

УДК 629.782

Б.М. Рассмакін, В.А. Рогачов,
С.М. Хайрнасов, Є.В. Мархай

МОДЕЛЮВАННЯ ТЕПЛОВИХ РЕЖИМІВ МІКРОСУПУТНИКА

Вступ

Сучасного рівня розвитку науки значною мірою досягнуто завдяки інтенсивному освоєнню космосу і використанню в останні десятиліття результатів космічних досліджень. Для вивчення науково-технічних проблем застосовуються різноманітні космічні апарати і обладнання, які дають змогу проводити наукові спостереження та експерименти в різних сегментах космічного простору. На даний час використання мікросупутників (МС), маса яких не перевищує 100 кг, розглядається як найбільш перспективний напрямок вивчення навколишнього середовища та глобального моніторингу Землі. Перевагою МС є їх невелика вартість, можливість проведення за короткий час серії експериментів з досліджень поверхні і атмосфери Землі одночасно в багатьох місцях, а також можливість створення їх у стислі терміни невеликими колективами, зокрема й студентськими.

З розвитком космічної техніки особливого значення набуває проблема забезпечення надійності і підвищення терміну активного існування космічних апаратів (КА). Одним з основних факторів, які визначають надійність і довговічність КА, є створення сприятливих температурних умов для роботи апаратури. Сучасна бортова електронна апаратура, як правило, працює в обмеженому температурному діапазоні. Відхилення температури від допустимих меж на кілька градусів може призвести до збільшення частоти відмов, зміни електричних характеристик апаратури, зниження її ресурсу та різних функціональних порушень. Теплові взаємодії КА на орбіті із зовнішніми джерелами теплоти і космічним простором вивчені досить добре і визначаються розрахунковими методиками, алгоритмами та програмами [4–6] з відносно високим ступенем точності. Однак достовірна інформація про внутрішні теплові зв'язки електронних приладів між собою й елементами конструкції КА може бути отрима-

на переважно методами наземної теплової експериментальної відробки [1–3, 7, 8].

З метою підтвердження математичної теплової моделі та надійності вузлів і підсистем КА в науково-дослідницькому лабораторному центрі НТУУ "КПІ" було проведено термовакуумні випробовування теплового макету першого українського мікросупутника МС-1-ТК-ТВ [7, 8], розробленого і виготовленого в ДКБ "Південне".

Засоби і методика моделювання космічного простору і КА на лабораторних установках

Установка ТВК-2,5 [7, 8] згідно з загальноприйнятими вимогами [1–3], необхідними і достатніми для повного дослідження теплових режимів космічної техніки, відтворює основні фактори космічного простору: вакуум, низьку температуру та високий ступінь чорноти теплового поглинання навколишнього середовища. До її складу (рис. 1) входять вакуумна система, криогенна система (КС) з криоекранами (КЕ), імітатор сонячного випромінювання оптичний (ІСВО), імітатор випромінювання Землі (ІВЗ), імітатори зовнішньої і внутрішньої випромінювальної теплової взаємодії на поверхні та приборах КА у вигляді тонкоплівкових напиленних електрообігрівачів, автоматизована багатоканальна система вимірювання температури (АБСТ) і блок вимірювання інтенсивності випромінювання та опорно-підвісна система КА. Для визначення температур елементів об'єкта дослідження як первинні вимірювальні перетворювачі використовуються контактні термоелектричні та терморезистивні датчики, які пройшли метрологічну атестацію. Ними є мідь-константанові термопари діаметром дротів 0,16/0,1 мм. Як терморезистивні датчики використовуються термоперетворювачі ТСМ 2-3 (ПС У 14242882-98).

Розроблене в НТУУ "КПІ" програмне забезпечення "РВ-КПІ-РС" зорієнтоване на подання ефективних і оперативних методів керування системою, попередню обробку та графічне відображення експериментальних даних. Цей пакет забезпечує інтерактивне геометричне введення вихідної інформації і виведення результатів експерименту об'єкта дослідження у файл та на екран ПЕОМ.

Основні технічні характеристики установок наведено в табл. 1.

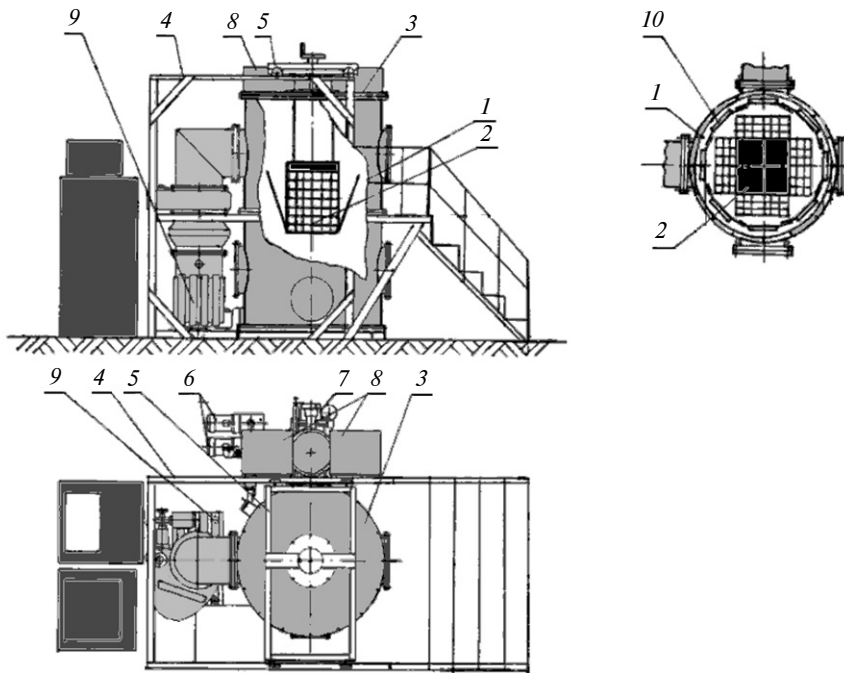


Рис. 1. Моделююча експериментальна установка ТВК-2,5: 1 – вакуумна камера; 2 – МС; 3 – верхня рухома кришка; 4 – рама; 5 – візок; 6 – насос форвакуумний; 7 – насос турбомолекулярний; 8 – насос магніторозрядний; 9 – насос дифузійний; 10 – КЕ

Таблиця 1. Основні технічні характеристики установки ТВК-2,5

Характеристика	Значення
Корисний об'єм вакуумної камери	2,5 м ³
Вакуум	До 10 ⁻⁶ мм рт.ст.
Холодоносії	Рідкий азот
Мінімальна температура поверхонь КЕ	80 К
Відносний ступінь чорноти КЕ	≥ 0,92
Діапазон щільності потоку випромінювання імітаторів	1000–4000 Вт/м ²
Діапазон довжин хвиль ІСВО	0,25–2,5 мкм
Габаритні розміри стенда	8×8×3 м

Теоретично-розрахункове моделювання теплових режимів мікросупутника

Мікросупутник складається з таких основних вузлів, як корпус, чотири панелі батареї фотоелектричної (БФ) і гравітаційний стабілізатор (ГС). Його корпус монтується послідовним закріпленням до основи та один до одного – рамкових модулів (РМ) з приладами БПУ, ПАРК, ПССН, БСТИ, БЦВК, АИ817, АИ308, МБТК, плити проміжної, відсіку науко-

вої апаратури (НА), установної плити. Габаритні розміри корпуса 380×380×521 мм. До бокових граней основи за допомогою пружинних поворотних механізмів прикріплено чотири панелі БФ, які в робочому стані знаходяться під кутом 32,5° до його поздовжньої осі (рис. 2).

Для чисельного розрахунку теплового режиму МС в умовах орбітального польоту і термовакуумних випробувань використовується пакет прикладних програм "TRASSA" [5], якісний рівень якого визначається програмною системою ASTRA для автоматизованого формування оптично-геометричної моделі МС і програмної системи TRANT для розрахунку теплових режимів супутника з активними засобами терморегулювання. У своїй основі пакет має математичну модель, яка описує тепло-

ву взаємодію приладів, вузлів, елементів конструкції КА та навколишнього середовища.

Для розрахунку зовнішніх теплових впливів на поверхню супутника та елементи конструкції (див. рис. 2) використовується така інформація про його орієнтацію і параметри орбіти:

- виведення його на кругову сонячно-синхронну орбіту;
- висота орбіти 700 км;
- нахилення $i = 90^\circ$;
- орієнтація – в орбітальній системі координат, ребром (площина І–ІІІ) – за напрямком польоту, поздовжньою віссю симетрії – за радіусом-вектором на Землю;
- конструктивно-компоновочна схема;
- оптичні коефіцієнти зовнішніх поверхонь супутника і його елементів.

Усі зовнішні поверхні корпуса мають відповідні значення оптичних коефіцієнтів – поглинання $A_s = 0,45$ та чорноти $\varepsilon = 0,9$, для зовнішньої поверхні гравітаційного стабілізатора – $A_s = 0,9$, $\varepsilon = 0,9$, для внутрішньої поверхні РМ і екранів – $\varepsilon = 0,82$, для робочих поверхонь БФ $A_s = 0,88$, $\varepsilon = 0,88$, для тильних поверхонь – $A_s = 0,6$, $\varepsilon = 0,97$.

При термовакуумних випробуваннях МС поміщається в камеру вертикально поздовж її осі на підвісній опорі, до якої він кріпиться через теплоізолюючі шайби (рис. 1). Зовнішні теплові потоки, які поглинаються елементами конструкції МС на орбіті та внутрішні тепловидалення приладів імітуються в камері плівковими електрообігрівачами, які наклеюються на поверхнях конструкції та приладів МС. Дані з теплових навантажень, місця установки і площі опромінювання плівковими електрообігрівачами під час проведення експериментальних досліджень МС наведено в табл. 2.

Відділення НА, що включає в себе установчу плиту завтовшки 4 мм і проміжну плиту завтовшки 2,5 мм, має висоту 120 мм. Висота основи становить 33 мм. ГС має зовнішній діаметр 142 мм, висоту від поверхні основи 104 мм і товщину стінки 1,5 мм. Елементи конструкції виконано з матеріалу АМГ6, коефіцієнт теплопровідності якого становить $\lambda \approx 92$ Вт/(м·К). Товщина бічних стінок і перегородок РМ, а також стінок відділення НА дорівнює 1,5 мм.

Геометрична модель МС-ТВК побудована з 58-ма вузлами (конструктивами), декомпонованими на 264 розрахункові грані із заданими ступенями чорноти робочих сторін, які беруть участь у радіаційному теплообміні.

Щоб уникнути надмірної деталізації, товщини стінок РМ, ГС, плит, екранів і панелей БФ були прийняті нескінченно малими, такими, що створена геометрична модель МС припускалась фігурою оболонкового типу із стінками нульової товщини.

Схему розташування приладної маси мікросупутника та його розбиття на вузли, між якими обчислювались променеві та кондуктивні теплові зв'язки, показано на рис. 2.

Задачами розрахунку теплового режиму МС є:

- обчислення зовнішніх випромінюючих потоків, які поглинаються елементами МС в орбітальному польоті і визначають потужність електрообігрівачів у термовакуумних випробуваннях;
- обчислення стаціонарного температурного поля в макеті МС при випробуваннях у тер-

Таблиця 2. Основні геометричні характеристики і теплові навантаження РМ МС в експериментах

Найменування рамкового модуля приладу, поверхні МС	Датчик температури	Габарити електрообігрівача, мм	Теплове навантаження РМ, Вт	
			Мінімальний режим Q_{\min}	Максимальний режим Q_{\max}
РМ МБТК	T25, T26, T27	50×150	–	9
РМ АИ 308	T22, T23, T24	100×150	–	11
РМ АИ 817	T19, T20, T21	150×150	–	19
РМ БЦВК	T16, T17, T18	150×150	10	11
РМ БСТИ	T13, T14, T15	150×150	–	16
РМ ПССН	T10, T11, T12	140×70	3	3
РМ ПАРК	T7, T8, T9	–	3,2	3,2
РМ БПУ	T4, T5, T6	115×145	2	2
Тильні поверхні панелей БФ:				
1П (I–IV)	T38, T39	380×488	167	167
2П (IV–III)	T40, T41	380×488	167	167
3П (III–II)	T42, T43	380×488	17	17
4П (II–I)	T44, T45	380×488	17	17
Тильні поверхні екранів КР та НА (грані):				
I–IV	T33, T35, T36, T37	380×510	57	57
IV–III	T34	380×510	57	57
III–II	T31	380×510	8	8
II–I	T32	380×510	8	8
Поверхня макета ГС		70×400	15	15
Поверхня установної плити	T28, T29, T30	76×115 75×118	13	13
Поверхня основи	T1, T2, T3	–	–	–

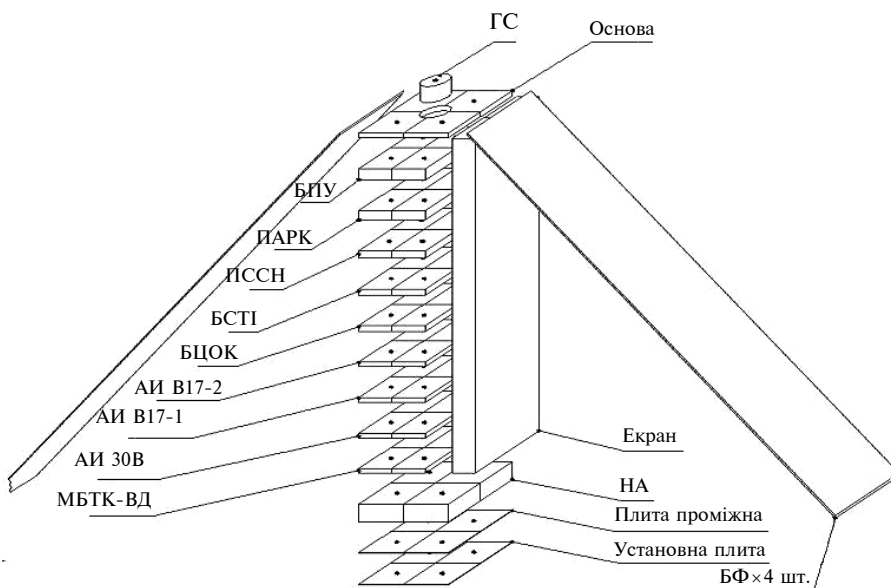


Рис. 2. Схема розташування приладної маси мікросупутника і його розбиття на вузли

Схему кондуктивних зв'язків між розрахунковими елементами показано на рис. 3. Променеві зв'язки розраховувались у пакетному режимі автоматично, оскільки ці поверхні задані за допомогою геометричної моделі, створеної програмою.

Для розрахунку теплового режиму МС використовується модель зосереджених параметрів. Розрахунковими елементами в цій моделі служать прямокутні пластини, які узгоджуються з гранями геометричної моделі МС та утворюють систему контрольних ко-

мовакуумній камері з розглядом варіантів мінімальної і максимальної температури стінок ТВК для двох випадків тепловидалення апаратури МС: черговий режим – Q_{\min} і режим роботи апаратури за найбільш напруженою програмою – Q_{\max} .

мірок з розрахунковими вузлами в центрі пластин. Центральному розрахунковому вузлу надаються всі параметри контрольної комірки: осереднена по цій комірці температура, поглинені та випромінені променеві потоки, теплові виді-

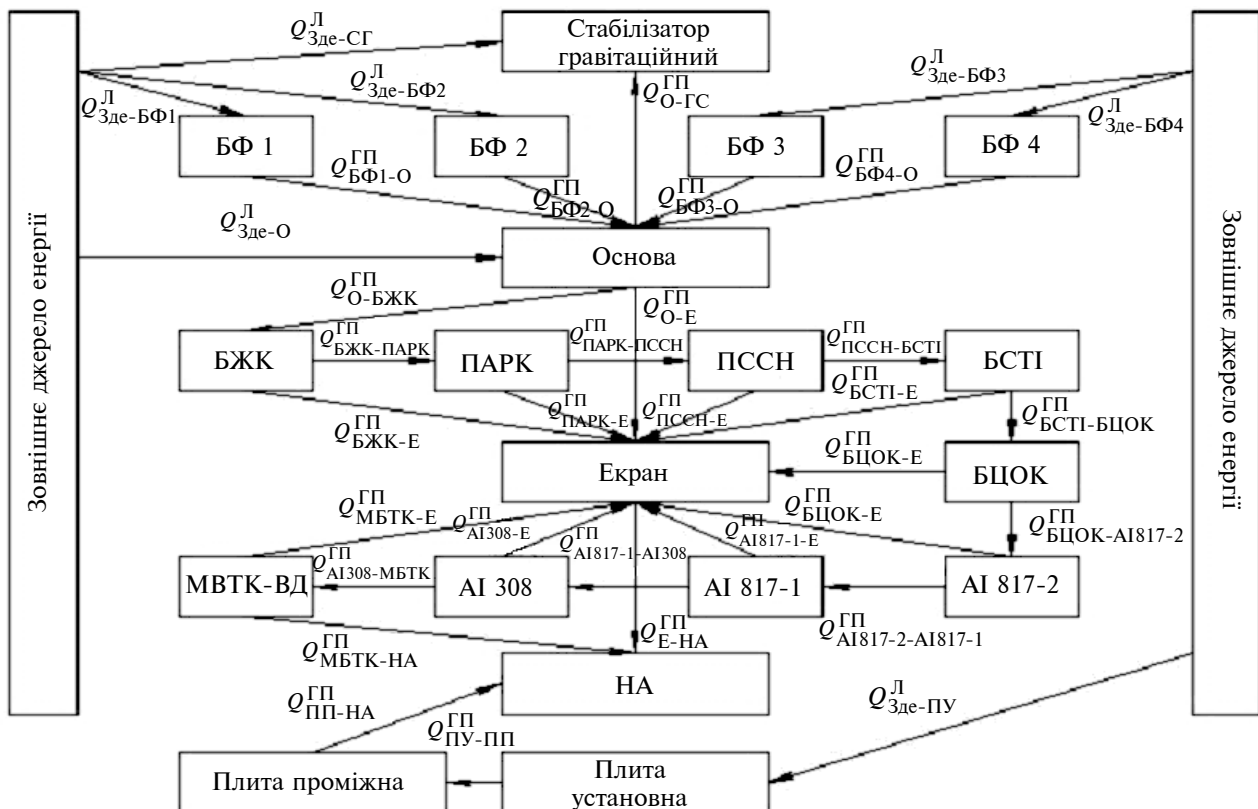


Рис. 3. Схема кондуктивних теплових зв'язків між вузлами мікросупутника

лення від джерел. Крім центральних розрахункових вузлів, виводяться вузли стикування двох або трьох контрольних комірок. У стикованих вузлах реалізується лише розподіл кондуктивних теплових потоків між розрахунковими комірками. Центральні і стиковані вузли утворюють просторову ортогональну нерівномірну розрахункову сітку.

Результати експериментального моделювання теплових режимів мікросупутника

Сумарний реальний час проведення досліджень макета МС становив 23 год і включав в себе такі етапи: відкачку ТВК-2,5 із забезпеченням заданого вакууму, заливання (захолювання) системи КЕ рідким азотом, вихід на стаціонарний тепловий режим КА, розморожування КЕ після проведення досліджень.

На рис. 4 наведено результативну діаграму розподілу температур (температурне поле) у приладових модулях і елементах конструкції МС у стаціонарному режимі при мінімальному внутрішньому тепловому навантаженні Q_{\min} і зовнішній тепловій дії (випромінювання Сонця) q_s з боку ребра корпусу IV.

З рис. 4 видно, що значення температур приладового відділення у МС переважно додатні. Найбільше нагрівання спостерігається в середній частині корпусу, розташованій в області РМ приладів з показаннями датчиків T14, T17,

температури яких не перевищують $+16^\circ\text{C}$. Для крайніх елементів корпусу МС, основи і установної плити спостерігаються, як правило, від'ємні температури, відповідно -5°C (датчики T1, T2, T3) та від -5°C до $+4^\circ\text{C}$ (датчики T28, T29, T30). Температурне поле внутрішніх поверхонь екранів кабельних рознімачів (КР) і відсіку НА, розташованих з боку зовнішнього теплового впливу, знаходиться в діапазоні додатних величин – від $+19$ до $+43^\circ\text{C}$ (датчики T33–T37). Температура екранів НА, розташованих з протилежного тінювого боку (ребро II, термодатчики T31, T32), має від'ємні значення в діапазоні від -15 до -13°C .

Температура освітлюваних панелей БФ 1П і 2П змінюється в діапазоні від $+35$ до $+50^\circ\text{C}$ (датчики T38–T41). Панелі 3П і 4П, що розташовані з тінювого боку, мають від'ємні температури (термодатчики T42–T45), які змінюються в діапазоні від -34 до -57°C . При цьому істотно перегріваються ділянки панелей, які знаходяться ближче до граней корпусу МС, а переохолоджуються крайні ділянки, які знаходяться на певній відстані від граней корпусу (див. рис. 1) і тому мають найкращі умови теплоскидання. В середньому перепад температур вздовж довгих боків тильних поверхонь всіх чотирьох панелей БФ становить 10°C . З аналізу експериментальних даних, наведених на рис. 4, випливає, що просторове температурне поле конструкції і приладів МС охоплює досить

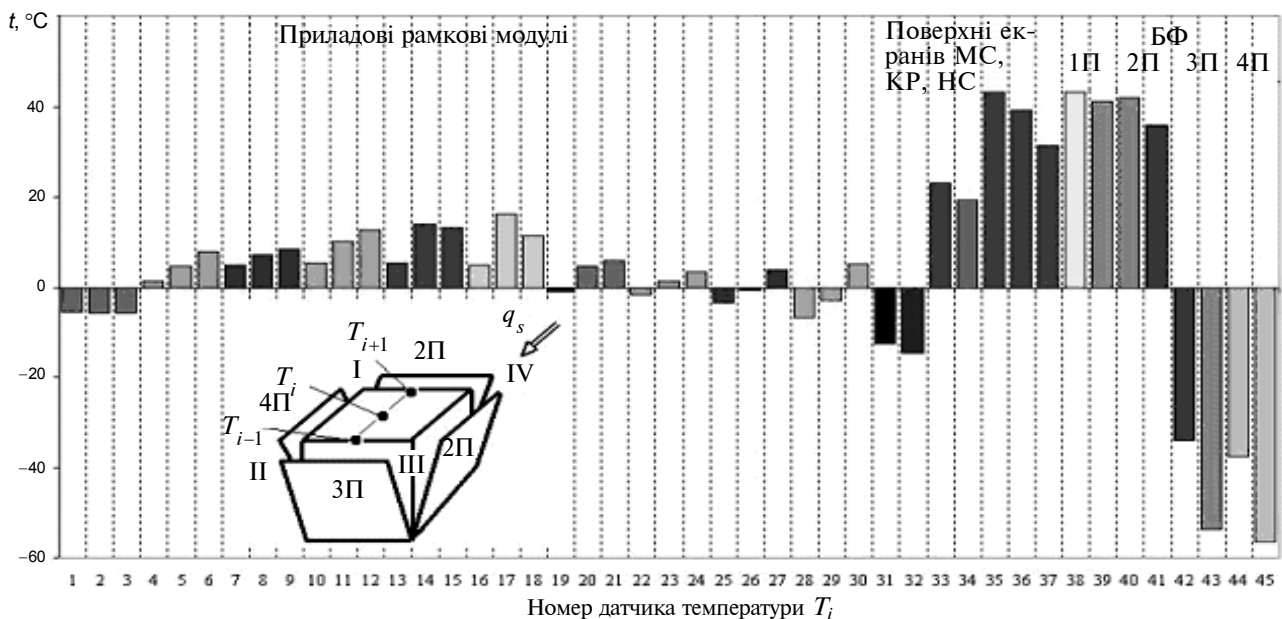
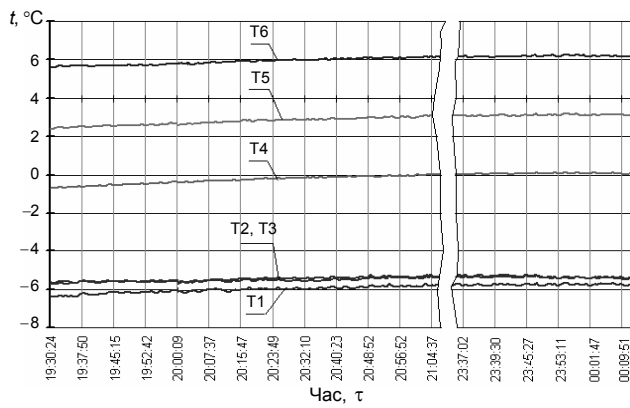
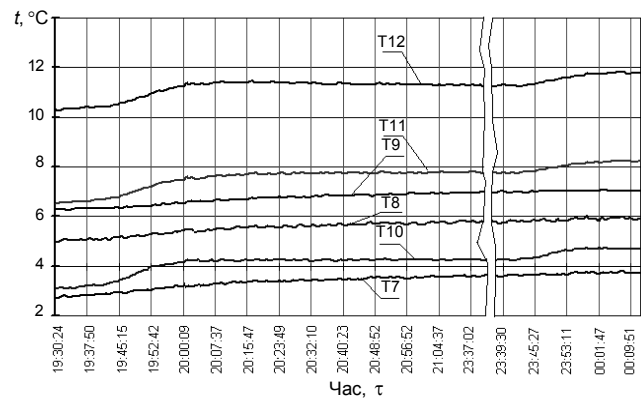


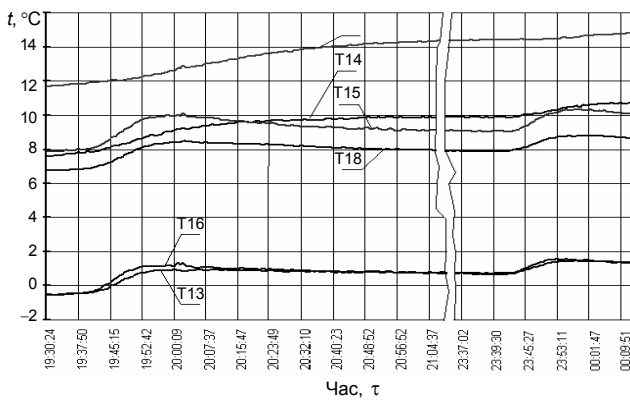
Рис. 4. Розподіл температур по приладових модулях і конструкції МС у стаціонарному режимі при мінімальному тепловому розсіюванні і сонячному освітленні з боку ребра IV



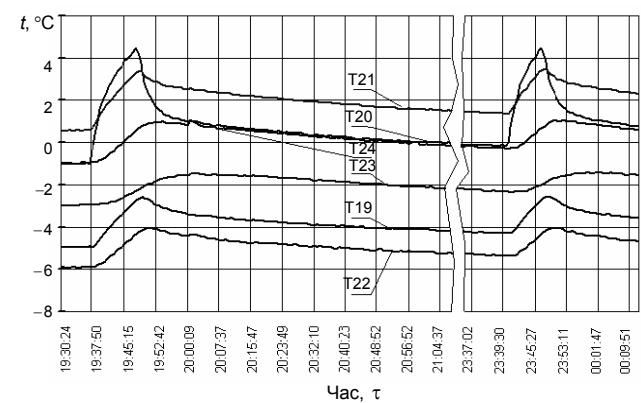
а



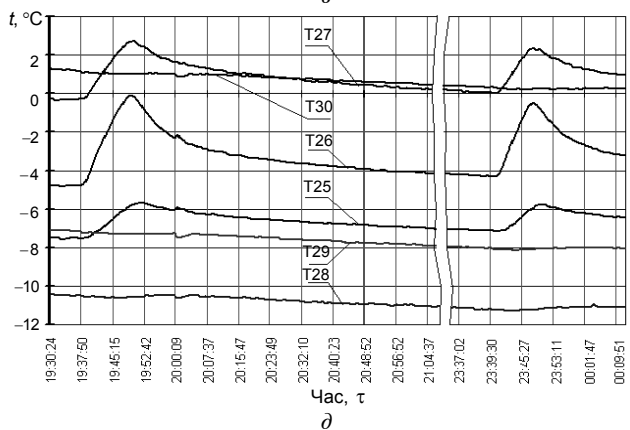
б



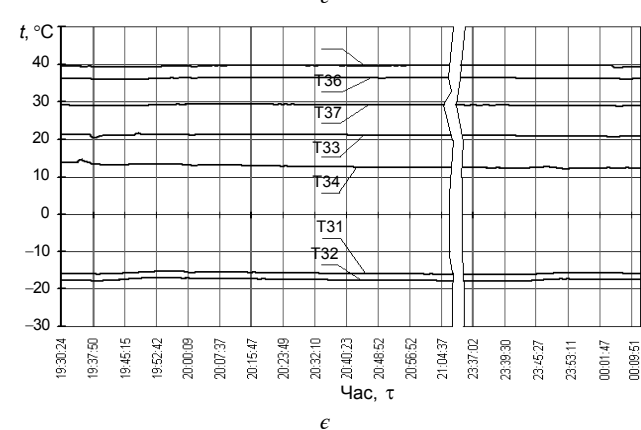
в



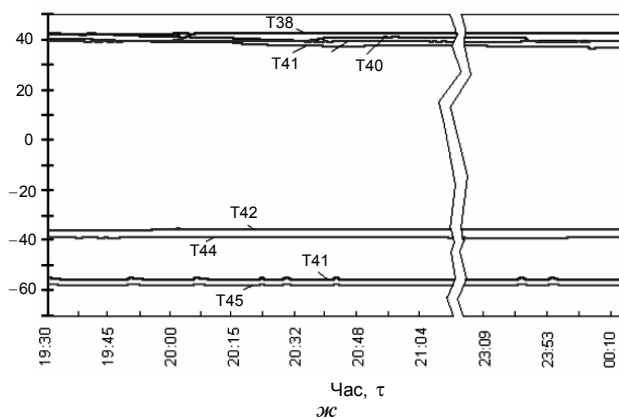
г



д



е



ж

Рис. 5. Зміни температур у часі поверхонь МС і приладових модулів у режимі максимального внутрішнього теплопідведення при освітленні з боку ребра IV: а – підставка (Т1, Т2, Т3), РМ БПУ (Т4, Т5, Т6); б – РМ ПАРК (Т7, Т8, Т9), РМ ПССН (Т10, Т11, Т12); в – РМ БСТИ (Т13, Т14, Т15), РМ БЦВК (Т16, Т17, Т18); г – РМ АИ 817 (Т19, Т20, Т21), АИ 308 (Т22, Т23, Т24); д – РМ МБТК (Т25, Т26, Т27), установна плита (Т28, Т29, Т30); е – поверхні екранів КР (Т35, Т36, Т37) і НА (Т31, Т32, Т33, Т34); ж – панелі БФ: 1П (Т38, Т39), 2П (Т40, Т41), 3П (Т42, Т43), 4П (Т44, Т45)

широкі експлуатаційні межі змін, причому панелі БФ знаходяться в найбільш важких температурних умовах.

На рис. 5 наведено графіки змін температур у часі поверхонь МС і приладів при максимальному внутрішньому тепловому навантаженні та сталому режимі випробування. Включення приладів БСТИ, БЦВК, АИ817, АИ308, МБТК на 11 хв при максимальному тепловому навантаженні відповідає на графіках координати часу 19:37:40. Найбільші температурні сплески належать до РМ АИ 817 (Т19, Т20, Т21) з максимально розсіяною тепловою потужністю приладу. Імпульсна температура поверхні перевищує початкову до включення приладу на 5–6 °С. Рівні температурних сплесків решти пікових приладів менш істотні і не перевищують 2 °С.

Аналіз термоциклограм на рис. 5 показує, що закони розподілів температур залежать не лише від величини розсіяної потужності і умов теплообміну, але й від тривалості дії джерела нагріву. Після відключення вказаних приладів протягом чотиригодинної паузи, що передує наступному їх включенню, тепловий режим МС повністю встановлюється. За порівняно короткий термін включення тепловий потік пікових приладів не встигає поширитись і вплинути на температурні поля суміжних РМ і конструкцію МС в цілому. Висновок підтвер-

джується даними рис. 5, *є, ж*, де показано розподіли температури в часі на поверхнях екранів КР, НА, панелей БФ. З графіків видно, що в період включення приладів, який відповідає режиму максимального теплового навантаження Q_{\max} , температурні поля поверхонь екранів і панелей БФ залишаються незмінними. Таким чином, режим максимального нагріву апаратури має локальний і короточасний характер, що впливає лише на теплові режими приладів, які включаються на короткий термін.

Результати математичного моделювання теплових режимів мікросупутника і порівняння їх з експериментальними даними

Результати математичного моделювання у вигляді температурних полів МС отримані для двох теплових режимів, які були реалізовані в експериментах – при максимальному і мінімальному навантаженнях елементів МС та сонячному освітленні з боку ребра IV (див. рис. 4).

Порівняння розрахункових і експериментальних результатів досліджень зведені в табл. 3.

Як видно з табл. 3, є розбіжності між розрахунковими і експериментальними значеннями температур розрахункових вузлів МС. Наприклад, розрахункове значення температури основи МС приблизно на 6 °С вище експери-

Таблиця 3. Порівняння експериментальних і розрахункових даних

Блок МС	Температура, °С		Температура, °С	
	За розрахунком при Q_{\min}	За експериментом при Q_{\min}	За розрахунком при Q_{\max}	За експериментом при Q_{\max}
Основа	-4,55	-11,1	0,47	-5,0
Рамкові модулі:				
БЖК	1,90	-3,0	10,71	12,5
ПАРК	3,49	-0,7	14,31	17,5
ПССН	4,95	0,46	19,94	23,1
БСТІ	5,93	5,1	29,93	16,3
БЦОК	9,99	9,1	31,64	24,8
АИ 817	1,52	-2,6	30,30	16,1
АИ 308	-0,74	-4,4	23,91	14,7
МБТК	-2,31	-5,5	17,57	10,5
Установна плита	6,10	3,0	14,88	0,6
Відділення НА	-3,30	-5,1	13,11	1,4
Батарей фотоелектричні:				
1П (площини I–IV)	73,10	48,6	75,68	48,1
2П (площини IV–III)	35,57	27,1	39,77	41,5
3П (площини III–II)	-41,40	-36,0	-37,28	-35,7
4П (площини II–I)	-42,19	-40,5	-35,99	-33,4
Екран КР	19,14	-10,1	29,02	36,58

ментального внаслідок завищеного значення теплопередачі кондуктивного зв'язку основа–ГС, на якому встановлено плівковий нагрівач. Насправді, перетікання теплоти здійснюється не по всій площині поперечного перерізу ГС, а по трьох точках його кріплення до основи. Експериментальне значення температури екрана відділення НА на 4 °С вище розрахункового. Експериментальне значення температури екрана рознімачів приблизно на 13 °С вище розрахункового. Це можна пояснити тим, що в реальності бічні стінки РМ з боку екрана КР затіняються великою кількістю масивних рознімачів з кабелями, що призводить до теплової асиметрії.

Загалом розрахункові значення температур РМ і перепади температур між ними дещо завищені. Щоб усунути виявлені розбіжності з експериментом, необхідно в тепловій моделі скорегувати значення теплової провідності кондуктивних зв'язків, центральні вузли РМ–бічні стінки РМ, приблизно в два рази зменшити ступінь чорноти внутрішньої поверхні екрана КР та уточнити площі теплового контакту вузлів МС.

Висновки

За результатами моделювання можна зробити ряд зауважень і висновків.

1. Завищення розрахункових даних відносно експериментальних зумовлено тим, що:

- чисельна модель на відміну від експерименту проводить розрахунок із врахуванням умов навколишнього середовища при реальному русі мікросупутника по заданій орбіті, тобто при динамічній зміні величин факторів космічного простору;

- сонячне випромінювання в експерименті імітувалося контактними поверхневими нагрівачами, що, очевидно, також впливає на розбіжності між розрахунковими та експериментальними значеннями.

Способи вирішення наведених незгодностей визначаються подальшим удосконаленням чисельного моделювання мікросупутника при відтворенні в ньому умов, які створює термовакuumний стенд ТВК-2,5. Це стосується насамперед стаціонарних умов навколишнього "холодного" простору і плівкових нагрівачів, що імітують сонячне випромінювання, або перехід до застосування в експериментальних дослідженнях іншої нової методики освітлення зовнішніх поверхонь МС за допомогою ICBO і IB3.

2. Є розбіжності у величинах теплових зв'язків між елементами рамкового модуля, отриманих в експерименті і розрахунку. Найбільша проблема – це пошук і визначення дійсних теплових зв'язків між елементами МС. Щоб вирішити дану проблему, в подальшому необхідно провести ряд розрахункових та, по можливості, експериментальних робіт, в тому числі й повторні термовакuumні випробування.

3. За результатами розрахунку є великі розбіжності в температурних значеннях екранів КР, що зумовлено складністю конструкції даного елемента і відтворення його в тепловій моделі. В цьому аспекті також потрібні додаткові експериментальні дані і результати чисельного моделювання за більш точним визначенням характеру кондуктивних зв'язків та променевого теплообміну в зоні рознімачів.

Викладені рекомендації спрямовані не тільки на уточнення і корегування вихідної математичної моделі, але й на подальше вдосконалення та оптимізацію вузлів і конструкції МС і ТВК.

Б.М. Рассамкин, В.А. Рогачов, С.М. Хайрнасов,
Е.В. Мархай

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ МИКРОСПУТНИКА

Приведены результаты экспериментального и численного моделирования теплового режима микроспутника. Представлено описание моделирующей экспериментальной установки ТВК-2,5, разработанной в НТУУ "КПИ", и методику расчета температурного поля микроспутника. Приведено сопоставление экспериментальных и теоретически-расчетных результатов исследований.

B.M. Rassamakin, V.A. Rogachov, S.M. Khayrnasov,
Ye.V. Markhay

SIMULATION OF MICROSATELLITE'S THERMAL MODES

We reveal the results of experimental and numerical simulation of thermal modes for microsatellite and provide description of ТВК-2.5 plant for experimental simulation which was created at NTUU "Kyiv Polytechnic Institute". We describe the calculation procedure of microsatellite's temperature field and compare the results of experimental and theoretical-and-computational research.

1. *Козлов Л.В., Нусинов М.Д., Акишин А.И. и др.* Моделирование тепловых режимов космического аппарата и окружающей его среды. – М.: Машиностроение, 1971. – 382 с.
2. *Шеволдин В.А., Гридин А.С.* Комплексное физическое моделирование условий эксплуатации оптико-электронных приборов // Оптический журнал. – 1994. – № 1. – С. 95–100.
3. *Мартынов Д.А.* Моделирование тепловых воздействий при проведении испытаний оптико-электронных приборов в вакууме // Там же. – № 11. – С. 23–26.
4. *Копяткевич Р.М., Альтов В.В., Мишин Г.С.* Тепловые режимы радиоэлектронных приборов космических аппаратов // Тр. Второй российской нац. конф. по теплообмену. – 1998. – Т. 1. – С. 129–132.
5. *Кислов А.М., Романенко В.Г., Курилов В.С.* Пакет программ для расчета теплового режима приборных отсеков космического аппарата. – Харьков: НТО. НАНУ ФТИНТ, 1995. – 114 с.
6. *Хохулин В.С.* Комбинаторный анализ теплового режима космических конструкций в одномерном приближении // Тр. Второй российской нац. конф. по теплообмену. – 1998. – Т. 1. – С. 169–172.
7. *Рассамакин Б.М., Рогачев В.А., Хоминич В.И. и др.* Экспериментальное моделирование тепловых режимов малогабаритных космических аппаратов и их внешних тепловых потоков. Ч. 1. Термовакuumная установка ТВК-2,5 // Космічна наука і технологія. – 2002. – 8, № 1. – С. 37–41.
8. *Рассамакин Б.М., Рогачев В.А., Хоминич В.И. и др.* Экспериментальное моделирование тепловых режимов малогабаритных космических аппаратов и их внешних тепловых потоков. Ч. 2. Результаты тепловакуумных испытаний макета микроспутника типа МС-1-ТК-ТВ // Там же. – № 4. – С. 3–10.

Рекомендована Радою
теплоенергетичного факультету
НТУУ “КПІ”

Надійшла до редакції
24 квітня 2009 року