УДК 621.4 **doi: 10.32620/aktt.2025.4sup2.13**

С. С. КРИГІН[1,2], Ю. О. ГУСЄВ[1], Ю. І. ТОРБА[2], О. В. БІЛОГУБ[1]

[1] ***Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна***
[2] ***ДП «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна***

ПОХИБКИ ПЕРЕДАЧІ ВІДНОСНИХ ДЕФОРМАЦІЙ У ТЕНЗОМЕТРИЧНОМУ ПРИСТРОЇ ПРИ ПІДВИЩЕНІЙ ТЕМПЕРАТУРІ

Предметом *вивчення в статті є розповсюдження відносних деформацій у системі досліджувана деталь – тензометричний датчик.* ***Метою*** *є виявлення факторів і дослідження їх впливу на точність вимірювання відносних деформацій.* ***Завдання****: провести моделювання розподілу деформацій, щоб оцінити спотворення, спричинені неефективною передачею напружень через сполучний шар; дослідити вплив конструктивних факторів на похибку вимірювань. Отримання достовірних даних від тензометричного датчика збільшеної товщини, що працює в умовах високих температур, та внесення коригування.* ***Метод*** *розв'язання задачі – розрахунково-аналітичний.* ***Результати*** *проведеного обчислювального експерименту демонструють високу ефективність розробленого тензометричного пристрою, зокрема в умовах значних температурних градієнтів. Ключовим фактором, що забезпечує цю ефективність, є не лише стабільний коефіцієнт передачі деформацій, який мінімізує вплив зовнішніх чинників на точність вимірювань, але й ефективне нівелювання термічно зумовленої адитивної похибки. Це досягається завдяки взаємному розміщенню тензорезисторів і використанню високотемпературного матеріалу ізолятора-сполучного. Отримані дані підкреслюють потенціал використання пристрою в середовищах із нестабільними термічними умовами, коли точні вимірювання деформації є критично важливими для забезпечення надійної роботи та моніторингу стану досліджуваних деталей.* ***Висновки****. Методами обчислювального експерименту досліджено деформаційну характеристику тензометричного пристрою, встановленого на моделі деталі, при прикладанні потоку тепла та навантажені. Визначено, що чутливі елементи сприймають деформацію від деталі на рівні 96 %. Результати досліджень мають теоретичне й практичне значення для підвищення точності досліджень при підвищених температурах і можливість за необхідності внесення поправки в результати вимірювань. Запропоновано подальші дослідження з метою вдосконалення тензометричного пристрою, а також проаналізовано переваги використаного технічного рішення.*

Ключові слова: *похибки; тензометр; чутливий елемент; статична деформація; силове тарування; шунтування.*

Вступ

Розвиток газотурбінних двигунів (ГТД) різного призначення нерозривно пов'язано з підвищенням їх основних характеристик. При цьому зростають параметри робочого тіла, зокрема температура газового потоку і інтенсивність навантажень на конструктивні елементи при зростаючій частоті обертання роторів [1, 2].

Надійність міцності високо нагрітих елементів ГТД є фактором, що визначає ресурс двигуна в цілому [3].

Найчастіше випадки пошкодження елементів ГТД обумовлені статичними напруженнями і, в основному, відносяться до деталей, що працюють в діапазоні температур 200-800 °С. При вимірі статичних деформацій деталей і конструкцій АГТД в умовах змінних температур на випробувальному стенді або на літальному апарату виникає проблема у виключенні уявних температурних деформацій.

При зміні температури досліджуваної деталі та тензометра, встановленого на неї, відбувається температурна деформація деталі, чутливої решітки тензорезистора, підкладки датчика та клею-сполучного і можливо нерівномірне розповсюдження температури по об'єкту дослідження та чутливим елементам тензометра. Зміна опору ЧЕ сприймається вимірювальною системою як уявна деформація [4].

Вивчення впливу термічних ефектів на тензорезистор не є новим. Було запропоновано декілька рішень для подолання проблеми компенсації за допомогою ідентичних компенсаційних датчиків у мостовій схемі [5 - 7]. Ці рішення, засновані на напівмостовій конфігурації. Недоліком існуючих компенса-

Creative Commons Attribution NonCommercial 4.0 International

ISSN 1814-4225 (print)
ISSN 2663-2012 (online)

ційних датчиків є те, що контрольний датчик і активний повинні піддаватися однаковій температурі, а також контрольний датчик повинен бути ізольований від механічних напружень.

При зміні температури, через присутність у системі деталь-тензорезистор кількох компонентів, що мають нелінійні характеристики, неможливо розрахувати аналітично зміну вихідного сигналу окремого тензорезистора [8, 9].

Експериментальні дослідження з використанням тензометричних датчиків дозволяють отримати точні дані щодо величини деформацій у необхідних точках досліджуваної деталі. Отримані використовуються для верифікації теоретичних моделей.

Представлене технічне рішення, дозволяє вимірювати відносні деформації з підвищеною точністю при високих температурах за рахунок взаємного розташування чутливих елементів тензометричного пристрою та розрахунку стану кожного тензорезистора, компенсується адитивна температурна похибка в процесі випробувань.

1. Об'єкт дослідження

У представленій роботі розглядається тензометричний пристрій [10] (патент UA_158117, рис. 1), для вимірювання відносних деформацій деталей авіаційних двигунів, складається з двох чутливих елементів (3, 4 – нижній та верхній ЧЕ відповідно), скріплених ізолятором-сполучним (5) з металевою платівкою (2), яка закріплюється на поверхні досліджуваної деталі (1) за допомогою точкового зварювання (6).

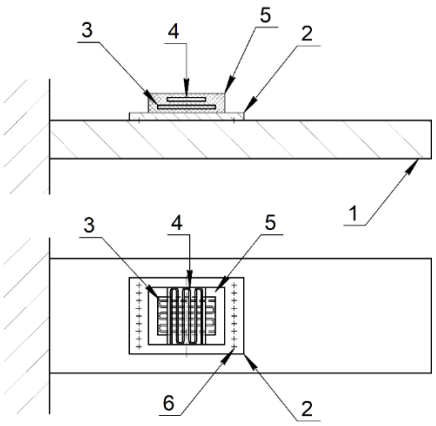


Рис. 1 Схема тензометричного пристрою

Чутливі елементи знаходяться у об'ємі неорганічного клею-цементу, який ізолює їх один від одного та скріплює з металевою платівкою. Чутливі елементи розташовані один над одним та паралельні площині металевої платівки, на яку встановлено чутливий елемент, головна вісь якого співпадає з віссю досліджуваної деформації деталі та ортогональна головній осі другого чутливого елемента.

Для попереднього визначення поля деформації досліджуваної конструкції використовують метод кінцевих елементів (МКЕ).

Пристрій встановлюється так що його головна вісь збігається з напрямком основної деформації досліджуваної деталі

2. Матеріали та методи дослідження

2.1. Постановка задачі дослідження та методи її розв'язання

У системі досліджувана деталь - тензометричний датчик ключовим аспектом є ефективна передача відносних деформацій від поверхні досліджуваної деталі до чутливого елемента датчика через сполучне, яке надійно фіксує датчик на поверхні деталі. Будь-які недоліки, наприклад надмірна товщина шару зв'язуючого, можуть призвести до спотворення передачі деформації. Забезпечення поширення деформацій є основною умовою для отримання достовірних даних при тензометричних вимірюваннях, що відображає реальний деформаційний стан деталі [11 - 13].

На точність вимірювання відносних деформацій деталей при підвищених температурах у значній мірі впливає розподіл температури та деформацій між деталлю та чутливими елементами. Тензометричний пристрій, що досліджується, має у порівнянні з аналогами більшу товщину.

Моделювання розподілу температури та деформацій має важливе значення для оцінювання можливих похибок та для розуміння взаємодії деталі та вимірювального пристрою.

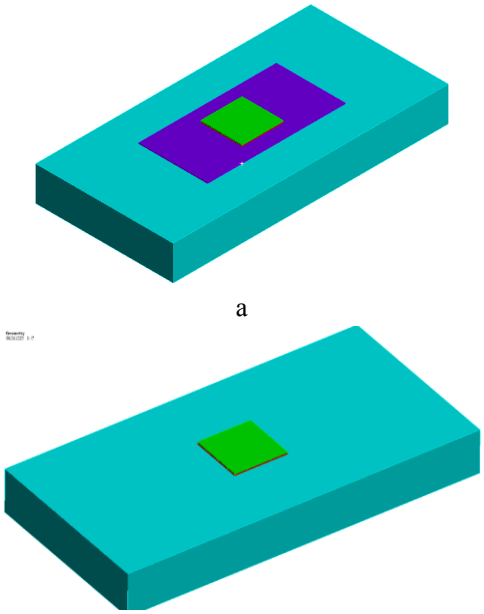
За попередніми оцінками різниця температури чутливих елементів у 5 °С може спричинити похибку до 1 % від вимірюваної величини. Металева платівка, на яку встановлено чутливі елементи, також може впливати на результати вимірювань. Розглянемо випадки з суцільною платівкою, перфорованою та без неї (чутливі елементи встановлені на деталь).

За допомогою скінченно-елементного аналізу можна отримати уявлення про розподіл напружень та деформацій при різних умовах. Це дозволяє не лише зменшити кількість необхідних експериментів, але й передбачити поведінку системи у випадках, які не можливі для дослідження в лабораторних умовах.

2.2. Експериментальне дослідження. Результати та обговорення

Математична модель тензометричного пристрою, яка встановлена на деталь складається з: деталі розміром 5x20x40 мм – виконаної з сталі

30ХГСА, металевої платівки із сталі 12Х18Н10Т товщиною 0,15 мм та чутливих елементів з дроту діаметром 30 мкм із сплаву Х20Н80 які знаходяться у об'ємі ізолятора-сполучного з високотемпературного цементу ВКП-26Ц, модуль пружності зв'язуючого в залежності від температури був прийнятий 50 - 80 ГПа (рис. 2).



а

б

Рис. 2. Математична модель тензометричного пристрою:
а – випадок з суцільною платівкою,
б – чутливі елементи встановлені на деталь,

Математична модель тензометричного пристрою була розбита сіткою скінчених елементів методом Hex Dominant (рис. 3)

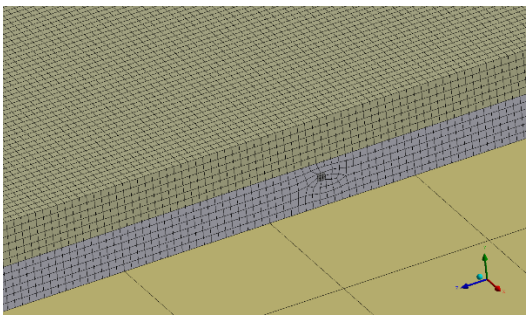


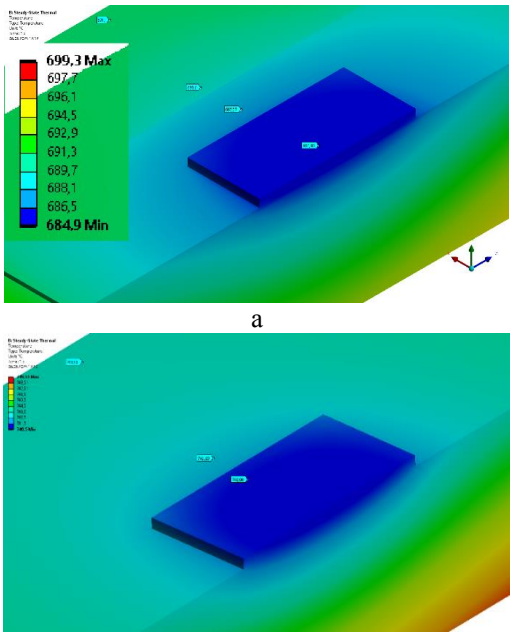
Рис. 3. Сітка скінчених елементів математичної моделі

За допомогою модулю Steady-State Thermal програмного пакету Ansys, до нижньої частини деталі (20х40 мм) був прикладений потік тепла потужністю 50 ватт, верхня частина деталі з тензометричним пристроєм розташована зі сторони нормальної температури.

За допомогою модулю Static Structural програмного пакету Ansys , впродовж деталі (грані 5х20мм) зразки були навантажені деталі силою 20000 Н, що еквівалентно 200 МПа.

Методами обчислювального експерименту було визначено температурний градієнт по моделі та розповсюдження відносних деформацій вад деталі до чутливих елементів.

Різниця між температурами досліджуваної деталі та найхолоднішою точкою тензометричного пристрою склала близько 5 °С (рис. 4), а між нижнім та верхнім чутливими елементами менше 2 °С (рис. 5).



а

б

Рис. 4. Результат розрахунку розподілу температури по моделі:
а – випадок з суцільною платівкою,
б – чутливі елементи встановлені на деталь

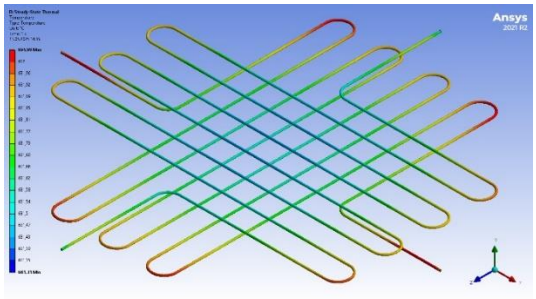


Рис. 5 Температурний градієнт у нижньому та верхньому чутливих елементах

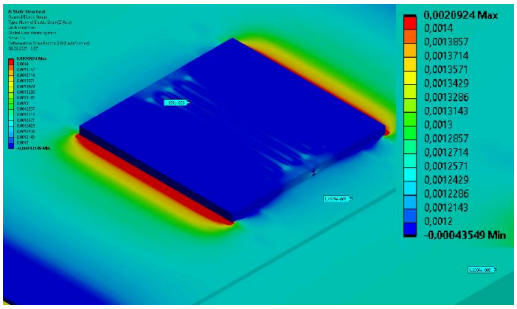
Відносна деформація елементів моделі, становила відповідно:

– власне деталі – 1197 мкм/м;

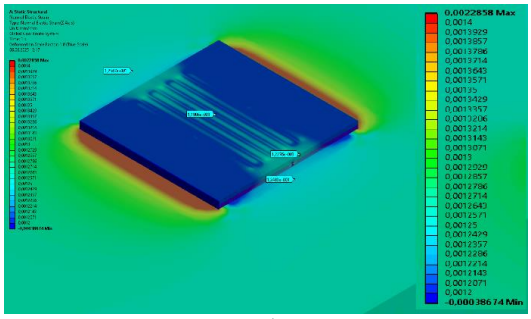
ISSN 1814-4225 (print)
ISSN 2663-2012 (online)

– металевої платівки – 1182 мкм/м;
– ізолятора-сполучного – 1105…1129 мкм/м;
– чутливих елементів – 1090…1150 мкм/м.

Тобто чутливі елементи сприймають деформацію від деталі на рівні 91…96 %. При необхідності можливо внесення поправки в результати вимірювань (рис. 6).



а



б

Рис. 6. Відносна деформація по моделі:
а – випадок з суцільною платівкою,
б – чутливі елементи встановлені на деталь

Приведений спосіб розрахунку розподілу відносних деформації та температури в об’ємі моделі тензометричного пристрою показав можливість майже повної компенсації адитивної похибки , що спричинена температурними складовими.

Коефіцієнт передачі деформації від деталі до пристрою при температурі 700 °С склав ≈ 0,96.

2.3. Наукова новизна

Методами обчислювального експерименту вперше досліджено деформаційну характеристику тензометричного пристрою та розподіл температури між деталлю та чутливими елементами.

Майбутні роботи

Одним із цікавих удосконалень представленого датчика було б використання металевої платівки меншої товщини та можливо з перфорацією, для більш надійного скріплення з ізолятором-сполучним, також на позитивно точність може вплинути зменшення товщини тензометричного пристрою.

Висновки

Методами обчислювального експерименту досліджено деформаційну характеристику тензометричного пристрою, встановленого на моделі прямокутної деталі розміром 5х20х40 мм, при прикладанні потоку тепла та навантажені деталі силою 20000 Н. Температура дослідження становила 700 °С. Визначено, що чутливі елементи сприймають деформацію від деталі на рівні 96 %.

Результати досліджень мають теоретичне і практичне значення для підвищення точності досліджень при підвищених температурах та можливістю при необхідності внесення поправки в результати вимірювань.

Внесок авторів: огляд та аналіз інформаційних джерел – **Ю. О. Гусєв, С.С. Кригін**; формулювання мети і постановка задач дослідження – **Ю. О. Гусєв**; проведення математичного моделювання – **С. С. Кригін, Ю. О. Гусєв**; аналіз результатів дослідження – **С. С. Кригін, Ю. О. Гусєв, О. В. Білогуб**; формулювання висновків – **С. С. Кригін, Ю. І. Торба, О. В. Білогуб**; написання статті – **С. С. Кригін, Ю. О. Гусєв, Ю. І. Торба, О. В. Білогуб**.

Конфлікт інтересів

Автори заявляють, що у них 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.

Доступність даних

Рукопис не має пов'язаних даних.

Використання засобів штучного інтелекту

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

Усі автори прочитали та погодилися з опублікованою версією рукопису.

Література

1. Mouritz, A. P. Introduction to Aerospace Materials [Text] / A. P. Mouritz // Woodhead Publishing; Sawston; Cambridge; UK. – 2012. - 251 p. doi: 10.1533/9780857095152.

2. Development and application of high-temperature sensors and electronics for propulsion applications [Text] / G. W. Hunter, J. D. Wrbanek, R. S. Okojie [et al.] // Sensors for Propulsion Measurement Applications. Proc. of SPIE. – 2006. - Vol. 6222. – P. 622209-1-622209-12. doi: 10.1117/12. 668458.

3. Wu, T. T. Development of temperature-compensated resistance strain gages for use to 700 °C [Text] / T.-T. Wu, L.-C. Ma, & L.-B. Zhao // Experimental Mechanics March. – 1981. – №. 21. – P. 117–123. doi: 10.1007/BF02326368.

4. *Holmes, H. K. High temperature strain gage apparent strain compensation [Text] / H. K. Holmes, T. C. Moore // The 1992 NASA Langley Measurement Technology Conference: Measurement Technology for Aerospace Applications in High-Temperature Environments. – №. N93-13672. – P. 211-222.*

5. Strain Gage termal output and gage factor Variation with temperature. Technical Note; TN-504-1 [Text].– Measurement Group; Inc.; P.O. Box 27777; Raleigh, North Carolina 27611. – 2014. – P. 1-13.

6. *Bertodo, R. Development of High-Temperature Strain Gauges [Text] / R. Bertodo // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. – 1959. – № 173-1. – P. 605–622. doi: 10.1243/pime_proc_1959_173 _052_02.*

7. *Wu, T.-T. Development of temperature-compensated resistance strain gages for use to 700°C. [Text] / T.-T. Wu, L.-C. Ma, L.-B. Zhao // Experimental Mechanics March. – 1981. – №. 21. – P. 117–123. doi: 10.1007/BF02326368.*

8. *Гусев, Ю. А. Влияние шунтирования высокотемпературных тензорезисторов на точность измерения статических деформаций элементов ГТД [Текст] / Ю. А. Гусев, А. С. Гольцов, & С. С. Крыгин // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2022. – № 4 спецвипуск 2 (182). – С. 35–41. doi: 10.32620/aktt. 2022.4sup2.06.*

9. Plastic deformation and ductile fracture of L907A ship steel at increasing strain rate and temperature [Text] / X. Li, R. Yu, P. Wang [et al.] // International Journal of Impact Engineering. – 2023. – Vol. 174. – Article no. 104515. doi: 10.1016/ j.ijimpeng.2023.104515.

10. Пат. UA. № 158117. Тензометричний пристрій для вимірювання відносних деформацій деталей авіаційних двигунів [Текст] / Гусєв Ю. О., Кригін С. С., & Торба Ю. І. – 2025. – 25 с.

11. *Кригін, С. С. Силове тарування тензометра для вимірювання статичних напружень деталей АГТД при температурі до 700 °С [Текст] / С. С. Кригін // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2024. – № 4. – С. 43-48. doi: 10.32620/aktt.2024.4.05.*

12. *Кригін, С. С. Температурна характеристика електричного опору тензометра при вимірюванні статичних та термічних напружень деталей при температурі до 700°С [Текст] / С. С. Кригін, Ю. О.Гусєв, & Ю. І. Торба // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2023. - № 4. С. 4-9. doi: 10.32620/ aktt.2023.4.01.*

13. Гусєв, Ю. О. Вплив шунтування високотемпературних тензорозісторів на точність виміру статичних деформацій елементів ГТД [Текст] / Ю. О. Гусєв, А. С. Гольцов, & С. С. Кригін // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2022. *- № 4 спецвипуск 2. – С. 35-41. doi: 10.32620/aktt.2022. 4sup2.06.*

References

1. Mouritz, A. P. *Introduction to Aerospace Materials.* Woodhead Publishing; Sawston; Cambridge; UK; 2012. 251 p.

2. Hunter, G. W., Wrbanek, J. D., Okojie, R. S., Neudeck, P. G., Fralick, G. C., Chen; L., Xu, J., & Beheim, G. M. *Development and application of high-temperature sensors and electronics for propulsion applications.* Sensors for Propulsion Measurement Applications. Proc. of SPIE, 2006, vol. 6222, pp. 622209-1-622209-12. doi: 10.1117/12.668458.

3. Wu, Tt., Ma, Lc., & Zhao, Lb. *Development of temperature-compensated resistance strain gages for use to 700°C.* Experimental Mechanics, March, 1981, no. 21, pp. 117–123. doi: 10.1007/BF02326368.

4. Holmes, H. K., & Moore; T. C. *High temperature strain gage apparent strain compensation. The 1992 NASA Langley Measurement Technology Conference: Measurement Technology for Aerospace Application in High-Temperature Enviroments; no. N93-13672,* pp. 211-222.

5. *Strain Gage termal output and gage factor Variation with temperature. Technical Note; TN-504-1.* Measurement Group, Inc., P.O. Box 27777, Raleigh, North Carolina 27611, 2014, pp. 1-13.

6. Bertodo, R. *Development of High-Temperature Strain Gauges.* Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, 1959, no 173-1, pp. 605–622. doi: 10.1243/PIME_PROC_1959_173_052_02.

7. Wu, Tt., Ma, Lc., & Zhao, Lb. *Development of temperature-compensated resistance strain gages for use to 700°C.* Experimental Mechanics March, 1981, no. 21, pp. 117–123. doi: 10.1007/BF02326368.

8. Gusev, Yu. A., Gol'tsov, A. S., & Krygin, S. S. *Vliyanie shuntirovaniya vysokotemperaturnykh tenzorezistorov na tochnost'; izmereniya staticheskikh deformatsii elementov GTD* [Influence of shunting of high-temperature strain gauges on the accuracy of measurement of static deformations of GTE elements]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology,* 2022, no. 4sup2 (182), pp. 35-41. doi: 10.32620/aktt.2022.4sup2.06, (in Russian).

9. Li. X., Yu, R., Wang, P., Kang, R., Shu, Z., Yue, Z., Zhao, Z., Wang, X., & Lu, T. J. Plastic deformation and ductile fracture of L907A ship steel at increasing strain rate and temperature. *International Journal of Impact Engineering,* 2023, vol. 174, article no. 104515. doi: 10.1016/j.ijimpeng.2023.104515.

ISSN 1814-4225 (print)
ISSN 2663-2012 (online)

10. Husyev, Y. O., Kryhin, S. S., & Torba Y. I. *Tenzometrychnyy prystriy dlya vymiryuvannya vidnosnykh deformatsiy detaley aviatsiynykh dvyhuniv* [Strain gauge device for measuring relative deformations of aircraft engine parts]. Patent UA, № 158117, 2025. (in Ukrainian).

11. Kryhin, S. Force calibration of tension meter for measuring static tensions of AGTD parts at temperatures up to 700°C. *Aerospace Technic and Technology*, 2024, no. 4, pp. 43-48. doi: 10.32620/aktt.2024.4.05. (in Ukrainian).

12. Kryhin, S., Husyev, Y., & Torba, Y. Temperature characteristic of the electrical resistance of the strain gauge when measuring static and thermal stresses of parts at temperatures up to 700°C. *Aerospace Technic and Technology*, 2023, no. 4, pp. 4-9. doi: 10.32620/aktt.2023.4.01. (in Ukrainian).

13. Husyev, Y., Hol'tsov, A., & Kryhin, S. Influence of shunting of high-temperature strain gaugers on the accuracy of measuring static deformations of GTE elements. *Aerospace Technic and Technology*, 2022, no. 4sup2, pp. 35-41. doi: 10.32620/aktt.2022.4sup2.06. (in Ukrainian).

Надійшла до редакції 14.05.2025; розглянута на редколегії 18.08.2025

ERRORS IN RELATIVE DEFORMATION TRANSMISSION IN A STRAIN GAGE DEVICE AT ELEVATED TEMPERATURE

Serhiy Kryhin, Yuriy Husyev, Yuriy Torba, Oleksandr Bilohub

The subject of study in this article is the distribution of relative deformations in the system of the strain gauge used in the study. This study aims to identify factors and study their influence on the accuracy of measuring relative deformations. Task: to conduct a simulation of the distribution of deformations to assess the distortions caused by the ineffective transfer of stresses through the bonding layer, and to study the influence of design factors on the measurement error. Obtaining reliable data and making adjustments from a strain gauge of increased thickness operating in high-temperature conditions. Method for solving the problem: computational and analytical. Thus, the results of the computational experiment demonstrate the high efficiency of the developed strain gauge device, particularly under significant temperature gradients. The key factor ensuring this efficiency is not only a stable strain transfer coefficient, which minimizes the influence of external factors on the accuracy of measurements, but also effective leveling of the thermally caused additive error. This process is achieved by the mutual arrangement of strain gauges and the use of a high-temperature insulator-connector material. The obtained data emphasize the potential of using the device in environments with unstable thermal conditions, where accurate deformation measurements are critical for ensuring reliable operation and monitoring the condition of the parts under study. Conclusions. The deformation characteristics of the strain gauge device installed on the part model were investigated using computational experiment methods when heat flow was applied and loaded. The sensitive elements perceive the deformation from the part at the level of 96%. The research results have theoretical and practical significance for increasing the accuracy of research at elevated temperatures and the possibility of making corrections to the measurement results if necessary. Further research and improvement of the strain gauge device are proposed, and the advantages of the used technical solution are analyzed.

Keywords: strain gauge; sensitive element; static deformation; force tare; shunting.

Кригін Сергій Сергійович – асп. каф. конструкції авіаційних двигунів, Національний аерокосмічний університету «Харківський авіаційний інститут», Харків; провідний інженер експериментально-випробувального комплексу АТ «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна.

Гусєв Юрій Олексійович – канд. техн. наук, доц., проф. каф. конструкції авіаційних двигунів, Національний аерокосмічний університету «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Торба Юрій Іванович – канд. техн. наук,заступник генерального директора з наукової та експериментально-випробувальної роботи АТ «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна.

Білогуб Олександр Віталійович – д-р техн. наук, проф., проф. каф. конструкції авіаційних двигунів, Національний аерокосмічний університету «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

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

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., Deputy Director General for Scientific and Experimental and Testing Work; JSC "Ivchenko-Progress", Zaporizhzhia, Ukraine;
e-mail: torba.yuriy@gmail.com, ORCID: 0000-0001-8470-9049.

Oleksandr Bilohub – Doctor of Technical Sciences, Professor, Professor at the Department of Aircraft Engine Design, National Aerospace University "Kharkiv Aviation Institute", Kharkiv, Ukraine,
e-mail: a.bilogub@khai.edu, ORCID: 0000-0003-2801-2903, Scopus Author ID: 57214223219.