навантаження);

11. рульовий привід; 12. гідравлічний золотник; 13. гідроциліндр

Механічні системи – це перші літакові системи, на базі яких створені всі сучасні комплексні системи центрального управління. Балансування і керування тут здійснюються безпосередньо мускульною силою екіпажу протягом усього польоту.

Якщо процес управління здійснюється пілотом через механізми і пристрої, що забезпечують і поліпшують якість процесу управління, то система управління називається напівавтоматичною. Якщо створення і зміна керуючих сил і моментів здійснюється комплексом автоматичних пристроїв, а роль пілота зводиться до контролю за ними, то система керування називається автоматичною.

Сучасний літак управляється так званою ЕДСУ – електродистанційною системою управління. Вперше така система була встановлена на радянському літаку «Максим Горький», вона керувала поверхніми шляхом передачі електричного струму (аналогова ЕДСУ). Пізніше у військовій техніці вона з'явиться в повністю цифровому вигляді на радянському Т-4, а в цивільній авіації – на *Airbus A320* і *Tu-204*.

ЕДСУ являє собою програмно-апаратний комплекс, що складається із:

- приводів керуючих поверхонь літака,
- датчиків контролю,
- системи управління,
- системи індикації та допоміжних систем,
- системи комунікації та силової системи [2].

Кожна із систем зазвичай як мінімум дублюється один раз. Залежно від необхідних законів управління, цінових і компоувальних рішень архітектура може варіюватися – містити більше контурів дублювання, контролю, силових контурів, або ж, навпаки, менше. А так само можливі комбінації ЕДСУ і механічної, гідромеханічної систем управління.

Використання ЕДСУ у першу чергу забезпечує значне зменшення ваги системи управління, що на великих літаках має критичну важливість. Так само дає більш гнучкі можливості компоновки, часто дозволяє розташувати систему управління практично у будь-якому доступному місці літака. Зменшення ваги і спрощення компоновання дозволяє ввести додаткові контури, що забезпечують нормальне керування літаком у стані відмови одного із керуючих контурів. Дозволяє по можливості зменшити людський фактор, контролюючи параметри польоту в автоматичному режимі і ко-ректуючи команди пілотів. Контролює стан критичних систем літака у режимі реального часу, що дозволяє виявити, відстежити і по можливості виправити помилку в мінімально можливий час.

Проте, у процесі проектування таких систем критично важливо створити правильну архітектуру. Це – найбільш вразливе місце ЕДСУ. Найбільш класичними випадками помилок є:

- залежність системи від електроживлення, що у разі механічного управління є катастрофою, але не веде до втрати управління всім літаком (посадка Ту-154);
- невірне дублювання системи керування (інцидент із Ан-148);
- «дурні» помилки ПО, наприклад такі, як зміна знака під час перетину екватора або часових поясів, можливість негативної швидкості на цивільному літаку тощо.

На переважній більшості літаків механічна система зберігається – вона присутня і на Ту-334, і на Ан-148, і на більш важких *Airbus A320*, *Boeing 737* і навіть *Boeing 777*. Сьогодні за кордоном тільки один сертифікований пасажирський літак не має механічної аварійної системи управління – це *Airbus A380* [3], [4].

Найбільш розповсюдженими механічними системами літака є системи проти обмерзання. Розглянемо їх більш детально.

Досвід експлуатації авіаційної техніки показує, що обмерзання повітряного апарату (ПА) поряд із турбулентністю атмосфери, електричними розрядами, можливістю зіткнення із птахами є одним із найбільш небезпечних впливів природного зовнішнього середовища, яке істотно впливає на безпеку польоту.

Так утворення крижаної кірки на крилах тягне за собою зміну їх профілю і, як наслідок, досить значне зменшення підйомної сили. Це призводить до погіршення аеродинамічних характеристик ПА. У разі інтенсивного утворення льоду може відбуватися значне зменшення критичних значень кутів атаки несучих поверхонь. Виникає внаслідок цього передчасний зрив потоку може послужити причиною аварії або катастрофи ПА на злітно-посадочних режимах польоту.

Наявність льоду на вхідних кромках повітрязабірників двигунів, на повітряно-нагнітальному апараті, або перших щаблях компресора, призводить до зменшення ККД двигуна, його перегріву, помпажу, а у разі самовільного скидання льоду в повітряний тракт двигуна – його зупинці, пошкодження і навіть руйнування (рис. 2).

Обмерзання повітряних гвинтів турбогвинтового двигуна знижує їх ККД і збільшує витрату палива для підтримки заданого режиму польоті. Виникаючи в умовах обмерзання гвинта вібрації і тряски можуть привести до руйнування опорних підшипників вала і до його заклинювання.

Утворення льоду на склі кабіни екіпажу, обтічниках радіолокаційних антен і антен радіозв'язку, датчиків навігаційно-пілотажних приладів, погіршує умови пілотування і навігації [5].

Таким чином, боротьба із обмерзанням літака є актуальною проблемою, безпосередньо пов'язаною із безпекою повітряного транспорту.

Сучасний рівень розвитку авіаційної техніки виключає можливість використання «пасивного» методу боротьби із обмерзанням, що зводиться до прагнення уникнути під час польоту таких метеорологічних умов, які можуть викликати обмерзання.

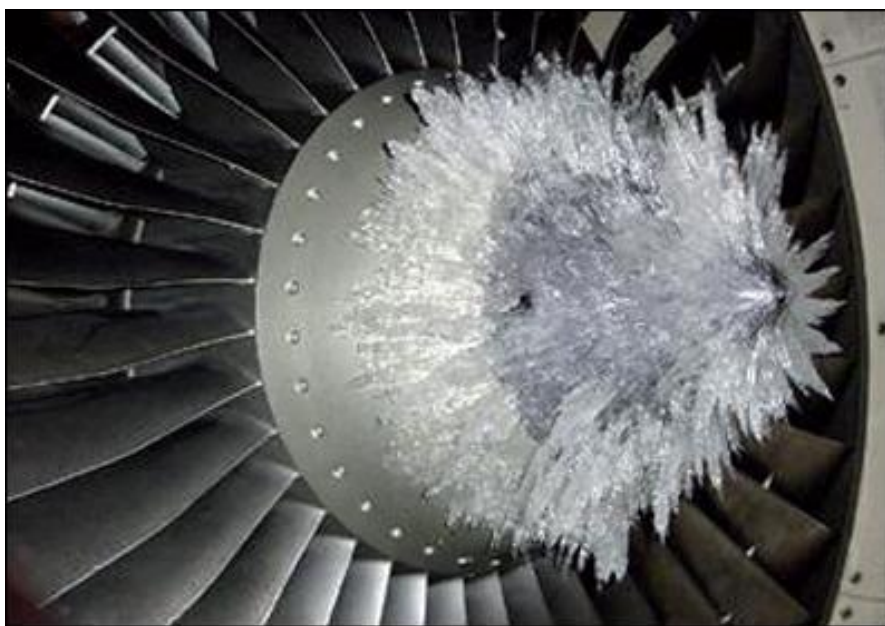


Рис. 2. Обмерзання компресора [5]

Вимога експлуатації ПА у будь-яких метеорологічних умовах передбачає розробку ефективних і надійних протиобмерзних систем (ПОС), що дозволяють не тільки контролювати ступінь обмерзання літака, але і захищати його від обмерзання.

У даний час все ПА, як правило, обладнуються пристроями для захисту від обмерзання. Однак, підвищення їх ефективності, як показує досвід, продовжує залишатися фактором, від якого істотно залежить безпека і регулярність польотів [6].

За характером роботи розрізняють ПОС безперервної і циклічної дії. Системи безперервної дії, як правило, не допускають утворення льоду на поверхні, що захищається; системи же циклічної дії допускають утворення льоду певної товщини, а потім видаляють його.

ПОС можна також класифікувати за місцем їх установки: ПОС крила, хвостового оперення, скління кабіни екіпажу тощо [7].

Принцип дії використовуваних ПОС заснований на одному із наступних способів захисту: механічному, фізико-хімічному, тепловому.

Механічні ПОС відносяться до систем циклічної дії, яка допускає утворення на поверхні, що захищається, шару льоду певної товщини. Ця товщина вибирається таким чином, щоб лід не чинив помітного впливу на

льотні характеристики і безпеку польоту ПА. Допустима товщина льоду є індивідуальною характеристикою конкретного ПА і становить у середньому 4 – 6 мм.

Цикл роботи механічної ПОС можна розбити на три етапи: утворення шару льоду допустимої товщини; руйнування його за допомогою силового впливу; видалення уламків під дією набігаючого потоку.

До механічних систем відносяться пневматичні та електроімпульсні ПОС [8].

Принцип дії пневматичної ПОС наступний: на носу крила (або оперення) встановлюється протектор із еластомерного матеріалу. У середині протектор має ряд камер, до яких у певному порядку подається стиснене повітря від компресора двигуна або спеціального компресора, встановленого на коробці приводів двигуна. По черзі надуваючись, камери протектора розламують лід, який утворився на поверхні, що захищається, та зносився потоком, що набігає (рис. 3).

До переваг пневматичних ПОС відноситься мала енергоємність системи – витрата повітря становить всього близько 30 кг/год, а також мала питома маса – близько 30 кг/м.

Недоліками такої системи є збільшення опору крила (приблизно на 5 – 6 % у неробочому стані протектора і на 100-110 % у робочому стані), а також досить швидке старіння еластомерів під впливом змінних температур і сонячної радіації, що приводить до розтріскування і руйнування протектора.

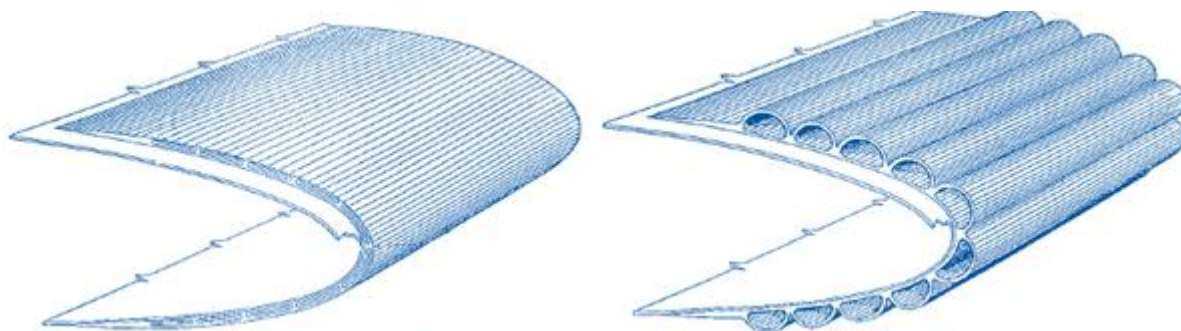


Рис. 3. Принцип дії пневмомеханічної системи [6]

У вітчизняній авіації пневматичні ПОС на даний час не застосовуються, у той час як за кордоном вони широко використовуються на малих ПА (ПА адміністративного класу) [9].

Дія електроімпульсної ПОС (ЕІ ПОС) (рис. 4) полягає у створенні в обшивці, яка захищається 1, оперення 2 і шарі льоду, що знаходиться на ній, повторюваних імпульсних деформацій, розділених паузами. Виникаюча у такому разі в елементах конструкції напруга менше межі циклічної міцності матеріалу, але достатня для руйнування льоду.

На даний час в авіації використовується система, заснована на безконтактному дистанційному впливі за допомогою електромагнітної індукції. Робочим елементом ЕІ ПОС у цьому випадку є індуктор 3 – електромагнітні котушки без сердечника, закріплені із деяким зазором відносно внутрішньої сторони обшивки 5 уздовж передньої кромки поверхні, що захищається. Кожен індуктор захищає певну зону обшивки. Під час подачі імпульсу напруги U на індуктор у останньому виникає кільцевий струм і збуджується електромагнітне поле. Згідно із законом електромагнітної індукції (закон Ленца) у обшивці також порушуються кільцеві струми і виникає своє електромагнітне поле. Так як ці поля мають одну спрямованість, обшивка 5 буде «відштовхуватися» від індуктора, який закріплений на «жорсткому» каркасі 4, і в ній будуть виникати пружні деформації і відповідно напруги, під дією яких буде відбуватися руйнування крижаного наросту (деформованій стан обшивки – 6). Тривалість імпульсів становить близько 4-10 сек, а період їх проходження – 1-2 сек.

Із фізики процесу видалення льоду за допомогою ЕІПОС ясно, що зі зростанням жорсткості конструкції потрібне збільшення потужності імпульсу. Практика показала ефективність вперше встановленої на літаку Іл-86 у якості штатної системи ПОС: серії із трьох послідовних імпульсів тривалістю біля 1 с і періодом їх проходження 1-2 с достатні для ефективного видалення льоду.

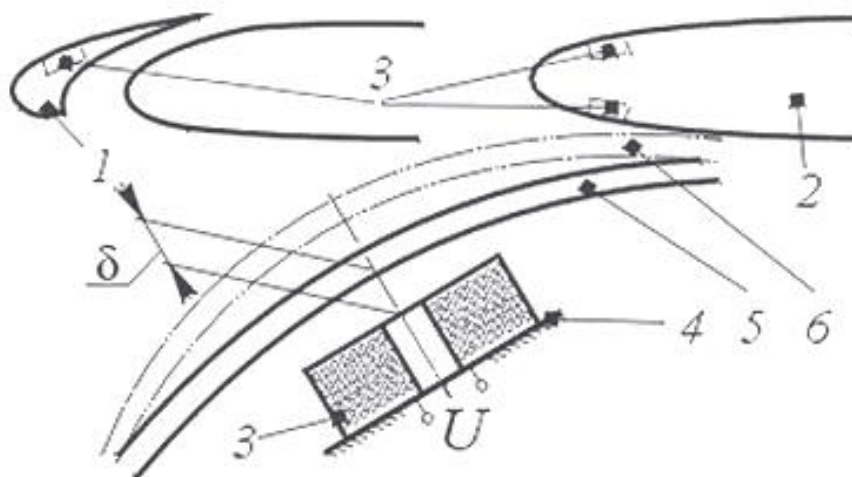


Рис. 4. Послідовні фази роботи електроімпульсних ПОС [10]

Електроімпульсна ПОС має значно меншу масу та енерговитрати, ніж найбільш поширені на сучасних літаках теплові протиобліднювальні системи.

Електроімпульсні системи можуть застосовуватися не тільки у разі виготовлення агрегату ПА із металевих конструкційних матеріалів, а й за використання композиційних матеріалів. Тому у місці встановлення

індуктора на внутрішню сторону обшивки необхідно наклеїти електропровідний шар – так званий «дублер» із алюмінієвої фольги.

Для більш ефективного видалення льоду і раціонального вико-
тання енергії індуктори доцільно з'єднувати у групи. До недоліків цих сис-
тем відноситься: велика кількість індукторів, оскільки область їх дії обме-
жена стиками обшивки і елементами силового набору агрегату; наявність
залишкового льодоутворення у разі, якщо зона уловлювання становить
понад 2 % хорди по верхній або нижній поверхні профілю; необхідність
підвищення потужності імпульсу у міру зростання жорсткості конструкції
(цим, зокрема, пояснюється той факт, що дані системи не знаходять
застосування на легких і середніх ПА) [9].

Ефективність захисту ПА від обмерзання у значній мірі залежить від
своєчасного включення ПОС. Багато сучасних протиобледнювальних
систем працюють у комплексі із датчиками (або сигналізаторами)
обмерзання. Вони допомагають контролювати метеорологічні умови
польоту і вчасно виявляти почався процес обмерзання. За цією метою на
борту ПА у місцях із найменшим спотворенням набігаючого потоку
повітря, зазвичай у носовій частині фюзеляжу, встановлюють
сигналізатори обмерзання.

Системи антиобледеніння можуть включатися як вручну, так і за
сигналом від сигналізаторів. На даний час сигналізатори обледеніння не
тільки включають ПОС, але і здійснюють регулювання її роботи
відповідно до умов обмерзання і режимом польоту ПА.

Усі існуючі сигналізатори обмерзання можна розділити на дві групи:
сигналізатори, які реєструють умови, що сприяють виникненню
обмерзання; сигналізатори, які реєструють наявність льоду на поверхні
ПА, тобто факт обмерзання, що вже почалося.

Сигналізатори першої групи реагують на наявність у атмосфері
переохолоджених крапель води, а принцип їх дії може бути заснований на
реєстрації електричного струму у ланцюзі датчика або вимірі таких
параметрів, як інтенсивність теплообміну із навколишнім середовищем і
електропровідність датчика. Ці сигналізатори відрізняються високою
чутливістю, проте можуть давати помилкові спрацьовування, так як не
відрізняють звичайні краплі води від переохолоджених, що обумовлюють
обмерзання. Для запобігання цьому явищу сигналізатори першої групи
оснащуються датчиками температури, блокуючими сигнал за позитивних
температурах навколишнього середовища.

Сигналізатори другої групи реагують безпосередньо на шар льоду,
що утворився на датчику. Вони дещо поступаються у швидкодії
сигналізаторів першої групи, так як для утворення льоду потрібен час, але
простіше за конструкцією, менш схильні до помилкових спрацьовувань.

До сигналізаторів обледеніння незалежно від того, до якої групи во-
ни належать, пред'являється ряд вимог: висока надійність функціонування

і достовірність інформації; висока чутливість; сигналізація початку і кінця обмерзання і автоматичне керування роботою ПОС; простота експлуатації; мінімальний аеродинамічний опір, малі габаритні розміри і маса [10].

Механічний сигналізатор. Заснований на механічному впливі льоду, що осідає на чутливому елементі. Сигналізатор складається із не обігріваємого циліндру і ножевидного скребку, встановленого строго паралельно твірної циліндра, із зазором між ним близько 0,1 мм. Циліндр має насічки і повільно обертається електродвигуном підвішеним на пружинах так, що він може повертатися на невеликий кут. Під час обмерзання між скребком і обертовим циліндром виникає тертя, момент якого передається на корпус електродвигуна, останній повертається навколо своєї осі і замикає контакт системи сигналізації. Після припинення обмерзання електродвигун під дією пружини повертається у початкове положення і контакти розмикаються. Такий сигналізатор володіє задовільною чутливістю, простою конструкцією і не потребує обігріву.

У механічних сигналізаторах обмерзання можуть використовуватися також зміни частоти або амплітуди вібрацій датчика у разі наростання на ньому льоду, різниця відцентрових сил лопатей приладу, які обертаються і обігріваються, різниця в аеродинамічному опорі двох однакових обтічних профілів, на одному із яких осідає лід, зміна частоти під час обмерзання віброуючої пластини тощо.

На даний час на серійних ПА широкого поширення набули вібраційні сигналізатори обледеніння, що відносяться до другої групи. Конструктивне виконання цих сигналізаторів може бути декілька різним, але діють вони за одним принципом.

Штир сигналізатора крізь отвір у обшивці виходить у потік, що набігає, якій містить переохолоджені краплі води. За допомогою обмотки збудження, до якої підводиться змінна напруга, стрижень приводиться у коливальний рух уздовж своєї осі. Утворена таким чином електромеханічна коливальна система коливається із деякою еталонною частотою f_e . Разом зі стрижнем коливається жорстко пов'язаний із ним постійний магніт, наводячи у вимірювальній обмотці змінну напругу U_p , що має частоту f_p . Ця частота реєструється за допомогою електронних пристроїв і порівнюється з еталонною. За відсутності обмерзання реєструєма частота f_p збігається із еталонною f_e .

Під час утворення шару льоду змінюються маса і власна частота коливань стержня і відповідно – магніту. Неузгодженість частот f_p і f_e , що виникає, реєструється електронним блоком, що видає сигнал про обмерзання. За величиною неузгодженості (1), можна судити про інтенсивність зледеніння:

$$\Delta f = f_e - f_p \quad (1)$$

Пневмоелектричний сигналізатор призначений для автоматичної сигналізації про початок і закінчення обледеніння. У окремих випадках може бути використаний для автоматичного включення противообліднювальної системи. Це типові представники сигналізаторів другої групи. Принцип роботи їх заснований на зміні аеродинамічного тиску, викликаного закриттям за умови обмерзання отворів у збірниках повітря. Як чутливий елемент використовуються пружні властивості мембрани, яка замикає електричні контакти у разі зменшення аеродинамічного тиску.

Істотним недоліком пневмоелектричних сигналізаторів є поява помилкових спрацьовувань під час випадкового засмічення робочих отворів приймачів.

Таким чином після розгляду механічних систем управління літака можна зробити висновок, що вони більш надійні та менш вимогливі, ніж автоматичні системи, тому їх можна рекомендувати встановлювати як аварійні на літаках. Наприклад, слід розглянути патент № 2000250 [11]. Механічна система управління містить ручку управління, з'єднану однією проводкою з елеронами, а інший - з органом управління в каналі тангажу. Система забезпечена нелінійним механізмом, шарнірними опорами і гойдалками, друга, третя і четверта. Гойдалки спільно із тягою утворюють паралелограмний механізм. Перша і друга качалки з'єднані за нелінійним механізмом. Винахід дозволяє здійснити плавне спливання елеронів вгору у разі переміщенні ручки по тангажу на себе пропорційно цьому переміщенню. Цим досягається зниження аеродинамічних навантажень на крило.

Або патент № 2544251 [12], що відноситься до області керування літальним апаратом (ЛА) і стосується системи центрального управління ЛА. Система управління польотом містить кермові поверхні і пов'язані із ними силові приводи для управління льотними функціями крену, нишпорення, тангажу і аеродинамічного гальмування ЛА. Всі силові приводи є електромеханічними. Тому частина рульових поверхонь, пов'язаних із електромеханічними силовими приводами, являє собою розділені кермові поверхні, кожна із яких складається із незалежних поверхонь. Досягається надійність, міцність, простота системи управління польотом.

Таким чином є значне поле щодо розробки сучасних надійних механічних або електромеханічних систем управління літаком.

Висновки

Якою б не була архітектура систем управління, їх об'єднує дублювання керування. Говорити про те, що механіка безнадійно застаріла, не можна. Навпаки, механічні системи розвиваються, стаючи все більш ефективними і знаходячи своє місце у конструкціях лайнерів нових поколінь.

Наведений огляд існуючих технічних засобів і методів боротьби із обмерзанням ПА показав, що найбільш перспективними для використання, зважаючи на малу енергоємності, є електроімпульсні ПОС.

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

Пневматична ПОС, розроблена на початку 30-х років у США, є історично першою механічною системою захисту від обмерзання. Конструкція пневматичної ПОС збільшує профільний опір крила на 5 – 6 % у неробочому стані і на 80 – 100 % у робочому стані (у разі роздутих камер). Пневматичні ПОС мають відносно невелику масу і енергомісткість і тому широко застосовуються на малих нешвидкістних літаках.

Електроімпульсна ПОС (ЕІПОС) розроблена на початку 60-х років у СРСР інженером І. А. Левіним, який почав цю роботу, ще будучи студентом МАІ.

Для підвищення ефективності використання ПОС, вони повинні бути інтегровані у систему керування ПА.

Управління такими ПОС повинно здійснюватися на базі застосування засобів обчислювальної техніки та передбачати програмний вплив на характеристики подаються на індуктор імпульсів. Важливим завданням у такому разі є дослідження впливу характеристик імпульсного впливу на обшивку літака для визначення найбільш оптимального закону їх подачі.

За статистикою на кожні 10000 льотних годин у Європі, припадає одна авіакатастрофа. Причому, невеликі літаки терплять крах частіше, ніж авіалайнери. Тому на невеликих літаках слід впровадити механічне управління.

Список використаної літератури

1. *Мещерякова Т. П.* Проектирование систем защиты самолетов и вертолетов: Учебное пособие для вузов. – М.: Машиностроение, 1977. – 232 с.
2. *Wang Zhanlin, Li Peizi.* Airplane Fluid Drive and Servocontrol. China National Defense Industry Press, 1980. 530 p.
3. При жесткой посадке Ту-154 в «Домодедове» погибли пассажиры [Електроний ресурс]. – Режим доступу: <http://www.vesti.ru/doc.html?id=411507&cid=84>.
4. Межгосударственный авиационный комитет [Електроний ресурс]. – Режим доступу: <http://www.mak.ru/russian/investigations/2010/an-148-100.html>.
5. Обледенение летательных аппаратов [Електроний ресурс]. – Режим доступу: <http://avia-simply.ru/obledenienie-letateljnih-apparatov/>.

6. *Тенишев Р. Х., Строганов Б. А., Савин С. В. и др.* Противообледенительные системы летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1967. – 390 с.
7. *Трунов О. К.* Обледенение самолетов и средства борьбы с ним. – М.: Машиностроение, 1965. – 247 с.
8. *Зинченко В. П., Зинченко С. В.* Об оптимальном программном управлении технологическими модулями Prometheus//XXXIII Междунар. симпозиум «Вопросы оптимизации вычислений». – НАН Украины: ИК им. В. М. Глушкова. – пгт. Кацевели, 2007. – С. 90–91.
9. *Шиков М. В., Зинченко С. В.* Система контроля обледенения самолета // Наук.–технік. конф. виклад., науковців, аспірантів та студентів ФАКС 17–19 травня 2010 року. Зб. тез доп. – К.: НТУУ “КПІ”, ФАКС, 2010. – С. 29–30.
10. Архитектура систем управления самолётом [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://habrahabr.ru/post/145371/>.
11. Патент № 2000250 «Механічна система управління літаком» [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.findpatent.ru/patent/200/2000250.html>
12. Патент № 2544251 «Система управління літальним апаратом» [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.findpatent.ru/patent/254/2544251.html>.