Збірник наукових праць Державного науково-дослідного інституту
випробувань і сертифікації озброєння та військової техніки. 2022. Вип. 3(13)
ISSN 2706-7386
УДК 629.7.083.03 DOI: 10.37701/dndivsovt.13.2022.16

Шульгін А.А., Карасьов О.Г., Чемерис Є.І. *Державний науково-дослідний інститут авіації*
Башинський К.В. *Представництво замовника № 1285 Міністерства оборони України*
Холодний Р.В. *Державний науково-дослідний інститут випробувань і сертифікації озброєння та військової техніки*

ОСОБЛИВОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ CAD/CAE СИСТЕМ У КОНТЕКСТІ ПРОДОВЖЕННЯ РЕСУРСУ ЖАРОВИХ ТРУБ ОСНОВНИХ КАМЕР ЗГОРЯННЯ ТРДДФ ЛІТАКІВ ТАКТИЧНОЇ АВІАЦІЇ

У статті проведено чисельне моделювання робочого процесу в жаровій трубі основної камери згоряння ТРДДФ літаків тактичної авіації. Створено геометричну модель жарової труби та адаптовано для проведення взаємопов'язаного розрахунку теплового і напружено-деформованого станів стінок жарової труби під впливом експлуатаційних чинників при чисельному моделюванні робочого процесу. Проведено кількісно-якісний аналіз результатів моделювання та встановлено зв'язок між особливостями протікання робочого процесу і характерними пошкодженнями жарових труб виявленими в експлуатації. Визначено можливість застосування сучасних CAD/CAE-систем для вирішення наукових завдань щодо забезпечення максимального використання ресурсних можливостей основних і особливо відповідальних деталей ТРДДФ на основі оцінювання ступеня вичерпання їх пошкодженості.

Ключові слова: *ресурс, чисельне моделювання, жарова труба, робочий процес, тепловий і напружено-деформований стани.*

Світові тенденції розв'язання проблеми забезпечення максимального використання закладених запасів працездатності ТРДДФ літаків тактичної авіації спрямовані на постійне вдосконалення засобів і методів індивідуальної оцінки їх технічного стану на основі поглибленого вивчення і врахування умов навантаження і подальшого аргументованого обґрунтування можливості збільшення (продовження) ресурсу. При цьому враховується, що абсолютно кожному циклу навантаження двигуна в процесі польоту або наземного опробування відповідає певна частка пошкодженості його компонентів, що визначає певну кількісну міру вичерпання ними ресурсу.

У зв'язку з цим, дослідження щодо створення науково-методичних та організаційних умов для максимального використання закладених запасів працездатності ТРДДФ шляхом продовження їх встановленого ресурсу (ВР) та переведення їх на експлуатацію за технічним станом за напрацюванням є актуальним науковим завданням.

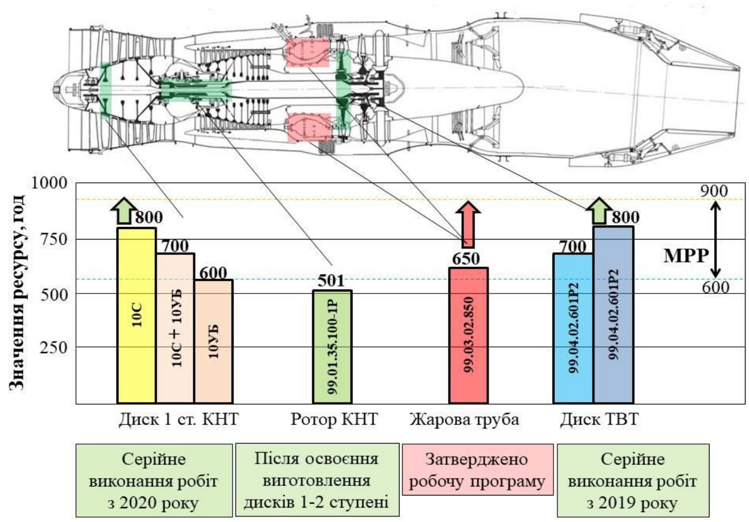


Рис.1. Схема структури та співвідношення ВР ТРДДФ від ВР його основних та ресурсолімітуючих деталей

ISSN 2706-7386

Конструктивною особливістю ТРДДФ, відповідно до Керівництва з капітального ремонту (КР), є те, що вони комплектуються деталями, які мають менші значення ВР, ніж загальне значення ресурсу двигуна в цілому. На рис.1 наведено структуру та залежність ВР ТРДДФ, від ВР його основних та ресурсолімітуючих деталей.

За результатами виконаних ДНДІА, ДП “ЛРЗ “Мотор” і ДП “Івченко-Прогрес” у попередні роки досліджень та робіт розв’язано задачі розрахунково-аналітичних оцінок можливості продовження ВР диска ТВТ та непідсиленого диска 1-го ступеня РКНТ, розроблено переліки додаткових робіт, які належить виконувати на них під час другого КР, та робіт з оцінки залишку їх циклічного ресурсу і фактичного технічного стану у продовжений період.

В той же час, на сьогодні залишається невирішеною задача комплектування у плановому другому КР ТРДДФ жаровими трубами основної камери згоряння (ЖТ ОКЗ) з належним залишком ВР для забезпечення відпрацювання чергового міжремонтного ресурсу. Крім того, ЖТ ОКЗ без покращеного охолодження мають обмеження не тільки у значенні ВР 650 годин, а й обмеження у напрацюванні на підвищених режимах (М+Ф) у залежності від налаштування КРД на бойовий (Б) або учбово-бойовий (УБ) режимах 72,5 годин, з яких на М+Ф на Б всього 13 годин (рис.2).

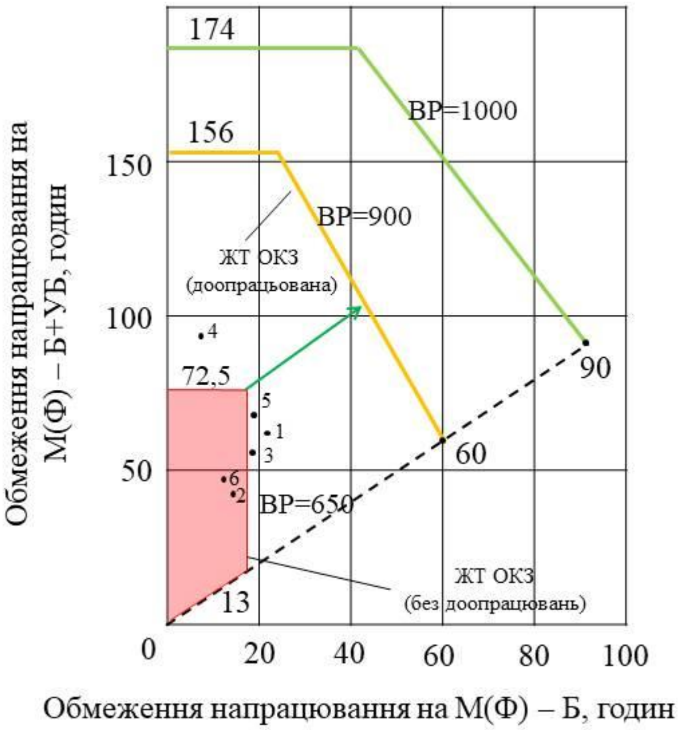


Рис.2. Діапазони обмежень напрацювання ТРДДФ на режимах М+Ф на Б і Б+УБ
та ЖТ ОКЗ без покращеного охолодження та з покращеним охолодженням

ЖТ ОКЗ одна із складних і виключно відповідальних деталей авіаційних ГТД, від ступені досконалості якої залежать основні характеристики двигуна, його надійність та ресурс [1]. Принципова схема організації робочого процесу та основних елементів ОКЗ ТРДДФ представлена на рис.3.

Створення ОКЗ, яка буде відповідати основним вимогам та забезпечувати необхідні характеристики роботи в межах заданого ресурсу, супроводжується виконанням значного обсягу експериментальних досліджень, оскільки процеси, що відбуваються в ЖТ ОКЗ, складно піддаються теоретичним розрахункам. Тому, в сучасному авіадвигунобудуванні на етапах проєктування, доводки, експлуатації та ремонту, особливості протікання процесів у ОКЗ досліджуються з використанням методів і моделей обчислювальної газової динаміки [2–3], а саме: впровадженням у практику сучасних САПР (систем автоматизованого

ISSN 2706-7386

проєктування), які включають у себе не тільки CAD (computer-aided design), а й CAM (computer-aided manufacturing) та CAE (computer-aided engineering) системи. Розрахункова частина пакетів CAE-систем побудована на чисельних методах обчислення диференційних рівнянь − методі кінцевих елементів, методі кінцевих об'ємів та ін. Сучасні CAE застосовуються сумісно з CAD, інтегруючись у гібридні CAD/CAE-системи [4].

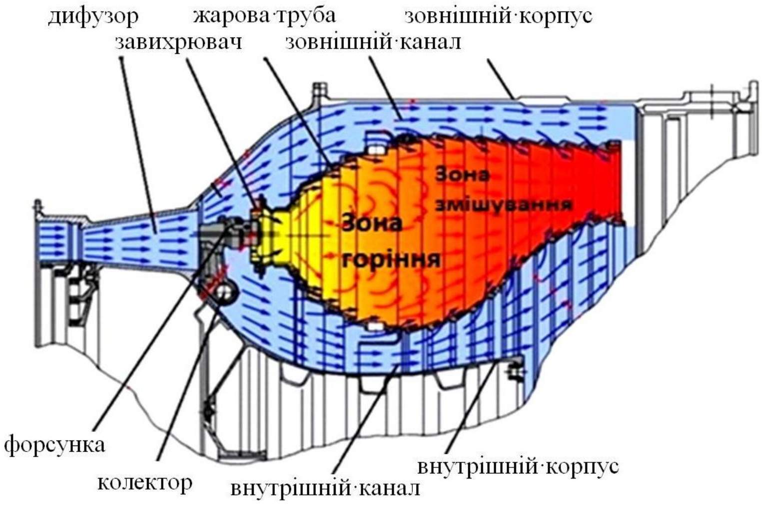


Рис.3. Схема організації робочого процесу та основні елементи конструкції ОКЗ ТРДДФ

З розвитком чисельних методів розв'язання задач теплового та напружено-деформованого станів (НДС) складних елементів конструкції у сфері авіакосмічної техніки з'явилась можливість проведення аналізу із застосуванням програмного комплексу ANSYS [6], в якому реалізований зв'язок між дослідженням теплового та НДС і гідродинамічним розрахунком у вигляді технології Fluid-Structure Interaction (FSI). У якості гідродинамічного програмного пакету використовується ANSYS CFD, а для розрахунку теплового та НДС – ANSYS Mechanical. У залежності від завдання використовуються різні схеми взаємозв'язків між відповідними модулями в об'єднуючій платформі програмного пакету. Є приклади, які демонструють їх можливості, у тому числі, при моделюванні всього спектру задач стосовно організації та протікання робочого процесу в ОКЗ, визначення теплового стану ЖТ та на цій основі визначення її НДС і термоміцності [6–7].

У підґрунті методик дослідження, які закладені в сучасних підходах чисельного моделювання робочого процесу в ОКЗ, не зважаючи на різноманітну спрямованість спеціальних програмних комплексів, визначається базовий алгоритм, який включає в себе наступні кроки:

− створення геометричної моделі елементів конструкції ОКЗ та визначення фізичних меж протікання газового потоку;

− побудова кінцевих елементів сітки з її подальшою адаптацією в залежності від типу області в ОКЗ (область твердого тіла, об'єм газового середовища, зона пограничного шару) та визначення розміру кінцевих елементів у залежності від складності конструктивного виконання розрахункової області;

− визначення критеріїв моделювання (рівняння нерозривності, збереження імпульсу, збереження енергії, стану), завдання граничних умов (налаштування параметрів робочого середовища) та проведення симуляції (розрахунку диференційних рівнянь) методом ітерацій;

− проведення візуалізації та аналізу отриманих результатів.

В свою чергу реалізація методики чисельного моделювання потребує загального розуміння характеру протікання робочого процесу в ОКЗ. Складність математичного моделювання робочого процесу в ОКЗ обумовлена необхідністю інтерпретації взаємопов'язаних фізичних і хімічних процесів у рухомому потоці газу. Відповідно до роботи [8], в якій проаналізовано результати більшості фундаментальних досліджень щодо фізичних та хімічних аспектів, які супроводжують процес горіння, визначено основні

ISSN 2706-7386

принципи організації робочого процесу та встановлено зв'язок характеристик робочого процесу в залежності від конструктивних особливостей ОКЗ.

У роботі для вирішення поставленого завдання проведено моделювання робочого процесу в ЖТ ОКЗ на максимальному режимі роботи двигуна. Схема проєкту представлена на рис.4.

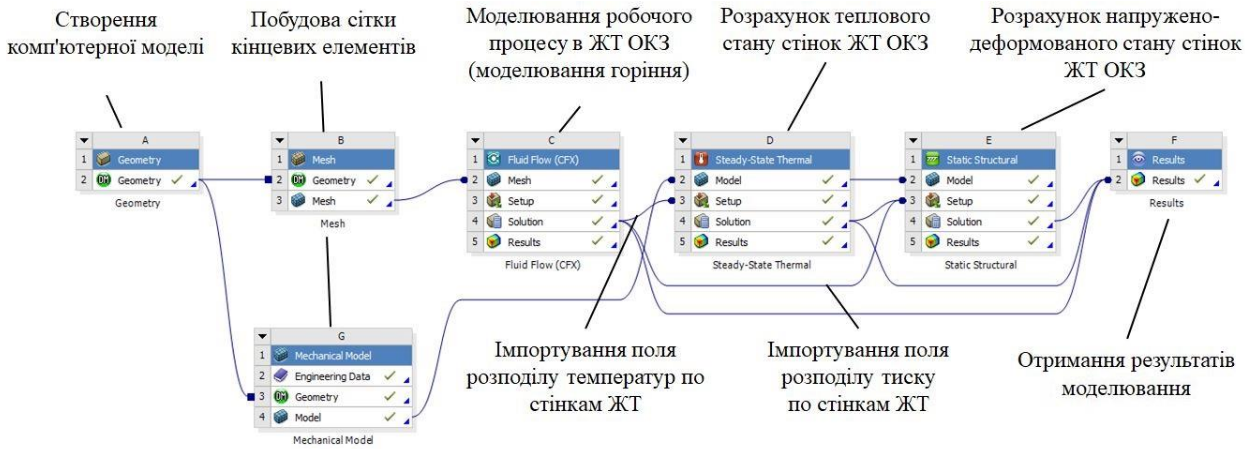


Рис.4. Схематизація проєкту чисельного моделювання робочого процесу в ОКЗ

Чисельне моделювання робочого процесу в ОКЗ потребує створення та поєднання декількох геометричних моделей та проведення односторонньої симуляції взаємопов'язаного розрахунку (1-way FSI) для визначення теплового та напружено-деформованого станів стінок ЖТ ОКЗ. Відповідно до креслень було створено геометричну модель ЖТ та геометричну модель газового середовища, яка обмежена корпусом ОКЗ. Для спрощення проведення розрахунків за умови забезпечення симетрії моделі було обрано сектор, який включає 2 форсунки із 28 ($\angle 12{,}85^\circ$). Алгоритм створення комп'ютерної моделі ЖТ ОКЗ для моделювання робочого процесу представлено на рис.5.

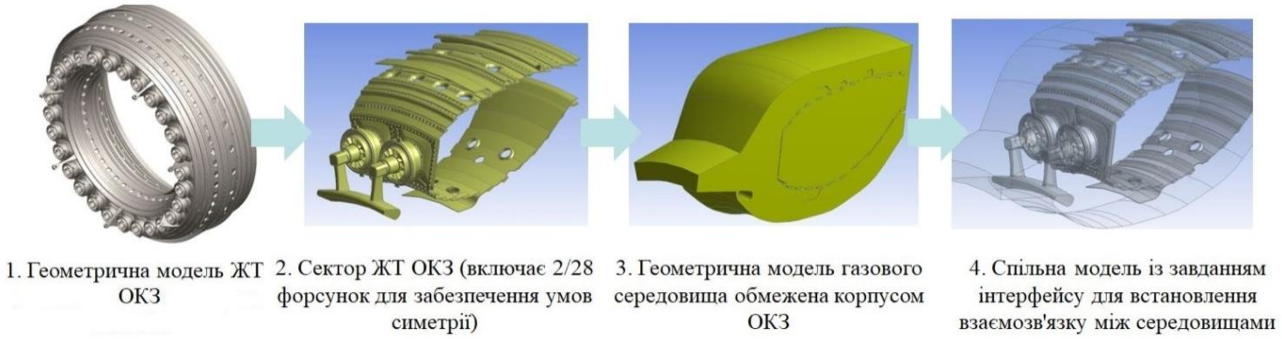


Рис.5. Алгоритм створення комп'ютерної моделі ЖТ ОКЗ
для моделювання робочого процесу

У якості вхідних газодинамічних параметрів потоку використано реальні дані стендового опробування ТРДДФ. Робочий процес в ОКЗ відбувається при дифузійному горінні в турбулентному потоці. У такому випадку, при чисельному моделюванні, структура полум'я визначається на основі розв'язання рівняння дифузії (1) по кінетичному механізму горіння та рівняння переносу енергії – Flamelet-модель (модель тонкого фронту полум'я) дифузійного горіння автора N. Peters (RWTH, м. Ахен, Німеччина) [9].

$$\rho\frac{\partial T}{\partial t} = \rho\frac{\chi}{2}\left(\frac{\partial^2 T}{\partial Z^2} + \frac{1}{c_p}\frac{\partial c_p}{\partial Z}\frac{\partial T}{\partial Z}\right) + \frac{1}{c_p}\left(\sum_{k=1}^{N} h_k \dot{m}_k + q_R''' - H\right) \quad (1)$$

де t – час;

ISSN 2706-7386

Z – доля суміші;

T – температура;

χ – скалярна швидкість дисипації;

ρ – густина;

c_p – питома теплоємність при сталому тиску;

$\dot{q}_R'''$ – швидкість втрати тепла випромінюванням на одиницю об'єму;

N – кількість хімічних елементів;

h_k – ентальпія;

H – коефіцієнт врахування потоку ентальпії шляхом масової дифузії.

Враховуючи варіативність компонентного складу палива в залежності від сировинної бази та велику кількість вуглеводних компонентів, пряме використання керосину з його реальними характеристиками при чисельному моделюванні значно ускладнює розрахунок. Тому при розрахунково-експериментальному дослідженні процесу горіння прийнято припущення – у якості моделі палива використано так званий "сурогат" керосину. Для генерації бібліотеки горіння використано інструмент CFX-RIF [10], який включає в себе схему кінетичної реакції горіння "сурогату" авіаційного керосину Jet A (surrogate), як двокомпонентне паливо з масовими частками (60% n-C10H22 и 40% TMB-C9H12).

Паливо і повітря знаходяться в різних термодинамічних станах, що викликає необхідність в описанні умови перемішування рідкого палива і повітря та побудові моделі фазового переходу. Для цього створено однорідну бінарну суміш, яка визначає взаємозв'язок між тиском насиченого пару при визначеній температурі і описується рівнянням Антуана (2).

$$\log_{10}(p) = A - \frac{B}{C+T} \tag{2}$$

де A, B, C – отримані експериментальним шляхом константи.

Основним підходом при чисельному моделюванні турбулентності робочого процесу в ОКЗ [11–14] прийнято вважати використання рівняння Рейнольдса (3) (RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes), що розроблене на основі усереднення рівняння Нав'є-Стокса (рівняння руху в'язкої рідини) по Рейнольдсу.

$$\rho \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} = \rho \bar{f}_i + \frac{\partial}{\partial x_j}\left[-\bar{p}\delta_{ij} + \mu\left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i}\right) - \rho\overline{u_i' u_j'}\right] \tag{3}$$

де $\rho \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j}$ – зміна кількості руху об'єму робочого тіла внаслідок зміни усередненої складової швидкості;

$\rho \bar{f}_i$ – усереднена величина зовнішніх сил;

$-\bar{p}\delta_{ij}$ – усереднена величина тиску;

$\mu\left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i}\right)$ – сили в'язкості;

$-\rho\overline{u_i' u_j'}$ – напруження Рейнольдса (турбулентні напруження), які враховують втрати та перерозподіл енергії в турбулентному потоці.

Наразі на основі підходу RANS розроблені та широко широко застосовуються моделі турбулентності з двома рівняннями, оскільки забезпечують компроміс між чисельною достовірністю розрахунків та обчислюваною спроможністю. У якості моделі турбулентності було обрано Shear Strees Transport (SST) (4), яка враховує перенос турбулентного

ISSN 2706-7386

напруження і дає можливість більш точного прогнозування величини розділення потоку при високих градієнтах тиску.

$$\begin{aligned}&\frac{\partial(\rho k)}{\partial t}+\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j k)=\frac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_k}\right)\frac{\partial k}{\partial x_j}\right]+P_k-\beta'\rho k\omega+P_{kb}\\&\frac{\partial(\rho\omega)}{\partial t}+\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j \omega)=\frac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_\omega}\right)\frac{\partial \omega}{\partial x_j}\right]+\alpha\frac{\omega}{k}P_k-\beta\rho\omega^2+P_{\omega b}\end{aligned} \qquad (4)$$

В умовах роботи ОКЗ стінки ЖТ нагріваються за рахунок випромінювання в зоні горіння та конвекції від газового потоку. Частина теплоти від потоку випромінювання є переважаючою складовою, оскільки в місцях, які захищені завісою охолоджуючого повітря, передача теплоти відбувається виключно за рахунок випромінювання. У якості моделі випромінювання обрано модель P1, рівняння (5), що являється простим випадком моделі P-N (методу P_N сферичних гармонік), в якому спектральна інтенсивність випромінювання представлена в серії сферичних функції.[15] Модель P1, в першому наближенні цього методу, є звичайною версією апроксимації рівняння дифузії.

$$q_r=-\frac{1}{3(\alpha+\sigma_s)-C\sigma_s}\nabla G \qquad (5)$$

де q_r – величина потоку випромінювання;

α – коефіцієнт поглинання;

σ_s – коефіцієнт розсіювання;

∇G – величина падаючого випромінювання;

C – коефіцієнт лінійної анізотропної фазової функції.

При проведенні чисельного моделювання робочого процесу отримано поля розподілу температури та тиску на стінках ЖТ ОКЗ (рис.6), імпортування результатів яких дозволяє розрахунково-експериментальним шляхом виконувати дослідження теплового (рис.7а) та напружено-деформованого (рис.7б) станів стінок ЖТ ОКЗ ТРДДФ враховувати реальний вплив експлуатаційних факторів та встановлювати зв’язок між характером протікання робочого процесу та виявленими пошкодженнями і дефектами ЖТ ОКЗ.

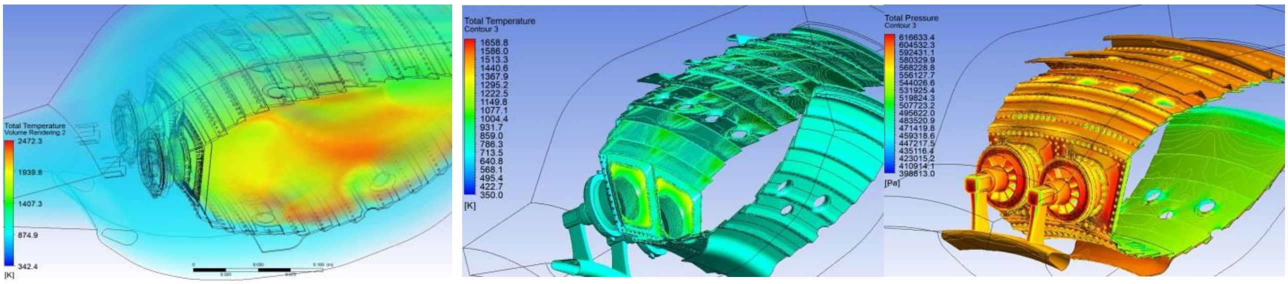
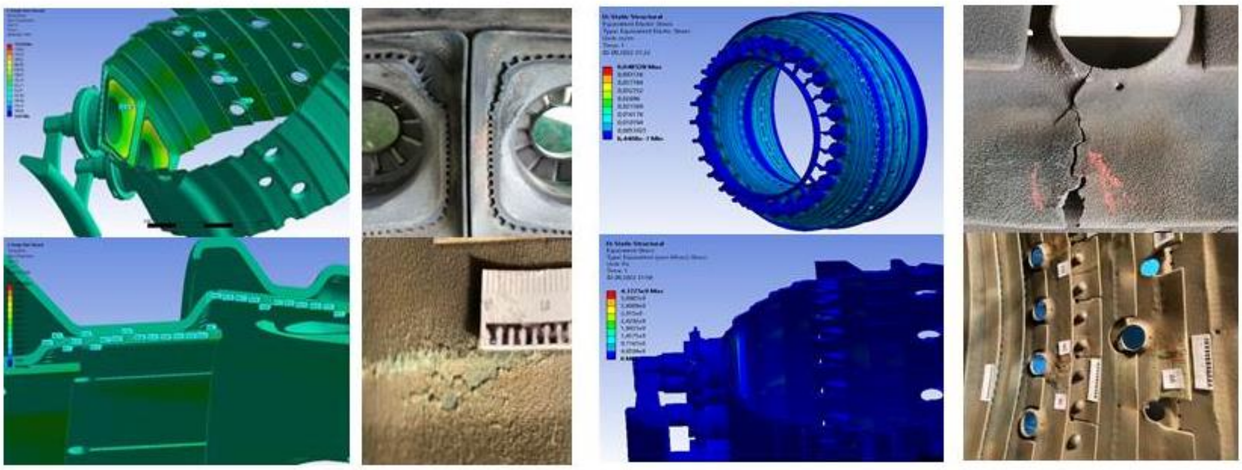


Рис.6. Розподіл температури та тиску на стінках ЖТ ОКЗ

ISSN 2706-7386



а б

Рис.7. Результати моделювання ЖТ ОКЗ: а – теплового стану; б – НДС

Висновки. Таким чином отримані результати чисельних розрахунків робочого процесу, теплового стану та НДС стінок ЖТ ОКЗ дозволяють:

– визначати критичні ділянки та виконувати оптимізацію конструкції;

– обґрунтовано приймати рішення щодо встановлення чи продовження ресурсу ЖТ на основі оцінки ступеню вичерпання пошкодженості в умовах, коли розробник та виробник не виконує свої обов’язки з авторського супроводження;

– надавати рекомендації авіаремонтним підприємствам щодо доопрацювання конструкції ЖТ під час виконання КР, уникаючи проведення дорогих і тривалих експериментів при визначенні їх граничного стану.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Большагин В.И. Камеры сгорания ГТД / В.И. Большагин, А.А. Саркисов. – Уфа: УАИ им. С. Орджоникидзе, 1982. – 42 с.

2. Бакулев В.И. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок / В.И. Бакулев и др. – м: МАИ, 2003. – 688 с.

3. Косточкин В.В. Надежность авиационных двигателей и силовых установок. – м.: Машиностроение, 1988. – 2-е изд. – 272 с.

4. Богуслаев А.В. Прогрессивные технологии моделирования, оптимизации и интеллектуальной автоматизации этапов жизненного цикла авиационных двигателей / А.В. Богуслаев и др. – Запорожье: ОАО “Мотор Сич”, 2009. – 468 с.

5. Авиационная и ракетно-космическая техника // Вестник УГАТУ. – Уфа: УГАТУ, 2012. – Т.16. – Вып. № 2(47). – С. 98–105.

6. Лукачёв С.В. Корреляционно-регрессионная модель для оценки окружной неравномерности поля температуры газа на выходе из камер сгорания малоразмерных ГТД / С.В. Лукачёв, В.Ю. Абрашкин, А.М. Ланский, С.Г. Матвеев // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). – Самара: СГАУ, 2013. – Вып. № 3(41). –С. 118–124.

7. Трощенко В.Т. Трещиностойкость материалов при циклическом нагружении / В.Т. Трощенко, В.В. Покровский, А.В. Прокопенко. – К.: Наук. думка, 1987. – 256 с.

8. Лефевр Артур. Процессы в камерах сгорания ГТД; пер. с англ. – м.: Мир, 1986. – 246 с.

ISSN 2706-7386
9. Peters N. Turbulent Combustion. Cambridge monographs on mechanics. – Cambridge University Press, 2000.

10. ANSYS fluent theory guide. Release 14.0. – ANSYS Inc, 2011. – 794 p.

11. F. Wang, Y. Huang, T. Deng Gas Turbine Combustor Simulation With Various Turbulent Combustion Models. ASME Turbo Expo 2009: Power for Land, Sea, and Air June 8–12, 2009 Orlando, Florida, USA. – P. 155–165.

12. Wilcox D. C. Turbulence modeling for CFD. – DCW Industries, 2006. – 3-rd ed. – 536 p.

13. Ferziger, Joel H.: Computational Methods for Fluid Dynamics / Joel H. Ferziger // Milovan Perit. – 3., rev. ed. Springer, 2002.

14. Patankar, Suhas V. Numerical Heat Transfer and Fluid Flow. – Hemisphere Publishing Corporation, 1980. – 200 p.

15. Modest. Radiative heat transfer. Third edition. The University of California at Merced. 2013. – 867 p.

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

Artem Shulhin
Candidate of Technical Sciences, Senior Researcher, Chief of Section of State Research Institute of Aviation, Kyiv, Ukraine
https://orcid.org/0000-0002-2403-7348

Карасьов Олександр Григорович
кандидат технічних наук, старший науковий співробітник, провідний науковий співробітник науково-дослідної лабораторії Державного науково-дослідного інституту авіації, Київ, Україна
https://orcid.org/0000-0002-1967-9127

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

Чемерис Євгеній Ігорович
старший науковий співробітник науково-дослідної лабораторії Державного науково-дослідного інституту авіації, Київ, Україна
https://orcid.org/0000-0003-4918-3445

Yevheniy Chemerys
Senior Researcher of State Research Institute of Aviation, Kyiv, Ukraine
https://orcid.org/0000-0003-4918-3445

Башинський Кирило Володимирович
кандидат технічних наук, начальник групи представництва замовника № 1285 Міністерства оборони України, Чернігів, Україна
https://orcid.org/0000-0002-1454-8662

Kirill Bashynskyi
Candidate of Technical Sciences, Chief of Group of the 1285 Military Representatives of the Ministry of Defense of Ukraine, Chernihiv, Ukraine
https://orcid.org/0000-0002-1454-8662

Холодний Руслан Віталійович
науковий співробітник Державного науково-дослідного інституту випробувань і сертифікації озброєння та військової техніки, Чернігів, Україна
https://orcid.org/0000-0002-1168-5215

Ruslan Kholodnyi
Researcher of State Scientific Research Institute of Armament and Military Equipment Testing and Certification, Chernihiv, Ukraine
https://orcid.org/0000-0002-1168-5215

ISSN 2706-7386

FEATURES OF CAD/CAE SYSTEMS APPLICATION IN THE CONTEXT OF EXTENDING RESOURCE OF THE FLAME TUBE OF THE MAIN COMBUSTION CHAMBER OF THE TURBOJET ENGINE OF TACTICAL AVIATION AIRCRAFT

A Shulhin, O Karasov, Y Chemerys, K Bashynskyi and R Kholodnyi

The article conducted a modeling number of the working process in the flame tube of the main chamber of combustion of the turbojet engine of tactical aviation aircraft. The geometric model of the flame tube has been created and adapted for carrying out the interconnecting calculation of heat and stress-strain stations of the walls of the flame tube under the influence of operating factors at the numerical modeling of the working process. Quantitative-qualitative analysis of modeling results was carried out and the connection between peculiarities of working process flow and characteristic damage of the flame tubes discovered in operation was established. The possibility of using modern CAD/CAE systems to solve scientific tasks to ensure maximum use of resource opportunities of the main and especially responsible parts of turbojet engune on the basis of the assessment of their damage.

The obtained results of work process numerical calculations, thermal state and VAT of the heat pipes walls of the main combustion chamber refuse:

– identify critical areas and perform optimal construction;

– the decision to establish or extend the heat pipes resource is substantiated based on the assessment of the degree of depletion of harmfulness in conditions where the developer and manufacturer do not fulfill their obligations in terms of author support;

– to provide recommendations to aircraft repair companies regarding the finalization of aircraft structures during the implementation of the overhaul, avoiding long-term experiments to determine their ultimate state.

Keywords: *resource, numerical modeling, flame tube, working process, heat and stress-strain stations.*