

УДК 629.78.017

В. М. Батуркін

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», Київ

Системи терморегулювання електронних блоків космічної апаратури

Надійшла до редакції 07.05.03

Приведено результати розробки та дослідження системи терморегулювання електронного блока з використанням теплової труби змінного термічного опору.

Системи терморегулювання тепловидільних електронних блоків космічної апаратури можуть базуватися на різних принципах компенсації внутрішніх та зовнішніх збурень. Це системи: підігрівні, охолоджувальні, із змінним значенням площі поверхні випромінювання, із змінними витратами охолоджуючого теплоносія та ін. [2, 5, 7, 8]

Дані, наведені в роботах [3, 4], свідчать про можливість і успішне використання для терморегулювання об'єктів теплових труб змінного термічного опору, зокрема газонаповнених теплових труб.

Для вказаних систем регулювання температури здійснюється шляхом автономної зміни термічного опору між пристроєм, що термостатується, та навколишнім середовищем.

Системи терморегулювання (СТР) на основі газорегульованих теплових труб (ГРТТ) мають дуже цінні для використання у космічній техніці якості: автономність, надійність, незначні витрати енергії, можливості забезпечувати високу точність термостабілізації. У зв'язку з цим створення таких систем для наукової космічної апаратури дуже актуальне. Тут приводяться результати розробки та дослідження системи терморегулювання на основі ГРТТ для електронного блока.

При розробці СТР використано такі вихідні дані:

- електронний блок повинен мати розміри не більш ніж $360 \times 240 \times 155$ мм;
- теплова труба може кріпитися тільки на одній із його граней;
- безпосередньо СТР повинна бути легко знімною і повністю автономною, повинна дозволяти

- проводити настройку елементів блока;
- радіаційна поверхня СТР не повинна виступати за габаритні розміри блока і мінімально збільшувати один із його габаритів;
- рівень температури грані, що стабілізується, становить 30 ± 4 °С;
- внутрішні теплові збурення виражаються у зміні теплового потоку, який виділяється елементами, у діапазоні 1.5—13 Вт, температури посадочних місць у межах $-20 \dots \pm 50$ °С і внаслідок цього у зміні теплоприпливів по кріпильних елементах та провідниках;
- зовнішні збурення визначаються попаданням на корпус блока і СТР прямого та відбитого сонячного потоку і власного земного випромінювання;
- передбачувана орбіта об'єкту навколо Землі має найгірші умови з точки зору опромінювання радіаційної поверхні СТР, нормаль до площини радіатора збігається з вектором швидкості руху об'єкту на орбіті, на ділянці орбіти є нормальне падіння сонячних променів на радіатор, тривалість обертання 1.5 год;
- конструкція СТР повинна функціонувати не тільки при циклічних зовнішніх збуреннях, але і при їхніх стаціонарних значеннях.

Відповідно до вищевказаних вимог до СТР, що компонується разом з електронним блоком, з урахуванням конструкції електронних плат були розглянуті різні варіанти. Найбільш вдалою виявилася конструкція СТР, яка встановлена на одній із кришок блока (рис. 1).

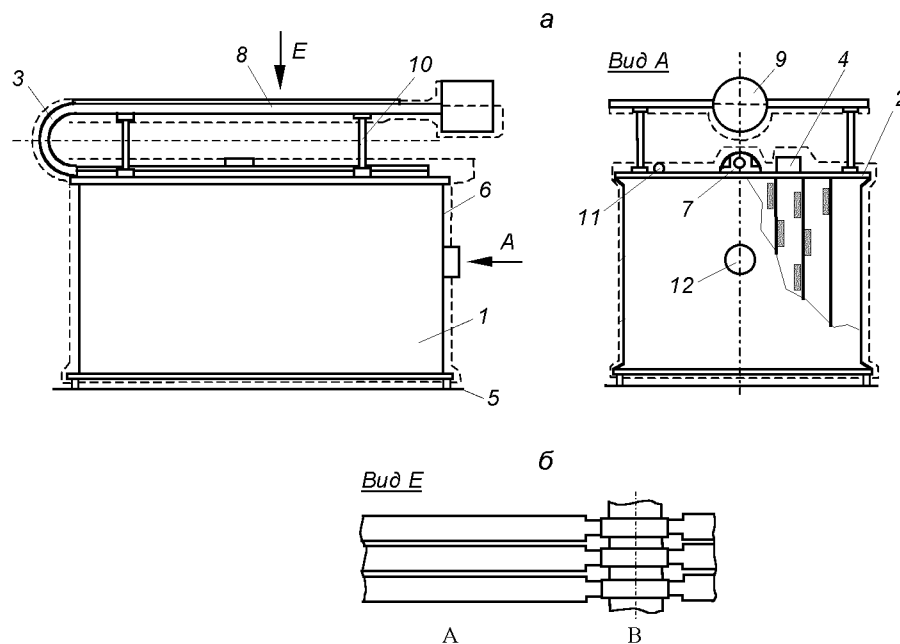


Рис. 1. Конструкція СТР з використанням теплової труби змінного термічного опору: *a* — конструкція СТР, яка встановлена на одній із кришок блока: 1 — електронний блок, 2 — знімна панель блока з СТР, 3 — газорегульована тепла труба, 4 — малогабаритний регулятор температури балона, 5 — низькотеплопровідні опори кріплення блока до посадочного місця, 6 — екранно-вакуумна теплоізоляція (показана штриховою лінією), 7 — зона теплопідводу теплової труби, 8 — зона конденсації (радіатор — випромінювач), 9 — балон з газом, що не конденсується, 10 — низькотеплопровідні стійки кріплення радіатора, 11 — роз'єднувач СТР, 12 — роз'єднувач блока; А, В — зони з різною шириною елемента; *b* — фрагмент радіатора;

Електронний блок 1 має легкознімну верхню панель 2, на якій змонтована уся система терморегулювання. СТР складається із таких частин: ГРТТ 3 і електронного малогабаритного регулятора 4. Для зменшення впливу змінної температури посадочних місць використано низькотеплопровідні опори (текстолітова шайба і титанова стяжка). Теплообмін з оточуючим середовищем суттєво зменшений за рахунок використання високоефективної екранно-вакуумної теплоізоляції 6 (ЕВТІ), яка закриває зовнішню поверхню блока. З'єднання блока з іншим обладнанням здійснюється роз'єднувачем 12. Забезпечення ізотермічності розподілених у об'ємі блока елементів, що термостатуються, досягається раціональним розміщенням їх на платах і прийняттям заходів зі зменшення термічних опорів з панеллю 2. Теплова труба 3 має U-образну форму, яка дозволяє зменшити габарити СТР. З'єднання зони теплопідводу 7 і зони конденсації 8 виконано у вигляді півкола із середнім радіусом 30 мм. Конструкція ГРТТ має покритий капілярною структурою балон, з'єднаний із зоною конденсації,

довжиною 39 мм. З'єднання СТР із зовнішніми системами здійснюється роз'єднувачем 11.

Принцип функціонування системи такий. Теплова енергія $Q_{\text{об}}$, яка виділяється в об'єм блока, підводиться до зони нагріву. ГРТТ транспортує тепло до зони радіатора 8, який випромінює її в оточуюче середовище. Зміна балансу теплоти у системі приводить до зміщення границі розділу «пара—газ» по довжині радіатора і зміна ефективної поверхні теплоскидання [4]. Термічний опір усієї системи встановлюється на такому рівні, який забезпечує баланс теплової енергії у блоці.

При розробці конструкції був проведений аналіз теплового режиму блока та елементів СТР, який дозволив уточнити вимоги до конструкції. На рис. 2 представлено приблизна схема термічних опорів для електронного блока з СТР; складові балансу теплоти блока; розрахунок точності регулювання Δt_n , яка забезпечується ГРТТ та схема перерізу зони нагріву (C, t, Q, V — теплоємність, температура, тепловий потік, об'єм; R — термічний опір між елементами). Прийнято, що температура блока

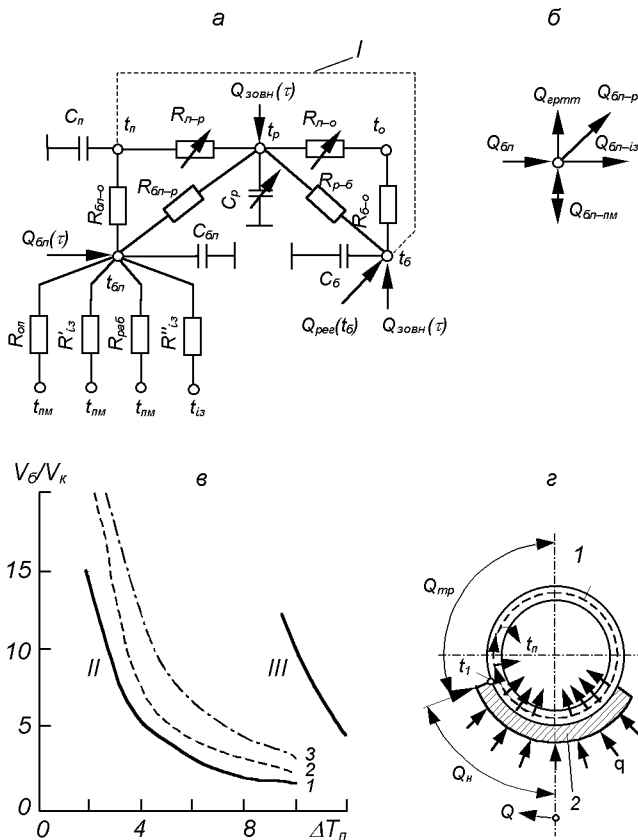


Рис. 2. До аналізу теплового режиму блока і елементів СТР: а — схема термічних опорів електронного блока з СТР (I — зв'язок по балансу маси газу); б — складові балансу теплоти блока; в — розрахунки точності регулювання, яка забезпечується ГРТТ (I — метанол, 2 — ацетон, 3 — аміак; II — $t_{б, \min} = -1 \text{ }^\circ\text{C}$, $t_{б, \max} = 1 \text{ }^\circ\text{C}$, $t_{р, \min} = -40 \text{ }^\circ\text{C}$, $t_{р, \max} = 24 \text{ }^\circ\text{C}$; III — робота СТР без регулятора); г — схема перерізу зони нагрівання (1 — корпус, структура; 2 — фланець)

$t_{бл}$ однакова по об'єму. Тепловий баланс блока визначається такими складовими: відтоками (притоками) тепла $Q_{бл-пм}$ до посадочного місця по опорах, через ЕВТІ, по кабелях, відтоками $Q_{бл-із}$ через бокову поверхню ЕВТІ, відтоками до радіатора ГРТТ $Q_{бл-р}$ через ЕВТІ і по стійках; відводом тепла $Q_{ГРТТ}$ по ГРТТ. Баланс теплоти блока має вигляд (рис. 2, б):

$$Q_{бл} = Q_{ГРТТ} \pm Q_{бл-пм} + Q_{бл-із} + Q_{бл-р}$$

Оцінка величин складових балансу показує, що найбільш суттєвий вплив на температурний режим блока вони справляють при $t_{пм} = -20 \text{ }^\circ\text{C}$. В цьому випадку при малих $Q_{бл}$ (1...3 Вт) відтоки теплоти можуть перевищувати внутрішнє тепловиділення, і

величина $t_{бл}$ зменшується, тобто режим стабілізації порушується. Для режиму $t_{пм} = +50 \text{ }^\circ\text{C}$ баланс теплоти зберігається і при малих $Q_{бл}$, бо $Q_{бл-із}$ та $Q_{бл-р}$ невеликі порівняно з $Q_{бл-пм}$.

Коливання температури блока $t_{бл}$ залежить від таких величин:

$$t_{бл} = t_{п} + Q_{ГРТТ} R_{бл-п}$$

$$\Delta t_{бл} = \Delta t_{п} + \Delta Q_{ГРТТ} R_{бл-п}$$

де $\Delta t_{п}$ — зміна температури пари при компенсації можливих збурень, $\Delta Q_{ГРТТ}$ — коливання потужності, що передається ГРТТ.

Комплекс $\Delta t_{п}$ визначається як конструкцією ГРТТ, так і впливом зовнішніх збурень, величина $R_{бл-п}$ повинна бути по можливості меншою.

На основі методики [1] визначені величини $\Delta t_{п}$ як функції потрібного відношення об'єму парового простору балона $V_б$ до об'єму парового простору конденсатора $V_к$ для різних теплоносіїв. Розрахунок проведено для конструкції ГРТТ з балоном, покритим капілярною структурою, у двох режимах — із стабілізацією температури балона і без неї. Інші конструкції ГРТТ — з балоном без структури, змінним об'ємом балона та ін. [1, 3] — використовувати у даній СТР нераціонально.

Величини крайніх можливих значень температур радіатора і балона $t_{р, \min}$, $t_{р, \max}$, $t_{б, \min}$, $t_{б, \max}$ визначалися за результатами чисельного аналізу впливу зовнішніх променистих потоків $Q_{зовн}(\tau)$ на температурний режим радіатора і балона, які отримані при рішенні рівнянь виду

$$Q_{пер}(t_б) + Q_{зовн}(\varepsilon, \tau) = C \frac{dt}{d\tau} + \varepsilon \sigma F [(t + 273)^4 - (t_о + 273)^4],$$

де τ — час, ε — ступінь чорноти елемента конструкції, $Q_{пер}$ — потужність, яка підведена від регулятора (для балона), F — площа поверхні.

Із рис. 2, в випливає, що найкращим робочим тілом є метанол. Відношення $V_б/V_к$ лежить у діапазоні 5...15.

У випадку виходу із ладу регулятора величина коливань $t_б$ суттєво збільшується, і схема буде функціонувати з меншою точністю регулювання.

Величини $R_{бл-п}$, а також $R_{п-р}$ залежать від площі контакту елементів, що підводять тепло (фланців, ребер, та ін.), з корпусом ГРТТ. Для вибраної конструкції виникає задача розрахунку температурного поля по периметру корпусу ГРТТ при різних способах з'єднання корпусу і фланця (рис. 2, г).

Підвід (відвід) тепла до корпусу ГРТТ здійснюється на частині периметра корпусу довжиною $2d\theta_n/2$, де d — середній діаметр конструкції. Тепловий потік частково у результаті теплопровідності по корпусу (фланцю) поширюється до зони $\theta_n \leq \theta \leq \theta_n + \theta_{тр}$, а інша частина тепла у процесі пароутворення віддається у парове середовище. Для реальних конструкцій звичайно найбільше розповсюджений односторонній підвід тепла, тобто $\theta_n = \pi/2$. Тому для ефективного використання другої половини периметра корпусу необхідно спеціально проектувати профіль фланця так, щоб різниця $t - t_n$ була мінімальною. На основі рішення одновимірних диференціальних рівнянь балансу теплоти отримано рішення у зонах і середня температура \bar{t} на ділянці $0 \leq \theta \leq \theta_n$:

$$\bar{t} - t_n = qR_n + (t_1 - t_n - qR_n)\text{th}(f_n\theta d)/(f_n\theta_n d), \quad (1)$$

$$t_1 - t_n = qR_n[1 + A_{тр}f_{тр}\text{th}(f_{тр}\theta_{тр} d) / (A_n f_n \text{th}(f_n\theta_n d))]^{-1}, \quad (2)$$

де $q = Q_{ГРТТ}/(2\theta_n d)$; $R_n = 1/(\alpha_n L_n)$; $R_{тр} = 1/(\alpha_{тр} L_{тр})$; $A = \sum_{i=1}^3 (\lambda_i \delta_i) L_n$; $f = (AR)^{-0.5}$, L_n — довжина зони теплопідводу; λ_i — теплопровідність матеріалу корпусу, фланця і т. п.; δ_i — товщина стінки корпусу, фланця і т. п.; $\alpha_{тр}$ — коефіцієнт теплопередачі від корпусу труби до пари у зоні.

Розрахунок по (1), (2) показав, що для корпусів, що використовуються, і капілярних структур із нержавіючої сталі фланець повинен мати контакт з корпусом на куті π . Товщина дюралевих фланців у зоні $\theta_n \leq \theta \leq \theta_n + \theta_{тр}$, повинна бути не меншою, ніж 1 мм.

Аналогічно отримані розрахункові вирази і вимоги для елементів у зоні теплопідводу теплових опорів.

Розглядаючи далі схему (рис. 2, а), необхідно конкретизувати умови роботи СТР у залежності від величини зовнішнього теплового потоку. При проектуванні отримано залежності $Q_{зовн}(t)$ для руху об'єкта по орбіті навколо Землі з урахуванням усіх основних складових.

Аналіз показав, що максимальна величина поглиненого потоку $q_{пор}$ при коефіцієнті поглинання сонячного випромінювання $\alpha_c = 0.4$, $\varepsilon = 0.85$ складає 700 Вт/м^2 , а при $\alpha_c = 0.2$, $\varepsilon = 0.85$ — 370 Вт/м^2 . Для забезпечення стаціонарної роботи радіатора необхідно, щоб

$$Q_{ГРТТ} + q_{пор} F_p < \varepsilon \sigma F_p [(t_p + 273)^4 - (t_o + 273)^4] \eta_p,$$

де η_p — ефективність радіатора.

Для умов $Q_{ГРТТ} = 13 \text{ Вт}$ і $q_{пор} = 700 \text{ Вт/м}^2$, $\eta_p = 0.95$ температура радіатора площею 0.075 м^2 при односторонньому стаціонарному відводі складає $+90 \text{ }^\circ\text{C}$ і $+50 \text{ }^\circ\text{C}$ — при $q_{пор} = 370 \text{ Вт/м}^2$. Тому реалізація термостатування на рівні $+30 \text{ }^\circ\text{C}$ у стаціонарному режимі при гірших умовах на гарячих точках орбіти технічно суттєво ускладнена, тому що потребує досягнення малих значень α_c і конструювання радіаторів великих розмірів. Зважаючи на те, що об'єкт знаходиться у гірших умовах опромінення Сонцем обмежений час, можливі два режими функціонування СТР у залежності від характеристик радіатора.

Для величин $\alpha_c > 0.3 \dots 0.4$ термостатування може здійснюватися з порушенням нормального режиму роботи ГРТТ (довжина газової пробки дорівнює 0) і переміщенням фронту у балон з газом. Температура радіатора і балона перевищує на деякий час номінальний рівень на $10\text{—}30 \text{ }^\circ\text{C}$. Температура блока також на певних ділянках орбіти буде зростати на $10\text{—}15 \text{ }^\circ\text{C}$, якщо не використовувати пристрої, які акумулюють тепло.

Для $\alpha_c < 0.2\text{—}0.25$ можна організувати нормальне функціонування ГРТТ (фронт знаходиться у зоні конденсації) практично на всіх ділянках орбіти і стабілізацію температури блока у межах встановленої точності.

Розглянуті вище зауваження враховано у конструкції СТР. Елементи СТР мають таку конструкцію. Зону теплопідводу 7 (рис. 1) виконано у вигляді фланця з фрезованим пазом. Після покриття поверхні паза нікелем у нього впаюється циліндричний корпус (діаметром 10 мм) теплової труби. Фланець через теплопровідну прокладку кріпиться до панелі 2.

Зона конденсації 8 складається із секційного радіатора-випромінювача, який припаюється до поверхні корпусу теплової труби. Радіатор має дві зони з різною шириною елементів. У зоні А ширина елементів — 5 мм, у зоні В — 3 мм, відстань між елементами всюди 0.5 мм. Для забезпечення найменшого перепаду температур між корпусом і елементами радіатора забезпечено їхній контакт на 90 % периметра корпусу теплової труби.

Розрахунок радіаційної поверхні проведено за допомогою аналітичної моделі, яка дозволяє отримати розподіл температур на кожному дискретному елементі при різних положеннях границі розділу «пара—газ».

Балон для газу, що не конденсується, виконано у вигляді пустотілого циліндра. З'єднання балона з корпусом виконується аргонно-дуговим зварюванням. Корпус ГРТТ (трубка діаметром 10 мм із стінкою 0.4 мм), корпус балона, герметизуючі де-

ння і капілярно-пориста структура виконані із нержавіючої сталі 12Х18Н9Т. Через різну форму капілярно-пористої структури у зонах і значну довжину ГРТТ корпус і структура виготовлені із двох частин, з'єднаних у місці переходу зони транспорту у зону конденсації.

Пориста структура, що використовувалася, — металоволокниста. Розрахунок характеристик структури по зонах провадився по методиці [6] з урахуванням величини теплового потоку $Q_{\text{ГРТТ}} = 20$ Вт, і використання метанолу як робочого тіла. Конструкція капілярно-пористої металоволокнистої структури у зонах мала такі параметри. У зоні теплопідводу по всій її довжині встановлені кільцева капілярна структура товщиною 0.5 мм і центральна артерія прямокутної форми товщиною 3.5 мм. У транспортній зоні структура має кільцеву форму товщиною 2 мм. У зоні конденсації форма структури була такою ж, як і у зоні нагрівання, але товщина артерії становила 2.7 мм. Пориста артерія, крім основної функції, виконувала роль вставки, яка зменшувала об'єм парового простору у конденсаторі, і отже, збільшувала відношення V_6/V_k . У з'єднувальній трубці і балоні товщина структури становила 0.5 мм. Пористість усіх капілярних елементів вибрана рівною 85 %.

Для забезпечення потрібних оптичних характеристик радіатора і балона поверхні покриті емаллю АК-573 з величиною $\varepsilon = 0.85$.

Малогабаритний регулятор температури балона дозволяв подавати на електричний нагрівач, встановлений на боковій циліндричній поверхні балона, потужність до 2 Вт. Живлення регулятора проводилося від бортової мережі з напругою 10—20 В. Стабільність параметрів регулятора забезпечувалася постійним температурним режимом у місці установки його на панелі СТР.

Конструкція СТР виготовлена і підготовлена до випробувань як у складі блока, так і автономно. Комплекс випробувань включав дослідження при нормальних умовах, термовакуумні і механічні випробування.

Для проведення теплових випробувань конструкцію СТР було дороблено. Температурне поле вимірювалося мідь-константовими датчиками, встановленими на панелі 2 (датчики № 1, 2), у транспортній зоні (№ 3), на дискретних елементах радіатора у зоні А (№ 4—10) і у зоні В (№ 11—13), а також на балоні (№ 14).

Імітація збурень, які сприймає СТР, здійснювалася таким чином. Температура посадочних місць задавалася по прийнятій програмі у діапазоні –20...+50 °С за допомогою розподіленого нагрівача, встановленого на посадочному місці, і регулятора

температури «Ера-М». Точність підтримання $t_{\text{пм}}$ складала 1 °С з нерівномірністю по площі кріплення блока 0.5 °С. Зовнішні теплові потоки, які потрапляють на бокові стінки блока, не імітувалися у зв'язку з досить великим тепловим опором шару ЕВТІ навколо блока. Вплив променистих потоків, що потрапляють на радіатор і балон з газом, імітувався електричними нагрівачами, розміщеними по поверхні радіатора з боку, який не випромінює, і на балоні під шаром оптичного покриття. Використаний спосіб імітації характеризується простотою реалізації, дозволяє достатньо точно (при наявності теплоізоляції) підводити заданий тепловий потік, еквівалентний поглиненому покриттям в реальних умовах з різним α_c . Недоліком є неможливість оцінки у експерименті реального значення α_c , величину якого потрібно визначати додатково.

Установки для дослідження конструкції у нормальних умовах і вакуумі мали системи незалежного підводу і вимірювання електричної потужності для усіх електрообігрівальних елементів, системи вимірювання і фіксації показань датчиком температури, систему охолодження радіаційної поверхні. При випробуваннях у нормальних умовах охолодження здійснювалося природною конвекцією повітря від вертикально розташованого радіатора (вісь ГРТТ горизонтальна). Для зменшення тепловідтоків використовувалася ізоляція на основі базальтових волокон. Ці випробування проводилися для перевірки правильності заповнення ГРТТ газом, що не конденсується, і аналізу термічних опорів конструкції. При дослідженнях в умовах вакуумної камери скидання тепла здійснювалося на охоложену рідким азотом плоску панель, встановлену паралельно радіатору. Аналіз умов теплопідводу у вакуумній камері показує, що отримані в експерименті дані повинні уточнюватися через відмінність температур теплоскидання і способу теплопідводу від реального (у космічному просторі випромінювання здійснюється у півсферу, а у камері — в плоску щілину). Відношення потоків, які відводяться радіатором, для умов моделювання $Q_{\text{мод}}$ і реального функціонування $Q_{\text{реал}}$ може визначатися залежністю

$$\frac{Q_{\text{мод}}}{Q_{\text{реал}}} = \frac{\varepsilon_{\text{пр}} (T_p^4 - T_e^4) \varphi_{\text{p-e}}}{\varepsilon_p (T_p^4 - T_0^4)},$$

де $\varepsilon_{\text{пр}} = f(\varepsilon_p, \varepsilon_e)$ — приведений ступінь чорноти системи радіатор — екран; ε_p — ступінь чорноти радіатора; ε_e — ступінь чорноти екрана; $\varphi_{\text{p-e}}$ — кутовий коефіцієнт для системи радіатор — екран; T_p — температура радіатора; T_e — температура екрана; T_0 — температура простору.

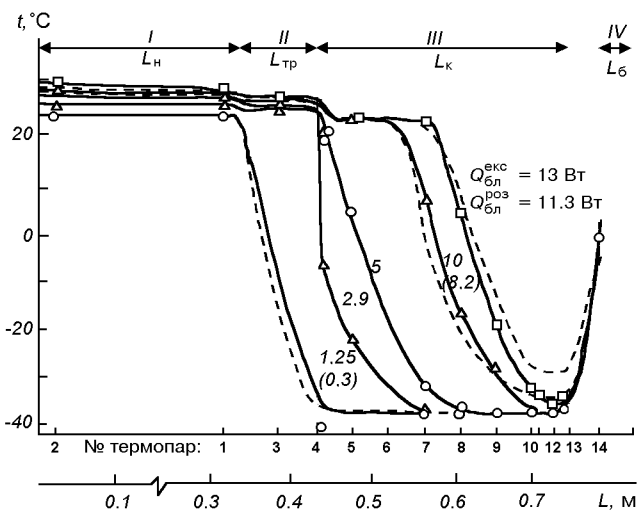


Рис. 3. Розрахункові значення профілю температур на дискретних елементах по довжині при $t_{\text{пм}} = +50 \text{ }^\circ\text{C}$; $t_{\text{р}} = -37 \text{ }^\circ\text{C}$: I — зона нагріву; II — транспортна зона; III — зона конденсації; IV — балон, штрихова лінія — розрахунки по моделі, суцільна лінія — експеримент

При реальних значеннях $\varepsilon_{\text{р}} = 0.85$; $\varepsilon_{\text{е}} = 0.9$; $\varphi_{\text{р-е}} = 0.98$; $T_{\text{р}} = 300 \text{ K}$; $T_{\text{е}} = 80 \text{ K}$; $T_{\text{о}} = 4 \text{ K}$, відношення $Q_{\text{мод}}/Q_{\text{реал}} = 0.86$. Отримана величина дозволяє корегувати експериментальні дані.

На рис. 3 представлено розподіл температур по довжині розгортки ГРТТ при $t_{\text{пм}} = 50 \text{ }^\circ\text{C}$ в залежності від потужності, яка виділяється блоком (фонова потужність на радіаторі 9.5 Вт). Зміна температури у зоні нагрівання визначає характеристики термостабілізації СТР.

В експерименті встановлена достатньо хороша ізотермічність по довжині зони нагрівання ($\approx 1 \text{ }^\circ\text{C}$). При малих $Q_{\text{бл}} = 1...2 \text{ Вт}$ фронт знаходиться у транспортній зоні, термічний опір СТР великий, що перешкоджає відводу енергії із системи. Із збільшенням величини теплоти, що виділяється блоком, фронт зміщується до балона, для конденсації відкривається додаткова поверхня. У зоні, зайнятій газом, температура радіатора зменшується до рівня, визначеного інтенсивністю фонового опромінення радіатора ($-40 \text{ }^\circ\text{C}$). При потужності більш ніж 13 Вт фронт підходить до кінця радіатора, і температура на ньому піднімається вище $-40 \text{ }^\circ\text{C}$. На рис. 3 подано також розрахункові значення профілю температур на дискретних елементах по довжині, отримані на основі математичної моделі теплопереносу у радіаторі. Положення парогазового фронту визначалося по масі газу і

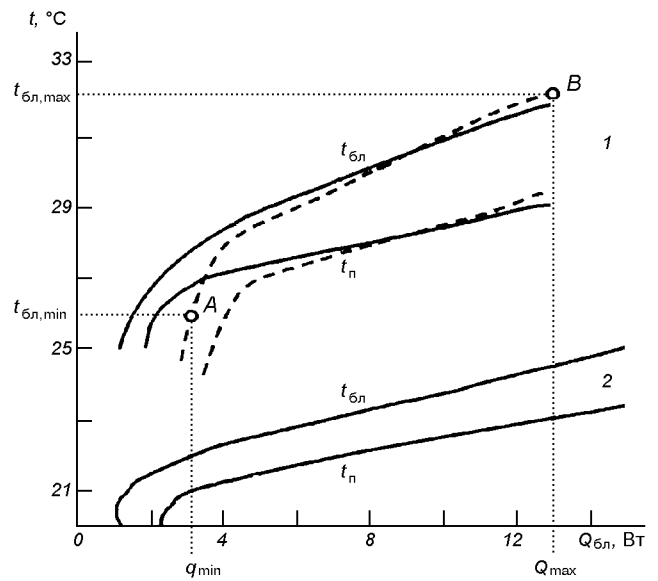


Рис. 4. Результати обробки профілів температур: суцільна лінія — $t_{\text{пм}} = +50 \text{ }^\circ\text{C}$; штрихова лінія — $t_{\text{пм}} = -20 \text{ }^\circ\text{C}$ (1, 2 — номери комплексів)

температурі пари. Порівняння експерименту і розрахунку свідчить про схожість профілів температур. Відмінності величин теплового потоку, який передається, можуть бути викликані похибками при визначенні оптичних властивостей радіатора і балансу теплоти у блоці в цілому.

Ефективність реберної системи радіатора досить висока: перепад по довжині ребра, який знаходиться в зоні конденсації, складає $5-6 \text{ }^\circ\text{C}$. Перепад температур в ланцюзі «пара—ребро» становить $3-4 \text{ }^\circ\text{C}$. Ця величина може бути зменшена шляхом поліпшення контактів у місцях кріплення ребер і характеристик капілярно-пористої структури. Точність стабілізації температури блока $\Delta t_{\text{бл}}$ у режимі $Q_{\text{бл}} = \text{var}$ визначається зміною температури парового простору $\Delta t_{\text{п}}$ і термічним опором ланцюга «пара—блок» (рис. 2, а). Для умов експерименту при $Q_{\text{бл}} = 2.85...13 \text{ Вт}$ маємо $\Delta t_{\text{п}} = 2.3 \text{ }^\circ\text{C}$ і $\Delta t_{\text{бл}} = 4 \text{ }^\circ\text{C}$.

Аналогічні представленим на рис. 3 профілі температур отримано і при $t_{\text{пм}} = -20 \text{ }^\circ\text{C}$. Для цих умов із відтоків в навколишнє середовище і до посадочного місця рівень термостабілізації досягається при більших, ніж при $t_{\text{пм}} = +50 \text{ }^\circ\text{C}$, значеннях $Q_{\text{бл}}$. При $Q_{\text{бл}} > 5 \text{ Вт}$ рівні температур блока практично збігаються для цих крайніх умов експлуатації приладу.

Результати обробки профілів температур подані на рис. 4 у вигляді залежностей $t_{\text{бл}} = f(Q_{\text{бл}})$, $t_{\text{п}} = f(Q_{\text{бл}})$. Аналіз кривих дозволяє визначити отри-

мані при постійному фоновому засвіченні радіатора межі регулювання $t_{\text{бл}}$. При зміні $Q_{\text{бл}}$ від 3 до 13 Вт і зміні $t_{\text{пм}} = -20 \dots +50$ °С величина $t_{\text{бл}}$ змінюється у діапазоні 26...32 °С. Поліпшення якості ізоляції дозволить зменшити величину мінімального теплового потоку $Q_{\text{мін}}$ до 1.5—2 Вт. Величина $Q_{\text{макс}}$ навіть для реальної схеми більш ніж 13 Вт визначається розмірами радіаційної поверхні. Для комплексу № 2 отримані подібні регулюючі характеристики на нижчому температурному рівні (1 — комплект № 1; 2 — комплект № 2).

Як вказувалося раніше, СТР спроможна функціонувати у стаціонарному режимі при обмеженій величині зовнішніх променистих потоків. На рис. 5 представлено результати впливу зовнішнього про-

менистого потоку на радіатор $Q_{\text{зовн}}$ при максимальній потужності блока 13 Вт. Величина $Q_{\text{зовн}}$ складала від 9 до 20 Вт. Враховуючи, що основне збурення виникає від сонячного опромінення, можна вважати, що $Q \approx \alpha_c F_p q_c$. Тоді величина $q_c \cos \varphi$ для умов експерименту складатиме: 300—670 Вт/м² для $\alpha_c = 0.4$, 400—900 Вт/м² для $\alpha_c = 0.3$, 600—1340 Вт/м² для $\alpha_c = 0.2$. Погіршення умов тепловідведення при збільшенні $Q_{\text{зовн}}$ приводить до збільшення довжини зони з активною конденсацією пари. Парогазовий фронт підходить до входу в балон з газом і починає діяти на його температурний режим (крива $Q_{\text{зовн}} = 20$ Вт). Для цього випадку регулятор, що стабілізував раніше температуру балона, вже не впливає. Температура блока у вказаних режимах знаходиться у межах заданого температурного діапазону регулювання. Для $Q_{\text{зовн}} > 20$ Вт парогазовий фронт зайде у балон, і почнеться його суттєве нагрівання. Внаслідок збільшення $t_{\text{б}}$ зросте парціальний тиск газу у балоні і загальний тиск у системі, що приведе до підйому температури блока вище заданої.

Перепади температур «пара—радіатор» у цьому експерименті знижуються при зменшенні довжини газової пробки L_r , бо

$$Q_{\text{ГРГТ}} = R_L(L_K - L_r)(t_n - t_p) = \text{const},$$

де R_L — лінійний коефіцієнт теплопередачі «пара—радіатор».

При $L_r = 0$ перепад $t_n - t_p$ мінімальний і визначається з виразу

$$(t_n - t_p)_{\text{мін}} = Q_{\text{ГРГТ}} / (R_L L_K).$$

Проведений експеримент дозволяє показати можливості СТР компенсувати зовнішні збурення і визначити її граничні можливості для функціонування у стаціонарному режимі. При величині

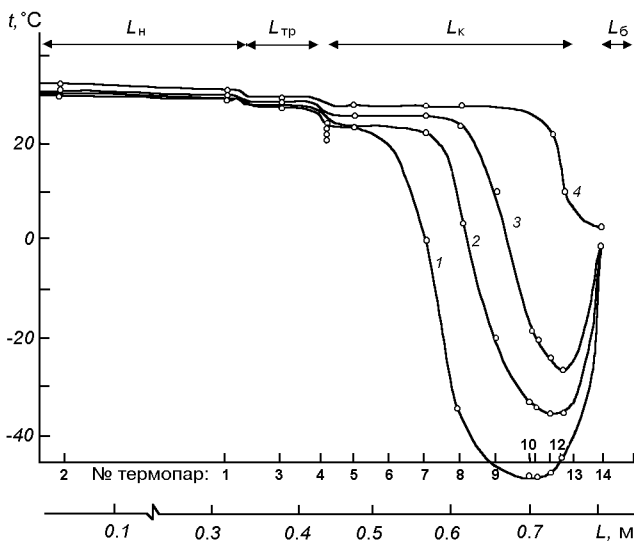


Рис. 5. Вплив зовнішнього променевого потоку на радіатор при максимальній потужності блока 13 Вт; $Q_{\text{бл}} = 13$ Вт; $t_{\text{пм}} = 50$ °С; крива 1 — $Q = 9$ Вт; 2 — 9.5 Вт; 3 — 15 Вт; 4 — 20 Вт

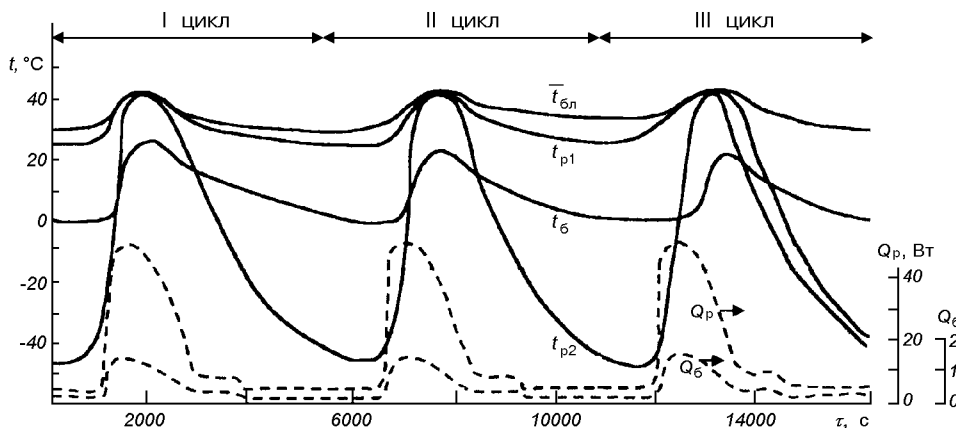


Рис. 6. Функціонування СТР при нестаціонарному режимі в умовах дії змінного по часу зовнішнього потоку на радіатор і балон: $Q_{\text{бл}} = 13$ Вт; $t_{\text{пм}} = 50$ °С

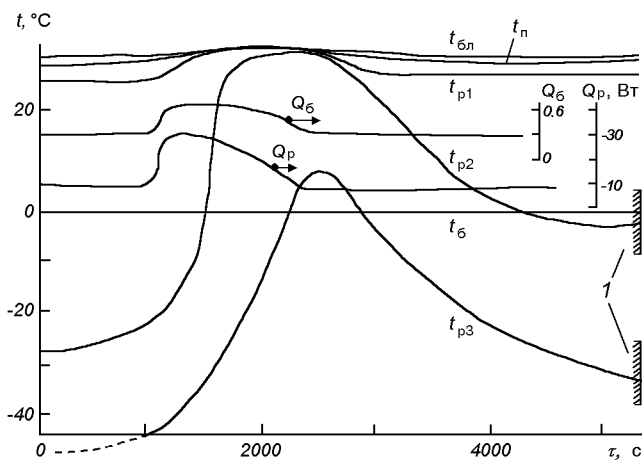


Рис. 7. Реакція СТР на зовнішнє збурення: $Q_{\text{бл}} = 13$ Вт; $t_{\text{пм}} = 50$ °С

$Q_{\text{бл}} = Q_{\text{мін}}$ основні закономірності формування профілів температур зберігаються, однак гранична величина $Q_{\text{зовн}}$ збільшується.

На рис. 6 представлено стаціонарний режим функціонування СТР в умовах впливу змінного по часу зовнішнього потоку на радіатор Q_p і балон Q_b . Величини Q_p , Q_b визначені при $\alpha_c = 0.4$. На графіку приведені дані для температур блока $t_{\text{бл}}$, початкової і кінцевої точок радіатора t_{p1} , t_{p2} , балона t_b , середньої температури блока $t_{\text{бл}}$. На ділянці максимальної дії зовнішнього опромінювання температури блока і радіатора практично збігаються, фронт переміщується у балон. Має місце підйом температури $t_{\text{бл}}$ на 13 °С, а t_b на 25 °С. Після зменшення $Q_{\text{зовн}}$ відбувається повернення до температур, близьких до вихідних. Через невелику кількість циклів простежити і зафіксувати появу квазістаціонарного режиму не вдалося.

Зміщення фронту в балон при умові $t_p > t_b$ може привести до конденсації і накопичення теплоносія у ньому, що було встановлено в експериментах. При поверненні до нормального режиму на ділянці зменшення $Q_{\text{зовн}}$ теплоносій повинен повернутися із балона у капілярну структуру зон нагріву і радіатора.

При значному гідравлічному опорі рідинного тракту «балон—зона нагрівання» можливе порушення підживлення теплоносієм зони теплопідводу. З огляду на те, що число обертів при функціонуванні системи надто велике, СТР повинна

бути розрахована з урахуванням необхідності повернення теплоносія із балона.

На рис. 7 представлена реакція СТР на зовнішнє збурення при $\alpha_c = 0.2$ (t_{p1} , t_{p3} , t_{p2} — температури крайніх і середньої точок радіатора; 1 — зона стаціонарних значень t_{p2} , t_{p3}). Система виходила на режим не із стаціонарного стану. Температура блока знаходиться у межах регулювання.

Фронт переміщувався по довжині радіатора, не досягаючи балона ($L_c > 0$). Температура балона залишалася протягом всього циклу на рівні регулювання. Після закінчення циклу температури блока і радіатора повернулися до стаціонарних значень.

Проведені дослідження показали можливість створення СТР для блоків наукових космічних апаратів, їхню спроможність забезпечувати потрібні теплотехнічні параметри, стійкість конструкції до дії механічних навантажень. З урахуванням виявлених у ході експериментів доробок СТР на основі ГРТТ можуть бути використані для забезпечення режимів термочутливих блоків апаратури штучних супутників Землі.

1. Батуркин В. М., Семена М. Г., Сысоев А. В. Анализ конструкций газорегулируемых тепловых труб для термостатирования тепловыделяющих объектов // Вопросы радиоэлектроники. Сер. ТРТО.—1977.—Вып. 2.—С. 58—67.
2. Волохов В. А., Хрычиков Э. Е., Киселев В. И. Системы охлаждения теплонагруженных радиоэлектронных приборов. — М.: Сов. радио, 1975.—144 с.
3. Воронин В. Г., Ревякин А. В., Сасин В. Я. и др. Низкотемпературные тепловые трубы для летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1976.—200 с.
4. Дан П. Д., Рей Д. А. Тепловые трубы. — М.: Энергия, 1979.—272 с.
5. Дульнев Г. Н., Тарновский Н. Н. Тепловые режимы электронной аппаратуры. — Л.: Энергия, 1971.—248 с.
6. Семена М. Г., Колосовский М. О., Малкина И. Э. Максимальная теплопередающая способность артериальных тепловых труб // Пром. теплотехника.—1980.—2, № 4.—С. 66—71.
7. Фаворский О. Н., Каданер Я. С. Вопросы теплообмена в космосе. — М.: Высшая шк., 1972.—280 с.
8. Ярышев Н. А., Андреева Л. Б. Тепловой расчет термостатов. — Л.: Энергоатомиздат, 1984.—176 с.

THERMOCONTROL SYSTEMS FOR SPACE ELECTRONIC COMPONENTS

V. M. Baturkin

Some results of development and investigation of thermocontrol system for electronic components on the basis of a variable thermal resistance heat pipe are presented.