

А.А. Шульгін¹, В.В. Самулєєв¹, Є.І. Чемерис¹, І.М. Туленко²

¹ Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

² Харківський національний університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба, Харків

ДОСЛІДЖЕННЯ ВИТРАТНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТА ОСОБЛИВОСТЕЙ СПІЛЬНОЇ РОБОТИ ДВОХ КАСКАДІВ ФОРСУНОК ПАЛИВНОГО КОЛЕКТОРУ ОСНОВНОЇ КАМЕРИ ЗГОРЯННЯ ДВИГУНА АЛ-31Ф

У статті наведено результати експериментального дослідження витратних характеристик першого та другого каскадів одиночної форсунки паливного колектору основної камери згоряння авіаційного двигуна АЛ-31Ф. Експериментально визначено витратні характеристики форсунок другого каскаду за нерозрахункових, надмалих перепадів тиску, особливості характеру витікання рідини з них та її взаємодії з потоком повітря у вихровому пальнику. Розроблено геометричну модель паливного колектору. Створено математичну модель розрахунку гідравлічних характеристик паливного колектору. Проведено візуалізацію результатів чисельного процесу упорскування пального при спільній роботі двох каскадів паливного колектору та процесу заповнення другого каскаду.

Ключові слова: авіаційний газотурбінний двигун, основна камера згоряння, паливний колектор, форсунки, витратні характеристики, розподільвач пального.

Вступ

Досвід експлуатації старіючого парку авіаційних газотурбінних двигунів свідчить про зростання пошкоджень елементів гарячого тракту. У першу чергу це стосується жарової труби основної камери згоряння (ОКЗ) авіаційного двигуна АЛ-31Ф.

Результати аналізу причин дострокового усунення від експлуатації зазначеного типу двигунів засвідчують, що понад 70 % їх відмов (без врахування причин потрапляння сторонніх предметів), пов'язано зі зміною характеру протікання робочого процесу в їх ОКЗ. При цьому відмічається послідовність взаємопов'язаного процесу, а саме: виникнення дефектів паливного колектору, пошкодження стінок жарової труби та руйнування лопаток соплових апаратів та робочих лопаток турбіни.

Незворотне деформування та жолобкування стінок жарових труб ОКЗ, прогари, відлущення термозахисних покриттів, тріщини в околі отворів охолодження та інше, є наслідком конструктивних, технологічних та експлуатаційних чинників. Особливості теплової взаємодії поверхні стінок жарової труби ОКЗ та газового потоку, в поєднанні зі складним конструктивним виконанням та організацією охолодження, обумовлюють значну нерівномірність температурного поля 400...500 К та високих градієнтів температури як по поверхні, так і по товщині її стінок.

В діапазоні зміни тиску в порожнині ОКЗ 100...2000 кПа механічні напруження, які виникають у стінках жарової труби від перепаду тиску газового потоку (25 %) виявляються значно меншими ніж термічні напруги. Саме значні термічні напруги, які виникають в оболонках жарових труб ОКЗ, призводять до їх термовтомного руйнування та подальшого руйнування деталей гарячого тракту турбіни (рис. 1).

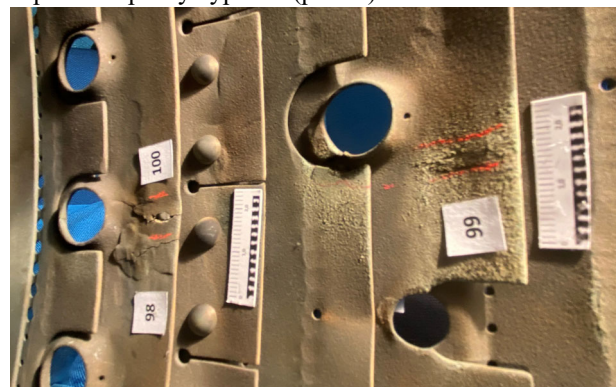


Рис.1. Експлуатаційні пошкодження обичайок жарової труби

Джерело: розроблено авторами

Завдання дослідження.

У загальній постановці вирішення цієї проблеми є розв'язання послідовної мультифізичної задачі, а саме згоряння, аеро- та гідродинаміки, теплообміну, теплопровідності, термпружності, термопластичності та термічної втоми. Задача надзвичайно складна і масштабна. На

сьогодні просування щодо її вирішення пов'язано з використанням методів кінцевих елементів та кінцевих об'ємів, із залученням сучасних комп'ютерних технологій, що дозволяють перейти від окремого чисельного досліду до їх певної сукупності і, таким чином, виконати моделювання впливу конструктивних або експлуатаційних чинників на умови досягнення локального граничного стану об'єкту дослідження.

У ряді виконаних досліджень [1...3] колективом авторів виконано перші кроки на шляху занурення у ідентифіковану проблему руйнування стінок жарових труб. Наступним кроком у дослідженнях обґрунтовано потребу у визначенні витратних характеристик форсунок паливного колектору щодо встановлення причин виникнення відкладень на соплах 1-го каскаду (рис. 2).

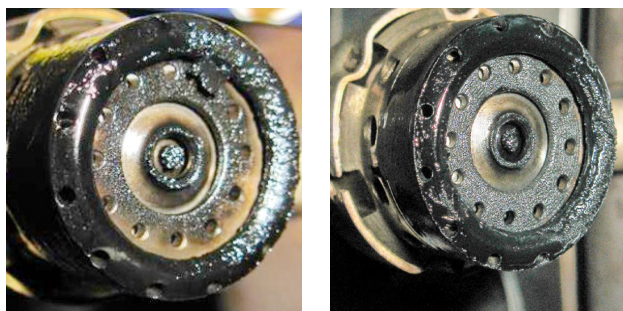


Рис. 2. Відкладення на соплах 1-го каскаду паливних форсунок
Джерело: розроблено авторами

Мета цієї статті – визначення витратних характеристик роботи першого та другого каскадів поодинокі форсунки та паливного колектору ОКЗ авіаційного двигуна АЛ-31Ф з метою подальшого використання отриманих результатів під час дослідження теплових та хімотологічних процесів що відбуваються у колекторі та жаровій трубі ОКЗ.

Виклад основного матеріалу

Динаміка рідинних відцентрових форсунок достатньо добре вивчена [4...6]. У спеціальній літературі [7, 8] наведено проблеми, які виникають під час експлуатації двоконтурних двосоплових форсунок, однак поглиблене дослідження особливостей спільної роботи обох каскадів форсунок із розподільвачем пального відсутнє. Двосоплові відцентрові форсунки забезпечують високу якість упорскування пального, атомізації та разом із завихрювачами утворення паливо-повітряної суміші за низьких витрат пального за рахунок високих значень перепаду тиску у вузьких тангенціальних каналах форсунок.

У якості об'єкта дослідження обрано паливний колектор ОКЗ авіаційного двигуна АЛ-31Ф (рис. 3). Паливний колектор ОКЗ АЛ-31Ф двокаскадний з різними площами поперечного перерізу

трубопроводів підведення пального. Менша площа перерізу 1-го каскаду забезпечує високий тиск упорскування і якість розпилювання при малих витратах (запуск, режим “Малого газу”). Більша площа перерізу прохідного перетину 2-го каскаду забезпечує перепуск більшої кількості пального без значного підвищення тиску [9, с. 22].

Суттєве зниження середньомасової повноти згоряння пального (до 0,7) під час роботи авіаційного ГТД відповідає області включення в роботу 2-го каскаду колектору, оскільки, внаслідок такого конструктивного виконання, індивідуальна витрата пального кожної форсунки 2-го каскаду суттєво залежить від її положення відносно горизонтальної вісі (висота гідростатичного стовпа) [9, с. 24].

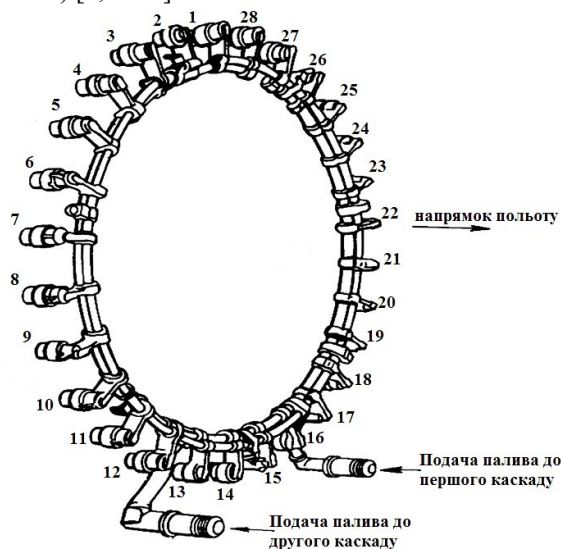


Рис. 3. Вигляд паливного колектору основної камери згоряння двигуна АЛ-31Ф
Джерело: [10, с. 121]

Пальне підводиться каскадами колектору до 28 відцентрових, двосоплових форсунок. Схема форсунки наведена на рис. 4.

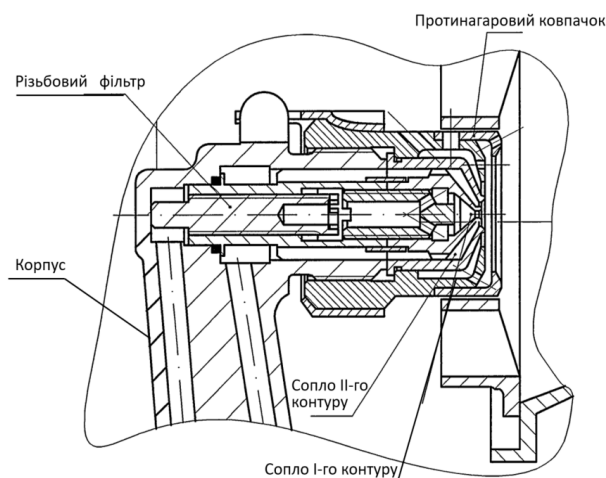


Рис. 4. Схема паливної форсунки колектору АЛ-31Ф
Джерело: [11, с 11]

У момент подачі пального через 2-й каскад, якість розпилювання зменшується, оскільки при незначних перепадах тиску конус розпилення 2-го каскаду на малій відстані від сопла форсунки порушує сформований конус розпилу 1-го каскаду. Тому, на сьогодні, особлива зацікавленість полягає у дослідженні сумісної роботи 2-х каскадів колектора полягає

у дослідженні сумісної роботи 2-х каскадів колектора.

Для дослідження впливу нерівномірності розподілу пального в процесі заповнення колектора по його довжині та поступового включення окремих форсунок у роботу розроблено комп'ютерну модель паливного колектора та відцентрової двоконтурної форсунки (рис. 5).



Рис. 5. Комп'ютерна модель паливної форсунки колектору АЛ-31Ф

Джерело: розроблено авторами

Комп'ютерну модель паливної форсунки створено із можливістю внесення конструктивних змін до її окремих елементів. Це пов'язано з подальшою необхідністю дослідження впливу можливих змін конструкції завихрювачів 1-го та 2-го каскадів на характеристики протікання робочого процесу в жаровій трубі ОКЗ. На рис. 6 показано сектор сумісної моделі паливного колектору з жаровою трубою ОКЗ.

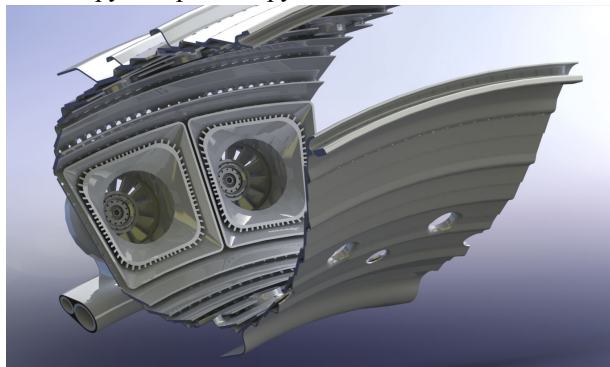


Рис. 6. Сектор геометричної моделі жарової труби та паливного колектору з форсунками авіаційного двигуна АЛ-31Ф

Джерело: розроблено авторами

Дослідження виконано методом кінцевих елементів шляхом чисельного моделювання із застосуванням ANSYS CFD. Ключовим проблемним питанням, що обмежує застосування цього методу є висока чутливість розрахунку на зміну граничних умов які задаються, що впливає на можливість коректної інтерпретації отриманих результатів. У зв'язку з цим, для визначення витратних характеристик 1-го та 2-го каскадів паливних форсунок колектору розроблено гідравлічну експериментальну установку (рис. 7).

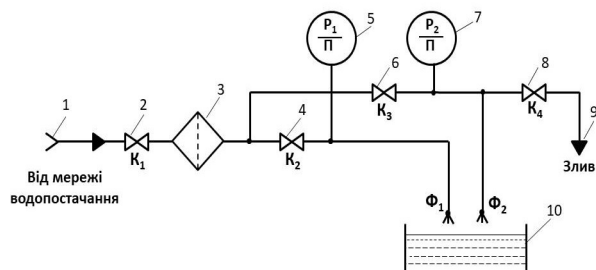


Рис. 7. Схема гідравлічної експериментальної установки: 1 – вхід; 2, 4, 6, 8 – регулювальні крани; 3 – фільтр; 9 – штуцер зливу; 10 – ємність для вимірювання об'єму рідини

Джерело: розроблено авторами

За результатами апроксимації та екстраполяції витратних характеристик 2-го каскаду однієї форсунки за надмалих перепадів тиску на ній (в діапазоні 0...1000 мм. в. ст.), що приблизно відповідає величині гідростатичного стовпа, отримано значення об'ємної витрати пального кожної з форсунок 2-го каскаду (рис. 8) на режимі роботи двигуна, за якого відбувається його заповнення.

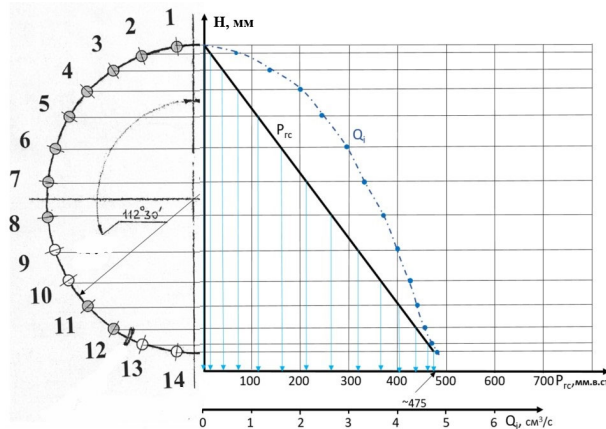


Рис. 8. Залежність об'ємної витрати пального через другий каскад форсунок від величини гідростатичного стовпа

Джерело: розроблено авторами

Необхідність врахування заповнення основного паливного колектору обумовлена тим, що в залежності від розташування форсунки, вплив сили тяжіння змінюватиме значення тиску пального в кожній окремій форсунці. У свою чергу, це

призводить до нерівномірного згоряння пального в жаровій трубі [9, 12].

Сумісна витратна характеристика пального $G_{\text{п}}$ авіаційного двигуна показана на рис. 9. Під час запуску двигуна через розподільувач пального включається в роботу лише 1-й каскад паливного колектору (ділянка АВ). По мірі збільшення тиску пального до виходу двигуна на установлений режим роботи “Малий газ” включається в роботу 2-й каскад паливного колектору (ділянка BD) до досягнення середнього значення витрати пального $G_{\text{п сер}} = 430$ кг/год.

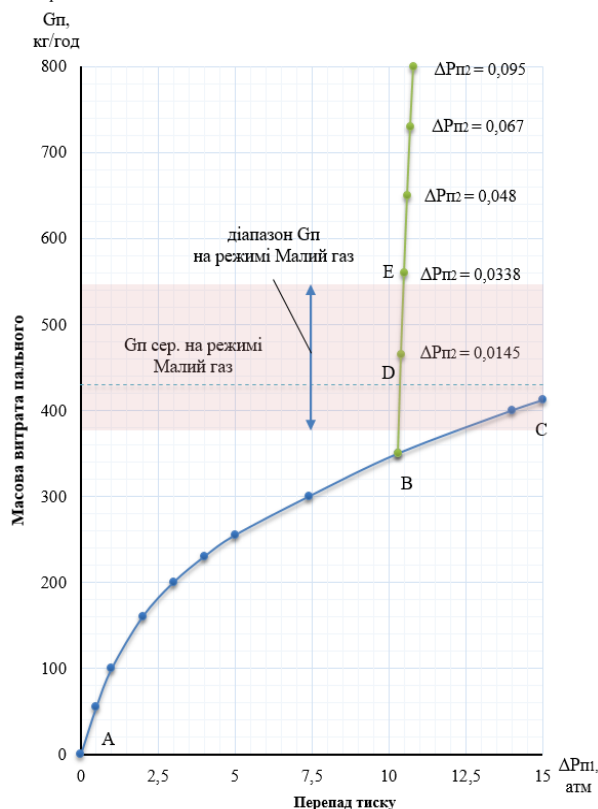


Рис. 9. Витратна характеристика паливного колектору під час сумісної роботи з розподільувачем пального на режимі “Малий газ”
Джерело: розроблено авторами

Отримані значення витратних характеристик використано у якості граничних умов під час виконання чисельного моделювання гідралічних характеристик у паливному колекторі на ділянці ВЕ оскільки в діапазоні витрат пального на усталеному режимі роботи авіаційного двигуна “Малий газ” 2-й каскад паливного колектору працює на надмалих значеннях перепаду тиску, порушуючи якісний факел упорскування 1-го каскаду.

На рис. 10 наведено візуалізацію результатів гідралічного розрахунку колектору на режимі роботи “Малий газ”. Подача пального у 1-му каскаді відповідає значенню перепаду тиску 10 атм., а масова витрата пального складає 340 кг/год. Для 2-го каскаду перепад тиску в нижніх форсунках складає 0,015 атм., а витрата

пального через каскад складає 90 кг/год відповідно. За заданих умов проведено чисельне моделювання характеру упорскування пального в порожнину жарової труби. На рис. 11 наведено порівняння результатів проведеного експерименту та результатів моделювання дисперсної фази пального за визначених граничних умов.

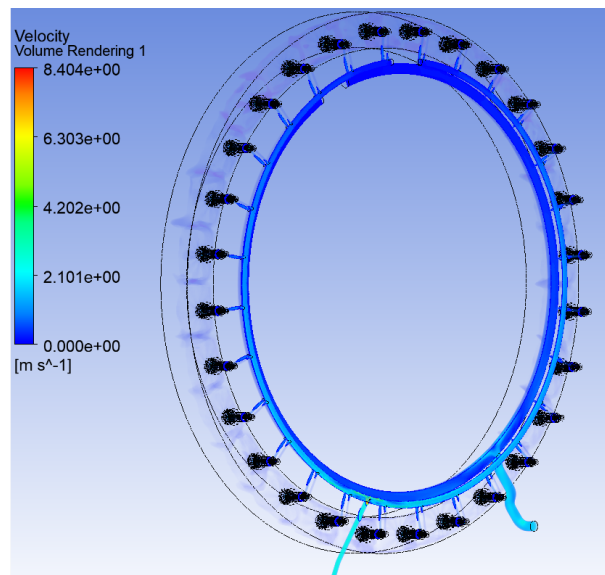


Рис. 10. Візуалізація розподілу полів швидкості (velocity) пального у каскадах паливного колектору
Джерело: розроблено авторами

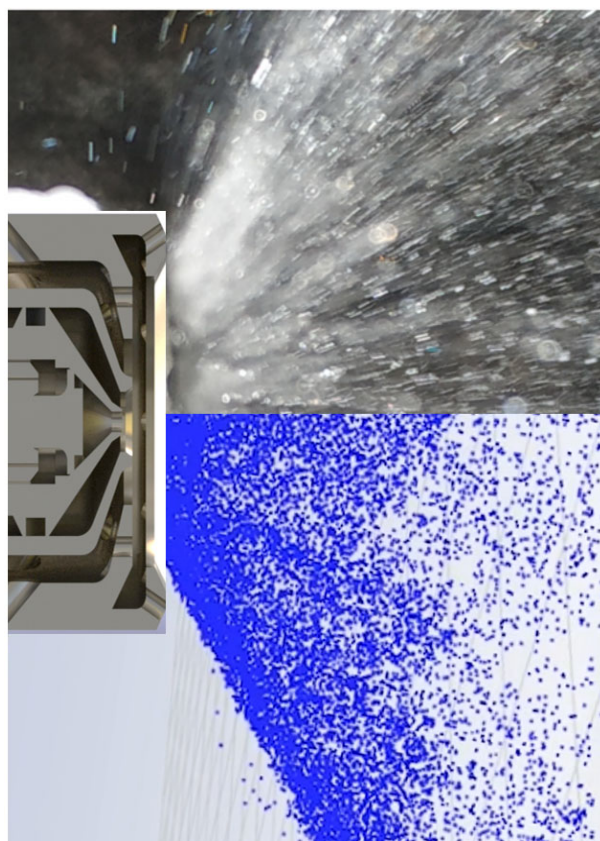


Рис. 11. Картина течії рідини з форсунки під час спільної роботи обох контурів
Джерело: розроблено авторами

Висновки

1. За результатами фізичного експерименту отримано витратні характеристики форсунок 1-го та 2-го каскадів паливного колектору основної камери згоряння двигуна АЛ-31Ф, у тому числі за надмалих перепадів тиску (в діапазоні 0...1000 мм. в. ст.) на форсунках 2-го каскаду.

2. У середовищі ANSYS CFD розроблено геометричні та гідравлічні моделі жарової труби, паливного колектору основної камери згоряння двигуна АЛ-31Ф та його паливних форсунок.

3. Отримано залежності витрати пального через форсунки 2-го контуру на режимі "Малий

газ" з урахуванням спільної роботи розподільвача пального та впливу гідростатичного стовпа у 2-му колекторі.

4. Отримані розрахунково-експериментальні значення витратних характеристик роботи паливного колектору можуть бути використані у якості вихідних початкових умов для проведення **подальших досліджень** з виконання чисельного моделювання теплових та хімотологічних явищ які виникають під час роботи авіаційного двигуна в паливному колекторі та жаровій трубі основної камери згоряння.

Список літератури

1. А. Шульгін, В Самуєєв, Є. Чемерис, О. Трегуб. Адаптація моделі відцентрової форсунки для розрахунково-експериментального дослідження робочого процесу в основній камері згоряння ТРДДФ. Зб. наук. праць ДНДІА. Випуск 18 (25). Київ, 2022 – С. 117-122.
2. A. Shulhin et al. Numerical simulation of workflow for evaluating flame tube thermocyclic durability. Transactions on Aerospace Research Volume 2024 (2024): Issue 2 (June 2024). Poland. – P. 33-43.
3. Є. Чемерис, І. Туленко. Методика розрахунку теплового та напружено-деформованого станів жарових труб основних камер згоряння. Зб. наук. праць ДНДІ ВС ОВТ, Вип. 3(17). Черкаси, 2023. – С.104-111.
4. В.Г. Базаров. Динамика жидкостных форсунок. М.:Машиностроение, 1979. – 136 с.
5. Patankar, Suhas V. Numerical Heat Transfer and Fluid Flow. Hemisphere Publishing Corporation, 1980. – 200 p.
6. Д.Г. Пажи, В.С. Галустов. Основы техники распыливания жидкостей. М: Химия, 1984 – 256 с.
7. Arthur H. Lefebvre, Dilip R. Ballal. Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions, Third Edition. Taylor & Francis, 2010. 557 p.
8. В.С. Егорычев. Исследование жидкостных центробежных форсунок двигателей летательных аппаратов: Метод. указ. к лаб. работе. Самар. гос аэрокосм. Ун-т, 2004. – 22 с.
9. Ахметзянов Д.А., Ахметов Ю.М., Михайлов А.Е. Исследование влияния двухконтурности топливного коллектора на эффективность силовой установки в области заполнения основного контура. Уфа: Вестник УГАТУ, Авиационная и ракетная техника, том № 4(39) С. 21 – 35.
10. Двигатель 99. Техническое описание. 1990, – 386 с.
11. Атлас деталей и узлов двухконтурного турбореактивного двигателя АЛ-31Ф. МАИ, ОАО «НПО «Сатурн», НТЦ им. А. Люльки, М.: 2008. – 20 с.
12. Мингазов Б.Г. Камеры сгорания газотурбинных двигателей. Конструкция, моделирование процессов и расчет: Уч. пособие. Казань: Из-во Казан. гос. техн. ун-та, 2006. – 220 с.

Надійшла до редколегії 30.10.2024

Схвалена до друку 28.11.2024

Відомості про авторів:

Шульгін Артем Анатолійович

кандидат технічних наук
старший дослідник
начальник науково-дослідного відділу
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна.
<https://orcid.org/0000-0002-2403-7348>

Самуєєв Володимир Вікторович

кандидат технічних наук
доцент
провідний науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-3793-5083>

Information about the authors:

Artem Shulhin

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Head of Research Department
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine.
<https://orcid.org/0000-0002-2403-7348>

Volodymyr Samulieiev

Candidate of Technical Sciences
Associate Professor
Leading Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-3793-5083>

Чемерис Євгеній Ігорович

доктор філософії
старший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна.
<https://orcid.org/0000-0003-4918-3445>

Yevheniy Chemerys

Doctor of Philosophy, Ph.D
Senior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine.
<https://orcid.org/0000-0003-4918-3445>

Туленко Ігор Михайлович

науковий співробітник
Харківського національного університету
Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба,
Харків, Україна
<https://orcid.org/0009-0007-2847-483X>

Ihor Tulenko

Researcher Associate
of Ivan Kozhedub Kharkiv National
Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
<https://orcid.org/0009-0007-2847-483X>

**STUDY OF FLOW CHARACTERISTICS AND FEATURES OF JOINT OPERATION OF THE FUEL
MANIFOLD OF THE MAIN COMBUSTION CHAMBER OF THE AL-31F ENGINE**

A. Shulhin, V. Samuleev, Y. Chemerys, I. Tulenko

The article presents the findings of an experimental investigation into the flow characteristics of the initial and subsequent stages of a single nozzle within the fuel manifold of the main combustion chamber of the AL-31F turbofan engine. The flow characteristics of the second circuit injectors were found to exhibit unexpectedly low pressure drops at ultra-low pressures. The nature of the liquid flow from these injectors and its interaction with the air flow in the vortex burner were also determined through experimentation. A geometric model of the fuel manifold was constructed. A mathematical model for calculating the hydraulic characteristics of the fuel manifold was developed. The values of the flow characteristics obtained from the experimental results were employed as boundary conditions for the numerical modeling of the hydraulic characteristics of the fuel manifold in the ANSYS CFD environment. The results of the numerical fuel injection process during the joint operation of two cascades of the fuel manifold and the process of filling the second cascade were visualized. It has been established that during steady-state operation of an aircraft engine, the second stage of the fuel manifold operates at ultra-low pressure drop values, which results in a deterioration in the uniformity of fuel injection and, subsequently, an increase in the resulting temperature field irregularity. The modeling was performed with consideration of the force of gravity, which enabled the determination of the nature of the manifold filling and the distinction in the values of the mass flow rate of fuel in individual fuel manifold nozzles.

Keywords: aircraft gas turbine engine, main combustion chamber, fuel manifold, injectors, flow characteristics, fuel distributor.