

УДК 536.6

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-3771332017119376>

С. І. Ковтун¹, *старший науковий співробітник, к.т.н.*

МЕТРОЛОГІЧНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ТЕПЛОМЕТРИЧНИХ ЗАСОБІВ КОНТРОЛЮ ТЕПЛОВОГО НАВАНТАЖЕННЯ НА ГОЛОВНИЙ ОБТІЧНИК РАКЕТИ-НОСІЯ

En

Two models of heat flow sensors of generator-type used in aerospace studies to determine the heat load on the aerodynamic fairing launch-vehicle in the control of its flight reliability under the derivation of payload to the orbit are considered in the article. An investigation technique for the sensors metrological characteristics is described and metrological complex for the realization of research is presented. According to the results of such research sensors receive the corresponding certificate of the metrological service which guarantees the accuracy of the information obtained by the developed heatmetry devices in operation conditions.

¹ *Інститут технічної теплофізики НАН України*

Ru

В работе рассмотрены две модели сенсоров теплового потока генераторного типа, используемых в аэрокосмических исследованиях для определения тепловой нагрузки на космическую головную часть ракеты-носителя в рамках контроля ее полетной надежности при выводе на орбиту полезного груза. Описана методика исследования метрологических характеристик данных сенсоров и представлены метрологический комплекс, с помощью которого исследования реализуются. По результатам таких исследований сенсоры получают соответствующее свидетельство метрологической службы, что гарантирует достоверность данных, полученных с помощью разработанных теплотрических средств в условиях эксплуатации.

Вступ

Під час розроблення ракет-носіїв (РН), призначених для виведення на орбіту космічних апаратів, серед багатьох факторів, що вимагають уваги, велике місце займає проблема захисту головної частини ракети від перегріву у щільних шарах атмосфери. Достатність теплового захисту є визначальною умовою як для уникнення руйнування несучої конструкції, так і для забезпечення оптимального теплового режиму у зоні розміщення корисного вантажу, у разі якого зберігається їх нормальне функціонування. Ця проблема вирішується виготовленням головного обтічника із термостійких матеріалів і нанесенням на його зовнішню поверхню теплозахисного покриття.

Для розрахунку параметрів теплозахисних покриттів необхідна інформація про аеродинамічне теплове навантаження на головну частину, величину якого традиційно визначають методами математичного моделювання на підставі показів перетворювачів температури, встановлених під теплозахистом несучої конструкції, із урахуванням турбулентно-ламінарного переходу режиму течії у пограничному шарі [1, 2]. Однак неоднозначність даних про момент зміни аеродинамічного режиму у польоті зумовлює розбіжності у розрахункових значеннях коефіцієнтів теплообміну, які подекуди сягають 37% [3].

Застосування засобів вимірювання дійсних значень теплового потоку, що надходить на зовнішню поверхню головного обтічника ракети-носія, та теплового потоку, направлено від внутрішньої поверхні корпусу обтічника у зону розташування корисного вантажу, дозволяє не лише проводити контроль достатності теплового захисту у режимі реального часу, а й оптимізувати вибір теплозахисту, що відкриває шлях до збільшення маси корисного вантажу на десятки кілограмів.

Постановка задачі

Забезпечення достовірності результатів вимірювання поверхневої густини теплового потоку на зовнішній та внутрішній поверхнях корпусу головного обтічника у реальних умовах.

Викладення основного матеріалу

Використання сенсорів теплового потоку передбачено для вимірювання теплового потоку, що надходить до зовнішньої поверхні корпусу космічної головної частини РН, і теплового потоку, направлено від оболонки конструкції обтічника у зону розміщення корисного вантажу.

Згідно із попередніми розрахунками можлива межа густини теплового потоку залежить від місця розміщення сенсора і становить: 20 кВт/м^2 у разі встановлення сенсора на зовнішній поверхні космічної головної частини РН, 5 кВт/м^2 у разі встановлення сенсора, відповідно, на внутрішній поверхні.

Тоді сигнали, що генеруються сенсорами, одночасно повинні реєструватися вторинним вимірювальним приладом системи телеметрії РН, а отже мають бути одного порядку і на межі максимально можливої густини теплового потоку не перевищувати 50 мВ , що забезпечено відповідною чутливістю кожного типу сенсора.

На активній ділянці польоту РН обтічник піддається впливу високої температури – порядку 500 К протягом 280 секунд, а потім деякі ділянки обтічника піддаються впливу теплового потоку від двигуна управління, який коригує орбіту корабля. У зв'язку із цим сенсори, що встановлюються на зовнішній поверхні обтічника, повинні зберігати свої метрологічні характеристики за температури до 500 К .

Температура на внутрішній поверхні металевої несучої конструкції на активній ділянці польоту змінюється зі швидкістю близько $1...2 \text{ К/с}$. За показами сенсорів температури встановлено, що максимальне значення не перевищувало 350 К , тоді тривалість найбільш швидких змін склала близько 50 с . У таких нестационарних умовах теплообміну традиційний сенсор теплового потоку має велику динамічну похибку. Ця похибка залежить не тільки від конструкції сенсора, але і від властивостей поверхні, на якій він розміщений: найменша динамічна похибка спостерігається за розташування сенсора на теплоізолюваній поверхні (наприклад, зовнішня поверхня обтічника), а найбільші динамічні похибки проявляються за розташування сенсора на високотеплопровідній поверхні зі змінною температурою, тобто в умовах, що відповідні до таких на внутрішній поверхні обтічника [4].

У зв'язку із цим на зовнішній поверхні обтічника РН застосовано високотемпературні сенсори теплового потоку, які мають високу термостійкість та сталий коефіцієнт перетворення в усьому діапазоні, а на внутріш-

ній поверхні – малоінерційні сенсори теплового потоку, які придатні для роботи у нестационарних умовах теплообміну [5].

До метрологічних характеристик сенсорів теплового потоку відносяться діапазон вимірювання густини теплового потоку і похибка вимірювання. Важливою характеристикою, яка обов'язково враховується у разі нормування метрологічних характеристик сенсорів, є температурний діапазон експлуатації. Сенсори теплового потоку для визначення теплового навантаження на головний обтічник РН є контактними засобами вимірювання із досить жорсткими вимогами щодо точності й достовірності результатів вимірювання. Саме тому дослідження їх метрологічних характеристик виконується за допомогою теплотричного комплексу еталонного рівня, у якому реалізовано абсолютний метод визначення індивідуальної статичної функції перетворення термоелектричних сенсорів в умовах стаціонарного теплового режиму за кондуктивного способу підведення нормованого значення теплової енергії [6]. Комплекс складається із теплового та електронного блоків, набору вторинної апаратури та комплекту еталонних сенсорів теплового потоку. Схему вимірювальної комірки теплового блоку комплексу наведено на рис. 1.

Експериментальні дослідження метрологічних характеристик сенсорів проводять шляхом визначення їх індивідуальної статичної функції перетворення K в усталеному тепловому режимі за результатами розрахунку відтвореного значення поверхневої густини теплового потоку, що проходить крізь сенсор, та вимірювання сигналу, що генерується ним.

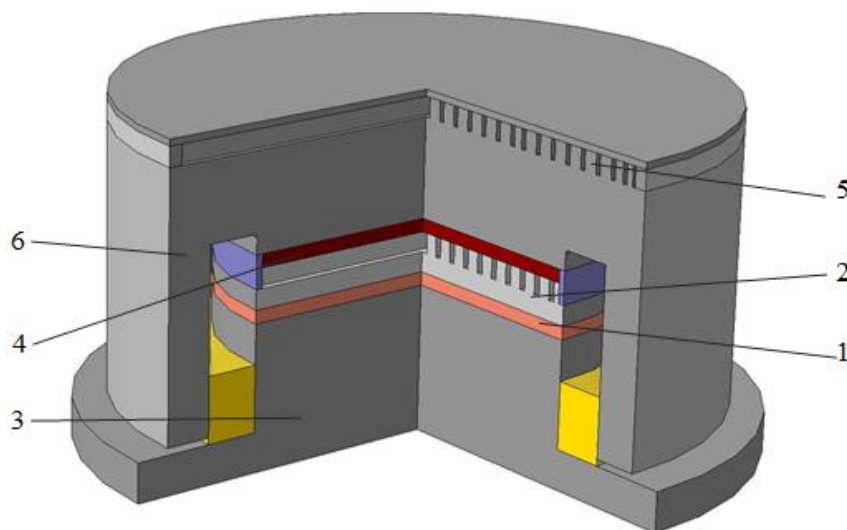


Рис. 1. Схема вимірювальної комірки теплового блоку:

- 1 – сенсор, що досліджують; 2 – градувальний нагрівник;
- 3 – тепловідвід; 4 – допоміжний сенсор теплового потоку;
- 5 – охоронний нагрівник; 6 – теплозахисний екран

Відтворюване у тепловому блоці еталонного комплексу значення поверхневої густини теплового потоку розраховують за формулою:

$$q = V_{OH} \cdot V_0 / (0,25 \cdot \pi \cdot D_{OH}^2 \cdot R_0), [\text{Вт}/\text{м}^2] \quad (1)$$

де V_{OH} – падіння напруги на виводах основного нагрівника (джерела теплової енергії), [В];

V_0 – падіння напруги на виводах котушки електричного опору, [В];

D_{OH} – діаметр робочої поверхні основного нагрівника, [м];

R_0 – номінальне значення міри електричного опору, [Ом].

Індивідуальну статичну функцію перетворення сенсора розраховують для кожного усталеного теплового режиму за п'яти значень поверхневої густини теплового потоку і п'яти значень температури за формулою:

$$K = q / \bar{E}, [\text{Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{мВ})] \quad (2)$$

де \bar{E} – середнє значення сигналу сенсора у заданому режимі, [мВ].

Підведення теплового потоку до сенсора приводить до того, що фактичне значення температури віднесення, яке приймає сенсор, відрізняється від заданого температурного режиму. У результаті на кожному температурному рівні мають місце п'ять різних теплових режимів. Тому для кожного сенсора проводять по 25 теплових режимів та отримують масиви вимірювальної інформації за 25 незалежних спостережень.

В усталеному стані кожного теплового режиму протягом 20 хвилин, застосовуючи серійні високоточні мультиметри, які входять до складу теплометричного комплексу, здійснюють спостереження їх показів та, застосовуючи програмне забезпечення наявних приладів, фіксують дані, що входять до розрахункових формул, а також середні значення температури поверхонь основного нагрівника та теплостоку, між якими затиснутий сенсор.

Під час дослідження температурної залежності індивідуальної статичної функції перетворення сенсорів відхилення коефіцієнта перетворення у кожній точці дослідження від середнього значення на всьому температурному діапазоні від 300 К до 500 К має бути у межах $\pm 2,0\%$. Такі сенсори рекомендовані для застосування у якості засобів вимірювання підвищеної точності. За більш виражену температурну залежність коефіцієнта перетворення сенсорів необхідно забезпечити контроль поточних значень температури сенсора для внесення відповідних поправок, тому їх не рекомендовано застосовувати у складі вимірювальної системи РН, хоча вони цілком придатні для вимірювання поверхневої густини теплового потоку у якості робочих засобів вимірювання, наприклад, у будівельній галузі, із урахуванням температурної залежності коефіцієнта перетворення.

Результати дослідження метрологічних характеристик сенсорів теплового потоку оформлюються протоколом, який подається на експертизу до метрологічного центру, що реалізує державну політику у сфері метрології та метрологічної діяльності, за результатами якої видається відповідне свідоцтво.

Висновки

Метрологічне забезпечення сенсорів теплового потоку сприяло їх впровадженню у аерокосмічних дослідженнях, що дозволило вперше отримати вимірвальну інформацію щодо зміни значень поверхневої густини теплового потоку, що надходить на поверхню космічної головної частини РН від початку пуску до моменту виходу у відкритий космос, а також проводити у режимі реального часу контроль теплового режиму у зоні розміщення корисного вантажу.

Список використаної літератури

1. *Авдеевский В. С.* Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике / В. С. Авдеевский, Б. М. Галицейский, Г. А. Глебов // М.: Машиностроение, 1992. – 528 с.
2. *Lin T. C.* Influence of Laminar Boundary-Layer Transition on Entry Vehicle Designs / T. C. Lin // Journal of Spacecraft and Rockets. 2008. Vol. 45, № 2.– P. 165-175.
3. *Юрченко И. И.* Исследование турбулентно-ламинарного перехода в пограничном слое в летном эксперименте при выведении ракет космического назначения / И. И. Юрченко // Двойные технологии. –№ 3, 2005.– С. 26-31.
4. *Геращенко О. А.* Основы теплотерии / О. А. Геращенко // К.: Наукова думка, 1971. –192 с.
5. *Декуша Л. В.* Особенности проектирования преобразователей теплового потока для исследования нестационарного теплообмена / Л. В. Декуша, Л. И. Воробьев, Т. Г. Грищенко, О. Л. Декуша, Г. А. Пархоменко // Промышленная теплотехник. – Т.30. – 2008. – С. 99-104.
6. *Ковтун С. І.* Метрологічне забезпечення засобів контролю теплового потоку/ С. І. Ковтун / Матеріали 8-ї Національної науково-технічної конференції «Неруйнівний контроль та технічна діагностика – UkrNDT-2016». Київ, 22 – 24 листопада 2016 р. – С. 147-151.