

УДК 681586.326.621316.8

doi: 10.32620/aktt.2026.4sup2.05

С. С. КРИГІН^{1,2}, Д. В. КОЗЕЛ¹, Ю. О. ГУСЕВ², Ю. І. ТОРБА¹*1 АТ «Івченко-Прогрес», м. Запоріжжя, Україна**2 Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут», м. Харків, Україна*

ДОСЛІДЖЕННЯ НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЙ ТРД В УМОВАХ ПІДВИЩЕНИХ ТЕМПЕРАТУР

Предметом вивчення в статті є розробка та методика застосування високотемпературного тензометричного пристрою (ВТП) для моніторингу напружено-деформованого стану (НДС) конструкцій, що експлуатуються в екстремальних умовах сильного нагріву (650–700 °С). **Мета роботи** полягає в науковому обґрунтуванні та практичній апробації конструкції ВТП, здатної з високою точністю вимірювати параметри деформації при інтенсивній тепловій дії. Для досягнення поставленої мети впроваджено нові рішення, які полягають у проектуванні чутливих елементів (ЧЕ) з розташуванням у вигляді прямокутної розетки з їхнім вертикальним інтегруванням у шар спеціального високотемпературного цементного сполучного. Також виконано комплексну валідацію отриманих даних шляхом поєднання чисельного моделювання та натурних експериментів. **Наукова новизна** полягає в створенні оригінальної конфігурації тензометричної розетки, в якій вертикальне розташування чутливих елементів («один над одним») забезпечує одночасну та коректну реєстрацію як поздовжніх, так і поперечних деформацій. Таке інженерне рішення, попередньо досліджене за допомогою скінченно-елементного аналізу (МСЕ), дозволяє ефективно ідентифікувати вектор силового навантаження на досліджуваній об'єкт. Отримані **результати** демонструють високу збіжність даних фізичного експерименту з результатами комп'ютерного моделювання в середовищі ANSYS. **Працездатність** і ефективність розробленого пристрою підтверджено під час аналізу НДС кронштейна кріплення обтічника жарової труби камери згоряння газотурбінного двигуна. Наведені тензограми, зареєстровані під час стендових випробувань на всіх штатних режимах роботи, забезпечили можливість комплексної оцінки міцності та надійності вузла. **Висновки.** Запропонований метод і конструкція ВТП є ефективним і надійним інструментом для моніторингу критичних елементів авіаційних двигунів. Практичне впровадження розробки дозволило обґрунтувати реальні заходи щодо доведення, оптимізації та підвищення ресурсних характеристик досліджуваного об'єкта, що підтверджує доцільність використання пристрою в сучасній практиці інженерних випробувань.

Ключові слова: експериментальне дослідження, термонапружений стан, жарова труба, кронштейн, тензометричний пристрій, препарування, тензограма

Вступ

Загальновідомо, що сучасні можливості тензометричного методу дослідження статичних деформацій для високотемпературних конструкцій обмежені діапазоном 450–500 °С. Це зумовлено суттєвим зростанням електричного опору металевих сплавів, з яких виготовляють чутливі елементи (ЧЕ) тензорезисторів. При нагріванні більшість таких сплавів демонструють значну зміну опору, яку вимірювальна система інтерпретує як «хибну» деформацію, що критично спотворює реальні показники напружено-деформованого стану (НДС) досліджуваного об'єкта.

Існуючі методи компенсації таких похибок сигналу [1, 2, 3] не забезпечують отримання достовірних даних для конструкцій, що експлуатуються за температур вище 450–500 °С. У цій роботі запропоновано спосіб, який дозволяє ефективно вирішити проблему

експериментального визначення НДС елементів конструкцій в умовах високотемпературного нагріву до 650–700 °С.

Постановка задачі дослідження

Апаратне забезпечення для дослідження НДС. Для оцінки напружено-деформованого стану (НДС) елементів газотурбінних двигунів (ГТД), що працюють при температурах понад 500 °С, автори пропонують використовувати спеціалізований високотемпературний тензометричний пристрій (ВТП) [4] та відповідну методику його застосування [5, 6]. Конструктивне виконання пристрою та схему його інтеграції у вимірювальну систему наведено на рис. 1.

Чутливі елементи (ЧЕ) ВТП скомпоновано в «прямокутну розетку» (рис. 1) і виготовлено з 4-ох витків ніхромового дроту (Н80Х20) діаметром 30



мкм. Кожен елемент має базу 5 мм, опір 63 Ом та коефіцієнт тензочутливості $K = 1,76$. Для забезпечення точності вимірювань підключення ЧЕ реалізовано за чотирипровідною схемою.

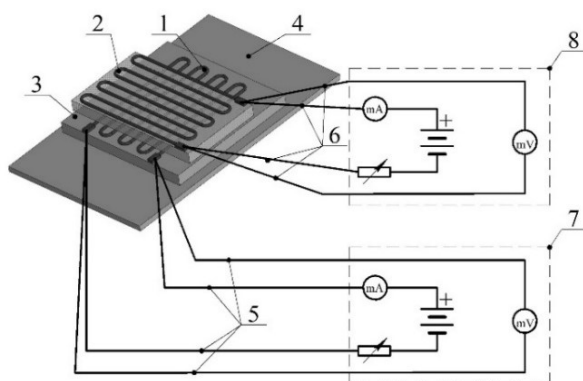


Рис. 1. Схема тензометричного пристрою:
1 – нижній ЧЕ; 2 – верхній ЧЕ; 3 – ізолятор-сполучне; 4 – деталь; 5, 6 – вивідні провідники;
7, 8 – вимірювальні пристрої з чотирьох провідною потенціометричною схемою підключення ЧЕ тензорезистора

Працездатність розробленого пристрою було експериментально підтверджено в роботі [6] під час дослідження тонкостінного диска з центральним отвором. Для створення складних температурних градієнтів диск нагрівали газовим пальником через внутрішню торцеву поверхню. Розміщення ВТП радіально по поверхні диска у восьми перетинах дозволило зафіксувати деформації в двох взаємно перпендикулярних напрямках під час нерівномірного нагрівання.

Вимірювальна система реєструє зміни електричного опору чутливих елементів (ЧЕ), що виникають унаслідок деформації диска. Використання попередньо визначених коефіцієнтів тензочутливості та введення поправки на ефект шунтування дозволяє обчислити відносні деформації диска в різних радіальних перерізах за заданих режимів навантаження [5, 6].

Для верифікації отриманих експериментальних даних було проведено моделювання напружено-деформованого стану (НДС) диска в середовищі ANSYS. Розрахунки виконувалися з урахуванням градієнта температур, що максимально наближений до експериментальних умов [6]. На рис. 2 зображено твердотільну модель диска з побудованою скінченно-елементною сіткою.

Порівняльний аналіз результатів експерименту (із застосуванням ВТП) та чисельного моделювання (ANSYS) наведено в таблиці 1. Зіставлення даних підтверджує ефективність розробленої методики та доцільність використання ВТП для оцінювання НДС конструкційних елементів, що експлуатуються в умовах високих температур.

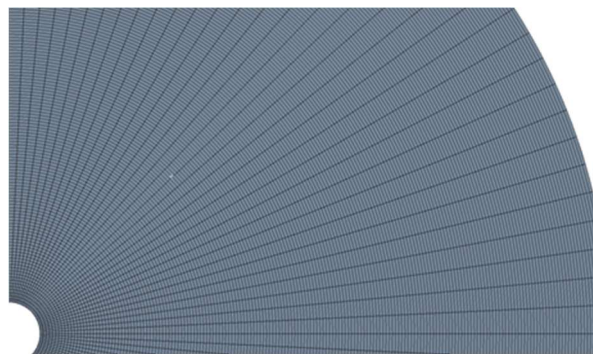


Рис. 2. Твердотільна модель диска зі скінченно-елементною сіткою

Визначення НДС елемента ТРДД

Об'єкт – вузол кріплення жарової труби. Загальновідомо, що жарові труби (ЖТ) камер згоряння газотурбінних двигунів не є силовими елементами конструкції. Вони кріпляться до корпусу компресора високого тиску (КВТ), через що елементи кріплення ЖТ опиняються в зоні значного температурного перепаду: з боку корпусу компресора температура не перевищує 300–350 °С, тоді як з боку обтічника ЖТ вона суттєво вища й залежить від режиму роботи двигуна. Це підтверджується результатами теплового аналізу вузла «обтічник — кронштейн», виконаного в середовищі ANSYS (рис. 3).

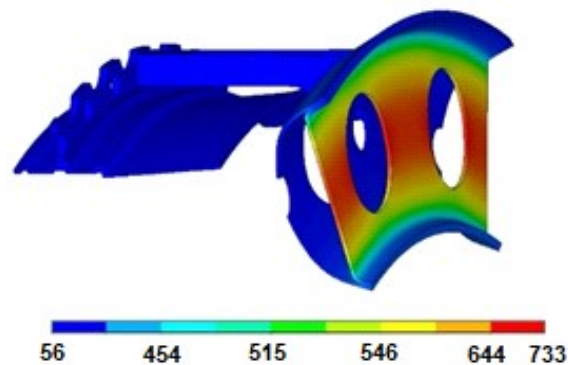


Рис. 3. Розподіл температури вузла "кронштейн, обтічник жарової труби" камери згоряння

Виникнення значних температурних градієнтів уздовж кронштейна призводить до появи високих термічних напружень. Додаткове навантаження на конструкцію створюють динамічні сили, зумовлені процесами горіння палива в жаровій трубі. Під час випробувань двигуна в цьому вузлі було виявлено утворення тріщин, що зумовило необхідність детального експериментального дослідження напружено-деформованого стану (НДС) кронштейна.

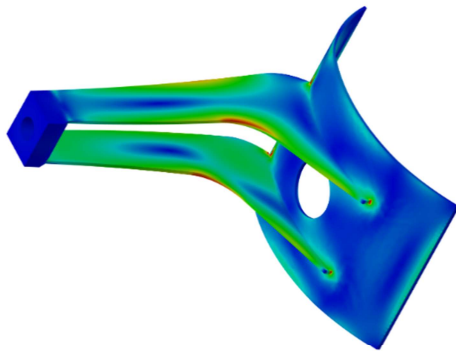


Рис. 4. Розподіл напружень у кронштейні обтічника

Попереднє моделювання НДС у системі ANSYS (рис. 4) дозволило локалізувати зони концентрації напружень і визначити оптимальні місця встановлення вимірювальних тензорезисторів (ВТП) (рис. 5). Отримані дані стануть основою для верифікації розрахункової моделі шляхом порівняння експериментальних показників із результатами чисельного аналізу.

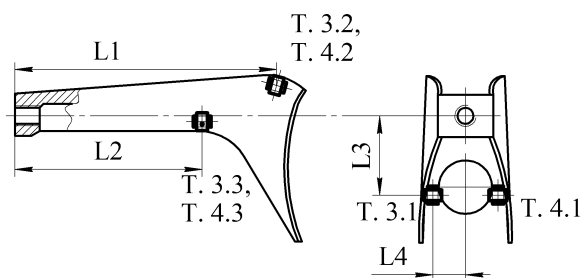


Рис. 5. Схема встановлення пристроїв на кронштейн обтічника жарової труби

Результати

Чутливі елементи (ЧЕ) встановлено на поверхні кронштейна за допомогою високотемпературного цементу ВКП-26Ц. Цей матеріал забезпечує надійну електричну ізоляцію ЧЕ від конструкції з опором не менше 0,5 МОм при робочій температурі 500 °С. Експериментальне дослідження напружено-деформованого стану (НДС) кронштейна проведено під час комплексних випробувань газотурбінного двигуна на відкритому стенді АТ «Івченко-Прогрес». Отримані дані наведено у вигляді тензограм (рис. 6) у кореляції з частотами обертання роторів двигуна (рис. 7).

Під час випробувань ТРДД на відкритому стенді було проведено тензометрування кронштейна обтічника жарової труби.

Зафіксовані максимальні статичні напруження в кронштейні обтічника жарової труби (ВТП № 3.2, 4.2, 3.3, 4.3) становлять $\sigma_{\max} = 9,2$ кгс/мм², а динамічні – $\sigma_{v \max} = 2,8$ кгс/мм² (див. табл. 2).

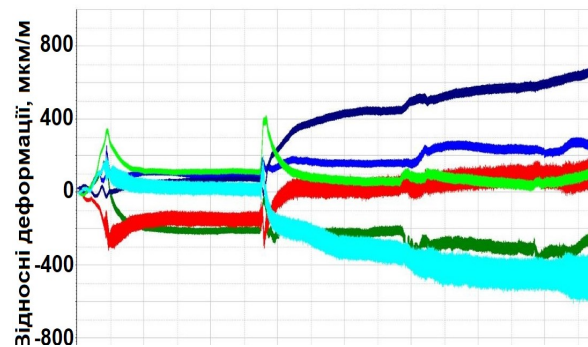


Рис. 6. Тензограма кронштейна обтічника жарової труби: пристрої №№ 3.1, 3.2, 3.3, 4.1, 4.2, 4.3

Аналіз отриманих даних дозволив уточнити навантаженість вузла та оптимізувати його конструкцію. Установлено, що динамічна складова навантаження є незначною й не провокує виникнення резонансних явищ.

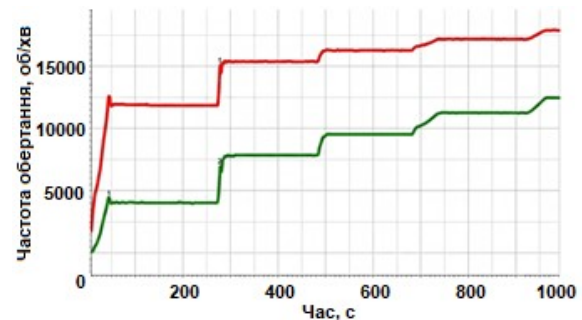


Рис. 7. Графік зміни частоти обертання роторів низького та високого тиску двигуна

Таблиця 1

Результати експериментальних і розрахункових досліджень НДС диска, отримані в експерименті та в розрахунку за допомогою системи ANSYS

R, мм	T, °C	Експеримент		ANSYS			
		ϵ_R [10 ⁻³]	ϵ_T [10 ⁻³]	ϵ_R [10 ⁻³]	%	ϵ_T [10 ⁻³]	%
17*	570	-1,69	-4,35	-1,85	9,5	-4,00	8
25	403	-2,62	-1,60	-2,48	5,3	-1,44	10,0
55	145	-1,85	0,676	-1,69	8,6	0,726	-7,3
80	78	-1,15	1,03	-1,09	5,2	0,950	7,7
100	47	-0,77	0,979	-0,8	-3,4	0,904	7,6
185	20	-0,18	0,564	-0,19	-2,7	0,559	0,8

Таблиця 2

Максимальні рівні динамічних і статичних напружень у кронштейні

№	Динамічні напруження, $\sigma_{v \max}$		Статичні напруження, $\sigma_{\max}$	
	МКМ/М	КГС/ММ ²	МКМ/М	КГС/ММ ²
3.1	39	0,8	358	7,2
3.2	46,5	0,9	-314	-6,3
3.3	85,5	1,7	90	1,8
4.1	34	0,7	788	15,8
4.2	42	0,8	390	7,8
4.3	141,5	2,8	-462	-9,2

Висновки

У статті обґрунтовано ефективність застосування розробленого високотемпературного тензометричного пристрою (ВТП) на основі ніхромових чутливих елементів для дослідження напружено-деформованого стану (НДС) вузлів газотурбінних двигунів при температурах понад 500 °С. Експериментальна верифікація методики, проведена шляхом порівняння результатів тензометрування з чисельним аналізом у середовищі ANSYS, підтвердила її високу точність і надійність. Практичне впровадження розробки під час випробувань ТРДД на відкритому стенді дозволило провести детальний моніторинг статичних і динамічних напружень у кронштейні обтічника жарової труби, виявити рівні навантаженості вузла та отримати необхідні дані для оптимізації його конструкції, що підтверджує доцільність використання запропонованого підходу для оцінювання ресурсу критичних елементів авіаційної техніки в умовах складних температурних градієнтів.

Внесок авторів: формулювання проблеми – Д. В. Козел, С. С. Кригін, огляд та аналіз інформаційних джерел – Ю. О. Гусєв, Ю. І. Торба; розробка дослідницького стенда – С. С. Кригін, Д. В. Козел, Ю. О. Гусєв, Ю. І. Торба; результати – С. С. Кригін, Ю. О. Гусєв; висновки – С. С. Кригін, Ю. І. Торба

Конфлікт інтересів

Автори заявляють, що немає конфлікту інтересів щодо цього дослідження, фінансового, особистого, авторського чи іншого, який міг би вплинути на дослідження та його результати, представлені в цій статті.

Фінансування

Дослідження проводилося без фінансової підтримки.

Наявність даних

Рукопис не містить супутніх даних.

Використання штучного інтелекту

Автори підтверджують, що вони не використовували методи штучного інтелекту при створенні представленої роботи.

Усі автори прочитали та погодилися з опублікованою версією рукопису

Література

- 1 Martínez, F. Evaluation of the Gas Turbine Inlet Temperature with Relation to the Excess Air / F. Martínez // *Energy and Power Engineering*. – 2011. – Vol. 3. – P. 517-524 DOI: <http://doi.org/10.4236/epe.2011.34063>
- 2 Mevissen, F. The Future of Industrial Gas Turbines: Technological Advances and Market Trends / F. Mevissen, R. Krewinkel, A. Wiedermann // *ASME. J. Thermal Sci. Eng. Appl.* – 2026. – Vol. 18, iss. 3. – 22 p. DOI: <https://doi.org/10.1115/1.4070223>
- 3 Development and testing of harsh environment, wireless sensor systems for industrial gas turbines / D. Mitchell, A. Kulkarni, M. Lostetter et al. // *Proceeding of ASME Turbo Expo for Land, Sea and Air GN 2009, June 8–12, 2009, Orlando, Florida, USA*. – P. 777-784. DOI: <https://doi.org/10.1115/1.4070223>
- 4 Пат. 158117 Україна, МПК G01B7/16. Тензометричний пристрій для вимірювання відносних деформацій деталей авіаційних двигунів / Гусєв Ю. О., Кригін С. С., Торба Ю. І. – № u202402265 ; заявл. 29.04.2024 ; опубл. 01.01.2025, Бюл. № 1/2025. – 25 с.
- 5 Пат. 163155 Україна, МПК G01B7/16, G01K7/16. Спосіб одночасного тензометричного вимірювання температури та відносної деформації високотемпературних деталей / Кригін С. С., Гусєв Ю. О., Торба Ю. І. – № u202506065 ; заявл. 04.12.2025 ; опубл. 27.05.2026, Бюл. № 21/2026.
- 6 Кригін, С. С. Тензометричний пристрій і метод його використання при дослідженні напружено-деформованого стану та температурних деформацій високонапітних елементів газотурбінних двигунів / С. С. Кригін, Ю. О. Гусєв, Ю. І. Торба // *Авіаційно-космічна техніка та технологія*. – 2026. – № 2 (210). – С. 12-19. DOI: <https://doi.org/10.32620/akt.2026.2.02>

References

- 1 Martínez, F. Evaluation of the Gas Turbine Inlet Temperature with Relation to the Excess Air. *Energy and Power Engineering*, 2011, vol. 3, pp. 517-524 DOI: <http://doi.org/10.4236/epe.2011.34063>
- 2 Mevissen, F., Krewinkel, R., Wiedermann, A. The Future of Industrial Gas Turbines: Technological Advances and Market Trends. *ASME. J. Thermal Sci. Eng. Appl.*, 2026, vol. 18, iss. 3. 22 p. DOI: <https://doi.org/10.1115/1.4070223>
- 3 Mitchell, D., Kulkarni, A., Lostetter, A., Schupbach, M., Fraley, J., Waits, R. Development and testing of harsh environment, wireless sensor systems for industrial gas turbines. *Proceeding of ASME Turbo Expo for Land, Sea and Air GN 2009, June 8–12, 2009, Orlando, Florida, USA*, pp. 777-784. DOI: <https://doi.org/10.1115/1.4070223>

4. Husiev Yu. O., Kryhin S. S., Torba Yu. I. *Tenzometrychnyi prystrii dlia vymiryuvannia vidnosnykh deformatsii detalei aviatsiinykh dvyhunyv* [Strain gauge device for measuring relative deformations of aircraft engine parts]. Patent UA, № 158117, 2026.

5. Kryhin S. S., Husiev Yu. O., Torba Yu. I. *Sposib odnchasnoho tenzometrychnoho vymiryuvannia temperatury ta vidnosnoi deformatsii vysokotemperaturnykh detalei* [Method for simultaneous strain gauge measurement of temperature and relative deformation of high-temperature parts]. Patent UA, № 163155, 2026.

6. Kryhin, S., Husyev, Y., Torba, Y. *Tenzometrychnyi prystrii i metod yoho vykorystannia pry doslidzhenni napruzhenno-deformovanoho stanu ta temperaturnykh deformatsii vysokonahriptykh elementiv hazoturbinykh dvyhunyv* [Strain gauge and method of its use in studying the stress-deformed state and temperature deformations of high-heated elements of gas turbine engines]. *Aviatsiino-kosmichna tekhnika ta tekhnolohiia – Aerospace Technic and Technology*, 2026, no. 2 (210), pp. 12-19. DOI: <https://doi.org/10.32620/aktt.2026.2.02>.

Надійшла до редакції 21.07.2026, отримано в доопрацьованому вигляді 05.08.2026.

Дата ухвалення 19.08.2026, дата публікації 04.09.2026

INVESTIGATING THE STRESS-STRAIN STATE OF A TURBOJET ENGINE UNDER HIGH-TEMPERATURE CONDITIONS

Serhiy Kryhin, Dmytro Kozel, Yuriy Husyev, Yuriy Torba

This article investigates the development and methodology of a high-temperature strain gauge (HTS) designed to monitor the stress-strain state (SSS) of structures operating under extreme thermal conditions (650–700 °C). The primary objective is to scientifically substantiate and practically test an HTS capable of measuring deformation parameters with high accuracy during intense heating. To achieve this, the study introduces an innovative design for the sensitive elements (SE): a rectangular socket configuration featuring vertical integration ("one above the other") within a specialized high-temperature cement binder. This engineering solution enables the simultaneous, accurate recording of longitudinal and transverse deformations, effectively identifying the force vector on the test object. The research combines numerical modeling using finite element analysis (FEA) in ANSYS with full-scale physical experiments, demonstrating a high degree of data convergence. The operability and efficiency of the developed device were validated by analyzing the SSS of a bracket that secures the flame tube fairing in a gas turbine engine combustion chamber. During bench tests across all standard operating modes, these strain gauges provided a comprehensive assessment of the unit's strength and reliability. Ultimately, the proposed HTS design and methodology offer an effective and reliable tool for monitoring critical aircraft engine components. Practical implementation of this technology supports real-world measures to optimize and extend the service life of engineering structures, confirming its value in modern testing practices.

Keywords: experimental research, thermal stress state, heat pipe, bracket, strain gauge, dissection, strain graph.

Кригін Сергій Сергійович – аспірант кафедри конструкції авіаційних двигунів Національного аерокосмічного університету ім. Н. Е. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна, провідний інженер ЕВК АТ «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна.

Козел Дмитро Вікторович – аспірант кафедри конструкції авіаційних двигунів Національного аерокосмічного університету ім. Н. Е. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна, начальник відділу камер згоряння КНДК АТ «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна.

Гусєв Юрій Олексійович – канд. техн. наук, доцент, професор кафедри конструкції авіаційних двигунів Національного аерокосмічного університету ім. Н. Е. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна, Україна.

Торба Юрій Іванович – канд. техн. наук, начальник експериментально-випробувального комплексу АТ «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна.

Serhiy Kryhin – PhD Student, Department of the Aircraft Engine Design, National Aerospace University "Kharkiv Aviation Institute", Kharkiv, Ukraine; Leading Research Engineer, JSC "Ivchenko-Progres", Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: sergice1984@gmail.com; ORCID: 0000-0001-7139-3815.

Dmytro Kozel – PhD Student, Department of the Aircraft Engine Design, National Aerospace University "Kharkiv Aviation Institute", Kharkiv, Ukraine; Head of the Combustion Chambers Department, JSC "Ivchenko-Progres", Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: 03503@ivchenko-progress.com; ORCID: 0000-0002-7295-2284.

Yuriy Husyev – Cand. Tech. Sci., Associate Professor, Professor at the Department of Aircraft Engine Design, National Aerospace University "Kharkiv Aviation Institute", Kharkiv, Ukraine, e-mail: gusev.yurii.a@gmail.com, ORCID: 0000-0003-3776-9844.

Yuriy Torba – Cand. Tech. Sci., Head of the Complex, JSC "Ivchenko-Progres", Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: torba.yuriy@gmail.com, ORCID: 0000-0001-8470-9049.