

О.Г. Карасьов, А.В. Бондар, Р.Г. Агамова

Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

АНАЛІЗ МОЖЛИВОСТІ ПРОДОВЖЕННЯ РЕСУРСУ ЖАРОВОЇ ТРУБИ ЗА ОБРАНОЮ СТРАТЕГІЄЮ УПРАВЛІННЯ РЕСУРСОМ

У статті наведено аналіз досліджень щодо продовження ресурсу жарової труби за обраною стратегією управління ресурсом.

Необхідність вирішення проблеми забезпечення справності парку літальних апаратів іноземної розробки і виробництва загострюється відсутністю авторського нагляду з боку розробників та виробників у процесі їх експлуатації цього парку.

Тому, актуальними стають питання щодо продовження ресурсних показників деталей та комплектувальних виробів, ресурси яких відрізняються від основного виробу. Такими елементами є жарові труби камер згоряння авіаційних газотурбінних двигунів.

Ключові слова: *авіаційний двигун, літальний апарат, стратегія управління ресурсом, встановлений ресурс, несправність.*

Вступ

Постановка проблеми. Останнім часом в авіації Повітряних Сил Збройних Сил України значно збільшена інтенсивність застосування літальних апаратів за призначенням, що призвело до зростання річного нальоту та збільшення напруження парку авіаційних двигунів (далі – АД).

Актуальність проблеми полягає в питанні щодо продовження ресурсних показників деталей та комплектувальних виробів авіаційного двигуна, зокрема, такого теплонапруженого вузла, як камера згоряння, за умови відсутності авторського супроводження з боку розробників (виробників) АД.

Камера згоряння авіаційного двигуна є складним та відповідальним вузлом, від ступеня досконалості якого залежать основні дані всього двигуна, його надійність та ресурс.

Вузли камер згоряння піддаються впливу високих температур та перепадів тиску, динамічним та вібраційним навантаженням, а також пульсаціям газового потоку, що виникають при згорянні палива.

Максимальний перепад тиску на корпусі камери згоряння може досягати 300 МПа, а температура стінок – 650...700 °С. Жарові труби основної камери згоряння (далі – ЖТ ОКЗ) працюють в умовах агресивного середовища продуктів згоряння палива, температура їх елементів досягає 950 °С і більше.

Ресурс камери згоряння визначається ресурсом жарової труби, так як в її стінках, внаслідок сильної нерівномірності поля температур по довжині і

товщині, виникають великі термічні напруження, які у багатьох випадках приводять до виникнення тріщин, короблення, прогарів та ін. жарової труби.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. На сьогоднішній день існують багато досліджень та публікацій щодо продовження встановленого ресурсу деталей та комплектувальних виробів авіаційного двигуна [1, с. 3...53; 2, с. 3...41], але питання продовження встановленого ресурсу жарової труби в них не розглядалось.

Мета статті – надати обґрунтоване рішення визначення можливості продовження ресурсу жарової труби за обраною стратегією управління ресурсом.

Виклад основного матеріалу

Останнім часом методологію встановлення та підтвердження ресурсу АД, їх агрегатів і комплектувальних виробів (далі – АіКВ) прийнято називати стратегією управління ресурсом (СУР) [3, с. 12].

СУР АД та їх АіКВ – це сукупність методів установаження їх ресурсу та методів експлуатації. Вибір та застосування стратегії управління ресурсом визначається досягнутим рівнем досконалості АД та АіКВ, адекватністю математичного моделювання фізичних процесів теплового та термомеханічного навантаження їх деталей, зносу, зміни властивостей матеріалів під дією пошкоджуючих факторів, застосованими методами та засобами технічного діагностування тощо [4, с. 107...119; 5, с. 50...55; 6, с. 53...57; 7, с. 4...15; 8, с. 30...38].

На сьогодні відомі три СУР ГТД:

1. СУР(1) – встановлення й збільшення ресурсів двигуна (модуля) і встановленого ресурсу (далі – ВР) його основних деталей (далі – ОД) робиться на підставі результатів відповідних ресурсних випробувань і аналізу досвіду експлуатації.

Експлуатація двигуна здійснюється з обов'язковим його зніманням для капітального ремонту після відпрацювання будь-якого із встановлених видів ресурсу.

2. СУР(2) – встановлення і збільшення ВР робиться тільки ОД двигуна на підставі ресурсних випробувань і досвіду експлуатації.

Експлуатація двигуна (модуля) здійснюється в межах експлуатаційного ресурсу, встановленого з урахуванням можливості заміни в експлуатації модулів або ОД при відпрацюванні ними ВР.

3. СУР(3) – встановлення і збільшення ВР робиться тільки ОД двигуна на підставі використання експериментально обґрунтованих методів розрахунків ресурсу і статистичних даних щодо конструкційної міцності матеріалів та досвіду експлуатації, у тому числі, аналогічних конструкцій.

Експлуатація двигуна (модуля) здійснюється в межах експлуатаційного ресурсу, встановленого як при СУР(2) [9, с. 34].

Перша стратегія управління ресурсом ГТД СУР(1) застосовується для двигунів першого – третього покоління, у яких система контролю і діагностування їх технічного стану недостатньо розвинена.

Згідно з цією стратегією встановлюється ресурс двигуна в цілому. Для обґрунтування ресурсу проводяться випробування повнорозмірних двигунів за експлуатаційною або еквівалентно-циклічною програмою [10, с. 176].

Обґрунтування ресурсу ОД двигуна відповідно до СУР(2) виконується шляхом їх ресурсних випробувань на спеціальних автономних стендах поза двигуном, що на порядок дешевше за їх випробування у складі двигуна [11, с. 349].

Згідно з цією стратегією у класичному випадку [12, с. 56, 57], а ні ресурс, а ні фіксоване напрацювання між ремонтами двигуна в цілому не встановлюється. Замість цього ресурс встановлюється його ОД, а експлуатаційне напрацювання двигуна обмежується тільки найменшим ресурсом будь-якої з його ОД. Знімання двигуна з літака для ремонту виконується виключно за результатами діагностування його технічного стану в умовах експлуатації.

Випробування ОД на автономних стендах організовуються так, щоб відтворювалася їх пошкодженість, яка накопичується ними в умовах

роботи двигуна у польоті та наземних випробуваннях. При цьому, ресурсні випробування повнорозмірного двигуна істотно скорочені за обсягом і проводяться для зниження ризиків на початковому етапі експлуатації.

Аналіз нормативної документації щодо випробувань із встановлення ресурсу двигунів четвертого покоління [13, с. 117; 14, с. 231] та наукової літератури щодо досліджень міцності їх ОД [11, с. 343; 15, с. 5...25] свідчить, що за показниками експлуатаційної надійності та контролепридатності вони відповідають вимогам нормативних документів [16, с. 3...40; 3, с. 3...76], і для них успішно застосовуються підходи, притаманні СУР(2). Ці двигуни, як правило, переведені на експлуатацію за технічним станом, для них розроблені методики і технології діагностування ОД.

У рамках СУР(3), так само як і при застосуванні СУР(2), ресурси встановлюються тільки ОД, а двигуни експлуатуються без фіксованого ресурсу між ремонтами. Принципова відмінність СУР(3) від СУР(2) полягає в тому, що ВР ОД двигуна встановлюються розрахунковим способом без проведення ресурсних випробувань. При розрахунковому обґрунтуванні ресурсів ГТД по СУР(3) безпека польотів забезпечується шляхом виконання додаткових, відносно СУР(2), умов:

мають бути виконані всі умови застосування СУР(2) відносно контролю і діагностики технічного стану двигуна та обліку напрацювання ОД;

для кожного матеріалу, з якого виготовляються ОД двигуна, необхідно мати повний статистично обґрунтований набір механічних характеристик – банк даних властивостей матеріалу;

має бути виконане експериментальне обґрунтування методу визначення ресурсу ОД, тобто повинно бути доведено, що розрахунковий метод дозволяє правильно визначати ресурс ОД. Для досягнення цієї мети необхідно істотно підвищити якість моделювання нестационарного теплового стану ОД і кінетики їх напружено-деформованого стану в умовах термомеханічного навантаження при експлуатації [17, с. 134]. Необхідно також враховувати реальну зміну властивостей матеріалу з напрацюванням.

Підтвердження якості розрахункових моделей і обґрунтування методу визначення ресурсу ОД мають ґрунтуватись на широкому використанні результатів їх ресурсних випробувань, які виконувались для забезпечення СУР(2).

Для цілей продовження ресурсу ОД двигунів, перелік яких зазначено у Рішенні Міноборони [18, с. 2...5], в тому числі і ЖТ ОКЗ, доцільно застосовувати принципи і підходи, визначені

СУР(3), оскільки для продовження ВР, згідно з СУР(1), потрібні великі матеріальні та часові затрати при невеликому парку АД, а застосування СУР(2) потребує випробувань на спеціальних автономних стендах, які відсутні в Україні.

Для реалізації СУР(3) щодо ЖТ ОКЗ існують сучасні методи математичного моделювання робочого процесу в ОКЗ, що дозволяє істотно підвищити якість моделювання нестационарного теплового стану ЖТ і кінетики їх напружено-деформованого стану в умовах термомеханічного навантаження, є сучасні діагностичні засоби для оцінки технічного стану, а також великий досвід експлуатації і ремонту двигунів.

Для оцінки технічної можливості та умов індивідуального збільшення (продовження за технічним станом) встановленого ресурсу за напрацюванням ЖТ ОКЗ авіаційних двигунів на величину, що має забезпечувати безвідмовне відпрацювання двигунами чергового міжремонтного ресурсу після виконання їх капітального ремонту, створюється відповідна Програма досліджень, яка визначає обсяг, організацію та порядок проведення досліджень і робіт.

Програма передбачає зміст та перелік досліджень:

аналіз галузевої нормативної документації, яка діяла в період розробки і доводки двигунів за надійністю і ресурсом;

аналіз умов функціонування, конструктивного виконання та відмінностей конструкції ЖТ ОКЗ за роками виготовлення, їх зв'язку з величинами встановленого ресурсу та обмеженнями напрацювання на підвищених режимах;

аналіз змін у конструкторській та ремонтній документації ЖТ ОКЗ, оцінка результатів їх впровадження для забезпечення експлуатаційної надійності та ресурсу;

дослідження на базі ремонтного підприємства технічного стану ЖТ ОКЗ, які мають неприпустимі до відновлень пошкодження та вичерпання ресурсу;

дослідження на базі ремонтного підприємства технічного стану ЖТ ОКЗ, турбіни високого тиску та паливних колекторів, які були відремонтовані без доробок та допущені до збирання без проведення автономних вогневих випробувань;

аналіз ремонтної технологічності ЖТ ОКЗ, методів і технологій їх ремонту;

вивчення справ ремонту і формулярів двигуна для виявлення закономірностей між виникненням в ЖТ ОКЗ дефектів ресурсного характеру і тривалістю попереднього загального напрацювання двигунів та напрацювання на підвищених режимах;

обґрунтування критеріїв (ознак, параметрів, допустимих пошкоджень) досягнення граничного стану ЖТ ОКЗ;

моделювання та кількісно-якісний аналіз теплового і напружено-деформованого станів ЖТ ОКЗ під дією експлуатаційних факторів, інтерпретація результатів моделювання та їх можливого зв'язку з виявленими характерними пошкодженнями і дефектами;

аналіз обсягу і змісту технологічних процесів капітального ремонту ЖТ ОКЗ та інших компонентів щодо їх достатності для цілей індивідуального збільшення (продовження за технічним станом) встановленого ресурсу ЖТ ОКЗ за загальним напрацюванням;

аналіз можливого зв'язку параметрів, які зареєстровані у справі ремонту двигуна щодо паливного колектора ОКЗ і агрегатів паливної системи під час попереднього ремонту, з виявленими характерними пошкодженнями і дефектами ЖТ ОКЗ за результатами вхідного контролю перед черговим ремонтом;

аналіз інформації про результати досліджень технічного стану ЖТ ОКЗ на базі ремонтного підприємства щодо критичності наслідків для двигуна можливого розвитку у міжконтрольний та міжремонтний періоди характерних (допустимих) експлуатаційних пошкоджень ЖТ ОКЗ, які виявляються в експлуатації сучасними методами і візуально-оптичними засобами діагностування;

розробка змісту та обсягу Переліку робіт, який виконується при виконанні капітального ремонту, та Переліку робіт у продовжений період, що виконується в процесі експлуатації на двигунах, в яких встановлена ЖТ ОКЗ з продовженим ресурсом.

За результатами досліджень ЖТ ОКЗ за даною Програмою щодо параметрів і ознак, які визначають її технічний стан, розробляється Методика визначення величини допустимого індивідуального збільшення (продовження за технічним станом) ресурсу ЖТ ОКЗ за загальним напрацюванням у одиницях часу понад величину їх встановленого ресурсу (далі – Методика).

Розроблена Методика повинна застосовуватись та поширюватись на ЖТ ОКЗ, які за результатами досліджень їх технічного стану та відновлення штатними методами та обладнанням, передбаченими Керівництвом з капітального ремонту або додатковими роботами, будуть визнані придатними до застосування.

Висновки

Аналіз результатів досліджень щодо підтвердження та індивідуального продовження

ресурсу жарової труби показав, що перехід на СУР(3) – це єдиний шлях, що дозволяє за розумний час підтверджувати та продовжувати її ВР.

Напрями подальших досліджень. В подальшому планується для реалізації СУР(3) стосовно ЖТ ОКЗ удосконалення методів математичного моделювання робочого процесу в ЖТ

ОКЗ, нестационарного теплового та напружено-деформованого станів в умовах термомеханічного навантаження та підтвердження адекватності цих моделей для цілей індивідуального продовження ресурсу ОД.

Список літератури

1. Методика оцінки величини допустимого збільшення (продовження за технічним станом) ресурсу дисків турбін високого тиску двигунів типу АЛ-31Ф. – К.: ДНДІА, 2029. – 53 с.
2. Методика оцінки величини допустимого збільшення (продовження за технічним станом до 10–15 %) встановленого ресурсу за загальним наробітком дисків 1 ступеня шифру 99.01.35.111 невідсиленого ротора компресора низького тиску 99.01.35.100-1 двигунів АЛ-31Ф. – К.: ДНДІА, 2020. – 41 с.
3. Положение об установлении ресурсов и увеличении ресурсов и сроков службы газотурбинных двигателей военной авиации, их агрегатов и комплектующих изделий. – М.: ЦИАМ, 2005. – 80 с.
4. Современные методы обеспечения прочностной надежности деталей авиационных двигателей / Под редакцией Ю.А. Ножницкого, Б.Ф. Шорра, И.Н. Долгополова – М.: ТОРУС ПРЕСС, 2010. – 456 с.
5. Беляев М.С., Горбовец М.А., Комарова Т.И. Способ испытаний и расчетное определение предела выносливости для горизонтального участка кривой усталости // Авиационные материалы и технологии, 2012. – № 3. – С. 50-55.
6. Швец Л.И., Челомбитко А.В. Применение математического моделирования при испытаниях опытных авиационных ГТД на высотных стендах // ЦИАМ 2001-2005. Основные результаты научно-технической деятельности. – М.: ЦИАМ, 2005. – Т. № 1. – С. 53-57.
7. ГОСТ 25 101-83. Расчет и испытания на прочность. Методы схематизации случайных процессов нагружения элементов машин и конструкций и статистического представления результатов. – М.: Изд-во стандартов, 1983. – 30 с.
8. Бармин О.В., Брусков В.А., Тюльпаков И.Н. Методический подход к индивидуальному исчислению фактического ресурса авиационных ГТД. – Люберцы: ВИНТИ, 2001. – Выпуск № 3. – С. 30-38.
9. Третьяков О.Н. Методы и средства эксплуатационного сопровождения ресурса авиационных ГТД. М.: Изд-во МАТИ, 1999.
10. Кузнецов Н. Д., Цейтлин В. И. Эквивалентные испытания газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 1976. – 216 с.
11. Григорьев В.А., Кузнецов С.П., Гишваров А.С. Испытание авиационных двигателей – М.: Машиностроение, 2009. – 230 с.
12. Надежность и эффективность в технике: Справочник в 10 томах. – М.: Машиностроение, 1990 / – т. 8: Эксплуатация и ремонт/ Под ред. В.Н. Кузнецова и Е.Ю. Барзиловича, 1990. – 320 с.
13. Бауер В.О. Современные подходы к подтверждению прочностной надежности при сертификации авиационных газотурбинных двигателей /В.О. Бауер, В.К. Куевда, Г.В. Мельникова, Ю.А. Ножницкий, Б.Ф. Шорр // Динамика, прочность и ресурс машин и конструкций. – Тезисы докладов. Киев, 2005. – Т. 1. – 238 с.
14. Турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой сгорания АЛ-31Ф / Под ред. Назарова А.А. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1987. – 362 с.
15. ГОСТ 25 101-83. Расчет и испытания на прочность. Методы схематизации случайных процессов нагружения элементов машин и конструкций и статистического представления результатов. – М.: Изд-во стандартов, 1983. – 30 с.
16. Положение об установлении и увеличении ресурсов газотурбинных двигателей военной авиации. М.: ЦИАМ, 1987. – 42 с.
17. Бармин О.В., Брусков В.А., Тюльпаков И.Н. Методический подход к индивидуальному исчислению фактического ресурса авиационных ГТД. Сборник обзорной информации “Проблемы безопасности полетов”. Выпуск № 3. – Люберцы: ВИНТИ, 2001. – С. 30–38.
18. Рішення Міністерства оборони України від 20.07.2015 № АЛ-31Ф/РД-33/15/ПС “Про організацію досліджень та робіт з індивідуального збільшення ресурсу основних деталей авіаційних двигунів АЛ-31Ф, РД-33”, 2015. – 4 с.

*Надійшла до редколегії 21.10.2023
Схвалена до друку 13.12.2022*

Відомості про авторів:

Карасьов Олександр Григорович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
провідний науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-1967-9127>

Бондар Андрій Васильович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-3350-4331>

Агамова Раїса Геннадіївна

молодший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-9723-2988>

Information about the authors:

Oleksandr Karasov

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Leading Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine.
<https://orcid.org/0000-0002-1967-9127>

Andrei Bondar

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-3350-4331>

Raisa Ahamova

Junior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-9723-2988>

ANALYSIS OF THE POSSIBILITY OF EXTENSION OF THE HEAT PIPE RESOURCE ACCORDING TO THE SELECTED RESOURCE MANAGEMENT STRATEGY

O. Karasov, A. Bondar, R. Ahamova

Recently, the aviation of the Air Force of the Armed Forces of Ukraine has significantly increased the intensity of the use of aircraft for their intended purpose, which has led to an increase in the annual sortie and an increase in the service life of the fleet of aircraft engines.

The relevance of the problem lies in the issue of continuing the resource indicators of parts and components of the aircraft engine, in particular, such a heat-stressed unit as the combustion chamber, provided there is no copyright support from the developers (manufacturers) of the aircraft engines.

The combustion chamber of an aircraft engine is a complex and responsible node, the basic data of the entire engine, its reliability and service life depend on the degree of its perfection.

Combustion chamber nodes are exposed to high temperatures and pressure drops, dynamic and vibrational loads, as well as gas flow pulsations that occur during fuel combustion.

The maximum pressure drop on the combustion chamber body can reach 300 MPa, and the temperature of the walls - 650...700°C. Heat pipes work in an aggressive environment of fuel combustion products, the temperature of their elements reaches 950°C or more.

The resource of the combustion chamber is determined by the resource of the heat pipe, since in its walls, as a result of the strong unevenness of the temperature field along the length and thickness, there are large temperature stresses that significantly exceed the mechanical ones.

Keywords: aircraft engine, aircraft, resource management strategy, installed resource, malfunction.