

УДК 621.438
DOI [https://doi.org/10.15589/znp2024.1\(494\).7](https://doi.org/10.15589/znp2024.1(494).7)

INVESTIGATION OF THE TEMPERATURE CONDITION OF TURBINE BLADES BY CONTACT AND NON-CONTACT METHODS

ДОСЛІДЖЕННЯ ТЕМПЕРАТУРНОГО СТАНУ РОБОЧИХ ЛОПАТОК ТУРБИНИ КОНТАКТНИМ ТА БЕЗКОНТАКТНИМ МЕТОДАМИ

Vitalii V. Savushkin
vvsavushkin.science@gmail.com
ORCID: 0009-0000-4465-6325

В. В. Савушкін,
аспірант

Admiral Makarov National University of Shipbuilding, Mykolaiv

Національний університет кораблебудування імені адмірала Макарова, м. Миколаїв

Abstract. Throughout the entire “life cycle” of a gas turbine engine (GTE), from bench testing of individual components to the stage of full final operation, the operating parameters of elements, components, systems, etc. are monitored periodically or continuously. One of the parameters periodically monitored during full-scale testing of the GTE or its operation in production is the thermal state of the surface of the GTE turbine blades. This parameter is very important because the turbine blades are constantly under the influence of maximum thermal and dynamic loads, and the destruction of at least one blade from the turbine disc will certainly lead to a decrease in engine efficiency or even to a complete shutdown. The article is aimed at a practical investigation of the levels of thermal load on the surface of GTE turbine blades during bench tests using non-contact (optical pyrometer (OP)) and contact (microcable thermoelectric converter (MCTC)) methods of temperature measurement. Modern practical methods for measuring the temperature of turbine blades are described, and methods for assessing the reliability of determining the thermal state of the blade surface using an optical pyrometer are proposed. To achieve the research aim, a method for comparing the temperature values measured by contact and non-contact methods is proposed. The scheme and features of the experimental investigation are presented. The results of temperature measurements are analyzed, and the indicators characterizing the identified shortcomings in the tests are given. A method of regression analysis is proposed to determine the actual values of the surface temperatures of turbine blades using an optical pyrometer. Practical recommendations for the use of optical pyrometers in gas turbine construction are given.

Key words: gas turbine engine; blade; turbine; optical pyrometer; thermoelectric converter; regression analysis.

Анотація. Усі робочі параметри двигуна, які вимірюються згідно з конструкторською документацією під час кожного з етапів випробувань або експлуатації ГТД, повинні відповідати розрахунковим величинам та неодмінно свідчити про фізичний стан того, чи іншого елемента, а також про ефективність роботи окремого вузла чи ГТД в цілому. Одним із параметрів, що періодично контролюються під час натурних випробувань ГТД або його експлуатації у виробництві, є тепловий стан поверхні робочих лопаток (РЛ) турбіни ГТД. Цей параметр є дуже важливим, оскільки РЛ турбіни постійно знаходяться під дією максимального теплового та динамічного навантаження, а руйнування хоча б однієї РЛ з диску турбіни неодмінно призведе до зниження ефективності роботи двигуна чи навіть до повного припинення експлуатації. Метою статті є практичне дослідження рівнів теплового навантаження поверхні робочих лопаток турбіни ГТД при стендових випробуваннях використанням безконтактного (оптичний пірометр (ОП)) та контактного (мікрокабельний термоелектричний перетворювач (МКТП)) методів вимірювання температур. Розглянуто сучасні практичні методи вимірювання температур робочих лопаток турбін та запропоновано способи оцінки достовірності визначення теплового стану поверхні РЛ використанням оптичного пірометра. Для досягнення мети дослідження запропоновано спосіб порівняння значень температур, виміряних контактним та безконтактним методами. Представлено схему та особливості проведення експериментального дослідження. Проаналізовано результати вимірювання температур, приведено показники, які характеризують виявлені недоліки при випробуваннях. Використано метод регресійного аналізу для визначення дійсних значень температур поверхні робочих лопаток турбіни використанням оптичного пірометра. Надано практичні рекомендації щодо використання оптичних пірометрів в газотурбобудуванні.

Ключові слова: газотурбінний двигун; робоча лопатка; турбіна; оптичний пірометр; термоелектричний перетворювач; регресійний аналіз.

ПОСТАНОВКА ЗАВДАННЯ

Ефективна та надійна робота РЛ турбіни значною мірою залежить від роботи всіх елементів «гарячої» частини двигуна. Поліпшення ефективності робочих параметрів в турбіні ГТД супроводжується інтенсифікацією процесів пошкодження робочих лопаток під дією статичних, динамічних і вібраційних навантажень, корозійного і ерозійного впливу. Дія цих факторів сприяє появі в матеріалі широких областей деформації. Безпосередньо впливу газового потоку зазнають також деякі роторні і статорні деталі турбіни: корпус, обід дисків, лабіринтні ущільнення і менш навантажені елементи.

На робочі лопатки турбіни діють, окрім змінних динамічних навантажень, також фактори, що призводять до накопичення ушкоджень: змінні термічні напруження, повторні статичні напруження при високих температурах, перегрів робочих лопаток, тощо [1].

Експериментальні дослідження та контроль в експлуатації теплового стану РЛ турбіни ГТД дозволяють проводити ефективний моніторинг процесів роботи двигуна, своєчасно реагувати на процеси зниження ефективності роботи вузлів, і таким чином попереджувати аварійні ситуації, а також розробляти та застосовувати засоби підвищення термостійкості та покращення ефективності системи охолодження елементів турбіни.

АНАЛІЗ ОСТАННІХ ДОСЛІДЖЕНЬ І ПУБЛІКАЦІЙ

Збільшення потужностей генерації енергії є дуже актуальним питанням, саме тому постійно тривають роботи з розвитку та модернізації сучасних газотурбінних двигунів.

Сучасні методи і засоби підвищення ефективності ГТД обумовлюються необхідністю формування нової технології, яка б покращувала газодинамічні параметри роботи двигунів. Впровадження нових технологій дуже часто формується на базі раніше добре зарекомендованої елементної бази. Не виключенням є і робочі лопатки турбіни. Отже при підвищенні потужностей двигуна зміна його конструкції не завжди є суттєвою, тому зазвичай обмежуються покращенням систем забезпечення надійності роботи основних елементів [1].

Контроль теплового стану РЛ турбіни проводять як при стендових, так і при натурних випробуваннях. При стендових випробуваннях є можливість використання декількох систем вимірювання температур, при натурних – зазвичай такої можливості немає.

Одним з найпоширеніших методів безконтактного вимірювання температур РЛ турбіни є оптична пірометрія. Оптичні пірометри використовуються найчастіше саме там, де неможливе вимірювання температур контактними методами через умови випробувань або конструктивні особливості [2].

При стендових випробуваннях РЛ турбіни можливо створити умови для контактних вимірювань температури поверхні лопатки. Найчастіше при контактних вимірюваннях температури поверхні використовують термоелектричні перетворювачі [3]. Через невеликі розміри лопаток та необхідність збереження термобар'єрного покриття при стендових випробуваннях РЛ доводиться використовувати спеціальні термопари, наприклад плівкові [3] або мікрокабельні термоелектричні перетворювачі.

Безумовно прямі (контактні) вимірювання температури поверхні є більш точними і дозволяють одразу оцінювати тепловий стан об'єкту, чого не можна казати про вимірювання оптичним пірометром. Саме тому необхідно враховувати умови використання ОП та вносити відповідні поправки у його показники [4–5]. В умовах високих швидкостей газового потоку у турбіні ГТД також потрібно вносити поправки і в показники МКТП [6], але в умовах стендових випробувань це питання вирішується використанням додаткових точок вимірювання і контролю температури газу на вході до випробувальної ділянки.

Аналізуючи опубліковані роботи з тематики вимірювання температур робочих лопаток турбіни газотурбінних двигунів, можливо зробити висновок, що абсолютна їх більшість виконана за допомогою одного із способів вимірювання температур, і тому без виконання порівняльного аналізу результатів вимірювання між контактними та безконтактними методами, який може бути використано для внесення поправок у результати вимірювання температури безконтактними методами.

ВІДОКРЕМЛЕННЯ НЕВИРІШЕНИХ РАНІШЕ ЧАСТИН ЗАГАЛЬНОЇ ПРОБЛЕМИ

Проведений аналіз останніх досліджень з цієї тематики дає можливість оцінити переваги і недоліки різноманітних методів вимірювання температур поверхні робочих лопаток турбіни ГТД в умовах різних видів випробувань. Даний аналіз дозволив виявити невирішені раніше питання щодо зменшення похибки фактичної оцінки температурного стану поверхні робочих лопаток турбіни газотурбінного двигуна. Розширення уявлень про можливість вимірювання температур поверхні робочих лопаток турбіни використанням контактних та безконтактних методів одночасно дозволить поглибити знання з вимірювань температур тіл, що знаходяться в умовах впливу швидкісних газових потоків, а отже поглибити розуміння теплових процесів і механізмів охолодження, що мають місце в турбіні ГТД, а також модернізувати і систему експериментальних досліджень.

МЕТА ДОСЛІДЖЕННЯ

Метою статті є експериментальне дослідження теплового стану поверхні робочої лопатки турбіни при стендових випробуваннях використанням

контактних та безконтактних методів вимірювання температур.

В якості об'єкта дослідження обрано робочі процеси при тепловому навантаженні на поверхню робочої лопатки турбіни, яка проходить стендові випробування після виготовлення чи ремонту. Предмет дослідження - тепловий стан поверхні робочої лопатки турбіни, визначений двома методами вимірювання температур.

ОСНОВНИЙ МАТЕРІАЛ

Підготовка та проведення випробувань

Для можливості оцінки температури поверхні робочої лопатки турбіни використано два методи вимірювання температур: за допомогою МКТП, розміщених на пері робочої лопатки турбіни, та оптичного пірометра.

В якості МКТП використано хромель-алюмелеві термопари діаметром до 1 мм, типу К з діапазоном вимірювання температур від плюс 3 К до плюс 1653 К. В якості оптичного пірометра використано пристрій типу «ПИРИТ», виготовлений на ДП НВКГ «Зоря»-«Машпроект» з датчиками вимірювання температури від плюс 923 К до плюс 1323 К.

Для можливості дослідження впливу термобар'єрного покриття на показники ОП в експерименті було використано дві робочі лопатки турбіни: одна з нанесеним термобар'єрним покриттям, а інша – без.

Для встановлення МКТП у кількості шести одиниць кожну робочу лопатку турбіни було доопрацьовано, термопари розміщено у пазі на поверхні РЛ з послідовним закриванням місць розташування. МКТП було розміщено у двох зонах групами по 3 одиниці в області візування датчика ОП. Схема розташування МКТП та зони візування датчика ОП зображена на рис. 1.

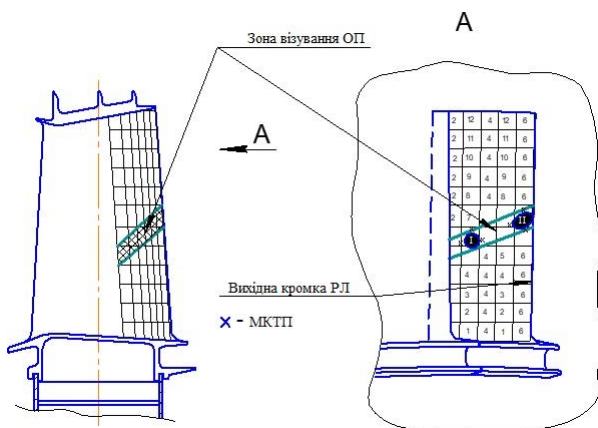


Рис. 1. Схема розташування МКТП та зони візування ОП

На рис. 2 відображено схему зібраної на стенді випробувальної ділянки з розташуванням датчика ОП. Ділянка сконструйована для повної імітації

розташування РЛ та датчику ОП у складі реального ГТД.

Після монтажу всіх елементів ділянки дроти МКТП було підключено до апаратури вимірювання температур із слідкуючим записом трендів, а датчик ОП до пристрою типу «ПИРИТ».

Випробування проведено послідовно для кожної з РЛ на 5 температурних режимах: 1023, 1073, 1123, 1173, 1223 К. Контроль температури газу на вході випробувальної ділянки відслідковувався за допомогою гребінок термопар випробувального стенду.

Усі значення МКТП та ОП безперервно реєструвалися упродовж всіх випробувань. Контрольні вимірювання робились 1 раз на хвилину. Температурний режим змінювався кожні 10 хвилин.

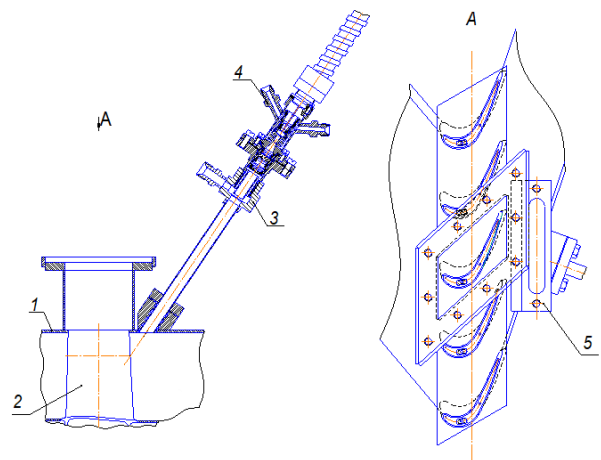


Рис. 2. Схема розташування РЛ і датчика ОП на випробувальній ділянці: 1 – випробувальна ділянка; 2 – робоча лопатка турбіни; 3 – трубка датчика ОП; 4 – датчик ОП; 5 – фланець фіксації трубки датчика ОП у різних положеннях

Результати вимірювання температур поверхні робочої лопатки

За умовами дослідження за значення температури поверхні РЛ за одне вимірювання приймають середнє значення показників МКТП, встановлених у зоні візування ОП. Надалі середні значення показників МКТП на кожному з режимів випробувань вважалися еталонними.

На кожному з температурних режимів було виконано по 10 спостережень. У табл. 1 приведені результати вимірювання РЛ без термобар'єрного покриття, а табл. 2 – результати вимірювання РЛ з термобар'єрним покриттям.

Аналіз результатів вимірювання температур поверхонь РЛ турбіни

Аналіз результатів вимірювання температур поверхні РЛ турбіни двома методами: контактним і безконтактним дозволяє виявити вплив наявності термобар'єрного покриття на показники оптичного пірометра.

Таблиця 1. Результати вимірювання температур поверхні РЛ турбіни без нанесеного термобар'єрного покриття

Номер п/п	$T_{оп}, K$	$T_{мкtp}, K$	$T_{оп} - T_{мкtp}, K$	$T_{оп}, K$	$T_{мкtp}, K$	$T_{оп} - T_{мкtp}, K$	$T_{оп}, K$	$T_{мкtp}, K$	$T_{оп} - T_{мкtp}, K$
Режим, К	1023			1073			1123		
1	995	1000	-5	1042	1047	-5	1086	1093	-7
2	994	1000	-6	1043	1048	-5	1085	1093	-7
3	996	999	-3	1040	1047	-6	1084	1091	-8
4	994	999	-5	1042	1045	-4	1084	1092	-8
5	994	997	-3	1038	1044	-6	1082	1089	-7
6	995	997	-2	1037	1044	-7	1082	1090	-8
7	995	997	-2	1037	1045	-8	1082	1089	-7
8	996	999	-3	1038	1043	-5	1083	1091	-8
9	994	998	-4	1038	1043	-4	1081	1090	-9
10	993	998	-4	1042	1042	0	1082	1089	-8
Режим, К	1173			1223					
1	1128	1136	-8	1174	1184	-9			
2	1129	1136	-7	1174	1182	-8			
3	1127	1137	-9	1173	1182	-9			
4	1128	1135	-7	1174	1183	-9			
5	1127	1136	-9	1174	1183	-9			
6	1128	1136	-7	1174	1184	-10			
7	1127	1136	-9	1175	1182	-7			
8	1129	1137	-8	1175	1182	-7			
9	1127	1135	-8	1174	1183	-8			
10	1127	1135	-8	1174	1183	-9			

Таблиця 2. Результати вимірювання температур поверхні РЛ турбіни з нанесеним термобар'єрним покриттям

Номер п/п	$T_{оп}, K$	$T_{мкtp}, K$	$T_{оп} - T_{мкtp}, K$	$T_{оп}, K$	$T_{мкtp}, K$	$T_{оп} - T_{мкtp}, K$	$T_{оп}, K$	$T_{мкtp}, K$	$T_{оп} - T_{мкtp}, K$
Режим, К	1023			1073			1123		
1	965	999	-34	1011	1048	-38	1054	1094	-40
2	966	999	-34	1010	1047	-37	1053	1093	-40
3	965	999	-34	1008	1047	-38	1052	1092	-41
4	964	998	-34	1008	1046	-38	1053	1093	-41
5	965	999	-34	1008	1046	-38	1051	1092	-41
6	961	998	-37	1004	1044	-40	1049	1091	-42
7	962	998	-36	1007	1046	-38	1051	1090	-40
8	962	996	-34	1008	1045	-37	1050	1091	-42
9	962	997	-34	1007	1042	-35	1049	1091	-43
10	964	997	-33	1006	1042	-36	1051	1091	-40
Режим, К	1173			1223					
1	1096	1139	-43	1138	1187	-49			
2	1096	1140	-43	1137	1187	-50			
3	1097	1140	-44	1136	1187	-51			
4	1097	1140	-43	1135	1187	-52			
5	1096	1139	-43	1135	1187	-52			
6	1097	1139	-42	1136	1186	-50			
7	1096	1139	-43	1137	1185	-48			
8	1096	1139	-43	1134	1187	-52			
9	1096	1139	-43	1134	1187	-53			
10	1096	1140	-44	1134	1186	-52			

Очікувано, що у абсолютній більшості вимірювань показники ОП нижче показів МКТП, і це пов'язано з впливом неоднорідного швидкісного газового потоку на інтенсивність випромінювання поверхні РЛ.

Різниця між показами температур поверхні РЛ без термобар'єрного покриття, виміряних МКТП та ОП, складає 7 К, а для РЛ з термобар'єрним покриттям – 41 К.

Представляє інтерес розробка методу пост-обробки даних вимірювання температури поверхні РЛ турбіни з термобар'єрним покриттям для корекції впливу цього покриття на показники ОП.

Для цього використовуємо метод регресійного аналізу шляхом складання рівняння лінійної регресії:

$$T = a + b \cdot T_{оп}, \quad (1)$$

де T – дійсна температура поверхні РЛ;

a і b – коефіцієнти рівняння регресії;

$T_{оп}$ – температура, що виміряна ОП.

Для розрахунку коефіцієнтів рівняння лінійної регресії побудовано розрахункову таблицю (табл. 3), до якої дані з $T_{оп}$ і $T_{мкп}$ взято з табл. 2.

Використовуючи дані табл. 4, розрахуємо коефіцієнти рівняння (1).

Коефіцієнт b :

$$b = \frac{\overline{T_{оп} \cdot T_{мкп}} - \overline{T_{оп}} \cdot \overline{T_{мкп}}}{\overline{T_{оп}^2} - (\overline{T_{оп}})^2}, \quad (2)$$

$$b = \frac{1151980 - 1051 \cdot 1092}{1108145 - 1051^2} = 1,2099.$$

Коефіцієнт a :

$$a = \overline{T_{мкп}} - b \cdot \overline{T_{оп}}, \quad (3)$$

$$a = 1092 - 1,2099 \cdot 1051 = -179,6049 \text{ К.}$$

Так чином рівняння лінійної регресії для визначення дійсної температури поверхні РЛ турбіни має вигляд:

$$T = -179,6049 + 1,2099 \cdot T_{оп}. \quad (4)$$

Визначимо дійсні значення виміряних температур, використовуючи (4) та дані табл. 2, результати відобразимо у табл. 5.

Порівнюючи дані табл. 2 та табл. 5 добре видно, що використання виведеного рівняння лінійної регресії для РЛ турбіни дозволяє значно зменшити різницю між показниками ОП та МКТП, а середнє значення відхилення між ними прагне до нуля.

Таблиця 3. Розрахункова таблиця визначення коефіцієнтів рівняння лінійної регресії

№	$T_{оп} \cdot T_{мкп}, \text{ К}$	$T_{оп}^2, \text{ К}$	$T_{мкп}^2, \text{ К}$	№	$T_{оп} \cdot T_{мкп}, \text{ К}$	$T_{оп}^2, \text{ К}$	$T_{мкп}^2, \text{ К}$
1	964357	931225	998667	26	1145172	1101100	1191008
2	965023	932512	998667	27	1145577	1103900	1188827
3	964368	931868	998001	28	1145536	1101800	1191008
4	962072	929296	996004	29	1144445	1099702	1191008
5	964035	931225	998001	30	1146641	1104601	1190281
6	959731	924162	996669	31	1249089	1201947	1298080
7	959755	925444	995339	32	1249455	1201947	1298840
8	958805	926085	992680	33	1250566	1202678	1300360
9	959126	926085	993344	34	1250200	1202678	1299600
10	961440	929939	994009	35	1247599	1200485	1296562
11	1059516	1021447	1099003	36	1249103	1202678	1297321
12	1057121	1019427	1096209	37	1248724	1201947	1297321
13	1055389	1016736	1095511	38	1248709	1201216	1298080
14	1053683	1015392	1093419	39	1248709	1201216	1298080
15	1054717	1016736	1094116	40	1249440	1201216	1299600
16	1048859	1008685	1090632	41	1350806	1295044	1408969
17	1053335	1014720	1093419	42	1349223	1292011	1408969
18	1053360	1016064	1092025	43	1348036	1289739	1408969
19	1049630	1014049	1086459	44	1347641	1288982	1408969
20	1048935	1012707	1086459	45	1346849	1287468	1408969
21	1153076	1110916	1196836	46	1347691	1291253	1406596
22	1150929	1108809	1194649	47	1347724	1292769	1405015
23	1148771	1106003	1193192	48	1346076	1286712	1408178
24	1150916	1108107	1195378	49	1346058	1285956	1408969
25	1147692	1104601	1192464	50	1345302	1285956	1407387

Таблиця 4. Зведені середні значення величин для визначення коефіцієнтів рівняння лінійної регресії

Середні значення	$\overline{T_{оп}}, \text{ К}$	$\overline{T_{мкп}}, \text{ К}$	$\overline{T_{оп} \cdot T_{мкп}}, \text{ К}$	$\overline{T_{оп}^2}, \text{ К}$	$\overline{T_{мкп}^2}, \text{ К}$
	1051	1092	1151980	1108145	1197562

Таблиця 5. Результати вимірювання температур поверхні РЛ турбіни з нанесеним термобар'єрним покриттям

Номер п/п	Т, К	Т _{МКТП} , К	Т - Т _{МКТП} , К	Т, К	Т _{МКТП} , К	Т _{оп} - Т _{МКТП} , К	Т, К	Т _{МКТП} , К	Т - Т _{МКТП} , К
Режим, К	1023			1073			1123		
1	988	999	-11	1043	1048	-5	1096	1094	2
2	989	999	-11	1042	1047	-5	1094	1093	1
3	988	999	-11	1040	1047	-6	1093	1092	0
4	987	998	-11	1040	1046	-6	1094	1093	1
5	988	999	-11	1040	1046	-6	1092	1092	0
6	984	998	-15	1036	1044	-9	1090	1091	-1
7	984	998	-13	1039	1046	-6	1092	1090	1
8	985	996	-12	1040	1045	-5	1090	1091	-1
9	985	997	-12	1039	1042	-4	1089	1091	-2
10	987	997	-10	1038	1042	-4	1092	1091	1
Режим	1173			1223					
1	1147	1139	8	1197	1187	10			
2	1147	1140	7	1196	1187	9			
3	1147	1140	7	1194	1187	7			
4	1147	1140	7	1194	1187	7			
5	1146	1139	7	1193	1187	6			
6	1147	1139	8	1195	1186	9			
7	1147	1139	8	1196	1185	11			
8	1146	1139	7	1193	1187	6			
9	1146	1139	7	1192	1187	5			
10	1146	1140	6	1192	1186	6			

ВИСНОВКИ

Виконання експериментальних стендових досліджень з визначення температур поверхні робочої лопатки турбіни двома методами: МКТП (контактним) та ОП (безконтактним) дозволяє оцінити достовірність показників ОП, який використовують при натурних випробуваннях ГТД та в експлуатації.

Запропоновано методику пост-обробки значень температур, виміряних оптичним пірометром, використанням методу регресійного аналізу шляхом складання відповідного рівняння лінійної регресії.

Проведено експериментальні дослідження з визначення температури поверхні РЛ турбіни без та з нанесеним термобар'єрним покриттям в умовах стенду, побудованого для імітації теплових процесів турбіни ГТД без урахування обертання. В результаті отримано нові дані для аналізу впливу термобар'єрного покриття

на показники ОП внаслідок зміни характеру випромінювання поверхні РЛ під впливом температури газового потоку у порівнянні з РЛ без захисного покриття.

Таким чином, отримані експериментальні значення температур поверхні робочої лопатки турбіни, виміряних з використанням мікрокабельних термоелектричних перетворювачів та оптичного пірометру, дозволяють виконувати корекцію температурного стану робочих лопаток турбін під час натурних випробувань ГТД чи в експлуатації.

Рекомендується для кожного з типів ГТД, що виготовляються на підприємствах з виробництва двигунів, провести випробування, аналогічні представленим у цьому дослідженні, для РЛ кожного з ступенів турбіни і таким чином визначити необхідність використання запропонованого регресійного аналізу у подальших випробуваннях ГТД чи в експлуатації.

REFERENCES

- [1] Tavrin, V.A., & Kolesnik, E.V. (2020). Analiz shlyhiv pidvischenya temperaturi gaziv pered turbinou suchasniy gazoturbinih dviguniv litativ [Analysis of ways to increase gas temperature before the turbine of modern gas turbine engine aircraft]. *Sistemi ozbroenya i viyskova tehnika - Weapons systems and military equipment*, 1(61), 67–74 [in Ukrainian].
- [2] Neupane, S., Jatana, G.S., Lutz, T.P., Partridge, W.P. (2023) Development of a multi-spectral pyrometry sensor for high-speed transient surface-temperature measurements in combustion-relevant harsh environments. *Sensors*, 23, 105, pp. 1–23.
- [3] 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. *IOS Press Ebooks. Advances in Transdisciplinary Engineering. Vol. 33*, pp. 196–201.
- [4] Porev, V.A., & Tomaschuk, O.S. (2015). Dodatkovі pohibki vimiruvanya temperaturi v televizyiniy pirometrii [Additional temperature measurement errors in television pyrometry]. *Metodi ta priladi kontroly yakosti - Methods and devices for quality control*, 2(35), 12–16 [in Ukrainian].

- [5] 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. *Applied Sciences*, 11, 3913, pp. 1–17.
- [6] Cai, M., Huang, Q., Yue, L. Wang, P. (2023) Emissivity influence on thermocouple correction. *Advances in Engineering Technology Research*, № 4(1), pp. 194–198.

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

- [1] Таврін, В. А., Колесник, Є. В. (2020) Аналіз шляхів підвищення температури газів перед турбіною сучасних газотурбінних двигунів літаків. *Системи озброєння і військова техніка*. № 1(61). С. 67–74.
- [2] Neupane, S., Jatana, G.S., Lutz, T.P., Partridge, W.P. (2023) Development of a multi-spectral pyrometry sensor for high-speed transient surface-temperature measurements in combustion-relevant harsh environments. *Sensors*, 23, 105, pp 1–23.
- [3] 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. *IOS Press Ebooks. Advances in Transdisciplinary Engineering*. Vol. 33, pp. 196–201.
- [4] Порев, В.А., Томашук, О.С. (2015) Додаткові похибки вимірювання температури в телевізійній пірометрії. *Методи та прилади контролю якості*, № 2 (35). С. 12–16.
- [5] 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. *Applied Sciences*, 11, 3913, pp. 1–17.
- [6] Cai, M., Huang, Q., Yue, L. Wang, P. (2023) Emissivity influence on thermocouple correction. *Advances in Engineering Technology Research*, №4(1), pp. 194–198.

© Савушкін В. В.

Дата надходження статті до редакції: 02.02.2023

Дата затвердження статті до друку: 13.02.2023