

<https://doi.org/10.15407/knit2022.01.051>
УДК 629.782:536.24.08

Ю. А. ПОШТАРЕНКО, інж.
Б. М. РАССАМАКІН, старш. наук. співроб., канд. тех. наук
В. А. РОГАЧОВ, старш. наук. співроб., канд. тех. наук
В. І. ХОМІНІЧ, старш. наук. співроб., канд. тех. наук, доцент
E-mail: hominichv@gmail.com
М. Д. ШЕВЧЕНКО, пров. інж.

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Проспект Перемоги 37, Київ, Україна, 03056

ЗАСОБИ ВИМІРЮВАННЯ ТЕПЛОВИХ ПОТОКІВ ПРИ ТЕРМОВАКУУМНИХ ДОСЛІДЖЕННЯХ ТА ВИПРОБУВАННЯХ ВИРОБІВ КОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ

З метою адаптації вітчизняного давача-перетворювача теплового потоку ПТП-1Б до умов, характерних для наземних термовакуумних досліджень та випробувань виробів космічної техніки при відсутності в Україні атестованих давачів-перетворювачів сумарних теплових потоків у діапазоні до значень щільності 2000 Вт/м^2 у спектральному діапазоні $0.2...20 \text{ мкм}$ проведено порівняльний аналіз його характеристик з характеристиками широко застосовуваного давача-перетворювача ФОА-020 імпортного виробництва.

Експериментальні дослідження проводились у термовакуумній камері експериментального стенду ТВК-2,5 при температурі її стінок $20 \text{ }^\circ\text{C}$. Наведено рекомендації стосовно можливого використання вітчизняного давача-перетворювача ПТП-1Б як робочого засобу вимірювань в системах моніторингу та діагностування при проведенні наземного відпрацювання об'єктів космічної техніки.

Ключові слова: космічна техніка, термовакуумні випробування, інфрачервоне випромінювання, давач-перетворювач теплового потоку, щільність теплового потоку, власна температура давача.

На сьогодні загальноприйнятим вважається, що для всебічного дослідження теплових режимів космічних апаратів (КА) та виробів космічної техніки в наземних експериментальних установках достатньо відтворити такі основні умови космічного простору: високий вакуум, низьку температуру, ступінь чорноти навколишнього космічного простору, випромінювання від Сонця та планет [1, 11]. Термовакуумні випробування нових об'єктів космічної техніки в наземних моделювальних установках у відповідності з єв-

ропейськими нормами є обов'язковими для виконання [28].

В Національному технічному університеті України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського» розроблено та створено експериментальні стенди для наземного відпрацювання малогабаритних КА та їхніх компонентів. Так, на вітчизняному стенді ТВК-2,5 вперше досліджено тепловий макет першого українського мікросупутника МС-1-ТК-ТВ, розробленого та виготовленого в ДКБ «Південне» [20, 23–26].

Цитування: Поштаренко Ю. А., Рассамакін Б. М., Рогачов В. А., Хомініч В. І., Шевченко М. Д. Засоби вимірювання теплових потоків при термовакуумних дослідженнях та випробуваннях виробів космічної техніки. *Космічна наука і технологія*. 2022. **28**, № 1 (133). С. 51–60. <https://doi.org/10.15407/knit2022.01.051>

На стендах ТВК-2,5 та ТВК-0,12 спільно з КП «Арсенал» проведено термовакuumні випробування оптико-механічних блоків та системи навігації КА «Січ-2» (МС2-8, EgyptSat-1) [21, 22], відпрацьовані перші наносупутники України серії POLYITAN виробництва КПІ ім. Ігоря Сікорського [19]. Розробляються нові програми та методики випробувань різних об'єктів космічної техніки.

Теплову взаємодію КА в орбітальному польоті із зовнішніми природними джерелами тепла і космічним простором вивчено достатньо добре; розрахунковими методиками вони визначаються з високим ступенем точності [7, 9, 12]. Однак достовірну інформацію про внутрішній тепловий зв'язок елементів конструкцій КА і електронних приладів між собою в основному можна отримати тільки експериментальним шляхом. Тому вивчення складних процесів теплообміну КА забезпечується збалансованим поєднанням методів розрахунково-теоретичного аналізу і наземним експериментальним відпрацюванням КА в моделювальній установці, оскільки жоден підхід у чистому вигляді не може гарантувати адекватного відображення процесів, які відбуваються в натурних умовах.

Випробування космічних виробів в наземних установках відрізняються від польотних умов суттєвою геометричною обмеженістю навколишнього простору, у якому можуть бути наявними джерела як прямого, так і розсіяного випромінювання.

При наземних випробуваннях в активному робочому об'ємі камери, крім випробовуваних виробів, перебувають багато технічних пристроїв, що мають забезпечити адекватне моделювання навколишнього середовища. Зокрема, до них належать імітатори сонячного випромінювання, різні прилади, допоміжні монтажні кріплення, технологічне оснащення тощо. Перелічені об'єкти є інтенсивними джерелами зовнішнього прямого і відбитого теплових потоків та можуть спотворювати очікувану реальну або прогнозовану теплофізичну ситуацію. Тому у випробувальній камері завжди встановлюються досить складні теплообмінні умови, які вимагають контролю та керування процесом [3, 5].

Невід'ємною частиною термовакuumних досліджень та випробувань є засоби вимірювань температур та теплових променистих потоків, які повинні мати унормовані похибки і відтворювати необхідну та достовірну науково-технічну інформацію в ході експериментів.

На сьогодні в Україні немає атестованих вітчизняних давачів-перетворювачів (ДП) сумарних теплових потоків в діапазоні щільностей теплових потоків до 2000 Вт/м^2 та спектральному діапазоні $0.2...20 \text{ мкм}$. При цьому вивчення термічних характеристик в діапазоні середніх щільностей теплових потоків до $1500 \pm 50 \text{ Вт/м}^2$ та спектральному діапазоні $0.2...20 \text{ мкм}$ є дуже важливим, оскільки зазначені величини є характерними для спектрального складу та середньої освітленості заатмосферного Сонця.

З метою вивчення можливості використання вітчизняного ДП моделі ПТП-1Б виробництва Інституту технічної теплофізики НАН України [4, 17] та розширення номенклатури діагностичних теплотехнічних засобів при здійсненні наземних теплофізичних експериментів у Національному технічному університеті України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського» проведено перші дослідження з вивчення характеристик ДП ПТП-1Б, що працює у специфічних умовах.

Давач-перетворювач ПТП-1Б призначений для експлуатації у ролі первинного вимірювального перетворювача теплового потоку в електричну напругу постійного струму у складі вимірювальної системи з метою контролю щільності теплового потоку, що надходить від випромінювача. ПТП-1Б відноситься до ДП генераторного типу. Він виконаний за принципом дії допоміжної стінки. Основні технічні характеристики ДП ПТП-1Б: діапазон вимірювання щільності теплового потоку — $0...1500 \text{ Вт/м}^2$, діапазон робочої температури від $-30 \text{ }^\circ\text{C}$ до $+150 \text{ }^\circ\text{C}$, коефіцієнт поглинання інфрачервоного (ІЧ) випромінювання поверхнею — 0.91 ± 0.05 , діаметр — $30 \pm 0.5 \text{ мм}$, товщина — $2.0 \pm 0.2 \text{ мм}$, максимальна маса — 50 г .

Для порівняння теплових характеристик, отриманих за допомогою ДП ПТП-1Б, було застосовано спеціалізований ДП сумарного те-

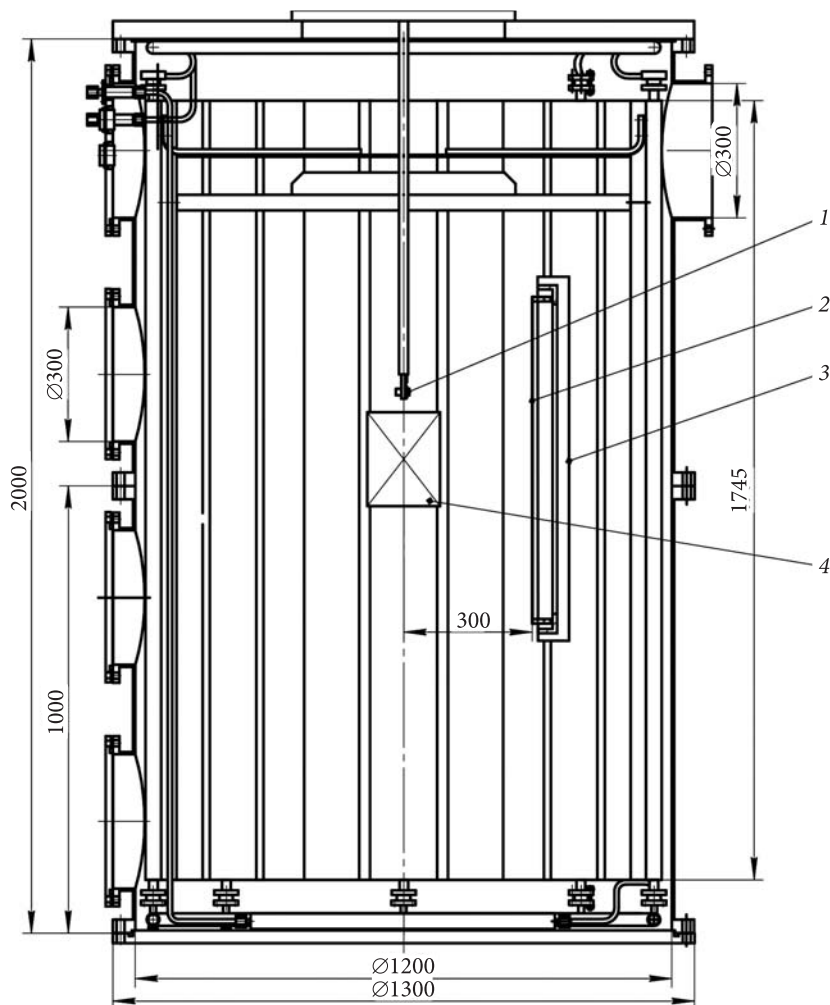


Рис. 1. Схема експерименту перевірки характеристик давачів ФОА-020 та ПТП-1Б в камері ТВК-2,5 при тепловакуумних випробуваннях: 1 — давачі ФОА-020 та ПТП-1Б, 2 — ніхромовий електронагрівач, 3 — відбивач ІЧ-випромінювання, 4 — виріб космічної техніки, що досліджується

плового потоку ФОА-020, який давно і широко використовується при дослідженнях та випробуваннях об'єктів космічної техніки [13, 27]. ДП ФОА-020 є теплоприймачем градієнтного типу з поперечним градієнтом температури і застосовується для вимірювання теплової дії на елементи конструкції космічних апаратів як в ході їхніх наземних випробувань, так і на етапі виведення на орбіту. Основні технічні характеристики ДП ФОА-020: діапазон вимірювання щільності теплового потоку — $0...3500 \text{ Вт/м}^2$, спектральний діапазон теплового потоку — $0.2...10 \text{ мкм}$, діапазон зміни температури корпусу теплоприйма-

ча — від $-100 \text{ }^\circ\text{C}$ до $+120 \text{ }^\circ\text{C}$, габаритні розміри — $38 \times 30.4 \text{ мм}$, маса — не більша від 0.18 кг .

Для обох випробуваних ДП межа допустимого значення основної похибки вимірювання теплового потоку не перевищує $\pm 5\%$ з ймовірністю 0.95 .

Тестування обох ДП проводилось у термовакуумній камері експериментального стенду ТВК-2,5 [18], який може забезпечувати одночасний вплив на виріб космічної техніки глибокого вакууму на рівні $5 \cdot 10^{-5}$ торр (6.7 мПа), температури навколишнього середовища — до $-190 \text{ }^\circ\text{C}$, чорноти простору з коефіцієнтом поглинання $A_3 \geq 0.93$. Пряме «сонячне» випромінювання мо-

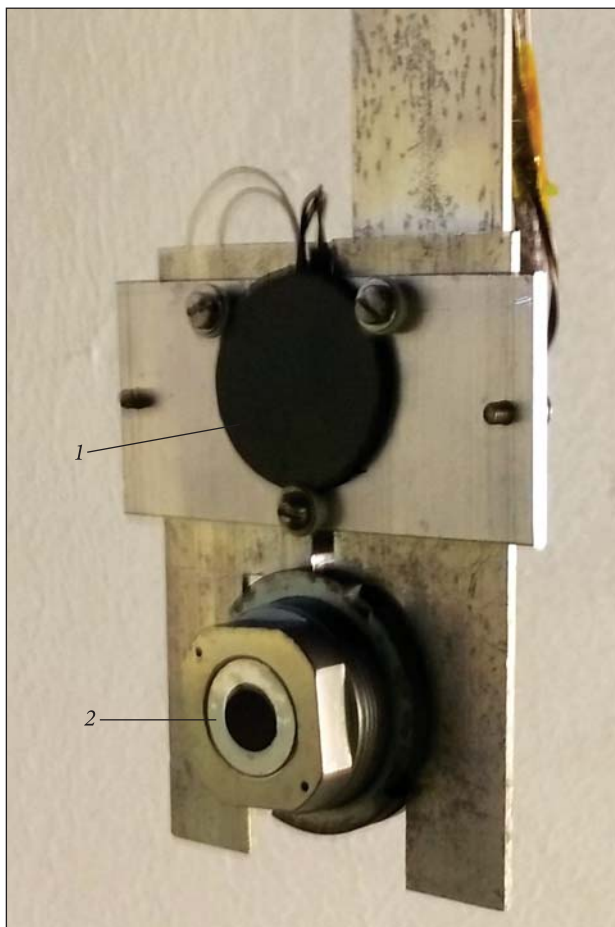


Рис. 2. Взаємне розміщення двох давачів теплового потоку в процесі експерименту: 1 – ППП-1Б, 2 – ФФА-020

делюється ІЧ-випромінювачем, розробленим та виготовленим згідно з рекомендаціями робіт [6, 10, 16]. Окремі нагрівальні елементи являють собою ніхромові смужки шириною 10 мм та довжиною 500 мм, закріплені на прямокутному металевому каркасі розміром 500×500 мм з кроком між ними не більш ніж 50 мм. Позаду нагрівальних елементів розміщено злегка увігнутий відбивач з полірованого алюмінію. Його бік, звернений до криогенного екрану, покрито чорною емаллю АК-512. Така конструкція забезпечувала рівномірний розподіл теплового потоку на контрольній поверхні. Загальна електрична потужність, що подається на ІЧ-нагрівач, плавно регулюється і не перевищує 1 кВт. Нагрівач закріплюється на опорі всередині вакуумної

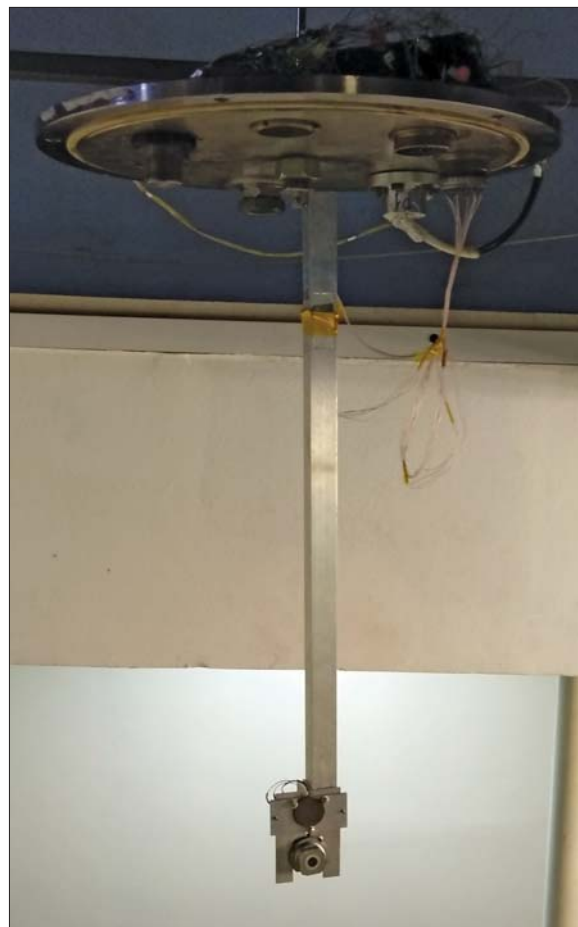


Рис. 3. Кріплення давачів на верхньому фланці випробувальної камери ТВК-2,5

камери на заданій відстані від випробуваного об'єкта (рис. 1).

В процесі проведення досліджень обидва ДП були розташовані в робочій контрольній зоні з однаковою щільністю фронтального опромінення та встановлювались поряд один з одним на пластині (рис. 2). Для забезпечення одночасного та однакового впливу теплового опромінення обидва ДП закріплювались на єдиній жорсткій підвісній опорі верхнього фланця камери (рис. 3) і розміщувались в середній частині досліджуваного космічного виробу, тобто, ДП перебували в одній площині з тестованим космічним виробом і піддавались опроміненню тепловими потоками від ІЧ-випромінювача (рис. 4) в діапазоні його середніх щільностей $900 \dots 1600$ Вт/м².

Інформація, отримана від контактних термоелектричних перетворювачів (термопар, термометрів опору) та давачів теплового потоку, за допомогою автоматизованої багатоканальної вимірювальної системи спрямовувалась у комп'ютер. Сигнали, які надходили від ДП ПТП-1Б, порівнювались з відповідними сигналами, які надходили від ДП ФОА-020. При цьому робота вимірювальної системи здійснювалась під керуванням спеціального програмного забезпечення, розробленого в НТУУ «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», яка надавала можливість використання стандартних програмних продуктів «VS Excel». «MathCad», орієнтованих на таблично-графічне представлення експериментальних даних та попередню їхню обробку [23–25].

За результатами досліджень на рис. 5 приведені залежності зміни виміряної щільності теплового потоку у часі для двох порівнюваних ДП в ході тепловакуумних випробувань при різних фіксованих рівнях опромінення ІЧ-випромінювачем. Середній час опромінення (експозиція) обох ДП дорівнював 10...25 хв, в залежності від режимів опромінення і виходу їх на стаціонар, позначених на рис. 5 цифрами 1–4. Середні щільності потоків, що забезпечувалися ІЧ-випромінювачем, становили: для режиму 1 — 900 Вт/м², для режиму 2 — 1500 Вт/м², для режиму 3 — 1400 Вт/м², для режиму 4 — 1300 Вт/м². Час переключення режимів та перехід на новий становив в середньому не перевищував 2...3 хв.

З верхньої суцільної кривої для ФОА-020 видно, що в кожному режимі спостерігається невеликий нахил кривих, який характеризує поступове збільшення щільності теплового потоку у часі. Так, найбільша швидкість зростання 0.15 (Вт/м²)/с має місце в режимі 2, в якому теплова потужність, яка розсіювана ІЧ-випромінювачем, максимальна. На відміну від ДП ФОА-020, значення щільностей ДП ПТП-1Б (нижня крива) для кожного режиму практично не змінюються з часом, але мають суттєво нижчий рівень. Так, для режиму 1 значення щільності менші в середньому на 25 %, для режиму 2 — на 40 %, для режиму 3 — на 53 %, для режиму 4 — на 60 %. Здавалося б, що при однако-

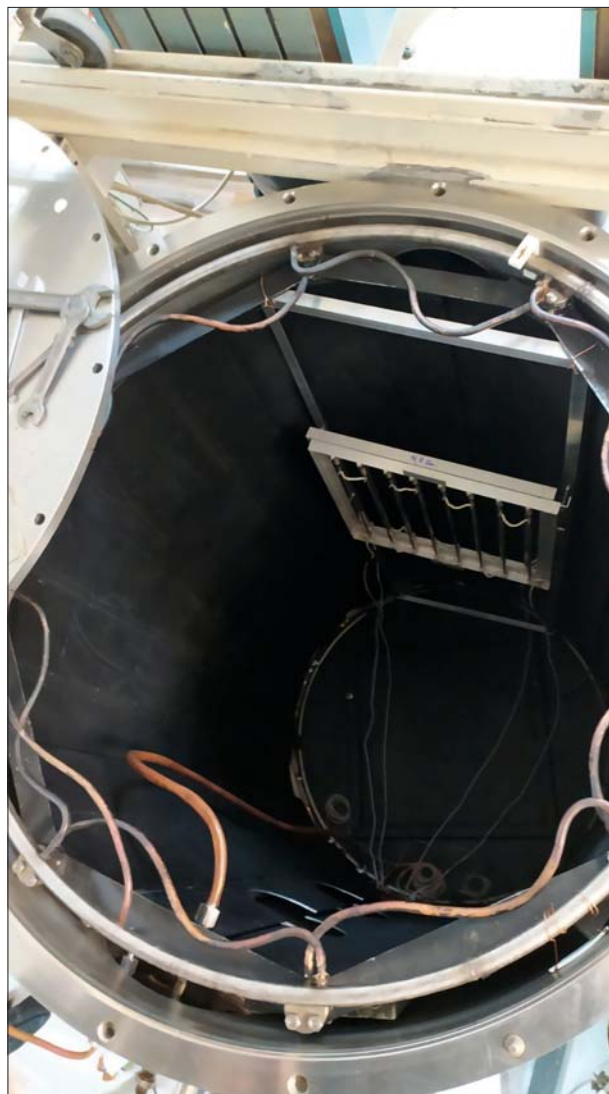


Рис. 4. Розміщення ІЧ-нагрівача всередині випробувальної камери

вих умовах теплообміну в камері і одночасному зовнішньому опроміненні обох ДП їхні виміри повинні збігатися в рамках теплофізичних похибок, але цього в експерименті не спостерігається. Очевидно, така розбіжність даних може бути пов'язана з особливостями конструкції та принципом дії ДП і висунутими до них вимогами експлуатації. Наприклад, за вимогою виробника з метою отримання коректних результатів тильна (неопромінена) поверхня ДП ПТП-1Б при проведенні вимірювань завжди

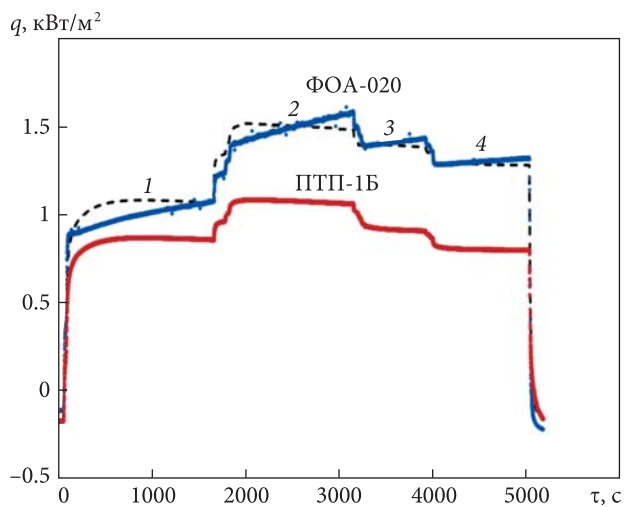


Рис. 5. Залежність щільності вимірюваного датчиками теплового потоку від часу. Режими опромінення інфрачервоним опромінювачем: 1 — 1000 Вт/м², 2 — 1500 Вт/м², 3 — 1400 Вт/м², 4 — 1300 Вт/м²

повинна бути термостабілізованою. Цієї специфічної вимоги в ході проведених експериментів, з об'єктивних причин, вказаних вище, авторами статті не було дотримано. Можливо, через це показники ДП ПТП-1Б на всіх режимах виявилися дуже заниженими. Водночас за даними виробника до експлуатації ДП ФОА-020 ніяких додаткових вимог не висувається, оскільки в його конструкції передбачено схему одночасного вимірювання як щільності потоку, так і температури корпусу датчика, причому ці параметри є взаємопов'язаними при кінцевому визначенні щільності за паспортною формулою. Отже, слід очікувати, що отримані результати вимірювання ДП ФОА-020 для даних умов теплообміну порівняно з ДП ПТП-1Б є більш точними та достовірними, тобто їх можна вважати «еталонними».

Теза про «еталонність» ДП ФОА-020 була підтверджена додатковими дослідженнями, що передували основному термовакуумному експерименту. Тестування обох ДП відбувалось в умовах атмосферного тиску і кімнатній температурі. В експерименті ДП ПТП-1Б, як цього і вимагає виробник, своєю зворотною стороною встановлювався на поверхню проточного калориметра, який забезпечував стабільну температуру стінки близько 20 °С. Одночасне опромінення ДП здійснюва-

лось каліброваним джерелом у вигляді імітатора сонячного випромінювання (ІСВ), який було розроблено і виготовлено авторами даної статті. До складу ІСВ входить ксенонова лампа ДКсШ-3000-3 з оптичною системою. Імітатор забезпечує спектральний розподіл енергії, близький до сонячного випромінювання, а інтервал робочих довжин хвиль становить 0.26...2.50 мкм. Імітатор застосовувався в ряді термовакуумних випробувань і показав стабільність та надійність своїх характеристик [23—25]. Налаштування та градування ІСВ відбувалась за методиками, запропонованими в роботах [2, 8, 14, 15] з використанням калориметричного вимірювача потужності лазерного випромінювання ИМО-2Н та комплексу оптичних світлофільтрів. Застосування цієї методики забезпечило похибку вимірювань характеристик, не більшу за 5 %, а параметри ІСВ з неоднорідності променевого теплового потоку, рівня опромінення та його спектру дозволило вважати його прийнятними для термовакуумних випробувань. Зі сказаного випливає, що за допомогою даного ІСВ можна тестувати будь-які засоби вимірювання, зокрема і ДП.

Отже, як показало тестування, при одночасному опроміненні ДП каліброваним ІСВ в нормальних умовах на різних режимах вимірювань, покази ПТП-1Б порівняно з ФОА-020 завжди були занижені приблизно на 40...50 %. Практично таке ж заниження спостерігалось згодом в основному експерименті при термовакуумних випробуваннях (рис. 5).

З метою оцінки температури корпусу ДП ПТП-1Б та впливу її на значення щільності потоку, виконано дослідження з вимірювання температури пластини, на якій кріпляться ДП ПТП-1Б та ФОА-020 (рис. 2). На рис. 6 та 7 представлено результати вимірювань температур та теплових потоків у ході термовакуумних випробувань електричного ракетного двигуна в камері ТВК-2,5. Умови проведення випробувань: вакуум — $5 \cdot 10^{-6}$ торр (0.67 мПа), температура криоекранів — 80 К, діапазон значень щільності випромінювання імітатором «Сонця» 900...1500 Вт/м², час опромінення — не більше 15 хв.

Температура пластини, на якій закріплювався ДП ПТП-1Б відповідає верхній кривій (рис. 6) і

змінювалась у діапазоні $-20 \dots -5$ °С. Крива власної температури ДП ФОА-020 лежить суттєво нижче, а його температура змінюється від -25 до -15 °С. Значення щільності потоків, які фіксуються ДП ПТП-1Б (рис. 7), при однакових умовах режиму теплообміну у камері, зокрема, при щільності опромінення 1000 Вт/м^2 , менші від значень, приблизно на 20 %. З проведеного дослідження випливає, що початковий паспортний коефіцієнт перетворення ДП ПТП-1Б, гарантований виробником, необхідно скоригувати у бік збільшення. Такий висновок добре корелює з наведеними вище результатами основного експерименту та тестуванням ДП за допомогою ІСВ при атмосферному тиску і кімнатній температурі.

Тому, враховуючи зазначене і з метою коригування експериментальних даних, отриманих за допомогою ДП ПТП-1Б та приведення їх до реальних значень, що встановлюються в камері під час випробувань, автори застосовували для кожного режиму емпіричні перерахункові коефіцієнти, які дозволили підняти криву ДП ПТП-1Б на рівень значень, характерних для ДП ФОА-020, тобто отримати нову градувальну криву для ДП ПТП-1Б (рис. 5) Так, для режиму 2, що відповідає середній щільності заатмосферного «сонячного» випромінювання (1500 Вт/м^2) у камері, при визначенні щільності потоку ДП ПТП-1Б попередні дані (нижня крива на рис. 5) помножуються на визначений експериментально середній корегувальний коефіцієнт 1.40. З аналізу скоригованої штрих-пунктирної кривої ДП ПТП-1Б та кривої ДП ФОА-020 видно, що розбіжності між ними лежать у межах похибки вимірювань і не перевищують ± 5 %, що є ознакою правильного визначення градувального коефіцієнта.

ВИСНОВКИ

За результатами експериментальних термовакуумних досліджень проведено порівняльний аналіз теплотехнічних характеристик давачів-перетворювачів сумарного теплового потоку ПТП-1Б та ФОА-020 та запропоновано такі рекомендації.

1. Вітчизняний ДП моделі ПТП-1Б показав широкі експериментальні можливості, але, порівняно з ДП ФОА-020, який вважався авторами

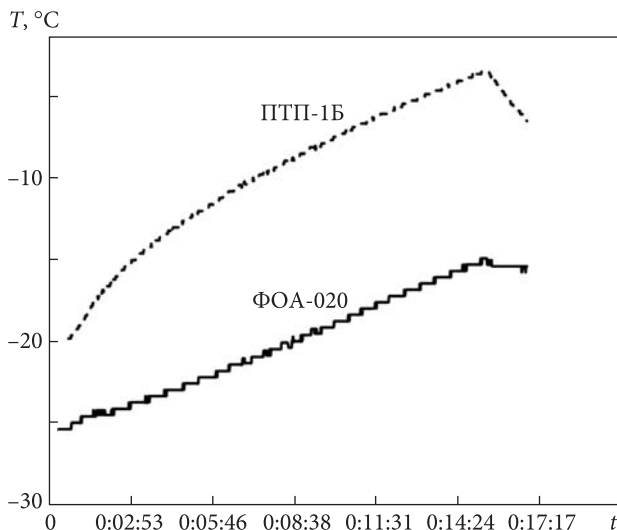


Рис. 6. Зміни температур на пластині ДП ПТП-1Б та корпусі ФОА-020 при опроміненні 1000 Вт/м^2

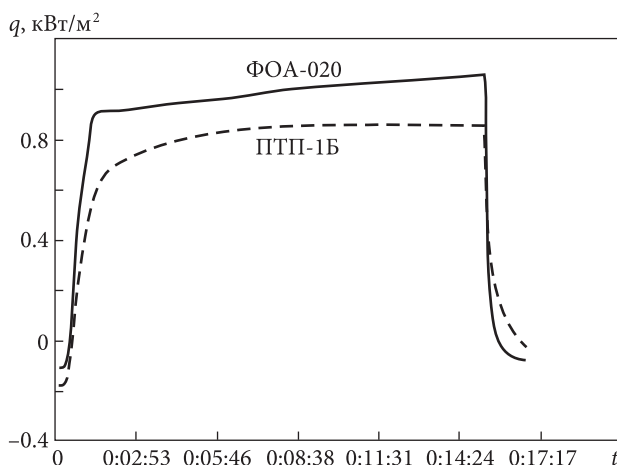


Рис. 7. Теплові потоки, що вимірюються ДП ПТП-1Б та ФОА-020 при опроміненні 1000 Вт/м^2

«сталонним» засобом вимірювання, дає занижені значення щільності теплового потоку. Тому перед застосуванням його теплової характеристики потрібно попередньо верифікувати шляхом порівняння з результатами, одержаними за допомогою ДП ФОА-020 та провести тестовий експеримент у термовакуумній камері.

2. Для коректного визначення щільності теплового потоку ДП ПТП-1Б пропонується в його паспортну формулу вводити градуваль-

ний коригувальний коефіцієнт, отриманий за результатами тестового експерименту.

3. Зважаючи на те що умови проведення термовакuumних випробувань не дозволяють реалізувати вимоги щодо термостабілізації ДП типу ПТП-1Б, пропонується при розрахунку вихідних даних теплового потоку застосувати алгоритм

термокомпенсації в залежності від температури корпусу ДП, тобто подальше удосконалення його конструкції.

4. В роботі показано можливість заміни імпортного ДП ФОА-020 вітчизняним ДП ПТП-1Б в умовах наземних термовакuumних випробувань космічних виробів.

ЛІТЕРАТУРА

1. Андрейчук О. Б., Малахов Н. Н. *Тепловые испытания космических аппаратов*. М.: Машиностроение, 1982. 202 с.
2. Асланян Р. О., Анисимов Д. И., Марченко И. А., Пантелеев В. И. Имитаторы солнечного излучения для термовакuumных испытаний космического аппарата. *Сиб. журн. науки и технол.* 2017. **18**, № 2. С. 323–327.
3. Быков А. П., Андросов С. В., Пиганов М. Н. Методика тепловакуумных испытаний приборов космического аппарата. *Надежность и качество сложных систем*. 2019. № 3 (27). С. 78–83. DOI 10.21685/2307-4205-2019-3-9.
4. Воробийов Л. Й., Декуша Л. В., Ковтун С. І. Нові моделі сенсорів теплового потоку для систем моніторингу та діагностики енергетичного обладнання. *Пром. теплотехніка*. 2016. **38**, № 5. С. 86–97.
5. Гаврилов Р. В. Стенд для тепловакуумных испытаний космических аппаратов. *Космічна наука і технологія*. 2004. **10**, № 5/6. С. 42–46.
6. Гаврилов Р. В., Кислов А. М., Меленевский Ю. А., Церковный А. И. Имитатор излучения Земли для термовакuumных испытаний космических аппаратов. *Космічна наука і технологія*. 2004. **10**, № 5/6. С. 35–38.
7. Гаврилов Р. В., Кислов А. М., Романенко В. Г., Фенченко В. М. Пакет программ TRASSA для расчета тепловых режимов космических аппаратов. *Космічна наука і технологія*. 2004. **10**, № 4. С. 3–16.
8. Двирный Г. В., Шевчук А. А., Двирный В. В., Елфимова М. В., Крушенко Г. Г. Анализ возможности создания имитатора солнечного излучения на основе светодиодных источников для наземной отработки космических аппаратов. *Сиб. журн. науки и технол.* 2018. **19**, № 2. С. 271–280.
9. Зарубин В. С. *Температурные поля в конструкции летательных аппаратов (методы расчета)*. М.: Машиностроение, 1978. 182 с.
10. Козелкин В. В., Усольцев И. Ф. *Основы инфракрасной техники*. М.: Машиностроение, 1985. 382 с.
11. Козлов Л. В., Нусинов М. Д., Акишин А. И. *Моделирование тепловых режимов космического аппарата и окружающей его среды*. М.: Машиностроение, 1971. 382 с.
12. Колчанов И. П. Математическое моделирование тепловых испытаний космических аппаратов с применением криогенных экранов. *Вестн. МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. Машиностроение*. 2015. № 1. С. 57–64.
13. Крат С. А. *Теплоприемник ФОА-020 как альтернативное средство контроля освещенности при тепловакуумных испытаниях космических аппаратов*. Решетневские чтения. Контроль и испытания ракетно-космической техники. Красноярск: Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т, 2017. С. 340–342.
14. Крат С. А., Филатов А. А., Христин В. В. Тепловакуумные испытания космического аппарата: опыт создания имитатора солнечного излучения на основе современных газоразрядных ламп высокого давления. *Вестн. СибГАУ*. 2010. Вып. 2 (28). С. 257–259.
15. Крат С. А., Филатов А. А., Христин В. В. Схема суммирования световых потоков от набора газоразрядных ламп для имитатора солнечного излучения. *Оптич. журн.* 2011. № 11. С. 66–72.
16. Михеев С. В. *Основы инфракрасной техники*. СПб: Ун-т ИТМО, 2017. 127 с.
17. Перетворювач теплового потоку модель ПТП-1Б. 18.2.1.11.Д.00.0.56.00.0-ДСТУ 3756-98. Настанова з експлуатації. 2020. 10 с.
18. Поштаренко Ю. А., Рассемакин Б. М., Сидоренко Ю. М., Хомініч В. І., Шевченко М. Д. Дослідницько-випробувальний експериментальний термовакuumний стенд ТВК-2,5. *Космічна наука і технологія*. 2020. **26**, № 6 (127). С. 23–26. DOI. org/10/15407/knit2020. 06. 023
19. Рассемакин Б. М., Душейко М. Г., Байсков Н. Ф., Остапчук С. В., Лауш А. Г., Ланевский Е. В., Хоминич В. И., Мельник Р. С. *Наноспутники серии «POLYITAN»: результаты испытаний и планы развития*. Науч. работы X Международн. науч. конф. «Функциональные основы наноэлектроники». Список научных работ (16–21 сентября 2019 г.). Харьков — Одесса, 2019. С. 164–173.
20. Рассемакин Б. М., Рогачев В. А., Хайрмасов С. М., Петров Ю. В. Экспериментальное и численное исследования тепловых режимов микроспутника. *Энергетика: економіка, технології, екологія*. 2009. № 2(25). С. 36–42.

21. Рассамакин Б. М., Рогачев В. А., Хайрнатов С. М., Хоминич В. И., Гренюк Е. И. *Исследование тепловых режимов эксплуатации оптико-электронных приборов КА «Сич-2» (МС2-8) в термовакуумной камере ТВК-2,5*. Сб. тр. IX Междунар. конф. «Современные информационные и электронные технологии» (19—23 мая 2008 г.). Одесса, 2008. С. 43.
22. Рассамакин Б. М., Рогачев В. А., Хайрнатов С. М., Хоминич В. И., Гренюк Е. И. Термовакуумные испытания оптико-электронных приборов космического аппарата МС-2-8. *Технология и конструирование в электронной аппаратуре*. 2008. № 4 (76). С. 42—46.
23. Рассамакин Б. М., Рогачев В. А., Хоминич В. И., Петров Ю. В., Хайрнатов С. М. *Тепловые испытания малогабаритного космического аппарата МС-1-ТК-ТВ в моделирующей установке ТВК-2.5*. Сб. тр. Первой укр. конф. по перспективным космич. исслед. Киев, 2001. С. 184—193.
24. Рассамакин Б. М., Рогачев В. А., Хоминич В. И., Петров Ю. В., Хайрнатов С. М. Экспериментальное моделирование тепловых режимов малогабаритных космических аппаратов и их внешних тепловых потоков. I. Термовакуумная установка ТВК-2,5. *Космічна наука і технологія*. 2002. **8**, № 1. С. 37—41.
25. Рассамакин Б. М., Рогачев В. А., Хоминич В. И., Петров Ю. В., Хайрнатов С. М., Цегельник Ю. В. Экспериментальное моделирование тепловых режимов малогабаритных космических аппаратов и их внешних тепловых потоков. II. Результаты термовакуумных испытаний макета микроспутника типа МС-1-ТК-ТВ. *Космічна наука і технологія*. 2002. **8**, № 4. С. 3—10.
26. Рассамакин Б. М., Рогачев В. А., Хайрнатов С. М., Мархай С. М. Моделирование тепловых режимов микроспутника. *Наук. вісті НТУУ «КПІ»*. 2009. № 5. С. 45—53.
27. Теплоприемник суммарного теплового потока ФОА-020. Техническое описание и инструкция по эксплуатации. ЛС2. 000.001ТО, 1981. 15 с.
28. ECSS-E-ST-10-03C. Космічні проектно-конструкторські розробки: Випробування. Введ. 06.12.2012. Стандарт Європейського співтовариства з космічної стандартизації. Секретаріат ECSS ESA-FSTEC. Нордвік, Нідерланди, 176 с.

REFERENCES

1. Andreychuk O. B., Malakhov N. N. (1982). *Thermal tests of spacecraft*. Moscow: Mechanical engineering [in Russian].
2. Aslanyan R. O., Anisimov D. I., Marchenko I. A., Panteleyev V. I. (2017). Solar radiation imitators for thermal-vacuum tests of the spacecraft. *Sib. Sci. and Technol. J.*, **18**, № 2, 323—327 [in Russian].
3. Bykov A. P., Androssov A. P., Piganov M. N. (2019). Thermal-vacuum tests of a spacecraft components technique. *Qual. and Reliability of Complex Systems*, **3** (27), 78—83. DOI 10.21685/2307-4205-2019-3-9 [in Russian].
4. Vorobyov L. Y., Dekusha L. V., Kovtun S. I. (2016). New models of heat flow sensors for systems for monitoring and diagnostics of energy supply. *Industrial Heat Engineering*, **38**, № 5, 86—97 [in Ukrainian].
5. Gavrilo R. V. (2004). Spacecraft thermal-vacuum tests bench. *Space Sci. and Technol.*, **10**, № 5/6, 42—46 [in Ukrainian].
6. Gavrilo R. V., Kislov A. M., Melenevskiy Yu. A., Tserkovnyy A. I. (2004). Earth radiation imitator for thermal-vacuum tests of spacecrafts. *Space Sci. and Technol.*, **10**, № 5/6, 35—38 [in Russian].
7. Gavrilo R. V., Kislov A. M., Romanenko V. G., Fenchenko V. M. (2004). TRASSA software for spacecrafts thermal modes calculations. *Space Sci. and Technol.*, **10**, № 4, 3—16 [in Russian].
8. Dvirnyy G. V., Shevchuk A. A., Dvirnyy V. V., Yelfimova M. V., Krushenko G. G. (2018). LED-based solar radiation imitator for the ground-based tests of spacecrafts. Analysis of the possibility of production. *Sib. Sci. and Technol. J.*, **19**, № 2, 271—280 [in Russian].
9. Zarubin V. S. (1978). *Temperature fields in the design of aircraft (calculation methods)*. Moscow: Mechanical engineering [in Russian].
10. Kozelkin V. V., Usol'tsev I. F. (1985). *Fundamentals of infrared technology*. Moscow: Mechanical engineering [in Russian].
11. Kozlov L. V., Nusinov M. D., Akishin A. I. (1971). *Modeling of thermal modes of the spacecraft and its environment*. Moscow: Mechanical engineering [in Russian].
12. Kolchanov I. P. (2015). Mathematical simulation of spacecrafts thermal-vacuum testing using cryo-shields. *Herald of B. C. Bowman Moscow State Technical University. Faculty of Mechanical engineering*, № 1, 57 — 64 [in Russian].
13. Krat S. A. (2017). *Heat receiver FOA020 as an alternative means of controlling illumination during thermal vacuum testing of spacecraft*. Reshetnev readings. Control and testing of rocket and space technology. Krasnoyarsk: Sib. state aerospace un-t, 340—342 [in Russian].
14. Krat S. A., Filatov A. A., Khristich V. V. (2010). Thermal-vacuum tests of a spacecraft: creation of a modern high-pressure gas-discharge lamps based solar emission simulator. *Herald of M. F. Reshetnev Siberian Science and Technology State University*, **2** (28), 257—259 [in Russian].
15. Krat S. A., Filatov A. A., Khristich V. V. (2011). Scheme for summing light fluxes from a set of gas discharge lamps for a solar radiation imitator. *J. Opt.*, **11**, 66—72 [in Russian].

16. Mikheyev S. V. (2017). *Fundamentals of infrared technology*. Saint-Petersburg: ITMO University.
17. The model PTP-1B.18.2.1.11.D.00.0.56.00.0-DSTU 3756-98 heat flux transducer. Operation manual. 2020. [in Ukrainian].
18. Poshtarenko Yu. A., Rassamakin B. M., Sidorenko Yu. M., Khominich V. I., Shevchenko M. D. (2020). Research and testing experimental thermovacuum stand TVK-2,5. *Space Sci. and Technol.*, **26**, № 6, 23–26 [in Ukrainian].
19. Rassamakin B. M., Dusheiko M. G., Baiskov N. F., Ostapchuk S. V., Laush A. G., Lanevsky E. V., Khominich V. I., Melnik R. S. (2019). *Nanosatellites of the POLYITAN series: test results and development plans*. Scientific work of the X International Scientific Conference “Functional foundations of nanoelectronics”, 16–21 Sept. 2019. List of scientific works. Kharkov-Odessa, 164–173 [in Russian].
20. Rassamakin B. M., Rogachov V. A., Khairnasov S. M., Petrov Yu. V. (2009). Experimental and numerical studies of thermal regimes of a microsatellite. *Energy: economics, technology, ecology*, **2** (25), 36–42 [in Russian].
21. Rassamakin B. M., Rogachov V. A., Khairnasov S. M., Khominich V. I., Grenyuk E. I. (2008). *Investigation of thermal modes of operation of optoelectronic devices of the Sich-2 (MC2-8) spacecraft in the TVK-2. 5 thermal vacuum chamber*. IX-th Int. conf. “Modern information and electronic technologies”, 19–23 May. Odessa, 43. [in Russian].
22. Rassamakin B. M., Rogachov V. A., Khairnasov S. M., Khominich V. I., Grenyuk E. I. (2008). Thermal vacuum tests of optical-electronic devices of the MS-2-8 spacecraft. *Technol. and design in electronic equipment*, **4** (76), 42–46 [in Russian].
23. Rassamakin B. M., Rogachev V. A., Khominich V. I., Petrov Yu. V., Khairnasov S. M. (2001). *Thermal tests of a small spacecraft MS-1-TK-TV in the TVK-2.5 simulator Sat*. Proceedings of the First Ukrainian Conference on Advanced Space Research. Kiev, 184–193 [in Russian].
24. Rassamakin B. M., Rogachov V. A., Khominich V. I., Petrov Yu. V., Khairnasov S. M. (2002). Experimental modeling of thermal regimes of small-sized spacecraft and their external heat flows. I. Thermovacuum installation TVK-2.5. *Space Sci. and Technol.*, **8**, № 1, 37–41 [in Russian].
25. Rassamakin B. M., Rogachov V. A., Khominich V. I., Petrov Yu. V., Khairnasov S. M. (2002). The results of thermovacuum tests of the model of the microsatellite type MS-1-TC-TV. *Space Sci. and Technol.*, **8**, № 4, 3–10 [in Russian].
26. Rassamakin B. M., Rogachov V. A., Khairnasov S. M., Markhai S. M. (2009). Modeling of thermal modes of a microsatellite. *Scientific news of NTUU “KPI”*, **5**, 45–53 [in Ukrainian].
27. Heat receiver of total heat flux FOA 020 (1981) Technical description and operating instructions. BY2. 825. 020 TO [in Russian].
28. ECSS-E-ST-10-03C. Entered into force from 06.12.2012. European Community standard for space standardization. Space design: Tests. ECSS ESA-FSTEC Secretariat, Standards and Requirements Division. Nordvik, The Netherlands.

Стаття надійшла до редакції 19.03.2021

Після доопрацювання 31.01.2022

Прийнято до друку 11.02.2022

Received 19.03.2021

Revised 31.01.2022

Accepted 11.02.2022

Yu. A. Poshtarenko, Engineer

B. M. Rassamakin, Senior Researcher, Ph.D. in Tech.

V. A. Rogachov, Senior Researcher, Ph.D. in Tech.

V. I. Khominich, Senior Researcher, Ph.D. in Tech.

M. D. Shevchenko, Leading Engineer

National Technical University of Ukraine “Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute”
37 Peremohy Ave, Kyiv, 03056 Ukraine

MEANS OF MEASUREMENT OF HEAT FLOWS IN THERMAL VACUUM RESEARCH AND TESTING OF PRODUCTS OF SPACE ENGINEERING

In order to adapt the domestic heat flux sensor PTP-1B to the conditions typical of ground-based thermovacuum research and testing of space technology products in the absence of certified transducers of integral heat fluxes within the range of densities of up to 2000 W/m² and spectral range of 0.2...20 μm in Ukraine, a comparative analysis of its characteristics with the widely used in this area sensor FOA-020.

Experimental studies were performed in a thermovacuum chamber of the experimental stand TEC-2,5 at a wall temperature of 20 °C. Recommendations are given regarding the possible use of the locally produced transducer PTP-1B sensor as a working means of measurement in monitoring and diagnostic systems during the processes of ground testing of space technology objects.

Keywords: ground-based experimental testing of space technology products, thermovacuum tests, external infrared radiation, heat flow sensor, heat flux density, own temperature of the senso.