УДК 629.7.036

ТЕРЕЩЕНКО Ю.М., *професор Національного авіаційного університету, доктор технічних наук, професор*

МАРКІВСЬКА Л.Г., *аспірантка Національного авіаційного університету*

МОДЕЛЮВАННЯ ТЕМПЕРАТУРНОГО СТАНУ ДВОХ'ЯРУСНОЇ ЛОПАТКИ РОБОЧОГО КОЛЕСА ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНОЇ ПРИСТАВКИ ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА

В роботі розглянуто результати розрахункових досліджень температурного градієнта для двоярусної лопатки перспективного триконтурного двигуна. Показано, що застосування сучасних обчислювальних методів дозволяє моделювати складні деталі перспективних двигунів в термічно навантаженому стані

Ключові слова: температурний градієнт, двохярусна лопатка, турбовентиляторний модуль

Нові перспективи розвитку авіації вимагають створення двигунів за новою схемою і забезпечують рішення таких задач:

поліпшення характеристик двигуна за рахунок використання термодинамічних циклів з високими параметрами;

управління змінними термодинамічними циклами в залежності від умов польоту;

використання двигунів безпосередньо для створення підіймальної сили крила.

Ці та інші питання покликані вирішувати двигуни нових схем. Зокрема, це двигуни з встановленими позаду вентиляторами. Дана схема реалізована на модулі турбореактивного газогенератора J-79 [1]. Безперечною перевагою цього рішення є можливість використання існуючих двигунів саме в якості газогенераторів. Таким чином, двоконтурні газотурбінні двигуни можуть стати основою для створення триконтурних. При цьому зберігаються гарні характеристики, перевірені технології виробництва і експлуатації. Додається тільки один модуль: турбовентиляторна частина, яка повинна суттєво покращити характеристики нового двигуна.

Метою данної роботи є дослідження температурних градієнтів двох'ярусної лопатки перспективного триконтурного двигуна.

Основний матеріал дослідження

Відмінною особливістю турбовентиляторного модуля є те, що перший контур працює як турбіна, а другий – як вентилятор. Відповідно, робоче колесо турбовентиляторного модуля має двох'ярусну лопатку. На рис. 1 вона помічена овалом.

© Терещенко Ю.М., Марківська Л.Г., 2020

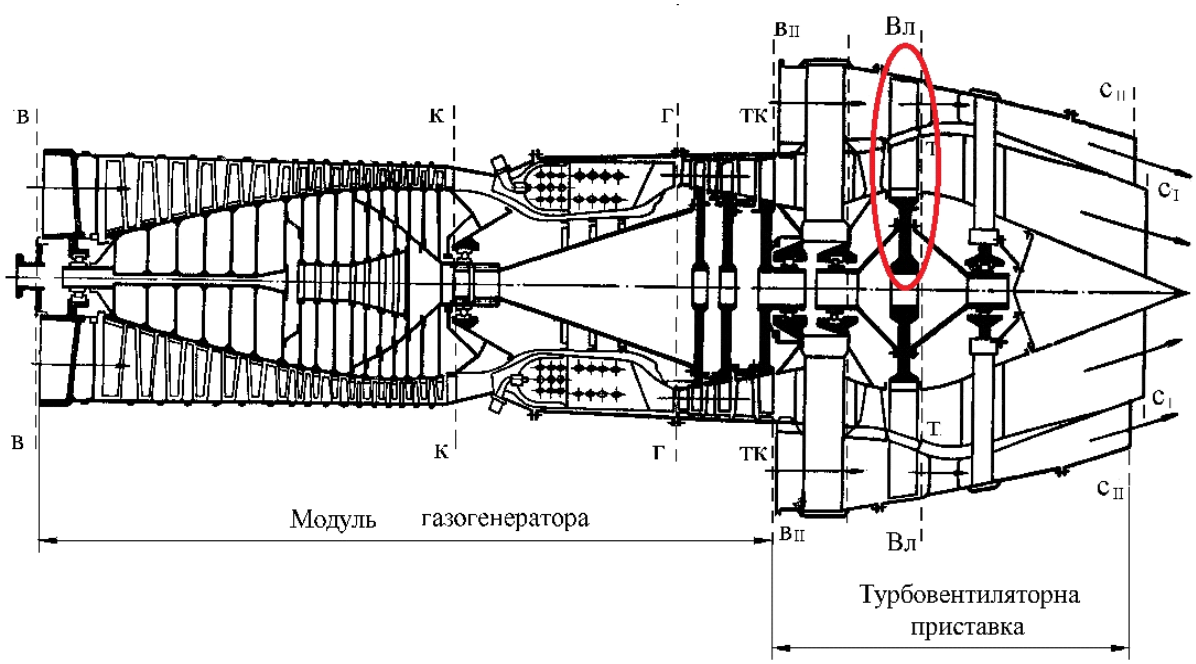

Рис. 1. Схема ТРДД з турбовентиляторною приставкою

Оскільки в турбовентиляторному модулі дво- або триконтурного двигуна є турбінна (гаряча) і вентиляторна (холодна) частини, двох'ярусна лопатка робочого колеса зазнаватиме великих перепадів температур. Є значна температурна нерівномірність потоку в каналі турбовентиляторного модуля. Внутрішня "турбінна частина" робочого колеса омивається гарячим газом за турбіною з температурою Т* = 800…900К [2]. Зовнішня частина, що виконує роль вентилятора третього або другого контуру, оточена повітряним потоком з параметрами атмосферного середовища. Це призводить до високого рівня температурних напружень в лопатках робочого колеса. Схематично це зображено на рис. 2.

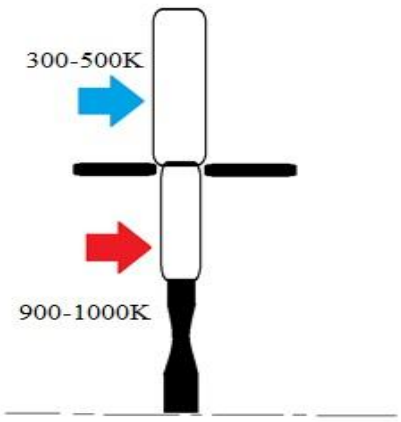

Рис. 2. Схема перепаду температур по висоті двох'ярусної лопатки

В даних матеріалах представлено створення параметричної CAD-моделі двох'ярусної лопатки (рис. 3). Турбінне і вентиляторне перо лопатки виконано

шляхом закручення поверхні за трьома перетинами. Кожний перетин побудовано за методикою дуг кіл і відрізків прямих. Параметрами є конструкційні кути входу і виходу лопатки, товщина профілю, кути установки і висота перетинів.

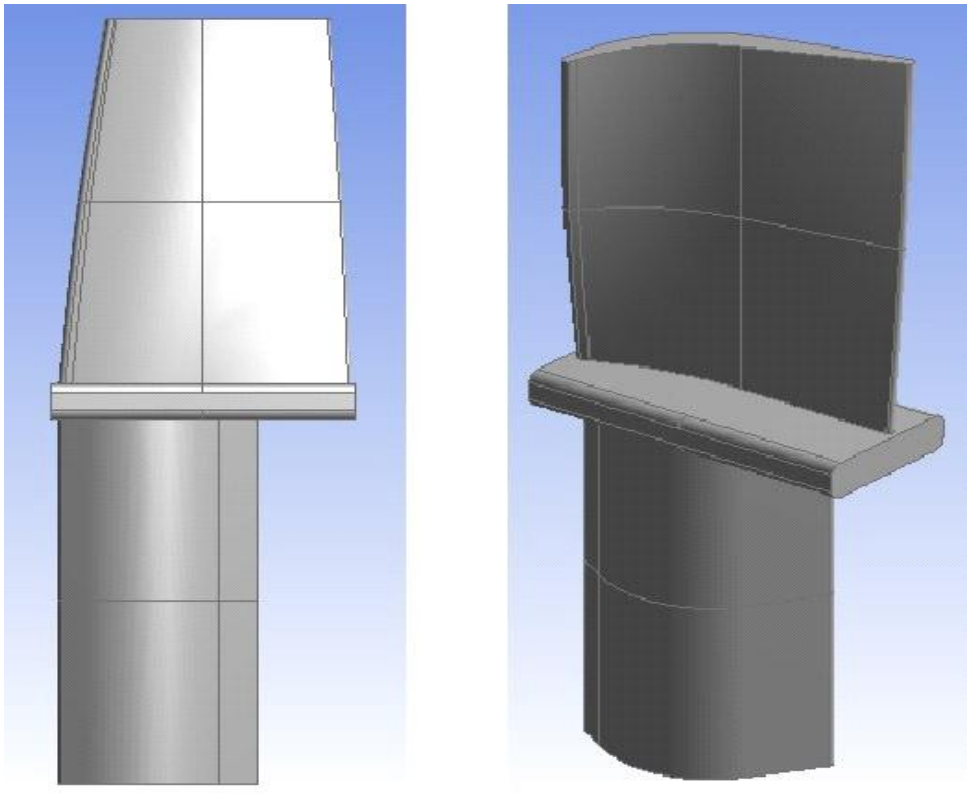

Рис. 3. Параметрична CAD-модель двох’ярусної лопатки

Результати теплового розрахунку методом кінцевих елементів для двох’ярусної лопатки в умовах, зазначених вище (див. рис. 2), представлені на рис.4. Розрахунок проводився в сталому тепловому режимі.

Граничні умови:

на поверхнях гарячого тракту (перо турбінної частини лопатки, верхня поверхня хвостовика, нижня і до середини бокової поверхні бандажної полки) виконуються умови природної конвекції;

на поверхнях холодного тракту (перо вентиляторної лопатки, верхня і до середини бокової поверхні бандажної полки) виконуються умови природної конвекції;

на поверхнях хвостовика (без верхньої частини) виконується умова другого роду (Неймана) – відвід тепла[3].

Для ротора проведено порівняння результатів розрахунку розподілу температури T^*[K] за висотою лопатки, отриманих за допомогою чисельного моделювання і розрахованих за методикою, запропонованою в роботі [4].

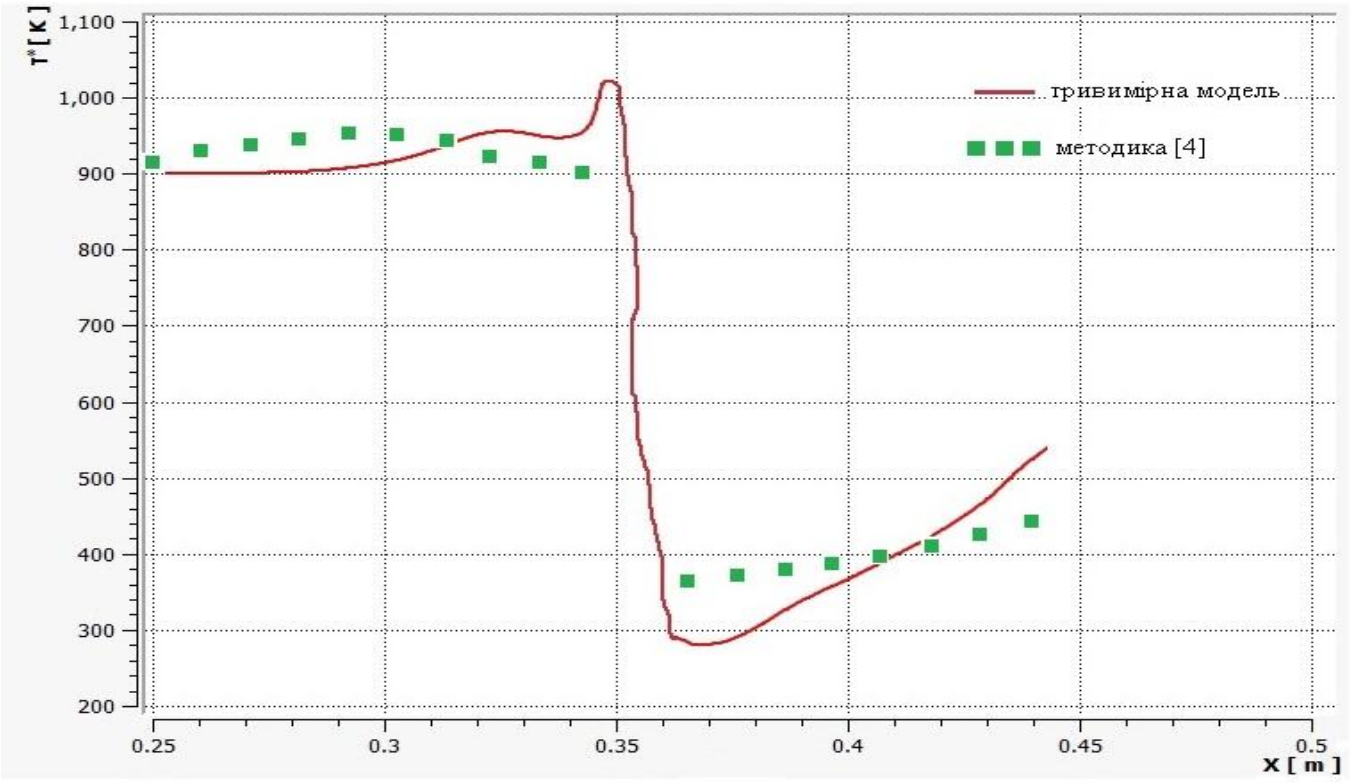

Рис. 4. Розподіл температури по довжині двоярусної лопатки в середньому перерізі

Розбіжність в значеннях температури за висотою лопатки, отриманих за спрощеною методикою, що наведена у роботі [4], і за допомогою чисельного тривимірного моделювання, можна пояснити тим, що у розрахунках за спрощеною методикою не враховується опір потоку при турбулентному русі в'язкої рідини. Різниця між результатами розрахунків за допомогою двох різних підходів становить 2…5%.

Висновки

Результати моделювання теплового стану двоярусної лопатки за допомогою тривимірного чисельного моделювання добре погоджується з розрахунками, заснованими на розв’язку двовимірних рівнянь Ейлера, усереднених в окружному напрямку. Останній метод, в свою чергу, не враховує в'язкості і не здатний врахувати безліч чинників, які вважаються вагомими для течії в міжлопаткових каналах.

Проте метод, заснований на розв’язку двовимірних рівнянь Ейлера, усереднених в окружному напрямку, вже досить добре себе зарекомендував на протязі багатьох років при проєктуванні турбомашин.

Отже, конструктор, при виборі геометрії проточної частини, в першому наближенні, може впевнено опиратися на результати як двовимірних, так і тривимірних чисельних розрахунків.

ЛІТЕРАТУРА

1. Кампсти Н. Аэродинамика компрессоров: Пер. с англ. [Текст] / Н. Кампсти. – М.: Мир, 2000. - 688 с.

2. Tereschenko U at al 2010 Theory of three-circuit turbojet engines “NAU-druk” ISSN 978-966-598-665-2.
3. Viunov S.L. at al 1989 Aircraft engines and power plants Mech. Engine. ISBN 5-217-00361-8.
4. Теорія теплових двигунів. Газодинамічний розрахунок елементів газотурбінних двигунів: навч. посібник / Терещенко Ю.М. , Кулик М.С., Мітрахович М.М. та ін.
5. Petrenko A.I. 2004 Strength problems 5 ISSN 0556-171X.
5. Oleynik A. 2002 Thermal stresses in turbine engine parts. Khark. Aviation Institute - 65 p.
6. Mattingly J.D., Heiser W.H., Pratt D.T. Aircraft Engine Design.Second Edition, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002, - 684 p.
7. Riznyk S. and Artushenko A. Aeroengine High Pressure Turbine Blade Cooling System Concept. Turbo Expo 2013 // Turbine Technical Conference and Exposition, 2013, vol. 3, pp. 9, doi:10.1115/GT2013-95789.
8. Bunker R.P. Axial turbine blade tips: Function, design, durability // Journal of propulsion and power, 2006, vol. 22, no 2, pp. 271–285.
9. ULR: http://trudymai.ru/published.php?ID=46706.
10. Frank Wagner, Arnold Kühhorn, Timm Janetzke and Ulf Gerstberger. Multi-Objective Optimization of the Cooling Configuration of a High Pressure Turbine Blade. Turbo Expo 2018 // Turbine Technical Conference and Exposition, 2018. vol. 5, pp. 10, doi:10.1115/GT2018-75616.
11. Denton J.D. Loss Mechanisms in Turbomachines // Journal of Turbomachinery, 1993, vol. 115, no. 4, pp. 621–656.
12. LiXu, SunBo, YouHongde, WangLei. Evolution of Rolls-Royce air-cooled turbine blades and feature analysis // Procedia Engineering, 2015, vol. 99, pp. 1482–1491.

Надійшла до редакції 24.12.2020
Рецензент: професор Тамаргазін О.А.