УДК 629.7:62-4:62-91:519.6

Кравчук Ю. С.[1], канд. техн. наук Татарчук Т. В.[2]

[1] Запорізький авіаційний коледж ім. О. Г. Івченка
[2] Національний університет «Запорізька політехніка», м. Запоріжжя

МЕТОДИ ПІДВИЩЕННЯ НАДІЙНОСТІ РОБОТИ ЕЛЕМЕНТІВ ТУРБІНИ

Мета роботи. *Статистичний та експериментальний аналіз методів нанесення покриття на сопловий апарат турбіни для підвищення температурного режиму.*

Методи дослідження*: розрахунковий метод кінцевих елементів, експериментальний.*

Отримані результати. *Проведені дослідження показали, що застосування термічно захисних покриттів ТЗП завтовшки 250 мкм з теплопровідністю 1 Вт/мК на двох східцях турбіни можна реалізувати одну з двох можливостей:*

- при незмінній робочій температурі матеріалу лопаток збільшити температуру газу перед турбіною приблизно на 100 °С, що приведе до підвищення ККД і економії палива більш ніж на 13 %;

- не змінюючи температури газу перед турбіною – збільшити довговічність лопаток приблизно в 4 рази внаслідок зниження їх робочої температури.

Був проведений аналіз двох методів нанесення ТЗП, в роботі проведена розрахункова оцінка температурного стану соплового апарату (СА) турбіни високого тиску двигуна, зниження його температури за рахунок нанесення ТЗП і підвищення його ресурсу. Проблема була розв'язана за допомогою нанесення ТЗП на лопатки соплового апарату. Був проведений аналіз двох методів нанесення ТЗП, проведена розрахункова оцінка температурного стану соплового апарату (СА) турбіни високого тиску двигуна, зниження його температури за рахунок нанесення ТЗП і підвищення його ресурсу, можна проаналізувати:

Наукова новизна. *Проблема створення ефективно, економічно і надійно працюючих газових турбін – найбільш складна серед численних проблем, що виникають на шляху розвитку газотурбобудування. Важливими елементами турбін є робочі і соплові лопатки, матеріал і конструкція яких визначають допустиму температуру газу перед турбіною і тим самим безпосередньо впливають на техніко-економічні показники роботи ГТД.*

Практична цінність. *Одержані результати мають важливе значення для подальшого розвитку авіадвигунобудування, завдяки нанесенню ТЗП добилися збільшення ресурсу СА з 40000 год до 67000 год.*

Ключові слова: *сопловий апарат (СА), термічно захисне покриття (ТЗП), плазмовий метод (ПТ), електронно-променевий метод (ЕПТ), вібрації, температурний градієнт, метод кінцевих елементів.*

Вступ

Проблема створення ефективно, економно і надійно працюючих газових турбін – найбільш складна серед численних проблем, що виникають на шляху розвитку газотурбобудування. Важливими елементами турбін є робочі і соплові лопатки матеріал і конструкція яких визначають допустиму температуру газу перед турбіною і тим самим безпосередньо впливають на техніко-економічні показники роботи ГТД. Технологічні труднощі подальшого форсування конвективне охолодження лопаток, енергетична неповноцінність плівкових завіс і теплообмінників, стан розвитку металургії жароміцних сплавів вказують на те, що поліпшення параметрів циклу ГТД слід зв'язувати з розробкою якісно нових систем захисту лопаток газових турбін і переходом від жаростійких багатокомпонентних покриттів до теплозахисних (ТЗП).

Провідні виробники авіаційних двигунів нині застосовують ТЗП для підвищення надійності і довговічності лопаток турбін. General Electric використовує ТЗП на робочих лопатках двигунів CFM-56-7 і багатьох інших. За оцінками дослідників фірми ефект зниження температури лопаток в результаті застосування ТЗП складає до 90 °С і залежить від теплового потоку в турбіні.

Таким чином, дослідження є актуальним для збільшення довговічності і надійності лопаток, та підвищення допустимої температури газу перед турбіною і тим самим безпосередньо підвищити техніко-економічні показники роботи ГТД.

Матеріали та методи дослідження

В якості вихідних була обрала лопатка соплового апарату турбіни двигуна Д-436-148 та керамічне покрит-

© Кравчук Ю. С., Татарчук Т. В., 2020
DOI 10.15588/1607-6885-2020-2-8

тя для нанесення на основі оксидної системи ZrO_2 - Y_2O_3 (YSZ).

Для аналізу були розглянуті у порівнянні властивостей технологічних захистних покриттів з керамічним шаром ZrO_2-8 %Y_2O_3 при нанесені плазмовим методом (ПТ) та електричнопроменевим (ЕПТ) – таблиця 1.

Таблиця 1 – Залежність товщин керамічного шару ТЗП, його теплофізичних характеристик.

Властивість	ПТ	ЕПТ
Теплопровідність, Вт/м·К	0,8–1,1	1,5–1,9
Шорсткість, мкм	10,0	1,0
Адгезійна міцність, МПа	20–40	400
Модуль Юнга, ГПа	200	90
Відносна швидкість ерозії	7	1

Електроннопроменева технологія (ЕПТ). Електронно-променева установка, яка зображена на рисунку 1, дає можливість провести нанесення теплозахисних покриттів за один процес. Дана установка була розроблена для реалізації методу випару і конденсації матеріалів у вакуумі. Вакуумні методи осадження покриттів, випари та конденсація, що базуються на фізико-хімічних процесах та здійснювані за допомогою відносно складної й коштовної апаратури, вигідно відрізняються від інших методів прецезійністю, практично необмеженими можливостями управляти структурою і властивостями покриттів. Завдяки наявності в робочій порожнині декількох випарників, за допомогою випару та конденсації можна отримувати металеві, кераміко-металічні і керамічні покриття із заданими комплексом фізіко-механічних властивостей.

З шлюзової камери в робочу камеру вводиться касета із закріпленими в ній лопатками, які підготовлені для нанесення покриття. На дні камери розташовані мідні водоохолоджувані кристалізатори із зливком M-Cr-Al-Y та керамікою. Цей зливок бомбардується пучком електронів, матеріали покриття плавляться та випаровуються. Атоми, що випаровуються, конденсуються на підігріту поверхню лопаток, формуючи покриття необхідної конструкції, хімічного складу та товщини. Завдяки наявності декількох форкамер установка працює у безперервному режимі з продуктивністю 300…1200 лопаток на день. Контроль (і управління) за роботою установки здійснюють за допомогою мікропроцесора.

Плазмовий метод нанесення покриттів (ПНП). Джерелом високої температури при плазмовому методі є плазмовий струмінь, який утворюється в спеціальних пальниках (плазмотронах). До плазмового пальника підводять електричний струм від джерела живлення. При цьому, через анод, виконаний у вигляді сопла, пропускають інертний газ (аргон). При збудженні дуги між катодом і анодом (соплом) відбувається іонізація газу та утворення плазмового струменя (рис. 2). Швидкість витікання іонізованого газу з сопла плазмотрона складає 350…400 м/сек, а температура досягає 5500 °С. Напилюваний матеріал у вигляді порошку, розміром часток 40…100 мкм, вводиться в струмінь плазми за допомогою транспортуючого газу (аргону) та облаштування дозованого подання порошку-дозатора. Швидкість часток напилюваного матеріалу в струмені, при підльоті до напилюваної поверхні досягає 80…100 м/с (рис. 2).

Основними перевагами цього методу являються:

- висока температура плазмового потоку дозволяє використати порошкові матеріали з будь-якою температурою плавлення;

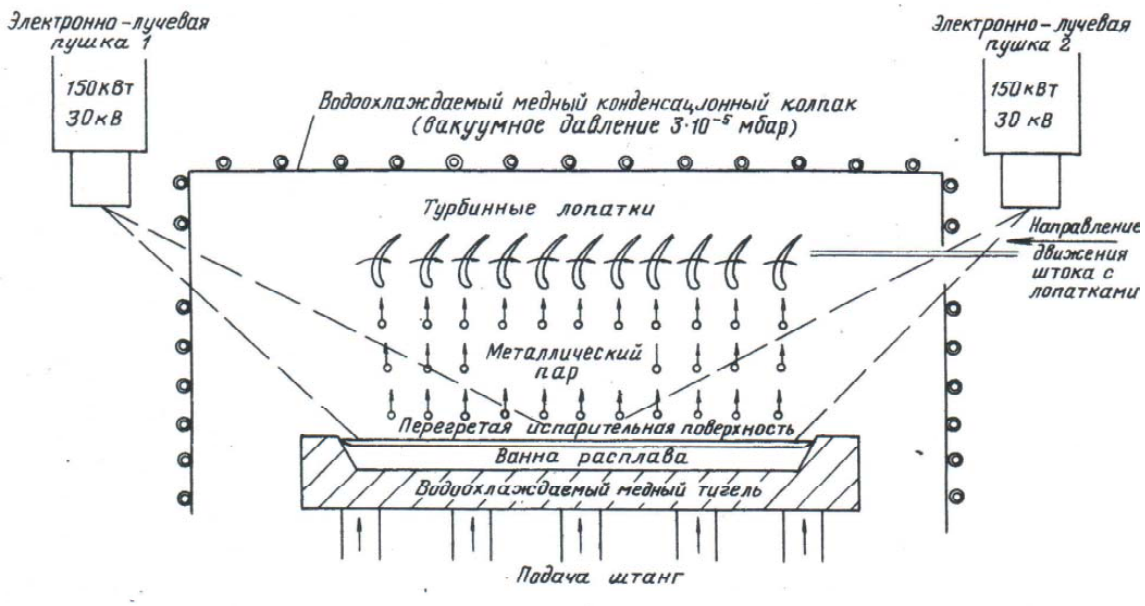

Рис. 1. Схема нанесення покриття електронно-променевим методом

- можливість регулювання фізико механічних властивостей покриттів;

- надзвукова швидкість струменя забезпечує більш високу міцність зчеплення покриття з основним металом;

- можливість отримувати багатошарові композиційні покриття.

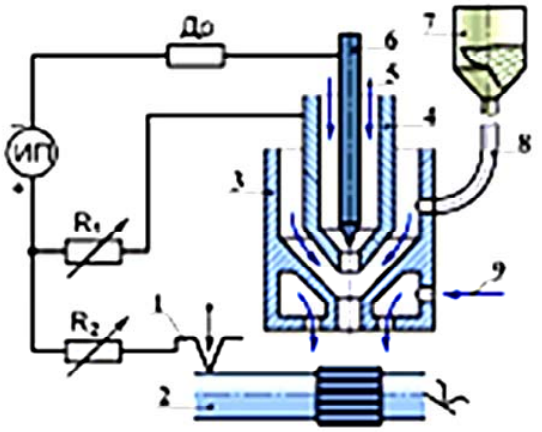

Рис. 2. Схема нанесення покриття плазмовим методом

Одним з головних моментів, що визначає успіх в створенні теплозахисних покриттів, є отримання необхідної адгезійної міцності між керамічним шаром і жаростійким металевим підшаром, кераміки, що забезпечує збереження, на поверхні лопатки в плині усього часу експлуатації.

Результати та обговорення

На рис. 3 представлені зразки, які було використано для статистичної обробки. Згідно результатів завдяки нанесенню ТЗП добилися збільшення ресурсу соплового апарату з 40000 год до 67000 год.

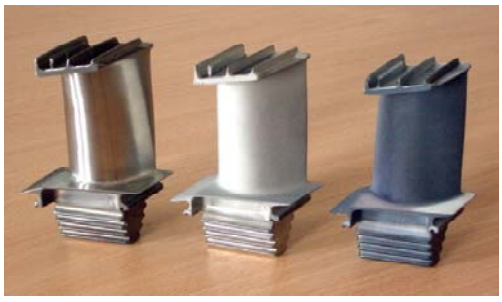

Рис. 3. Лопатки газотурбінних двигунів: ліворуч – без покриттів; у центрі – з металевим покриттям; справа – з двошаровим покриттям метал/кераміка

Товщина покриття може істотно впливати на температурне поле профілю лопатки (основний матеріал). Проте в реальних умовах роботи двигуна (вібрації, температурні градієнти і інші особливості) товсті покриття мають тенденцію до сколювання, залишаючи незахищеною поверхню. Тому підбір товщини тривало працюючого (впродовж ресурсу) покриття – це питання дуже актуальне і залежить від особливостей технології нанесення, складу, особливостей експлуатації і багатьох інших, рішення, якого досягається тривалим відробітком і перевіркою спеціальними випробуваннями. Для авіаційних ГТД товщина покриття складає 0,15…0,25 мм.

На наступному етапі були проведені розрахунки на міцність лопаток соплового апарату турбіни високого тиску двигуна. Соплові лопатки ТВТ – порожнисті, охолоджувані. Сопловий апарат (СА) ТВТ складається з секторів по декілька лопаток, відлитих разом: дев'ять секторів по 3 лопатки в секторі та один сектор по 2 лопатки. Матеріал лопаток СА ТВД -ЖС6У-ВИ. Розрахунки напружено-деформованого стану [5] охолоджуваних лопаток соплових апаратів враховували як газодинамічні так і температурні навантаження, що виникають в результаті нерівномірного нагріву лопаток. При великих температурах в лопатках виникала необхідність обліку повзучості матеріалу, що виконано в приведених розрахунках.

Розрахунки охолоджуваних робочих лопаток СА ТВТ двигуна виконані методом кінцевих елементів в найбільш термонавантаженому середньому перерізі на максимальному злітному режимі при T^*_{CA} = 1510 К, T^*_{KBT} = 834 К. Розрахунок температурного поля проводився для товщини покриття 0,15 та 0,25 мм, коефіцієнт теплопровідності приймався рівним 2,5 Вт/м·град. Товщина покриття враховувалась за рахунок зміни коефіцієнта тепловіддачі з боку газу залежно від теплофізичних характеристик покриття (коефіцієнт теплопровідності, товщина), який розраховувався за формулою:

$$\alpha_{эффi} = \frac{1}{\frac{1}{\alpha_{гi}} + \frac{\delta_n}{\lambda_n}},$$

де $\alpha_{эффi}$ – ефективний коефіцієнт тепловіддачі на *i*- й ділянці (з урахуванням покриття); $\alpha_{гi}$ – коефіцієнт тепловіддачі з боку газу на *i*- й ділянці; δ_n – товщина покриття; λ_n – коефіцієнт теплопровідності покриття. Формула отримана з умови рівності теплових потоків через стінку з покриттям і без нього.

Розподіл максимальних температур [5] у розрахунковому перерізі початкової лопатки СА ТВТ на максимальному злітному режимі при T^*_{CA} = 1510 К, T^*_{KBT} = 834 К наведено на рис. 4.

Надмірне збільшення товщини покриття може привести як до зростання, так і до зниження довговічності соплової лопатки, що підтверджується дослідженням термоциклічної довговічності на моделях з жароміцних сплавів з різними видами покриттів [3] і вимагає подальшого вивчення. Тому що досвід застосування покриттів показує, що характерним дефектом захисних покриттів на робітниках і соплових лопатках газових

турбін є їх розтріскування і відшаровування від основного металу лопатки. Тому дуже важливо знати, як змінюється величина дотичної напруги, що виникає в площині адгезійного контакту внаслідок вантаження основи. Так відповідно до [4] максимальна дотична напруга τ в площині адгезійного контакту дорівнює:

$$\tau = \frac{P}{E_0\sqrt{\frac{1}{E_0 H}+\frac{1}{E_p \delta_n}}},$$

де P – навантаження, що прикладається до основи; E_0, E_p – модулі пружності основи і покриття; $2H$ і δ_n – товщина основи і покриття.

Напруга пружнопластичності в розрахунковому перерізі початкової лопатки СА ТВД наведено на рис. 5. Розподіл напруги з урахуванням повзучості – на рис. 6 та еквівалентної напруги – на рис. 7.

Розподіл запасів статичної міцності в розрахунковому перерізі початкової лопатки СА ТВД за ресурс 40000 год наведено на рис. 8. Розподіл максимальних температур в розрахунковому перерізі лопатки СА ТВТ з ТЗП на максимальному злітному режимі при T^*_{CA}=1510 К, T^*_{KBT} = 834 К наведено на рис. 9.

Напруга пружнопластичності в розрахунковому перерізі лопатки СА ТВТ з ТЗП наведено на рис. 10. Розподіл напруги з урахуванням повзучості – на рис. 11 і еквівалентної напруги – на рис. 12. Розподіл запасів статичної міцності [5] у розрахунковому перерізі лопатки СА ТВД з ТЗП за ресурс 67000 год наведено на рис. 13.

У разі дії в розрахунковій точці стискуючої напруги приймалося, що межа тривалої міцності в 1,3 разу вище чим при розтягуванні. Результати розрахунків напруженого стану і ресурсу робочої лопатки СА ТВТ на максимальному злітному режимі та результати розрахунків напруженого стану і ресурсу робочої лопатки СА ТВТ на максимальному злітному режимі при T^*_{CA}=1510 К, T^*_{KBT} = 834 К наведені в таблиці 2.

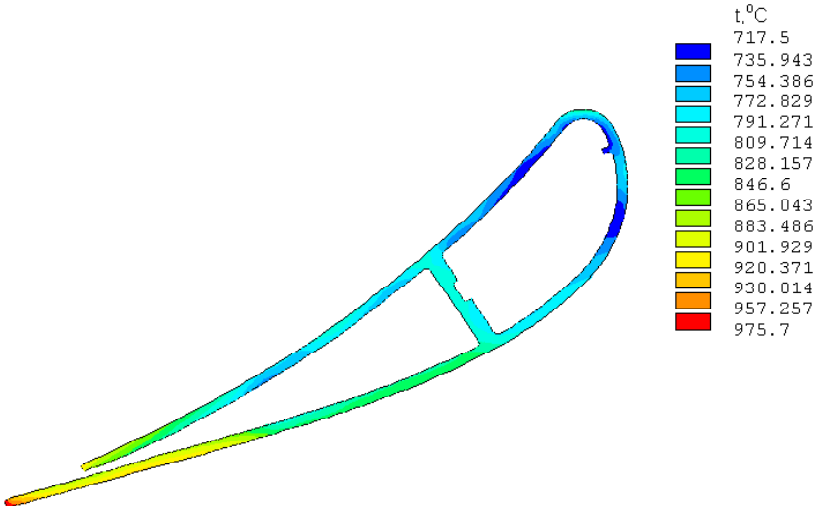

Рис. 4. Температурне поле в середньому перерізі лопатки СА ТВД двигуна Д-436-148 на максимальному злітному режимі

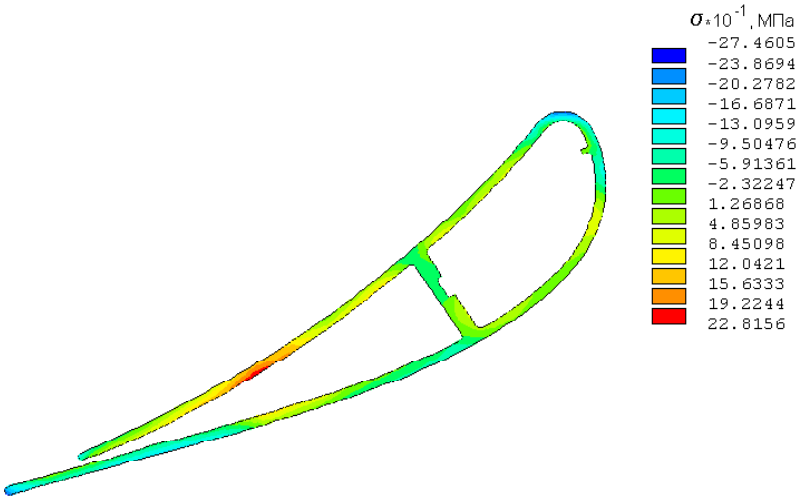

Рис. 5. Розподіл напруги пружнопластичності в середньому перерізі лопатки СА ТВД двигуна Д- 436-148 на максимальному злітному режимі

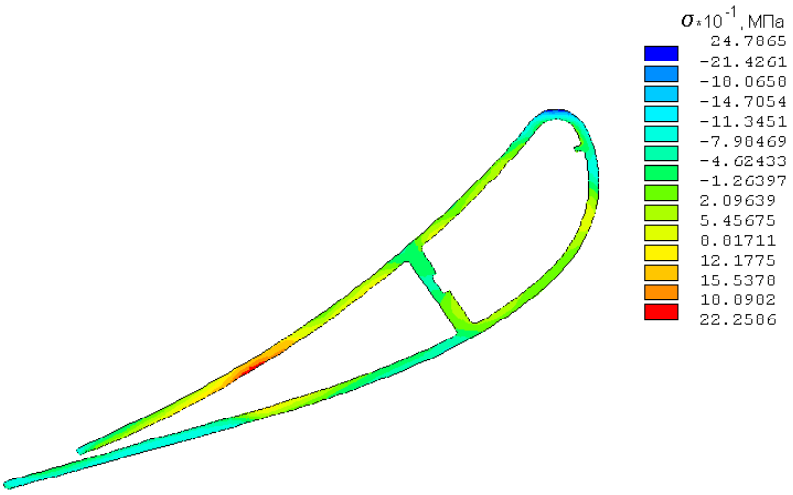

Рис. 6. Розподіл напруги з урахуванням повзучості в середньому перерізі лопатки СА ТВД двигуна Д- 436-148 на максимальному злітному режимі

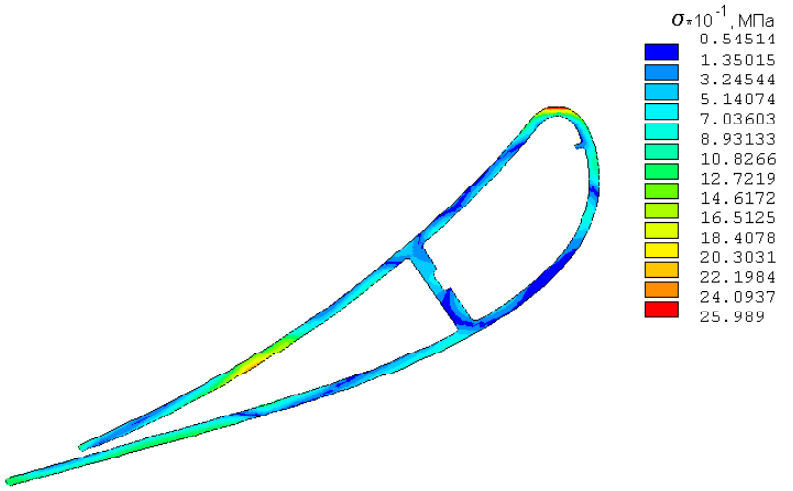

Рис. 7. Розподіл еквівалентної напруги в середньому перерізі лопатки СА ТВД двигуна Д- 436-148 на максимальному злітному режимі

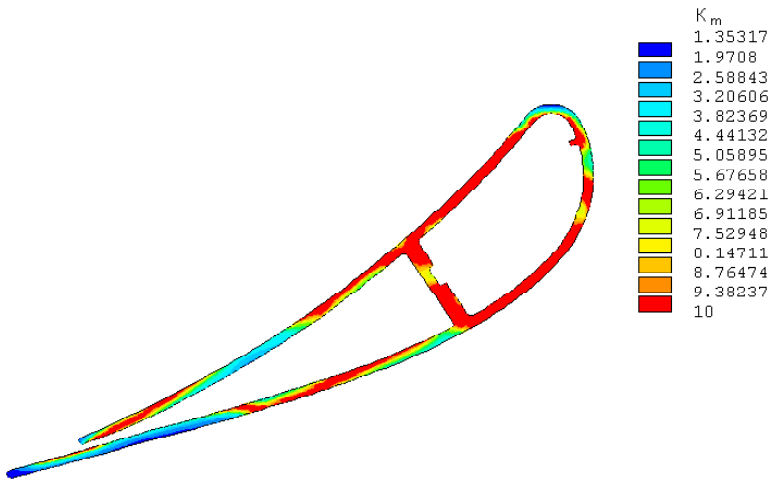

Рис. 8. Розподіл запасів статичної міцності в середньому перерізі лопатки СА ТВД двигуна Д- 436-148 на максимальному злітному режимі

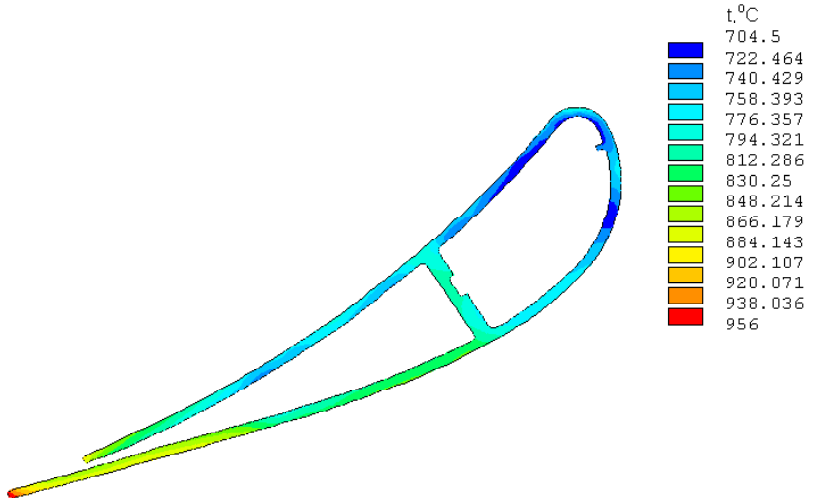

Рис. 9. Температурне поле в середньому перерізі лопатки СА ТВД з ТЗП двигуна Д- 436-148 на максимальному злітному режимі

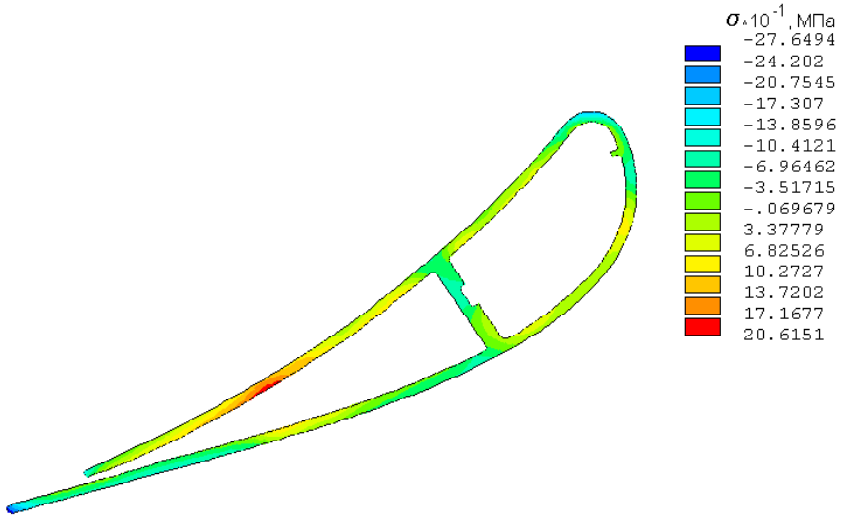

Рис. 10. Розподіл напруги пружнопластичності в середньому перерізі лопатки СА ТВД з ТЗП двигуна Д- 436-14 на максимальному злітному режимі

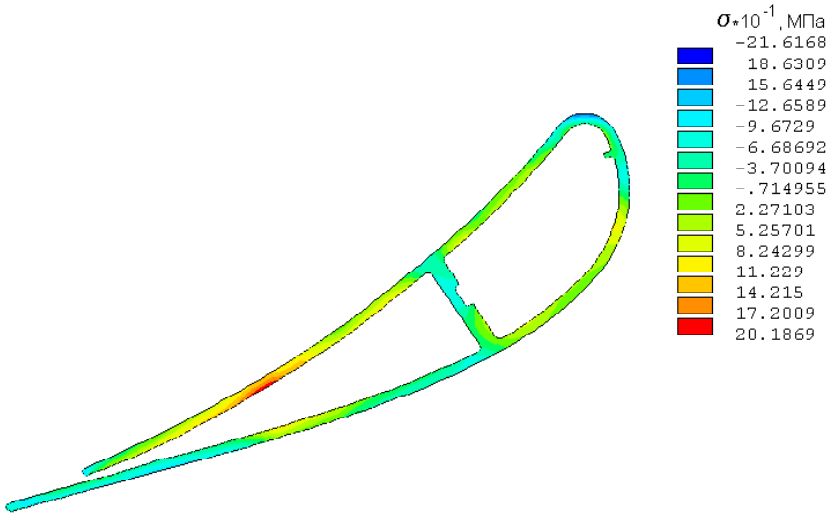

Рис. 11. Розподіл напруги з урахуванням повзучості в середньому перерізі лопатки СА ТВД з ТЗП двигуна Д-436-148 на максимальному злітному режимі

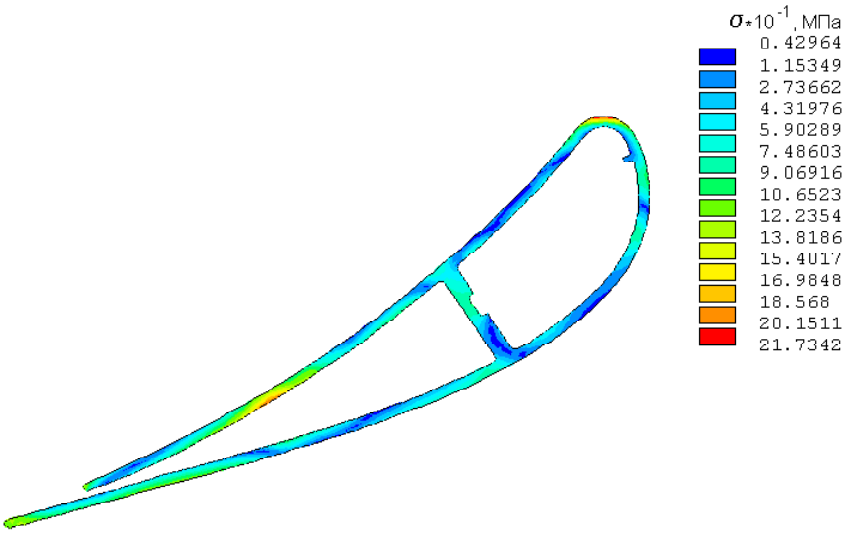

Рис. 12. Розподіл напруги з урахуванням повзучості в середньому перерізі лопатки СА ТВД з ТЗП двигуна Д-436-148 на максимальному злітному режимі

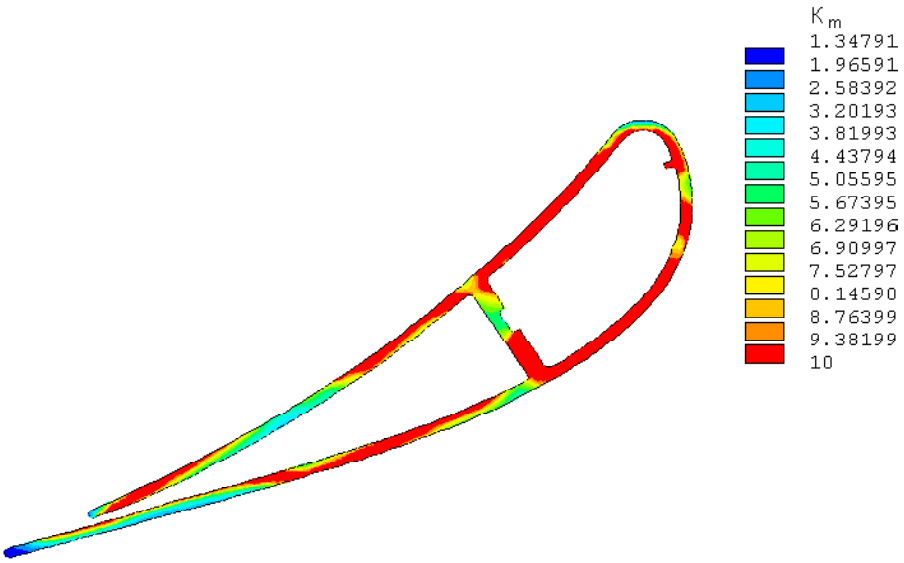

Рис. 13. Розподіл запасів статичної міцності в середньому перерізі лопатки СА ТВД з ТЗП двигуна Д-436-148 на максимальному злітному режимі

Таблиця 2 – Результати розрахунків напруженого стану і ресурсу робочої лопатки СА ТВТ на максимальному злітному режимі

Лопатка	Наявність ТЗП	σ_y, МПа	σ_n, МПа	$\sigma_э$, МПа	t, °С	$\sigma_{дл}$, МПа	K_m	Ресурс, ч
СА ТВТ	Відсутне	-247	-73	107	975,7	111	1,35	40000
	В наявності	-276	-83	114	956,0	118	1,35	67000

Аналіз вираження показує, що збільшення товщини покриття приводить до збільшення максимальної дотичної напруги і зрештою може привести до відшаровування покриття.

Висновки

1. Метод нанесення ТЗП був обраний технологією плазмового нанесення, тому що за ціною технології він дешевший.

2. По аналізу розрахунку температурного поля видно пониження температури після нанесення ТЗП.

3. Товщина покриття може істотно впливати на температурне поле профілю лопатки (основний матеріал). Проте в реальних умовах роботи двигуна (вібрації, температурні градієнти і інші особливості) товсті покриття мають тенденцію до сколювання, залишаючи незахищеною поверхню. Тому підбір товщини тривало працюючого (впродовж ресурсу) покриття – це питання

дуже актуальний і залежить від особливостей технології нанесення, складу, особливостей експлуатації і багатьох інших, рішення, якого досягається тривалим відробітком і перевіркою спеціальними випробуваннями. Для авіаційних ГТД товщина покриття складає 0,15–0,25 мм.

4. Завдяки нанесенню ТЗП добилися збільшення ресурсу СА з 40000 ч до 67000 ч.

Список литературы

1. Михеев М. А. Основы теплопередачи / М. А. Михеев, И. М. Михеева. – М. : Энергия, 1973. – 320 с.
2. Расчет на прочность лопаток турбин с учетом ползучести / Л. А. Магеррамова. – М. : ЦИАМ, 1989, Инв. №11401. – 55 с.
3. Кравчук Л. В. Термоциклическая долговечность элементов конструкций ГТД с защитными покрытиями / Л. В. Кравчук, Р. И. Куриат, К. П. Буйских // Вісник двигунобудування. – 2002. – № 1. – С. 52–56.
4. Долгов Н. А. Влияние модуля упругости покрытия на работоспособность системы основа-покрытие // Проблемы прочности. – 2002. – №2 – С. 67–72.
5. Зеленый Ю. А, вед. конструктор, Придорожный Р. П., инж.-конструктор, .Борисов В.С., ГП ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко, Запорожье, Украина. – Статья. «Оценка эффективности теплозащитного покрытия на лопатке соплового аппарата турбины». – УДК 629.7.036:539.4
6. Каблов Е. Н., Мубояджян С. А. Защитные покрытия лопаток турбин перспективных ГТД. – 2001. – №3(12). – С. 30–32.

Одержано 14.12.2020

Кравчук Ю. С., Татарчук Т. В. Методы повышения надежности работы элементов турбины

Цель работы. *Статистический и экспериментальный анализ методов нанесения покрытия на сопловой аппарат турбины для повышения температурного режима.*

Методы исследования: *расчетный метод конечных элементов, экспериментальный.*

Полученные результаты. *Проведенные исследования показали, что применение термически защитных покрытий ТЗП толщиной 250 мкм с теплопроводностью 1 Вт / мК на двух ступенях турбины можно реализовать одну из двух возможностей:*

- при неизменной рабочей температуре материала лопаток увеличить температуру газа перед турбиной примерно на 100 °С, что приведет к повышению КПД и экономии топлива более чем на 13 %;

- не меняя температуры газа перед турбиной – увеличить долговечность лопаток примерно в 4 раза, вследствие снижения их рабочей температуры. Был проведен анализ двух методов нанесения ТЗП, в работе проведена расчетная оценка температурного состояния соплового аппарата (СА) турбины высокого давления двигателя, снижение его температуры за счет нанесения ТЗП и повышение его ресурса. Проблема была решена с помощью нанесения ТЗП на лопатки соплового аппарата. Был проведен анализ двух методов нанесения ТЗП, проведена расчетная оценка температурного состояния соплового аппарата (СА) турбины высокого давления двигателя, снижение его температуры за счет нанесения ТЗП и повышение его ресурса, можно проанализировать.

Научная новизна. *Проблема создания эффективно, экономично и надежно работающих газовых турбин – наиболее сложная среди многочисленных проблем, возникающих на пути развития газотурбостроения. Важными элементами турбин являются рабочие и сопловые лопатки, материал и конструкция которых определяют допустимую температуру газа перед турбиной и тем самым не костенно влияют на технико-экономические показатели работы ГТД.*

Практическая ценность. *Полученные результаты имеют важное значение для дальнейшего развития авиадвигателестроения, благодаря нанесению ТЗП добились увеличения ресурса СА с 40000 ч до 67000 ч.*

Ключевые слова: *сопловой аппарат (СА), термически защитное покрытие (ТЗП), плазменный метод (ПТ), электронно-лучевой метод (ЭЛТ), вибрации, температурный градиент, метод конечных элементов.*

Kravchuk Yu., Tatarchuk T. Methods of increasing the reliability of turbine elements

The purpose of the work. *Statistical and experimental analysis of coating methods on the turbine nozzle apparatus to increase the temperature regime.*

Research methods. *Calculation method of finite elements, experimental.*

The results obtained. *Studies have shown that the use of thermally protective coatings TZP thickness of 250 мм with a thermal conductivity of 1 W / m K on the two steps of the turbine can implement one of two possibilities:*

- at constant operating temperature of the blade material to increase the temperature of the gas in front of the turbine by about 100 °C, which will increase efficiency and fuel savings by more than 13 %;

- without changing the temperature of the gas in front of the turbine - to increase the durability of the blades by about 4 times, due to a decrease in their operating temperature. The analysis of two methods of drawing TZP was carried out, in the work the estimation of a temperature condition of the nozzle device (CA) of the turbine of a high pressure of the engine, decrease in its temperature due to drawing TZP and increase of its resource is carried out. The problem was solved by applying TZP on the blades of the nozzle apparatus. The analysis of two methods of drawing TZP was carried out, the estimation of a temperature condition of the nozzle device (CA) of the turbine of high pressure of the engine, decrease in its temperature due to drawing TZP and increase of its resource is carried out.

Scientific novelty. *The problem of creating efficient, economical and reliable gas turbines is the most difficult among the many problems that arise in the development of gas turbine construction. Important elements of turbines are working and nozzle blades, the material and design of which determine the allowable gas temperature in front of the turbine and thus directly affect the technical and economic performance of the gas turbine engine.*

Practical value. *The obtained results are important for the further development of aircraft engine construction, due to the application of TZP achieved an increase in the resource of CA from 40,000 hours to 67,000 hours.*

Key words: *nozzle apparatus (CA), thermal protective coating (TZP), plasma method (PT), electronic beam method (CRT), vibrations, temperature gradient, finite element method.*