УДК 62-135:53.083.7
DOI https://doi.org/10.15589/znp2025.2(500).15

DETERMINATION OF THE GAS TURBINE ENGINE THERMAL CONDITION ELEMENTS USING A TELEMETRY SYSTEM

ВИЗНАЧЕННЯ ТЕМПЕРАТУРНОГО СТАНУ ЕЛЕМЕНТІВ ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА ЗА ДОПОМОГОЮ ТЕЛЕМЕТРИЧНОЇ СИСТЕМИ

Vitalii V. Savushkin
vvsavushkin.science@gmail.com
ORCID: 0009-0000-4465-6325
Serhiy I. Serbin
serhiy.serbin@nuos.edu.ua
ORCID: 0000-0002-3423-268

В. В. Савушкін,
аспірант
С. І. Сербін,
докт. техн. наук, професор

Admiral Makarov National University of Shipbuilding, Mykolaiv
Національний університет кораблебудування імені адмірала Макарова, м. Миколаїв

Abstract. As is well known, power generation is one of the key issues of technological development, considering the increasing population and the rapid growth in the production of goods and services. There are many ways to achieve the goal of power generation, but in times of widespread introduction and distribution of alternative energy sources, the use of gas turbine engines as part of power plants for electricity generation is still relevant. Therefore, it is advisable to carry out research to improve the efficiency of gas turbine engines. Improving the efficiency of modern gas turbine engines is achieved by reducing the temperature of the intake air at the gas turbine engine inlet, improving the quality of fuel combustion, increasing the temperature of the gas flow at the turbine inlet, optimizing the functioning of engine components, etc. The modernization process is always quite complex and time-consuming. Errors in the implementation of modernization measures can lead to significant losses and failure of the gas turbine engine. Since modernization methods are connected with modelling of operating processes of gas turbine engine components and assemblies and with mathematical calculations, it is obvious that it is practically impossible to achieve a successful result without practical confirmation of the increase in efficiency parameters and at the same time without reducing the reliability of the gas turbine engine as a whole. In the paper devoted to the assessment of the thermal state of gas turbine engine elements, the scientific novelty is determined by the possibility of measuring the temperature of moving turbine parts using the developed telemetric measurement system Telemetry Measurement System (TMS). The work was carried out as part of studies to assess the effect on the thermal state of the high-pressure turbine blade of a decrease in the temperature of the air in relative motion, which is supplied from the high-pressure compressor through the twisting grid of the high-pressure turbine nozzle apparatus, which pre-twists the cooling air in the direction of rotor rotation, which, thus, determines the practical importance of the study. The purpose of this study is to demonstrate the practical use of the developed TMS in the process of determining the thermal state of turbine elements for the modernization of a gas turbine unit aimed to enhance its efficiency by increasing the temperature of the gas flow to the inlet of a high-pressure turbine. The present study is principally based on an experimental approach, utilizing a rigorous investigative method to ascertain the temperature state of the turbine high-pressure turbine blades and disk. The obtained results have identified new opportunities for assessing the thermal state of turbine elements in the process of modernization of gas turbine plants aimed at increasing efficiency by increasing the temperature of the gas flow at the inlet of the high-pressure turbine first stage.
Key words: cooling system; telemetric measurement system; twisting grille; high-pressure turbine; nozzle apparatus; gas turbine plant.

Анотація. Генерація енергії є одним з ключових питань технологічного розвитку в умовах зростання виробництва товарів та послуг. Існує декілька шляхів досягнення мети генерації енергії з високою ефективністю, але в часи широкого впровадження та розповсюдження альтернативних джерел енергії актуальним є використання газотурбінних двигунів у складі енергетичних установок з екологічно чистої виробки електроенергії. Саме тому доцільним є проведення наукових робіт з підвищення ефективності роботи газотурбінних двигунів. Підвищення їх ефективності досягається шляхом зниження температури повітря, що всмоктується, на вході газо-

турбінного двигуна, підвищення якості горіння палива, збільшення температури газового потоку на вході в турбіну, оптимізацією процесів функціонування елементів двигунів, тощо. Процес модернізації і удосконалення двигуна завжди є доволі складним і трудомістким. Помилки у процесі впровадження заходів щодо модернізації можуть призвести до суттєвих втрат ресурсів та навіть до виходу із ладу газотурбінного двигуна. Оскільки шляхи модернізації пов'язані з моделюванням робочих процесів вузлів та агрегатів двигуна та математичними розрахунками, то є очевидним, що без практичного підтвердження підвищення параметрів ефективності, які мають місце без зниження надійності роботи двигуна в цілому, фактично не можливо досягнути позитивних результатів. В статті, присвяченій оцінці теплового стану елементів газотурбінного двигуна, наукова новизна визначається створенням можливості вимірювання температур деталей турбіни, що рухаються, за допомогою розробленої телеметричної системи вимірювання (ТСВ). Роботу проведено в рамках досліджень оцінки впливу на тепловий стан робочих лопаток турбіни високого тиску зниження температури охолоджуючого повітря в відносному русі, підведення якого здійснюється від компресора високого тиску через підкручуючу решітку соплового апарату турбіни високого тиску, яка здійснює попередню закрутку повітря в напрямку обертання ротора, що, таким чином, визначає практичну значимість дослідження. Метою даного дослідження є демонстрація практичного використання розробленої ТСВ в процесі визначення теплового стану елементів турбіни для модернізації газотурбінної установки, спрямованої на підвищення її ефективності збільшенням температури газового потоку на вході турбіни високого тиску. Дане дослідження базується на експериментальному підході з використанням дослідницького методу для встановлення температурного стану лопаток і диска турбіни високого тиску. Отримані результати визначили нові можливості оцінки теплового стану елементів турбіни в процесі модернізації газотурбінних установок, спрямованої на підвищення їх ефективності шляхом збільшення температури газового потоку на вході першого ступеня турбіни високого тиску.

Ключові слова: система охолодження; телеметрична система вимірювання; підкручуюча решітка; турбіна високого тиску; сопловий апарат; газотурбіна установка.

ПОСТАНОВКА ЗАВДАННЯ

Підвищення ефективності роботи газотурбінних установок (ГТУ) без зниження рівня надійності функціонування елементів, що входять до складу установки, є постійним завданням конструкторських бюро та відділів підприємств, які виготовляють, ремонтують та модернізують газотурбінні двигуни (ГТД), що входять до складу ГТУ. Найбільшим навантаженням (відцентровим, силовим, тепловим) схильні елементи ГТД, в яких здійснюється горіння органічних палив, та які знаходяться під впливом гарячого газового потоку. Насамперед йдеться про елементи камери згоряння (КЗ) та турбіни.

Підвищення ефективності роботи сучасних ГТД досягається шляхом зниження температури повітря, що всмоктується, на вході в ГТД, підвищення якості горіння палива, підвищення температури газового потоку на вході в турбіну, оптимізацією процесів функціонування елементів двигунів.

Запропонований в цієї статті експериментальний метод визначення теплового стану елементів ГТД є інноваційним підходом при моніторингу теплового стану елементів двигуна у процесі його роботи, а також аналізу коректності раніше розроблених математичних моделей та проведених попередніх теплових розрахунків. Запропонована телеметрична система вимірювань реалізує можливість одержання фактичних значень температур в елементах двигуна для підтвердження чи спростування точності проведеного моделювання, а також сприяє виявленню неврахованих при розрахунках факторів, що впливають на розподіл температур у процесі експлуатації двигуна.

АНАЛІЗ ОСТАННІХ ДОСЛІДЖЕНЬ І ПУБЛІКАЦІЙ

Як зазначалось, одним з методів підвищення ефективності роботи сучасних ГТД є підвищення температури газового потоку на вході в турбіну, що тісно пов'язано з системою охолодження складових елементів.

У роботі [1] проведено дослідження щодо вивчення впливу інтенсивності та напряму закрутки охолоджуючого повітря на температурний стан елементів турбіни високого тиску (ТВТ). Запропоновано різні варіанти напрямку та кута закрутки повітря, побудовано математичні моделі. Однак дуже мало робіт з експериментальної оцінки цього впливу з визначенням ефективності охолодження робочої лопатки (РЛ) ТВТ. Зважаючи на жорсткі вимоги до захисту навколишнього середовища, технологія спалювання збідненої суміші з попереднім змішуванням широко застосовується при проєктуванні систем згоряння в ГТД, що впливає на розподіл гарячого потоку, завихрень і турбулентності на виході з КЗ і, отже, на конструкцію системи охолодження ступеня ТВТ.

Поряд з моделюванням програмними засобами, найважливішим етапом оцінки ефективності системи охолодження елементів турбіни є процес фактичних вимірювань температур, тисків, витрат, тощо. Для можливості реалізації таких досліджень використовують різні системи вимірювання. Залежно від умов, в яких знаходяться об'єкти досліджень, використовують способи вимірювання: контактні та безконтактні, автоматичні та напівавтоматичні [2–4]. Вибір способу вимірювання обумовлює вибір методу вимірювання

і, як наслідок, вид первинних перетворювачів, що застосовуються.

Ця стаття присвячена визначенню теплового стану елементів турбіни ГТД, отже особливу увагу приділено саме процесу вимірювання температури. При безконтактних вимірюваннях температур найчастіше використовують оптичні пірометри [2] та тепловізори [3], при контактних – термоелектричні перетворювачі (термопари) [4]. Використання зазначених первинних перетворювачів має свої переваги та недоліки і при цьому це створює передумови для формування типу системи вимірювання в цілому [2–4]. Вимірювання температур елементів турбіни у складі двигуна є складним процесом, що вимагає врахування різних умов експлуатації. Особливо складним є вимірювання температур елементів, що обертаються, при використанні термопар. Для вирішення цього завдання використовують телеметричні системи вимірювань, які пов'язують між собою первинні перетворювачі та модулі обробки виміряних значень. У ряді робіт [5–6] описані різні підходи у реалізації таких систем, зазначені їхні переваги та недоліки, а також особливості застосування у промисловості. Однак практично відсутні роботи, які описують роботу ТСВ при контактних вимірюваннях температур елементів турбіни, що обертаються.

ВІДОКРЕМЛЕННЯ НЕВИРІШЕНИХ РАНІШЕ ЧАСТИН ЗАГАЛЬНОЇ ПРОБЛЕМИ

Проведений аналіз останніх досліджень з цієї тематики дає можливість оцінити переваги і недоліки різноманітних методів підвищення ефективності роботи ГТД у складі ГТУ, а також підходів у випробуваннях елементів ГТД після виконаних модернізацій. Даний аналіз дозволив виявити невирішені раніше питання щодо одночасного експериментального визначення та моніторингу температурного стану РЛ та диску ТВТ ГТД. Використання сучасних підходів у вирішенні поставленого завдання, а саме інноваційних телеметричних систем вимірювання, дозволяють поглибити розуміння теплових процесів і механізмів охолодження елементів ТВТ в процесі модернізації ГТД в цілому.

МЕТА ДОСЛІДЖЕННЯ

Метою даного дослідження є демонстрація практичного використання розробленої ТСВ в процесі визначення теплового стану елементів турбіни для модернізації газотурбінної установки, спрямованої на підвищення її ефективності збільшенням температури газового потоку на вході турбіни високого тиску.

В якості об'єкта дослідження обрано робочі процеси при тепловому навантаженні на поверхні робочих лопаток та диску турбіни, які проходять стендові випробування після модернізації системи охолодження. Предмет дослідження – тепловий стан поверхні робочих лопаток та диску турбіни, визначений за допомогою ТСВ.

ОСНОВНИЙ МАТЕРІАЛ

1. Підготовка та проведення випробувань

Випробувальний стенд, що використовувався для проведення дослідницьких робіт, складався з компресора низького тиску (КНТ), який приводиться в обертання окремо розташованим газотурбінним двигуном, газогенератора КВТ-ТВТ (з підведенням повітря охолодження через підкручуючу решітку СА ТВТ), КЗ, СА турбіни низького тиску. У районі перехідника КНТ-КВТ було встановлено роторну та статорну частини ТСВ, до роторної частини якої було виведено дроти термопар від РЛ та диска ТВТ.

Для здійснення термометрирування розроблено ТСВ (для реєстрації показів термопар на РЛ та диску ТВТ), засновану на безконтактному методі передачі сигналу від термопар, розташованих на роторній частині до статорної, що дозволяє проводити одночасне вимірювання температур 180 термопарами.

РЛ ТВТ були препаровані за розробленою схемою. Фрагменти схеми препарування представлено на рис. 1 та 2.

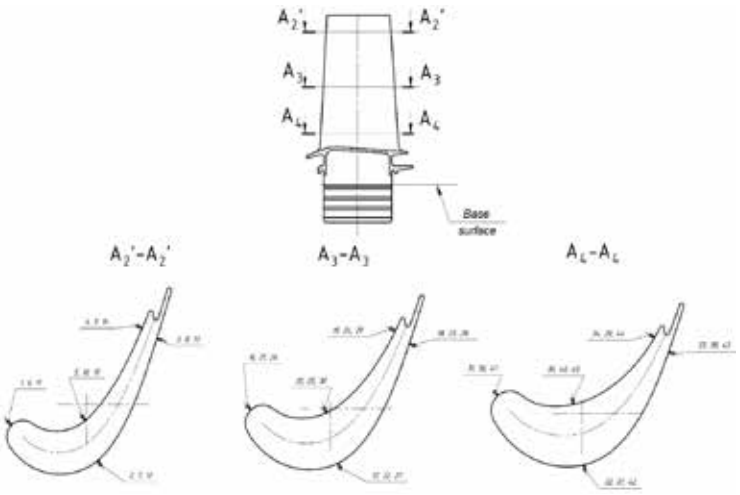

Рис. 1. Схема препарування профілю РЛ термопарами по газу

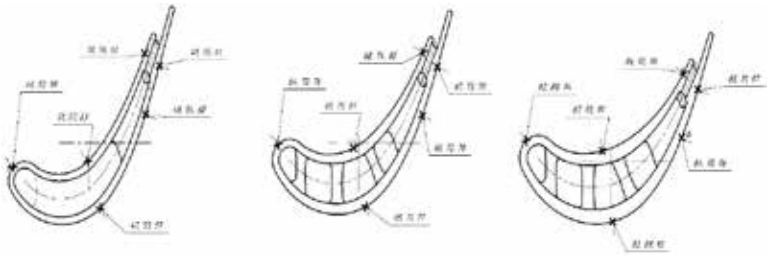

Рис. 2. Схема препарування профілю РЛ термопарами по металу

Препарування РЛ по газу виконувалося термопарами поверх профілю лопатки з наступним фольгуванням. Виведення термопар здійснювалось на передню сторону диска ТВТ.

Препарування РЛ по металу виконувалося мікрокабельними термопарами (МКТП) діаметром 0,5 мм у попередньо виконаних пазах.

Препарування навколодискових порожнин нерухомими термопарами та термопарами, що обертаються, а також трубками вимірювання тиску виконувалося за схемою, фрагмент якої представлений на рис. 3.

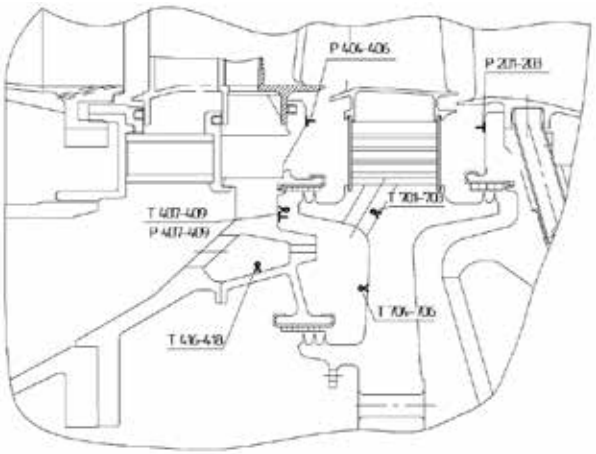

Рис. 3. Схема препарування навколодискових порожнин ТВД

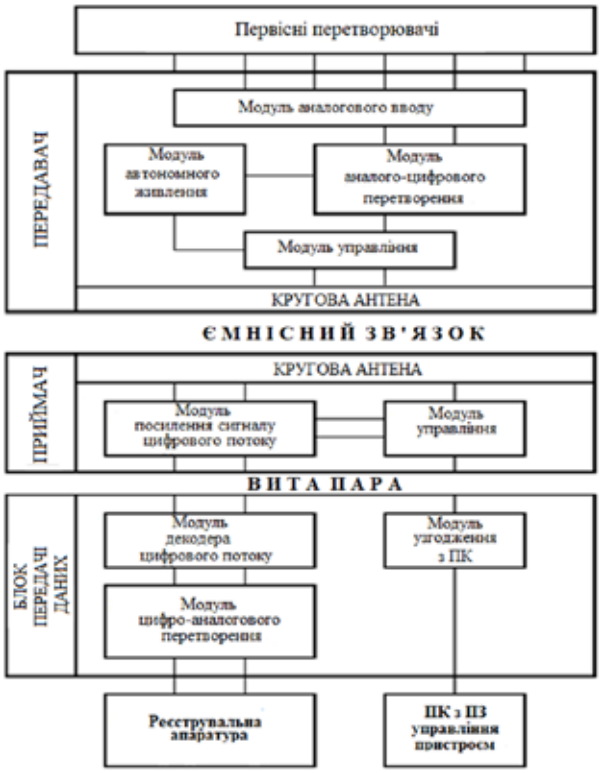

Рис. 4. Структурна схема ТСВ

2. Система вимірювання

Телеметрична система вимірювання призначена для первинної обробки та передачі вимірювальних сигналів від термопар між обертовим і нерухомим тілами при дослідженнях теплового стану вузлів та деталей ГТД. Структурна схема ТСВ представлена на рис. 4.

Передача сигналів забезпечується ємнісним зв'язком, при цьому термопари під'єднані на вхід модулів аналогового введення, виходи яких приєднані до модулів аналого-цифрового перетворення з подальшим формуванням цифрового потоку на антену кільцевого передавача. Кільцева антена приймача з'єднана з модулем посилення цифрового потоку, далі посилений цифровий потік даних надходить на нормалізатор та диференціальний перетворювач. Вихід зі статорної частини пристрою по кабелю з витою парою надходить на вхід модуля декодера цифрового потоку блоку передачі даних. Декодований цифровий сигнал передається на розгалужені модулі цифро-аналогового перетворення і далі аналоговий вимірювальний сигнал подається на вхід вимірювальної апаратури. Роторна частина системи заживлена акумулятором, управління процесорами роторної та статорної частин здійснюється по радіоканалу.

Передача вимірювальних сигналів здійснюється у режимі реального часу. Передавальна та приймальна частини антени (обкладки конденсатора) ізольовані від корпусу, виконані у вигляді кілець та встановлені в роторній та статорній частинах вузлів ГТД. Акумуляторні батареї живлення, модулі аналогового введення, аналого-цифрового перетворення та управління встановлені симетрично в спеціальних порожнинах по колу корпусу роторної частини. Модулі посилення сигналу цифрового потоку та управління встановлені асиметрично у спеціальних порожнинах корпусу статорної частини.

Блок передачі даних є окремим пристроєм (за межами двигуна) і може бути віддалений від нього на відстань до 50 м. Управління пристроєм та передача вимірювальних сигналів здійснюється послідовно.

3. Результати вимірювання теплового стану елементів ТВТ

Для порівняння виміряних температур РЛ ТВТ з раніше визначеними розрахунковими величинами, а також для визначення працездатності системи охолодження РЛ було виконано приведення виміряних температур РЛ до проєктних параметрів номінального режиму двигуна потужністю 25 МВт. Приведення результатів вимірювань температур газу та РЛ до номінального режиму роботи двигуна здійснювалося інтерполяцією графічних залежностей до режиму, при якому температура газу за СА ТНД становить T = 1181 + 303 = 1484 К (де 1181 К – проєктне значення температури робочого тіла за СА ТНД).

Результати приведення температур газу та металу лопаток до цього режиму подано на рис. 5–6.

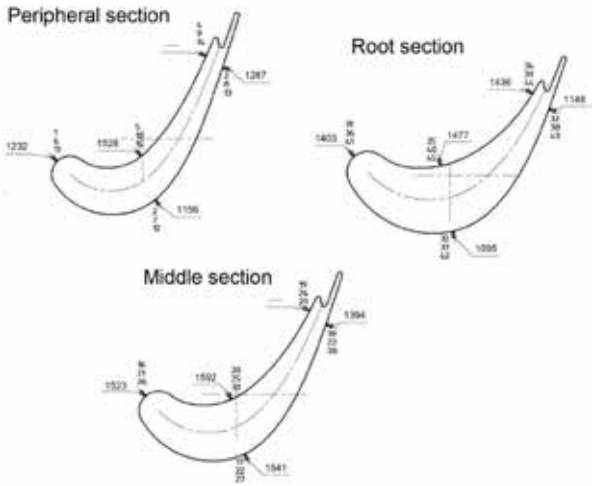

Рис. 5. Температури газу, що омиває РЛ ТВТ, приведені до режиму номінальної потужності

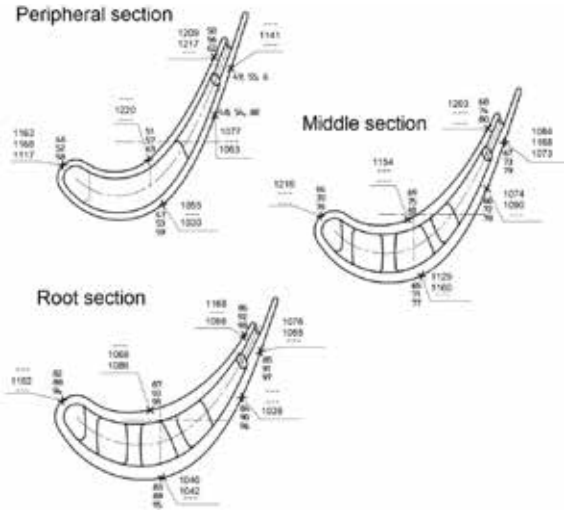

Рис. 6. Температури металу РЛ ТВД, що приведені до режиму номінальної потужності

4. Аналіз результатів вимірювання теплового стану елементів ТВТ

Дані, отримані в цьому дослідженні, стали можливими завдяки застосуванню ТСВ, що забезпечує одночасний вимір температур як на нерухомих елементах двигуна (порожнини), так і на обертових (диски та лопатки). За допомогою описаної ТСВ став можливим одночасний моніторинг теплового стану зазначених деталей при використанні одного пристрою з високою точністю вимірювання. Точність вимірювання температур при використанні ТСВ залежить від типу первинного перетворювача (термопари). У зазначених дослідженнях застосовувалися термопари типу хромель-алюмель і похибка вимірювання температур становила менше 1 %.

Результати вимірювання температур газу, що омиває РЛ ТВТ, представлені на рис. 5. Як видно з рисунка, розподіл температур за профілем лопатки суттєво нерівномірний. Максимальні температури мають місце з боку увігнутої частини і складають у периферійному, середньому та кореневому перерізах 1528, 1592 і 1477 К відповідно. Мінімальні температури отримані з боку опуклої частини профілів і відповідно становлять 1156, 1394 і 1095 К. При цьому проєктні усереднені значення температур газу в цих перерізах з урахуванням радіальної епюри становлять 1381, 1396 і 1330 К, і при проведенні попередніх розрахунків температурного стану РЛ приймаються постійними для відповідного перерізу.

Такий розподіл температур газу може бути пояснений температурною сегрегацією потоку для РЛ, обумовленою нерівномірністю температури газу за камерою згоряння і неповним перемішуванням охолоджуючого повітря, який повертається в проточну частину в районі СА через кільцеві зазори між статором і ротором перед РЛ ТВТ, з основним потоком, а також витоком повітря, що надходить на охолодження СА. Вказані максимальні температури газу дещо перевищують температури газу на виході з камери згоряння без їх зниження за рахунок перемішування з охолоджуючим повітрям, що витікає з СА ТВД з урахуванням перерахунку зміни параметрів у відносному русі. Таким чином, достовірність виміряних температур газової сторони потребує додаткового експериментального підтвердження.

Осереднені по п’яти точках температури газу в периферійному перерізі лопаток нижче проєктної величини; в середньому перерізі середня температура перевищує проєктну, а в кореневому перерізі середня температура знову нижче за проєктне значення, що може бути наслідком збільшеної порівняно з проєктною нерівномірністю розподілу температури газу.

Результати вимірювання температур металу РЛ представлені на рис. 6. У більшості точок профілю вони отримані лише по одній термопарі. У точках, де є результати за двома або трьома термопарами,

різниця показів становить від 2 до 95 К, але в більшості випадків не перевищує 25 К.

Максимальні температури металу РЛ спостерігаються на вхідних кромках лопаток в середньому перерізі, при цьому температура досягає 1216 К. У кореневому перерізі, внаслідок високих температур газу з боку увігнутої частини, температури металу, виміряні в цій зоні, близькі до температур на вхідній кромці, а в периферійному перерізі навіть досягають 1220 К і перевищують виміряну на вхідній кромці.

Для підтвердження зниження температури повітря охолодження на вході в РЛ за рахунок попередньої закрутки було виконано моделювання аеродинаміки тракту підведення повітря до РЛ ТВТ за допомогою обчислювального комплексу ANSYS CFX. Геометрична модель містила канали підкручування решітки (з частиною попередньої порожнини), порожнину підведення повітря, обмежену лабіринтними ущільненнями, а також отвір в диску для підведення охолоджуючого повітря до РЛ. Виконане моделювання підтвердило наявність зниження повної температури повітря у відносному русі порівняно з повною температурою повітря на вході в решітку. За результатами моделювання величина зниження температури повітря становила $\Delta T = 75$ К. Максимальна теоретична величина зниження температури, визначена за максимальною теоретичною швидкістю витоку і без урахування втрат закрутки в порожнині підведення, становила $\Delta T_{max} = 115$ К.

За результатами проведених експериментальних досліджень вимірювальних величин відповідними термопарами ($T_{701–703} - T_{416–418}$) зниження температури повітря у відносному русі не зафіксовано (рис. 3). Адже виміряна за допомогою термопар $T_{701–703}$ температура в отворах диска в середньому на режимах на 2–5 градусів перевищує температуру повітря перед СА ($T_{416–418}$) і різниця цих температур постійна за режимами. У той же час температура повітря у верхній частині порожнини СА ТВТ ($T_{407–409}$) приблизно на 17 градусів перевищує температуру перед СА ТВТ, що, ймовірно, викликане підтіканням гарячого повітря з порожнини перед замковими з'єднаннями диска ТВТ і дана температура не є середньою. Отримати стабільні результати вимірювань температур повітря у відносному русі в нижній частині порожнини підведення повітря ($T_{704–706}$) у випробуваннях не вдалося.

Застосування запропонованої ТСВ дозволило оцінити ефективність заходів, розроблених на основі проведеного моделювання і спрямованих на зниження температури повітря системи охолодження РЛ першого ступеня ТВТ. В цілому слід зазначити, що виміряні в проведених дослідженнях температури РЛ металу перевищують як розрахункові значення, так і результати окремо проведених теплогідравлічних випробувань лопаток на спеціалізованих стендах, призначених для оцінки ефективності роботи системи охолодження. Вірогідно, це пов'язано із значним перевищенням виміряної температури газу над проєктною. Як напрямок подальших досліджень необхідно розглянути можливість коригування методики розрахунку температурного стану РЛ високотемпературних ГТД (з поверхнями великої кількості охолоджуючого повітря) для врахування сегрегації температури газу за профілем.

ВИСНОВКИ

Експериментальне визначення температур металу лопаток та газу, що омиває РЛ та диск ТВТ газотурбінного двигуна виконано завдяки використанню запропонованої інноваційної телеметричної системи вимірювання. Фактично виміряні температури дозволили оцінити тепловий стан елементів турбіни, а також величину зниження температури охолоджуючого повітря в відносному русі за рахунок його закрутки в СА ТВТ. Розроблена ТСВ реалізувала можливість отримання фактичних значень температур робочого тіла та металу лопаток з високою точністю (похибка менше 1 %), що дозволило виявити невраховані при математичному моделюванні фактори впливу на розподіл температур деталей та вузлів працюючого двигуна. Застосування запропонованої ТСВ сприятиме реалізації можливостей безаварійного підвищення температури газу на вході в турбіну як одного із способів підвищення ефективності ГТУ.

REFERENCES

[1] Mansouri, Z, Belamadi, R. (2021). The influence of inlet swirl intensity and hot-streak on aerodynamics and thermal characteristics of a high pressure turbine vane. *Chinese Journal of Aeronautics,* 34(11), pp. 66–78.

[2] Neupane, S, Jatana, GS, Lutz, TP, Partridge, WP. (2023). Development of a multi-spectral pyrometry sensor for high-speed transient surface-temperature measurements in combustion-relevant harsh environments. *Sensors*, 23(1), pp. 105.

[3] Zheng, K, Lü, J, Zhao, Y, Tao, J, Qin, Y, Chen, Y, Wang, W, Sun, Q, Wang, C, Liang, J. (2021). Turbine blade three-wavelength radiation temperature measurement method based on reflection error correction. *Appl. Sci*, 11(9), pp. 3913.

[4] Zhang, M, Tian, B, Ma, R, Huang, M, Liang, X, Liu, J, Zhang, Z. (2022). Simulation of high temperature thin film thermocouple on engine blade surface. *Mechatronics and Automation Technology*, 33, pp. 196–201.

[5] Cherkashyn, D., Hubskyi, S., Chukhlib, V. (2022). Telemetrychni systemi monitorynhu dynamichnykh navantazhen na valakx transmisiinykx system [Telemetry systems for monitoring dynamic loads on transmission system shafts]. *Visnyk Natsionalnoho tekhnichnoho universytetu "KhPI" – Вісник Національного технічного університету «ХПІ»*, 2(2022), pp. 73–84 [in Ukrainian].

[6] Zhou, H., Rong, X., Ma, F., Yan, Q., She, Y., Fan, L., Zhao, M. (2022). Research on real-time fusion technology of range telemetry data. International *Journal of Advanced Network, Monitoring and Controls*, 7(2022), pp. 132–149.

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

[1] Mansouri, Z, Belamadi, R. (2021). The influence of inlet swirl intensity and hot-streak on aerodynamics and thermal characteristics of a high pressure turbine vane. *Chinese Journal of Aeronautics*, 34(11), pp. 66–78.

[2] Neupane, S, Jatana, GS, Lutz, TP, Partridge, WP. (2023). Development of a multi-spectral pyrometry sensor for high-speed transient surface-temperature measurements in combustion-relevant harsh environments. *Sensors*, 23(1), pp. 105.

[3] Zheng, K, Lü, J, Zhao, Y, Tao, J, Qin, Y, Chen, Y, Wang, W, Sun, Q, Wang, C, Liang, J. (2021). Turbine blade three-wavelength radiation temperature measurement method based on reflection error correction. *Appl. Sci*, 11(9), pp. 3913.

[4] Zhang, M, Tian, B, Ma, R, Huang, M, Liang, X, Liu, J, Zhang, Z. (2022). Simulation of high temperature thin film thermocouple on engine blade surface. *Mechatronics and Automation Technology*, 33, pp. 196–201.

[5] Черкашин, Д., Губський, С., Чухліб, В. (2022). Телеметричні системи моніторингу динамічних навантажень на валах трансмісійних систем. *Вісник Національного технічного університету «ХПІ»*, 2(2022), С. 73–84.

[6] Zhou, H., Rong, X., Ma, F., Yan, Q., She, Y., Fan, L., Zhao, M. (2022). Research on real-time fusion technology of range telemetry data. *International Journal of Advanced Network, Monitoring and Controls*, 7(2022), pp. 132–149.

© Савушкін В. В., Сербін С. І.
Дата надходження статті до редакції: 20.05.2025
Дата затвердження статті до друку: 02.06.2025