

doi: 10.32620/oikit.2019.84.02

УДК 621.452.322.01:629.735.33.036.34

О. Д. Донець, В. П. Іщук

Концепція створення силової установки сімейства регіональних пасажирських літаків Ан-148/Ан-158

Державне підприємство «АНТОНОВ»

Наведено основні результати розрахунково-дослідних робіт, проведених при створенні силової установки сімейства регіональних пасажирських літаків.

Описано конструктивні особливості маршових двигунів і двигуна допоміжної силової установки. До складу силової установки входять маршові двигуни Д-436-148 і двигун АІ-450-МС, допоміжної силової установки.

Для виконання вимог норм Розділу 4 стандарту ICAO (зниження шуму літака на місцевості) у частині забезпечення зниження шуму від двигунів при створенні силової установки сімейства літаків Ан-148/Ан-158, застосовано одно- та двошаровий акустичний заповнювач у конструкції мотогондоли та повітрозабірника.

Застосування електронної системи автоматичного керування маршовими двигунами типу FADEC та інтеграція її у цифровий бортовий комплекс літака забезпечило роботу двигунів у складі силової установки з високими питомими показниками витрати палива, а також підвищило рівень автоматизації керування та контролю силовою установкою та забезпечило автоматизацію посадки літака за 3А категорією ICAO. Крім того, використання електронної системи дозволило експлуатувати силову установку літака за технічним станом.

Використання в складі допоміжної силової установки двигуна АІ-450-МС з електронною системою керування типу FADEC і приводом службового компресора від вільної турбіни виключило вплив зміни відборів потужності та повітря на відхилення роботи двигуна від оптимального режиму, що також забезпечило мінімізацію витрати палива.

Використання паливовимірної системи ТИС-158 дало можливість забезпечити контроль її стану та агрегатів без використання допоміжних пристроїв засобами вбудованого контролю.

У системі пожежного захисту застосування електронного блока керування та контролю, а також використання цифрового послідовного коду для обміну інформацією між елементами системи та системами літака сприяло зменшенню кількості зв'язків, що дозволило підвищити надійність системи і зменшити її вагові характеристики.

Ключові слова: регіональний пасажирський літак, силова установка, маршовий двигун, допоміжна силова установка, паливна система, електронна система керування, система пожежного захисту.

Розроблення та створення сімейства реактивних регіональних пасажирських літаків із заданими тактико-технічними вимогами, котрі забезпечують технічний рівень їх досконалості, що перевищує рівень вітчизняних і зарубіжних літаків аналогічного класу, забезпечується на підставі розроблення нових концепцій, до яких відноситься і концепція створення силової установки. Вона полягає в розробленні та створенні силової установки з двоконтурними двигунами з високим ступенем двоконтурності відповідно до вимог Розділу Е Норм льотної придатності літаків транспортної категорії (АП-25 [1]), котрі забезпечують питому витрату палива на максимальному крейсерському режимі до 61,61 кг/кН·год.

Опис систем силової установки (СУ)

Силовая установка літаків Ан-148-100/Ан-158 (рисунок 1) складається з двох маршових газотурбінних двигунів Д-436-148 (рисунок 2) високого ступеня двоконтурності, які розроблено Державним підприємством «Івченко-Прогрес» і

виготовлено Акціонерним товариством «Мотор Січ», допоміжної силової установки (ДСУ) з двигуном АІ-450-МС (рисунок 3), а також систем, які забезпечують роботу зазначених двигунів (системи керування і контролю, системи постачання палива, системи змащування та суфлірування, системи запуску).



Рисунок 1 – Сучасні регіональні пасажирські літаки Ан-148 та Ан-158



Рисунок 2 – Двигун високого ступеня двоконтурності Д-436-148



Рисунок 3 – Газотурбінний двигун АІ-450-МС

Трьохвальний турбореактивний двоконтурний двигун Д-436-148 (див. рисунок 2) складається з п'ятнадцятиступінчастого компресора, проміжного корпусу, кільцевої камери згоряння, п'ятиступінчастої турбіни, реверсивного пристрою в зовнішньому (вентиляторному) корпусі та розділових нерегульованих вихідних сопел зовнішнього й внутрішнього контурів.

Компресор двигуна – осьовий, трикаскадний. Складається з вентилятора, дозвукового підпірного ступеня вентилятора, навіколозвукових компресора низького тиску (КНТ) і дозвукового компресора високого тиску (КВТ). КНТ і КВТ мають клапани перепуску повітря.

Камера згоряння – з жаровою трубою кільцевого типу, з вісімнадцятьма одноканальними паливними форсунками (чотири з них – аерофорсунки). На корпусі камери згоряння встановлені два запальники факельного типу зі свічками запалювання.

Турбіна – реактивна, трикаскадна, складається з одноступінчастої турбіни високого тиску (ТВТ), одноступінчастої турбіни низького тиску (ТНТ) і триступінчастої турбіни вентилятора (ТВ). Кожна з турбін приводить в обертання відповідний ротор компресора.

Ротори вентилятора, КНТ і КВТ пов'язані між собою тільки газодинамічно та мають різні оптимальні для них частоти обертання.

Реверсивний пристрій (РП) – ґратчастого типу, кільцевий, з нерухомими ґратами і дванадцятьма стулками, які перекривають під час реверсування канал зовнішнього контуру двигуна.

На двигуні встановлені датчики й сигналізатори, які забезпечують вимірювання поточних значень параметрів роботи двигунів та їх систем, а також видачу сигналів про нормальну роботу двигунів та їх систем або про відхилення, що виникли в роботі.

На кожному двигуні встановлені гідравлічний насос НП-148 (основне джерело тиску гідравлічного комплексу), привід-генератор ГП-21 (основне джерело електроенергії 200/115 В). Для потреб літакових систем передбачено постійний відбір повітря від двигуна у всіх умовах експлуатації.

Система запуску – повітряна, автоматична, складається з електронної, повітряної та паливної систем.

Автоматичне включення та відключення за заданою циклограмою всіх агрегатів, що беруть участь у процесі запуску, проводиться за командами системи автоматичного керування силовою установкою САУ СУ-148.

Повітря для запуску двигунів відбирається від бортової допоміжної силової установки (ДСУ), аеродромного джерела або від раніше запущеного двигуна. Розкручування ротора високого тиску здійснюється повітряним стартером СВ-36-1.

Управління двигунами і контроль за їх роботою забезпечується за допомогою САУ СУ-148 у ручному і автоматичному режимах роботи.

Інформація про контроль кожного двигуна передається електронним блоком управління та контролю БУК-148 по регіональних лініях зв'язку в системи літака.

На борту встановлено резервний індикатор контролю параметрів двигуна ИПСУ-148, на якому відображається інформація про основні параметри роботи двигунів.

Доступ до двигуна, вузлів і агрегатів здійснюють через відкидні кришки капотів і експлуатаційні люки гондоли та пілона. Технічне обслуговування вузлів і агрегатів, розміщених у верхніх відсіках гондоли та в пілоні, проводять зі стрем'янок. Вузлі і агрегати, розташовані знизу двигуна, обслуговують із землі.

Двигун кріплять до силового каркаса пілона за допомогою переднього і заднього вузлів підвіски, змонтованих на двигуні (рисунок 4).

У конструкції підвіски двигуна передбачені елементи резервування переднього і заднього вузлів підвіски двигуна.

При заміні двигун знімають з пілона разом зі змонтованими на ньому знімною частиною гондоли і агрегатами.

Основні переваги двигуна:

- низька питома витрата палива й мала питома маса;
- висока надійність, зумовлена багаторічним досвідом експлуатації двигуна Д-36 аналогічного класу;
- низькі рівні шуму та емісій;
- простота обслуговування та висока ефективність системи контролю та діагностики;
- наявність універсальної підвіски, що дозволяє без змін конструкції двигуна застосовувати його на різних літаках, розміщуючи двигун під або над крилом, у фюзеляжі літака або з обох його боків;
- низькі експлуатаційні витрати при тривалому терміні служби.

Досвід, якій накопичено під час розроблення літаків Ан-140 та Ан-70, аналіз силових установок зарубіжних літаків (Airbus, Boeing, Gulfstream і т.п.), а також тісна співпраця з Національним аерокосмічним університетом

ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Національним авіаційним університетом та Уфимським державним авіаційним технічним університетом дозволили створити силову установку, яка має низку переваг і дозволяє ефективно експлуатувати літаки Ан-148-100/Ан-158.

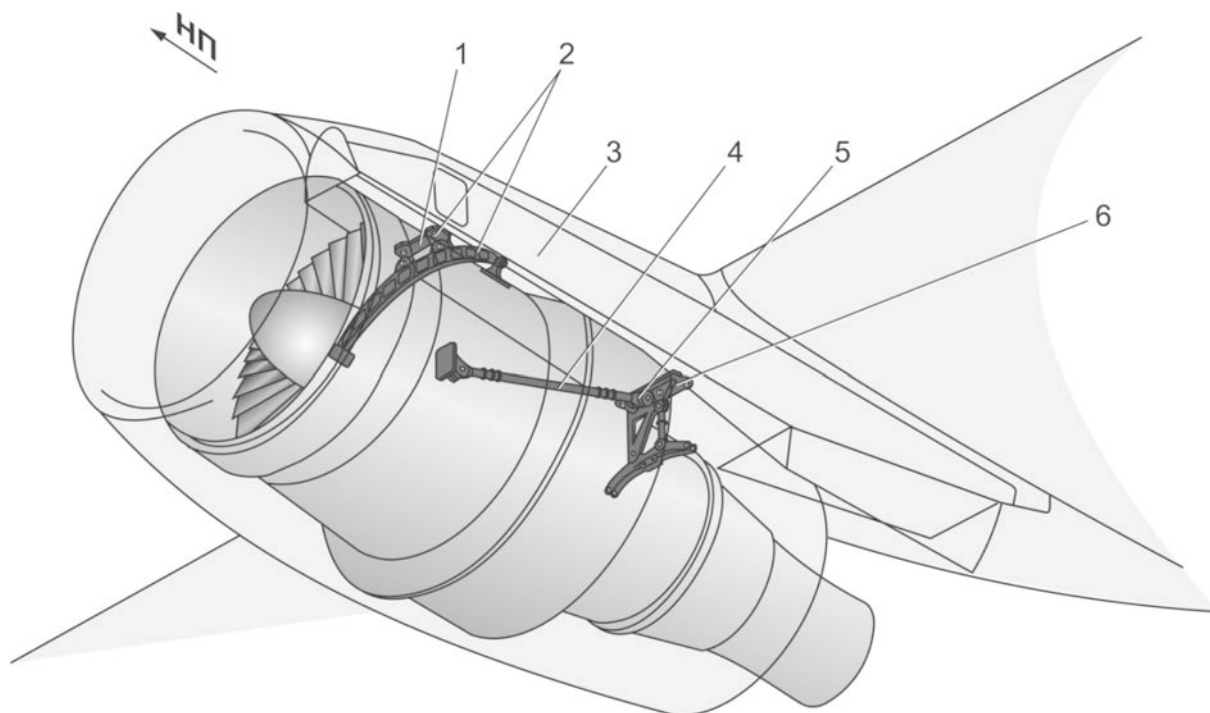


Рисунок 4 – Схема установки двигателя:

- 1 – вузол передньої підвіски (частина конструкції літака); 2 – кронштейн;
3 – пілон мотогондולי двигуна; 4 – штанга знімання тяги двигуна;
5 – вузол задньої підвіски (частина конструкції двигуна); 6 – кронштейн

Силовая установка позволяет эксплуатировать самолеты Ан-148/Ан-158 на высотных аэродромах – до высоты базирования 4100 м.

Мотогондола літаків Ан-148/Ан-158

Мотогондола маршової двигунної установки (МДУ) призначена для формування газоповітряного тракту, захисту двигуна і систем установлених на ньому від атмосферних опадів, аеродинамічного обтікання МДУ, а також має забезпечувати зниження рівня шуму на місцевості та вогнестійкість двигунної установки.

Мотогондола літаків Ан-148-100/Ан-158 з двигуном Д-436-148 складається (див. рисунок 5) із повітрязабірника, капота вентилятора, обтічника реверсу, сопла вентилятора і капота газогенератора.

При проектуванні мотогондולי було здійснено ряд науково-технічних робіт щодо зниження рівня шуму на місцевості до норм Розділу 4 стандарту ICAO. Під час проведення цих робіт були розглянуті різні за геометричними параметрами двошарові (повітрязабирач) і одношарові (сопло вентилятора, капот газогенератора) звукопоглинальні конструкції (ЗПК) акустичного заповнювача. Оцінка акустичної ефективності ЗПК підтвердила відповідність нормам Розділу 4 стандарту ICAO, а найбільше зниження шуму літака виявили при злітному режимі роботи двигуна. Результати проведених робіт відображені

в науково-технічному звіті ФГУП ЦАГІ «Разработка систем шумоглушения для силовых установок самолетов Ан-74ТК-300 с двигателями Д-36 серии 4А и Ан-148 с двигателями Д-436-148, обеспечивающими снижение уровней шума на местности до норм Главы 4 стандарта ICAO».

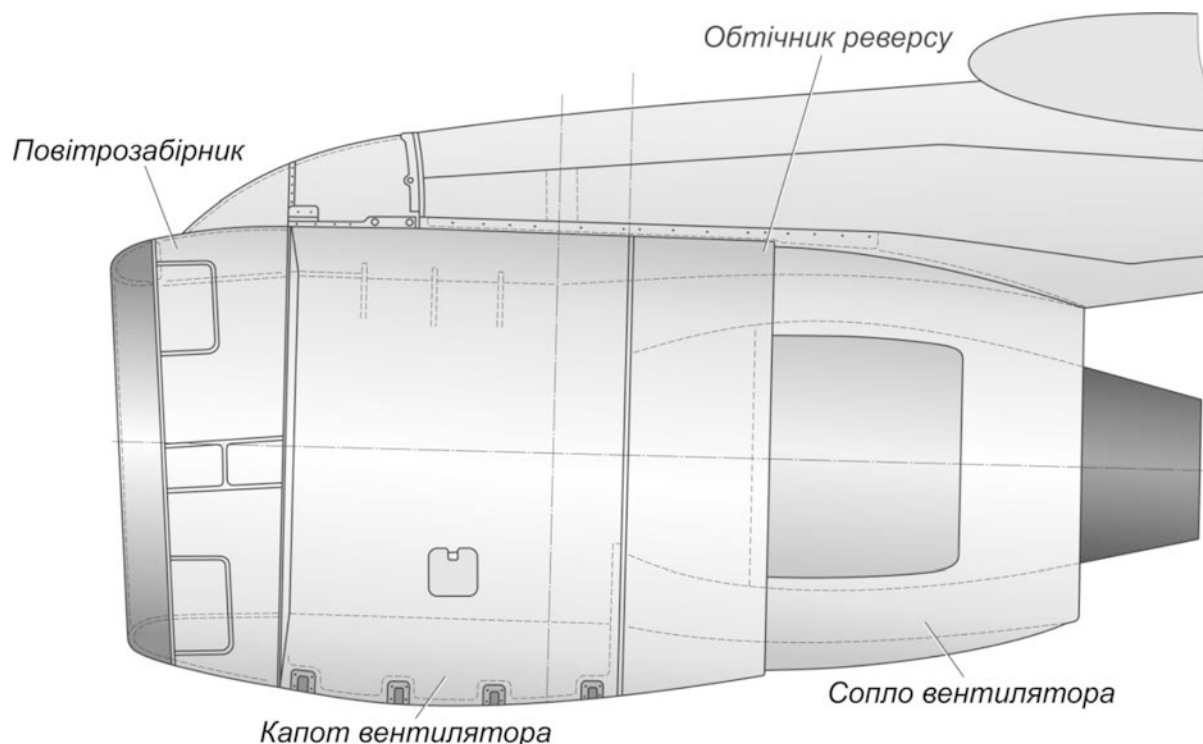


Рисунок 5 – Схема мотогондолы двигателя

В конструкції капота вентилятора, обтічника реверсу та капота газогенератора були застосовані композиційні матеріали (КМ), армовані металевою сіткою, яка забезпечує вогнестійкість мотогондoli.

Для підтвердження відповідності типової конструкції агрегатів гондoli маршової двигунної установки вимогам п. 25.1193(е) СБ-148 у питанні вогнестійкості були проведені вогневі випробування різних зразків фрагментів мотогондoli. Під час випробувань була підтверджена здатність агрегатів мотогондoli із КМ, армованих металевою сіткою, перешкоджати протягом 15 хвилин наскрізному проникненню полум'я з температурою $T = (1100 \pm 50)^\circ\text{C}$ і щільністю теплового потоку $P = (10,5 \pm 0,315) \text{ Вт/см}^2$ при одночасному впливі вібрації частотою 25 Гц і амплітудою коливань 0,8 мм і перевантаженням 2g, що відповідає вимогам п. 25.1193(е) СБ-148. Матеріали випробувань відображені в АКТі №148.98.0989.001ДЗ «Самолет Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е). Сертификационные огневые испытания типовых элементов капотов МДУ».

Вперше в конструкції агрегатів мотогондoli із КМ застосовано мідну, «блискавкозахисну» сітку призначену для захисту систем і агрегатів, встановлених на двигуні, від блискавки і HIRF. Результати випробувань підтвердили відповідність конструкції мотогондoli двигуна вимогам п. 25.581, п. 25.1316 СБ-148 і відображені у звіті про науково-дослідну роботу «Определение наводимых молнией напряжений в электроцепях систем и оборудования СУ самолета Ан-148».

Корпус повітрязабірного пристрою мотогондолі двигуна спроектовано таким чином, що становить собою суцільнозамкнену оболонку із КМ двошарової конструкції акустичного заповнювача. Опанована технологія виготовлення такої конструкції дозволила підвищити газодинамічні характеристики повітрязабірного пристрою, збільшити площу ЗПК, зменшити вагу і підвищити експлуатаційну технологічність.

Проектування мотогондолі двигуна Д-436-148 літаків Ан-148-100/Ан-158 виконувалося з використанням передових програм тривимірного проектування і системи керування проектами EPD Connect, що дало можливість виконати ув'язку систем і агрегатів на етапі робочого проектування. Використання тривимірного проектування дозволило скоротити термін випуску конструкторської документації та підвищити її якість.

Система керування маршовими двигунами

Застосовано електронну систему автоматичного керування (САК) з повною відповідністю типу FADEC, що дозволяє реалізувати закони керування з високою точністю, які забезпечують роботу двигуна з максимальним коефіцієнтом корисної дії.

На Ан-148-100/Ан-158 на відміну від розглянутих зарубіжних літаків при відмові основної САК маршового двигуна не відбувається виключення двигуна, а здійснюється перехід на гідромеханічну систему керування, яка забезпечує роботу двигуна на двох фіксованих режимах, вибраних з умов забезпечення безпеки злету, продовження крейсерського польоту й виконання посадки.

Основна САК маршових двигунів має вбудовану систему контролю, яка дозволяє виконувати постійний контроль датчиків і агрегатів двигуна. Для підвищення експлуатаційних якостей літака реалізовано видачу інформації про поточні відмови САК двигуна відповідно до їх впливу на безпеку виконання польоту та регламенту обслуговування літака.

З метою реалізації режимів автоматичного літаководіння, в тому числі і заходження на посадку за IIIA категорією ICAO на літаках Ан-148-100/Ан-158 реалізовано пряме автоматичне керування тягою силової установки за сигналами від САК літака аналогічно літакам Airbus, при цьому переміщення ручки керування двигуна (РКД) у режимі стеження використовують для контролю режиму роботи двигунів, який задається САК літака.

Для забезпечення гальмування літаків на пробігу та при виконанні перерваного злету кожний з маршових двигунів обладнано реверсивним пристроєм з електронно-гідравлічним керуванням.

Для контролю за технічним станом кожного з двигунів, у тому числі і стану його вібрації, використовують електронний блок контролю двигуна з вбудованим модулем контролю вібрації. Для перетворення сигналів, які передаються від датчиків вібрації двигуна у модуль контролю вібрації, на двигуні встановлено окремий електронний перетворювач.

Для інтегрування систем автоматичного керування та контролю кожного маршового двигуна із системами літака встановлено окремий електронний блок керування і контролю, при цьому для скорочення кількості зв'язків взаємодію компонентів виконано з використанням цифрового послідовного коду.

Для контролю параметрів роботи силової установки при відмові основних засобів індикації в кабіні екіпажу встановлено резервний індикатор, який відображує мінімальний набір параметрів роботи кожного маршового двигуна.

Допоміжна силова установка (ДСУ)

На літаках Ан-148-100/Ан-158 як ДСУ застосовано допоміжний газотурбінний двигун АІ-450-МС (див. рисунок 3) з приводом службового компресора від вільної турбіни, яка виключає вплив змінних відборів потужності та повітря на режим роботи двигуна, що забезпечує мінімізацію витрат палива.

Допоміжна силова установка складається з двигуна АІ-450-МС, елементів кріплення двигуна, вхідного пристрою, повітрязабірника, протипожежного екрана, системи повітряного охолодження та вихлопного пристрою. Основні параметри ДСУ зображено на рисунку 6.

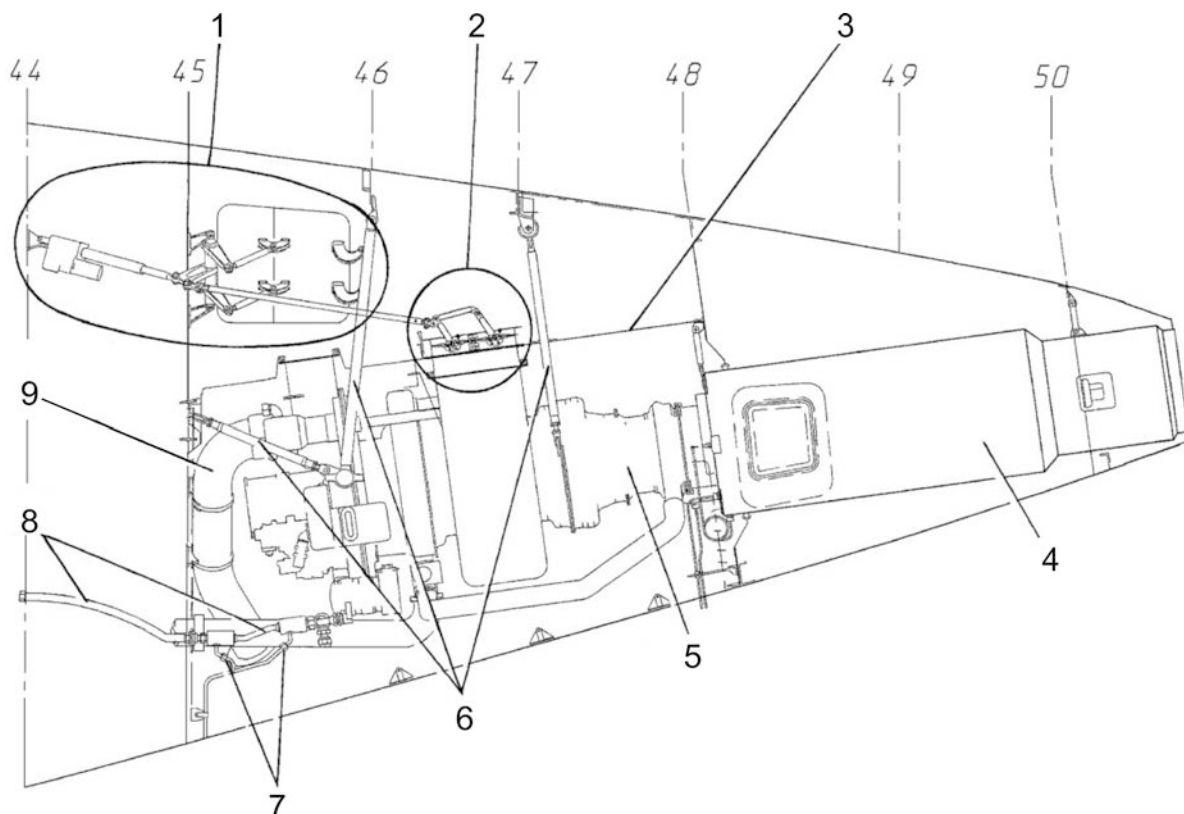


Рисунок 6 – Схема установки допоміжної силової установки:

- 1 – вхідний пристрій; 2 – повітрязабірник ДСУ; 3 – протипожежний екран;
4 – вихлопний пристрій; 5 – двигун АІ-450-МС; 6 – система кріплення ДСУ;
7 – дренажні трубопроводи; 8 – паливні трубопроводи; 9 – патрубок скидання
повітря із вентилятора ДСУ

ДСУ є допоміжним енерговузлом літака, який забезпечує:

- повітряний запуск двигунів Д-436-148 у діапазоні температур навколишнього середовища від мінус 60 °С до плюс 50 °С на аеродромах, розташованих до висоти 4 500 м над рівнем моря, і в польоті в аварійній ситуації до висоти 8 000 м;
- постачання стисненого повітря до системи кондиціонування та противобліднювальної системи літака на землі до 4 500 м і в польоті до 12 000 м в аварійній ситуації;
- живлення бортової мережі літака електроенергією змінного струму на землі до висоти 4500 м над рівнем моря та в польоті на висоті до 12 000 м в аварійній ситуації.

ДСУ є працездатною в діапазоні температур від мінус 60 °С до плюс 50 °С біля землі та в польоті від мінімальних арктичних до максимальних тропічних на всіх висотах польоту літака.

Відсік ДСУ розташований в хвостовій частині фюзеляжу між шпангоутами № 45 і 48. Доступ до двигуна для забезпечення швидкої заміни двигуна, зручності обслуговування і контролепридатності здійснюється через отвір, що закривається двома кришками з жалюзі для вентиляції відсіку допоміжної силової установки.

У польоті при непрацюючому двигуні ДСУ відсік обігрівается повітрям, що відбирають від системи кондиціювання повітря.

Двигун АИ-450-МС являє собою двовальний газотурбінний двигун зі службовим компресором, з системою відбору повітря та механічної потужності на привід генератора змінного струму. До складу двигуна входять компресор, камера згоряння, турбіна, службовий компресор із турбіною, вхідний пристрій, коробка приводів, агрегати та системи двигуна. На двигуні встановлено генератор змінного струму потужністю 40 кВ·А.

Запуск двигуна – автоматичний за командами зі щитка запуску ДСУ.

ДСУ має автономну паливну систему. Паливо до двигуна подається з паливної системи літака.

Масляна система – також автономна, виконана за нормальною замкнутою схемою з циркуляцією масла через маслобак і забезпечує змащення і охолодження опор роторів, деталей і вузлів двигуна, що обертаються та труться.

Двигун обладнаний автоматичною системою управління залежно від режиму роботи. У систему управління ДСУ входить блок управління та контролю БУК МС-2.

Управління ДСУ – електродистанційне, з пульта, котрий встановлений в кабіні екіпажу. Параметри роботи, сигнали стану ДСУ відображаються на комплексному індикаторі систем і сигналізації (KICC) і багатофункціональному індикаторі комплексної системи електронної індикації та сигналізації. Система управління передбачає автоматичну зупинку двигуна ДСУ за граничними параметрами як при запуску, так і при роботі.

Запуск двигуна здійснюється від акумуляторних батарей літака або від наземного джерела постійного струму напругою 27 В натисканням на кнопку «ЗАПУСК» із подальшим управлінням запуском блоком управління та контролю БУК МС-2.

Для відведення відпрацьованих газів і повітря, що перепускають, а також для зниження шуму ДСУ обладнана вихлопних патрубком із шумоглушником.

Система керування допоміжної силової установки

Для керування ДСУ використано електронну систему автоматичного керування з повною відповідальністю типу FADEC з інтегрованою системою контролю, що дозволяє реалізовувати закони керування з високою точністю, які забезпечують роботу двигуна з максимальним ККД.

Паливовимірювальна система

На літаках Ан-148-100/Ан-158 встановлено паливовимірювальну цифрову систему вітчизняного виробництва ТИС-158 розробки ПАО НТК «ЕЛЕКТРОНПРИЛАД».

Систему ТИС-158 створено на сучасній елементній базі з використанням нових лінійних електроємнісних датчиків паливовимірювання та світлодіодних

сигналізаторів рівня палива. За експлуатаційними характеристиками і точністю вимірювання система відповідає новітнім світовим розробкам.

На відміну від попередніх аналогів система ТИС-158 забезпечує:

- контроль стану агрегатів паливної системи, вимірювальних каналів, датчиків і сигналізаторів паливоміру без використання допоміжної апаратури засобами вбудованого контролю. Порівняно з аналогами система ТИС-158 забезпечує підвищену експлуатаційну технологічність засобами вбудованого контролю справності з глибиною до конструктивно-знімного елемента та точність вимірювання;

- виведення інформації про кількість палива, стан агрегатів паливної системи і попереджувальної сигналізації реалізується за допомогою засобів екранної індикації, встановленої в кабіні екіпажу (концепція «скляної кабіни»). Керування агрегатами паливної системи здійснюється з пульта контролю та керування ПКУ-158, реалізованого за принципом «темної кабіни», що значно спрощує експлуатацію системи;

- зручну, своєчасну та наочну інформацію екіпажу на екранах комплексного індикатора систем і сигналізації (KICC) та багато-функціональному індикаторі у разі необхідності втручання у роботу паливної системи при можливих функціональних відмовах паливних агрегатів. Системою ТИС-158 передбачено можливість керування в польоті паливними агрегатами системи заправки у разі необхідності використання всього запасу палива чи вирівнювання дисбалансу палива у баках при відмові двигуна та крана кільцювання, що значно підвищує безпеку польоту;

- досягнення потрібної точності вимірювання кількості палива за допомогою програмного забезпечення, що при виконанні розрахунків враховує не тільки геометрію баків-кесонів та їх внутрішню конструкцію, прогинання та крутку крила під дією аеродинамічних сил, але й кут тангажа та крену літака в польоті. Передбачено можливість введення параметрів палива перед проведенням заправки. Похибка вимірювання і видачі інформації про кількість палива в кожному баку і сумарної кількості палива на крейсерському режимі польоту з кутом крену $\pm 3^\circ$ і тангажа $\pm 3^\circ$ становить не більше $\pm 2,5\%$ від максимально вимірюваної кількості палива в баку;

- автоматичне попередження екіпажу про досягнення значенням температури палива в баку температури початку кристалізації, дисбаланс палива та його усуненні, резервному залишку палива;

- автоматичне попередження екіпажу та системи керування про початок вироблення палива з витратного відсіку для зниження швидкості літака для безпечного завершення польоту;

- система ТИС-158 відповідає вимогам кваліфікаційного базису, складеного з урахуванням АП-21, АП-25, КТ-178В, КТ-160D.

Система пожежного захисту (СПЗ)

Під час створення системи пожежного захисту літаків Ан-148/Ан-158 був проведений аналіз систем вітчизняних і зарубіжних регіональних літаків. У результаті проведеного аналізу було вибрано найбільш оптимальну принципову схему, яка відповідає сучасним вимогам.

Для забезпечення постійного автоматичного контролю справності сигналізаторів пожежі/перегріву в польоті і на землі, а також для збільшення ресурсу системи було прийнято рішення використовувати лінійні пневматичні сигналізатори фірми «MEGGITT».

Для контролю і управління системою пожежного захисту літаків сімейства Ан-148/Ан-158 був спроектований блок системи пожежного захисту БКУ-СПЗ.

Блок БКУ-СПЗ на всіх режимах роботи і контролю забезпечує постійний автоматичний контроль справності всіх одиниць СПЗ та оброблення сигналів, що надходять від сигналізаторів диму, піропатронів і сигналізаторів мінімального тиску вогнегасників.

Блок БКУ-СПЗ відповідає вимогам DO-160D, KT-178B, схвалений Укравіатрансом і АР МАК згідно з АПУ-21 та АП-21 з урахуванням Директивних листів АР МАК № 1-96, № 3-97 і має Свідоцтва льотної придатності Укравіатрансу і АР МАК.

При проектуванні системи був проведений розрахунок необхідної кількості речовини для гасіння пожежі та здійснені наземні і льотні випробування щодо заміру концентрації цієї речовини в пожежонебезпечних зонах літака.

Нижче наведено перелік доказових документів щодо силової установки та її систем сімейства літаків Ан-148-100/Ан-158:

- ◆ Літак Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148100Е). Сертифікаційні вогневі випробування типових елементів капотів МДУ.
- ◆ Науково-технічний звіт. Розроблення систем шумопоглинання для силових установок Ан-74ТК-300 з двигунами Д-36 серії 4А і Ан-148 з двигунами Д-436-148, що забезпечує зниження рівня шуму на місцевості до норм Глави 4 ІКАО.
- ◆ Звіт про науково-дослідну роботу. Визначення напруг, котрі наводяться блискавкою в електричних ланцюгах систем і обладнання СУ літака Ан-148.
- ◆ Паливна система. Керування і паливо вимірювання. Принципова схема.
- ◆ Паливовимірювальна система ТИС-158(А) Перевірка і регулювання на літаку. Інструкція.
- ◆ Акт Міжвідомчих випробувань системи ТИС-158.
- ◆ Паливовимірювальна система ТИС-158. Керівництво щодо технічної експлуатації.
- ◆ Літак Ан-158. Додаткові сертифікаційні наземні й льотні випробування паливної системи з паливовимірювальною системою ТИС-158.
- ◆ Літак Ан-148-100. Оцінка відповідності паливовимірювальної системи ТИС-158 літака вимогам пункту 25.1309(а) сертифікаційного базису СБ-148.
- ◆ Система пожежного захисту БГО (багажно-вантажного відділення) і кабін. Схема функціональна.
- ◆ Система пожежного захисту двигунів і ДСУ. Схема функціональна.
- ◆ Сертифікаційні наземні та льотні випробування засобів пожежного захисту силової установки та допоміжної силової установки.

Основні висновки щодо силової установки та її систем

1. Застосування одно- та двошарових ЗПК акустичного заповнювача в конструкції мотогондоли забезпечує зниження рівня шуму літака від двигуна на місцевості відповідно до норм Розділу 4 стандарту ІКАО, а найбільше зниження шуму літака виявили при злітному режимі роботи двигуна.

2. Агрегати мотогондоли армовані металевою сіткою перешкоджають протягом 15 хвилин наскрізному проникненню полум'я з температурою

$T = (1\,100 \pm 50)^\circ\text{C}$ і щільністю теплового потоку $P = (10,5 \pm 0,315) \text{ Вт/см}^2$ при одночасному впливі вібрації частотою 25 Гц і амплітудою коливань 0,8 мм і перевантаженням 2g, що відповідає вимогам п. 25.1193(е) СБ-148.

3. Конструкція агрегатів мотогондולי із КМ із застосуванням мідної сітки захищає системи і агрегати, встановлені на двигуні, від блискавки і HIRF та підтверджує відповідність конструкції мотогондולי двигуна вимогам п. 25.581, п. 25.1316 СБ-148.

4. Опанована технологія виготовлення суцільнозамкненої оболонки із КМ двошарової конструкції акустичного заповнювача дозволила підвищити газодинамічні характеристики повітрязбірного пристрою, збільшити площу ЗПК, зменшити вагу і підвищити експлуатаційну технологічність.

5. Застосування електронних САК типу FADEC для керування маршовими двигунами і ДСУ забезпечило роботу двигунів силової установки літака з високими питомими показниками витрат палива та дозволило експлуатувати силову установку літака за технічним станом.

6. Використання двох фіксованих режимів роботи двигуна при відмові основної САК двигуна дало можливість спростити конструкцію паливного регулятора та зменшити його масогабаритні характеристики та дозволило підвищити стійкість до відмов двигуна та надійність силової установки літака в цілому.

7. Пряме керування режимами роботи маршових двигунів за сигналами від САК літака з переміщенням РКД у слідкувальному режимі, дозволило виключити вплив електромеханічних приводів РКД і забезпечило автоматичне літаководіння, в тому числі в заході на посадку за IIIA категорією ICAO, з потрібною точністю.

8. Використання електронно-гідравлічної системи керування реверсом тяги кожного маршового двигуна забезпечило мінімальний час виходу силової установки на режим максимального реверса тяги, що підвищило ЗПХ літака.

9. Застосування на двигуні електронного перетворювача сигналів від датчиків вібрації забезпечило мінімізацію довжини слабкострумових ланцюгів, що, в свою чергу, підвищило надійність системи в цілому, а також підвищило достовірність інформації про стан вібрації двигуна.

10. Використання електронного блока керування і контролю, а також цифрового послідовного коду для обміну інформацією між компонентами силової установки і системами літака дозволило скоротити кількість зв'язків, що привело до підвищення надійності силової установки та літака зі зменшенням його вагових характеристик.

11. Установлення в кабіні екіпажу резервного індикатора параметрів силової установки дає можливість здійснити безпечне завершення польоту при відмові основних засобів індикації зі збереженням постійного контролю основних параметрів роботи кожного маршового двигуна.

12. Використання як ДСУ двигуна АІ-450-МС з приводом службового компресора від вільної турбіни виключило вплив змінних відборів потужності і повітря на режим роботи двигуна, що забезпечило мінімізацію витрат палива.

13. Інтеграція системи контролю ДСУ в систему автоматичного керування дозволила мінімізувати масогабаритні характеристики компонентів САК ДСУ і скоротила довжину ліній зв'язку.

14. Паливовимірjuвальна система ТІС-158 реалізована на сучасній елементній базі, забезпечує зручну, своєчасну і наглядну інформацію екіпажу на екранах КІСС (комплексний індикатор систем і сигналізації) та

багатофункціональному індикаторі, автоматичне попередження екіпажу і систем керування літака і відповідає заданим вимогам щодо точності вимірювання.

15. Використання паливовимірювальної системи ТИС-158 дозволило забезпечити контроль стану агрегатів паливної системи і паливоміра без використання допоміжної апаратури засобами вбудованого контролю.

16. Установлення в кабіні екіпажу пульта контролю і керування ПКУ-158 дозволило забезпечити збереження постійного контролю стану агрегатів паливної системи і кількості палива в баках літака при відмові основних засобів індикації в кабіні екіпажу.

17. Використання блока БКУ-СПЗ дало можливість забезпечити постійний автоматичний контроль справності всіх елементів у системі пожежного захисту в польоті та на землі.

18. Установлення електронного блока керування і контролю, а також використання цифрового послідовного кода для обміну інформацією між елементами системи пожежного захисту і системами літака дозволило зменшити кількість зв'язків, що привело до підвищення надійності та зменшення його вагових характеристик.

19. Конструкція силової установки (маршовий та допоміжний двигуни та їх системи керування) дозволяють експлуатацію літаків Ан-148-100/Ан-158 на аеродромах з висотою базування до 4 100 м.

20. З метою збереження ресурсу двигуна, економії палива при виконанні зльоту літака зі смуг великої довжини запроваджено зліт на максимально-тривалому режимі. Для зменшення навантаження на членів екіпажу вмикання цього режиму автоматизовано.

21. Для забезпечення використання режиму реверсу тяги при швидкостях нижче 110 км/год (на злітних смугах з недостатньою силою зчеплення) запроваджено режим мінімального реверсу. З метою поліпшення умов застосування цього режиму на пульті керування двигунами встановлено проміжний упор.

Список літератури

1. Нормы летной годности самолетов транспортной категории (АП-25). – М.: МАК, 1994. – 322 с.

2. Проектирование систем защиты воздухозаборников силовых установок самолетов от попадания посторонних предметов [Текст]: монография / В. М. Смирнов, Е. Т. Василевский, А. Г. Гребеников, А. М. Гуменный, В. Ю. Усенко. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьков. авиац. ин-т», 2017. – 148 с.

Reference

1. Normy letnoj godnosti samoletov transportnoj kategorii (AP-25) [Part 25. Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes]. – М.: МАК, 1994. – 322 p.

2. Proektirovanie sistem zashhity vozduhozabornikov silovyh ustanovok samoletov ot popadanija postoronnih predmetov [Designing systems to protect the air intakes of aircraft powerplants from the ingress of foreign objects]: monografija / V. M. Smirnov, E. T. Vasilevskij, A. G. Grebenikov, A. M. Gumennyj, V. Ju. Usenko. – Kharkov: National Aerospace University «KhAI», 2017. – 148 p.

Надійшла до редакції 23.04.2019, розглянута на редколегії 27.04.2019

Concept of Creation of Power Unit of Regional Passenger Aircraft An-148/An-158 Family

The basic results of calculation and research works carried out in the process of creation of power unit of regional passenger airplanes' family are given.

The design features of the propulsion engines and engine of the auxiliary power plant are described. The aforementioned propulsion system includes propulsion engines D-436-148 and engine AI-450-MS of auxiliary power plant.

In order to comply with the requirements of Section 4 of the ICAO standard (noise reduction of the aircraft in site), in part of ensuring the noise reduction of engines, when creating the power plant of the An-148/An-158 aircraft family, a single- and double-layer acoustic filler was used in the structure of the engine nacelle and air intake

The use of electronic system for automatic control of propulsion engines such as FADEC and its integration into the digital airborne aircraft complex ensured the operation of engines, included in the power plant provided with high specific fuel consumption, as well as increased the level of automation of the power plant control and monitoring, and ensured aircraft automation landing in ICAO category 3A. In addition, the use of the aforementioned electronic system, allowed to operate the power plant of the aircraft in accordance with technical status.

The use of the AI-450-MS auxiliary power plant with an electronic control system such as FADEC, and the drive of the service compressor from a free turbine, eliminated the effect of changes in power and air takeoff, on the deviation of the engine from optimal mode, which also minimized the fuel consumption.

The use of fuel metering system TIS-158, allowed to ensure control of its condition and assemblies, without the use of auxiliary devices, built-in control means.

In the fire protection system, the use of the electronic control and monitor unit, as well as the use of digital serial code for the exchange of information between the elements of the system and the aircraft systems, has reduced the number of connections, which increased the reliability of the system and reduced its weight characteristics.

Key words: regional passenger aircraft, power plant, propulsion engine, auxiliary power unit, fuel system, electronic control system, fire protection system.

Відомості про авторів:

Донець Олександр Дмитрович – Президент ДП «АНТОНОВ», м. Київ.

Іщук Віктор Петрович – головний конструктор по силовим установкам і системам життєзабезпечення, начальник відділення ДП «АНТОНОВ»