

УДК 629.782

**Б. М. Рассемакин<sup>1</sup>, В. А. Рогачев<sup>1</sup>, В. И. Хоминич<sup>1</sup>,  
С. М. Хайрнасоев<sup>1</sup>, Ю. В. Петров<sup>2</sup>, Ю. В. Цегельник<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», Київ

<sup>2</sup>Державне конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля, Дніпропетровськ

**Экспериментальное моделирование  
тепловых режимов малогабаритных космических  
аппаратов и их внешних тепловых потоков.  
II. Результаты тепловакуумных испытаний макета  
микроспутника типа МС-1-ТК-ТВ**

*Надійшла до редакції 07.02.02*

Обговорюються результати тепловакуумних випробувань теплового макета малогабаритного космічного апарата типу МС-1-ТК-ТВ у моделюючій установці ТВК-2.5. Визначено просторові температурні поля конструкції микроспутника при різних внутрішніх та зовнішніх теплових навантаженнях. Експериментальні дані порівнюються з результатами числового моделювання теплового режиму микроспутника.

Тепловакуумные испытания малогабаритного космического аппарата (КА) выполнены в Национальном техническом университете Украины «Киевский политехнический институт» на оборудовании и по методикам, приведенными в работе [4]. Объектом исследований является тепловой макет микроспутника типа МС-1-ТК-ТВ, разработанный и изготовленный в ГKB «Южное».

Целью наземной экспериментальной отработки КА является повышение его надежности и долговечности путем оптимизации тепловых параметров узлов приборных модулей и конструкции аппарата. В задачи испытаний входит определение температурных полей конструкции и приборных модулей микроспутника, определение их реальных кондуктивных связей при имитации минимального и максимального внутренних тепловыделений электронных приборов и воздействия внешних тепловых потоков.

Микроспутник, общий вид которого представлен на рис. 1, состоит из следующих основных узлов:

корпуса 1 в форме прямого параллелепипеда, четырех панелей фотоэлектрических батарей 2 и гравитационного стабилизатора 3.

Сборка корпуса микроспутника осуществляется последовательным креплением с помощью дистанцирующих направляющих к основанию 4 и друг к другу девяти унифицированных приборных рамочных модулей: №№ 1—9; плиты промежуточной 5; отсека научной аппаратуры 6; плиты установочной 7. Толщина боковых стенок и перегородок приборных рамочных модулей, экранов отсека научной аппаратуры равна 1.5 мм. Боковая стенка корпуса со стороны электрических кабельных разъемов закрыта экраном толщиной 1.0 мм (грань I—IV). Габаритные размеры корпуса микроспутника составляют 380 × 380 × 521 мм. Элементы конструкции микроспутника выполнены из алюминиевого сплава.

К боковым граням основания с помощью пружинных поворотных механизмов прикреплены панели фотоэлектрических батарей, расположенные

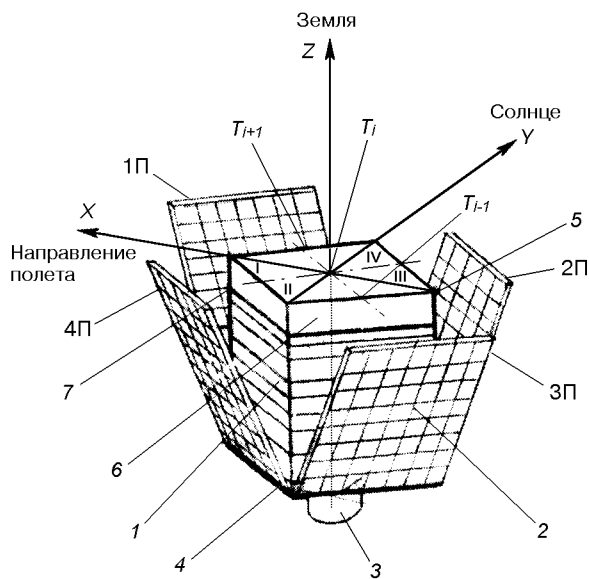


Рис. 1. Общий вид теплового макета микроспутника. 1 — корпус, 2 — фотоэлектрическая батарея, 3 — гравитационный стабилизатор, 4 — основание, 5 — плата промежуточная, 6 — отсек научной аппаратуры, 7 — плата установочная

при движении на орбите микроспутника под углом  $32.5^\circ$  к продольной оси  $Z$  корпуса и поверхностям граней микроспутника. Размеры каждой панели равны  $380 \times 488 \times 15$  мм. Макет гравитационного стабилизатора имеет внешний диаметр 142 мм и высоту 104 мм.

В полете микроспутник ориентирован в орбитальной системе координат продольной осью  $Z$  на Землю со стороны установочной плиты (рис. 1). Плоскость стабилизации I—III лежит в плоскости орбиты (ось  $X$ ). Орбита микроспутника солнечно-синхронная высотой 660 км с наклоном  $i = 82.5^\circ$ . Тепловакуумные испытания выполнены для случая постоянного внешнего теплоподвода, реализуемого на бестеневой орбите, когда нормаль к плоскости орбиты направлена на Солнце (ось  $Y$ ).

Оптические коэффициенты поглощения и излучения для наружных поверхностей стенок корпуса, основания и установочной плиты соответственно равны  $A_s = 0.45$  и  $\varepsilon = 0.9$ , для наружной поверхности гравитационного стабилизатора  $A_s = \varepsilon = 0.9$ , для рабочих поверхностей фотоэлектрических батарей  $A_s = \varepsilon = 0.88$ , для тыльных —  $A_s = 0.7$  и  $\varepsilon = 0.8$ . Значения коэффициентов термозащиты приведены с учетом его деградации на орбите для  $A_s$  в видимом диапазоне, а  $\varepsilon$  — в ИК-диапазоне.

Подробная информация о конструкции микроспутника, его составных частях, условиях орби-

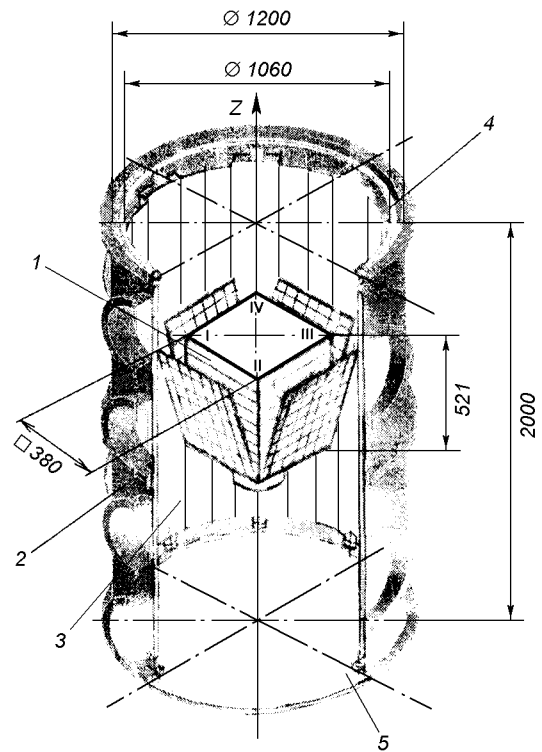


Рис. 2. Расположение теплового макета микроспутника в тепловакуумной камере 1 — микроспутник, 2 — камера, 3 — боковые криоэкраны, 4 — верхний криоэкран, 5 — нижний криоэкран

тального полета дана в научно-технических отчетах ГKB «Южное» [2, 5].

Тепловакуумные испытания макета микроспутника выполнены на установке ТВК-2.5 [4]. Размещение микроспутника в тепловакуумной камере показано на рис. 2. При проведении тепловакуумных испытаний по сравнению с реальными условиями полета положение микроспутника в камере является перевернутым, установочная плита находится сверху и ориентирована на верхний криоэкран 4, а гравитационный стабилизатор находится внизу и ориентирован на нижний криоэкран 5.

Микроспутник 1 неподвижно крепится внутри камеры 2 на четырех низкотеплопроводных стальных подвесках стержневого типа таким образом, что их продольные оси параллельны между собой и оси  $Z$ . Поверхности криоэкранов 3—5, охлаждаемые жидким азотом, полностью окружают испытуемый объект. Контроль температуры криоэкранов осуществлялся с помощью миниатюрных терморезисторов, изготовленных по тонкопленочной технологии с линейной характеристикой в рабочем диапазоне температур и равномерно размещенных на тыльных поверхностях криоэкранов. Степень чер-

Значения имитируемых внешних и внутренних тепловых нагрузок узлов микроспутника

Номер модуля, грани, панели	Номер нагревателя	Тепловая нагрузка, Вт				Номер датчика температуры
		Освещение со стороны ребра IV		Освещение со стороны ребра II		
		min	max	min	max	
<b>ГРАВИТАЦИОННЫЙ СТАБИЛИЗАТОР</b>						
	Q1	15				
<b>ОСНОВАНИЕ</b>						
	—	—				T1, T2, T3
<b>РАМОЧНЫЕ МОДУЛИ:</b>						
Модуль № 1	Q2	2				T4, T5, T6
	Q3	2				
№ 2	Q4	3.2				T7, T8, T9
	Q5	0				
№ 3	Q6.1	3				T10, T11, T12
	Q6.2	3				
№ 4	Q8	—	16	—	16	T13, T14, T15
№ 5	Q7	10	11	10	11	T16, T17, T18
№ 6-7	Q9	3.5	19	3.5	19	T19, T20, T21
№ 8	Q10	—	11	—	11	T22, T23, T24
№ 9	Q11	—	9	—	9	T25, T26, T27
<b>ПЛИТА УСТАНОВОЧНАЯ</b>						
	Q12	13				T28, T29, T30
	Q13	13				
<b>ВНУТРЕННИЕ ПОВЕРХНОСТИ ЭКРАНОВ КАБЕЛЬНЫХ РАЗЪЕМОВ И НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ:</b>						
Грань I-IV	Q14	57		8		T33, T35, T36, T37
Грань IV-III	Q15	57		8		T34
Грань III-II	Q16	8		57		T31
Грань II-I	Q17	8		57		T32
<b>ТЫЛЬНЫЕ ПОВЕРХНОСТИ ПАНЕЛЕЙ ФОТОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ БАТАРЕЙ:</b>						
1П (I-IV)	Q18	167		17		T38, T39
2П (IV-III)	Q19	167		17		T40, T41
3П (III-II)	Q20	17		167		T42, T43
4П (II-I)	Q21	17		167		T44, T45

ноты лицевой поверхности криоэкрана со стороны микроспутника составляет  $\varepsilon \approx 0.92$ . В рабочем объеме камеры обеспечивается вакуум с предельным остаточным давлением 0.66 мПа [4].

Внешние лучистые тепловые потоки и тепловые нагрузки приборов имитировались тонкопленочными напыленными электронагревателями, которые наклеивались на наружные поверхности стенок микроспутника, фотоэлектрических батарей, гравитационного стабилизатора, плиты установочной и внутренние поверхности плат приборных рамочных модулей. Мощности, место расположения и габариты электронагревателей подробно представлены в [1]. Величины тепловых нагрузок, подаваемых на электронагреватели при проведении тепловакуумных испытаний, приведены в таблице.

Суммарные внешние тепловые потоки излучения Q1, Q12—Q21, поглощаемые элементами конструкции на орбите, определены численным методом [5], в котором принято, что при орбитальном полете микроспутника солнечная постоянная приблизительно равна 1400 Вт/м<sup>2</sup>, плотность потока собственного излучения 230 Вт/м<sup>2</sup> и альбедо Земли 0.35. Имитируемые значения мощностей внутренних тепловыделений Q2—Q11 в приборных рамочных модулях задаются согласно требованиям, предъявляемым к бортовой аппаратуре.

Измерения температурного поля по конструкции микроспутника осуществляется с помощью медь-константановых термопар. На внутренней поверхности каждого приборного рамочного модуля равномерно вдоль оси симметрии, перпендикулярной к

грани I—IV, размещено по три термодпары  $T_{i-1}$ ,  $T_i$ ,  $T_{i+1}$  (рис. 1). На внутренней поверхности экрана кабельных разъемов по высоте размещено четыре термодпары (Т33, Т35, Т36, Т37), а на экранах научной аппаратуры — по одной термодпаре (Т31, Т32, Т34). Температуру тыльной поверхности панели фотоэлектрических батарей контролируют по две термодпары, закрепленные на середине каждой панели вдоль ее продольной оси (Т38—Т45) [1].

Имитировались четыре случая внешнего и внутреннего теплоподвода к микроспутнику: при минимальной и максимальной тепловых нагрузках бортовой аппаратуры и внешнем теплоподводе со стороны ребер IV и II.

В режиме минимального теплового рассеивания нагреватели приборов Q8, Q10, Q11 отключены, а Q7, Q9 имеют минимальную тепловую нагрузку. В этом случае принимается, что режим является стационарным, если изменения показаний любого датчика температуры происходят со скоростью, не превышающей  $\pm 2$  °C/ч.

Максимальное внутреннее тепловыделение узлов микроспутника реализовывалось путем включения на 11 мин нагревателей приборных модулей при значениях максимальных рассеиваемых мощностях Q7—Q11 с периодичностью 4 ч, в течение этого времени тепловой режим микроспутника практически полностью устанавливался, а разница между показаниями соответствующего датчика температуры на смежных циклах не превышала 2 °C.

Суммарное время испытаний составляло 23 ч и включало следующие этапы: откачку ТВК-2.5 с обеспечением заданного вакуума, заливку (захолаживание) системы криоэкранов жидким азотом, выход на стационарный тепловой режим КА.

Величины погрешностей измерения температуры термодпарами, при доверительной вероятности 0.95, в стационарном режиме для поверхностей микроспутника и приборных модулей составляют  $\pm 0.6$  °C, а для поверхностей фотоэлектрических батарей —  $\pm 1.5$  °C. Погрешности измерений температур термометрами сопротивления, установленными на криоэкранах, равны в среднем  $\pm 0.4$  °C. Относительные погрешности измерения тепловых мощностей, подаваемых на нагреватели Q1—Q21 в ходе испытаний, не превышают  $\pm 1.5$  %.

На рис. 3 приведена диаграмма распределения температур по приборным модулям и конструкции микроспутника в стационарном режиме при минимальной внутренней тепловой нагрузке и внешнем тепловом воздействии  $q_s$  со стороны ребра IV. Видно, что значения температур приборного отсека микроспутника в основном положительны. Наибольший нагрев наблюдается в средней части кор-

пуса, расположенной в области приборных рамочных модулей №№ 4, 5, здесь температуры не превышают +16 °C. Для крайних элементов корпуса микроспутника, основания и плиты установочной характерны отрицательные температуры. Температурное поле внутренних поверхностей экранов кабельных разъемов и научной аппаратуры, расположенных со стороны внешнего теплового воздействия охватывает диапазон +19...+43 °C. Минимальная температура экранов научной аппаратуры, расположенных с противоположной теневой стороны (Т31, Т32), составляет -15...-13 °C.

Температура освещаемых панелей 1П и 2П находится в диапазоне +35...+50 °C. Панели 3П и 4П, расположенные с теневой стороны, имеют отрицательные температуры (Т42, Т45) от -34 до -57 °C. При этом существенно перегреваются участки, близкие к граням корпуса микроспутника, а переохлаждаются — крайние зоны поверхностей фотоэлектрических батарей, имеющие наилучшие условия теплоотвода. В среднем перепад температур по высоте тыльной поверхности фотоэлектрических батарей составляет 10 °C. Из анализа экспериментальных данных, приведенных на рис. 3, следует, что пространственное температурное поле поверхностей конструкции микроспутника находится в пределах от +16 °C до -57 °C, а наиболее теплонапряженными элементами являются панели фотоэлектрических батарей.

На рис. 4 приведена диаграмма температурного поля конструкции микроспутника в стационарном режиме при минимальной внутренней тепловой нагрузке и внешнем тепловом воздействии  $q_s$  со стороны ребра II. Распределение температур в приборном отсеке по сравнению с предыдущим режимом (рис. 3) иное. Наблюдается изменение направления градиента температур на противоположное в пределах внутренней поверхности каждого приборного рамочного модуля ( $T_{i-1} > T_i > T_{i+1}$ ). В рассматриваемом режиме температура наиболее теплонапряженных приборных рамочных модулей №№ 4, 5 повышается до +22 °C. Неосвещенные поверхности экранов кабельных разъемов и научной аппаратуры (грани I—IV и III—IV) имеют отрицательную температуру. Величины температур поверхностей одноименных панелей (1П, 2П и 3П, 4П) изменяют знак на противоположный. По сравнению с направлением освещенности со стороны ребра IV уровень отрицательных температур значительно ниже, а положительных — остался практически без изменений, что указывает на тепловую асимметрию микроспутника, несмотря на близкое в количественном отношении распределение температур по конструкции микроспутника. Из анализа данных рис. 3, 4

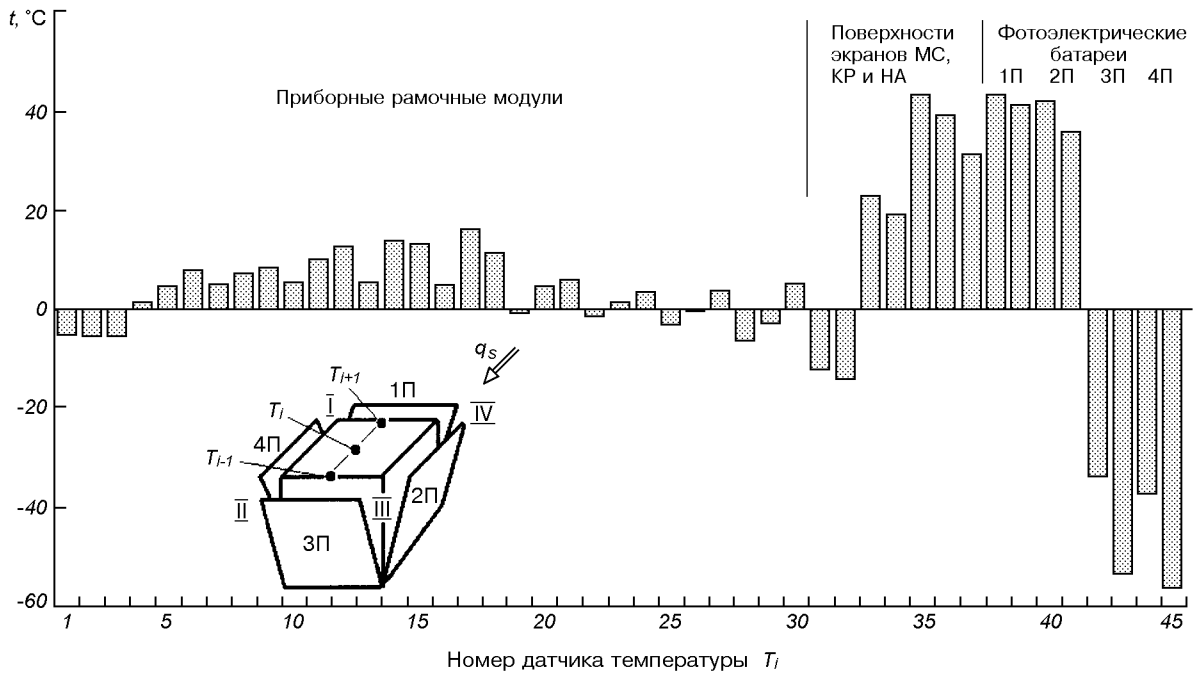


Рис. 3. Диаграмма распределения температур по приборным модулям и конструкции микроспутника (МС — микроспутник, КР — кабельные разъемы, НА — научная аппаратура) в стационарном режиме при минимальном тепловом рассеивании и освещении со стороны ребра IV

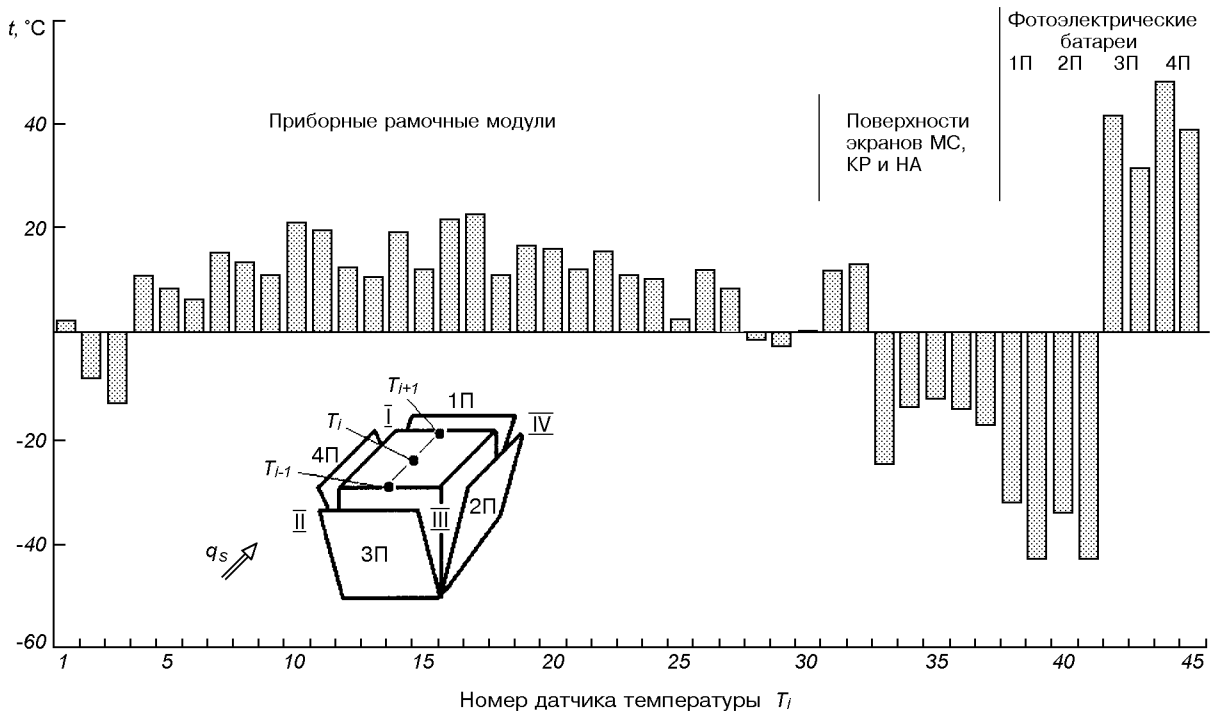


Рис. 4. Диаграмма распределения температур по приборным модулям и конструкции микроспутника в стационарном режиме при минимальном тепловом рассеивании и освещении со стороны ребра II

следует, что температурное поле зависит от величины рассеиваемых мощностей Q14—Q21 и условий теплообмена в результате изменившегося направления внешних потоков излучения  $q_s$  на КА.

Типичные термоциклограммы, характеризующие режим работы микроспутника при включении на 11 мин приборных рамочных модулей №№ 4, 5, 6—9 и рассеивающих максимальные тепловые нагрузки Q8—Q11, проиллюстрированы на рис. 5.

На графических зависимостях изменения температуры во времени  $T_1 = f(\tau)$  наблюдаются пики, наибольшие среди них относятся к приборному рамочному модулю № 6-7 (T19, T20, T21), что связано с максимально рассеиваемой тепловой мощностью прибора (рис. 5, з). Так, температура поверхности превышает начальную, имеющую место до включения прибора на 4-5 °С. Уровни температурных всплесков остальных приборных рамочных модулей менее существенны и не превышают 1-2 °С (рис. 5, б, в, д).

Анализ термоциклограмм показывает, что закон распределения температур зависит не только от величины рассеиваемой мощности и условий теплообмена, но и от длительности воздействия источника нагрева. После отключения нагревателей указанных приборных рамочных модулей в течение четырехчасовой паузы, предваряющей следующее их включение, тепловой режим микроспутника полностью устанавливается. За сравнительно короткое время включения тепловой поток не успевает распространиться и воздействовать на температурные поля соседних приборных рамочных модулей и конструкцию микроспутника в целом. Вывод подтверждается данными рис. 5, а, е, ж, где показаны распределения температуры во времени на поверхностях экранов кабельных разъемов, научной аппаратуры, панелей фотоэлектрических батарей. Из графиков видно, что в период включения приборов, соответствующего режиму максимальной тепловой нагрузки, температурное поле поверхностей экранов и панелей фотоэлектрических батарей остается неизменным. Таким образом, режим максимального нагрева аппаратуры носит локальный и кратковременный характер, влияющий лишь на тепловые режимы включаемых приборов.

Результаты экспериментальных исследований сопоставлены с тепловой моделью микроспутника, построенной с помощью программной системы ASTRA пакета программ TRASSA-2, предназначенного для решения задач сложного теплообмена и определения температурных полей в негерметичных (герметичных) приборных отсеках КА в условиях орбитального полета [3]. Решение внутренней задачи лучистого теплообмена выполнено по про-

грамме OAZIS-2. Для расчета теплового режима микроспутника в ТВК-2.5 использована модель сосредоточенных параметров. Расчет стационарного температурного поля макета микроспутника при испытаниях в ТВК-2.5 проведен для режима минимального внутреннего тепловыделения аппаратуры и измеренных действительных температур стенок криоэкрана.

Сопоставление расчетных и экспериментальных данных показывают некоторые расхождения. Например, расчетное значение температуры основания на 6 °С выше экспериментального, вследствие принимаемого завышенного значения эффективной теплопередачи кондуктивной связи основание — гравитационный стабилизатор. Экспериментальное значение температуры поверхности экрана отсека научной аппаратуры между плоскостями I—IV на 5 °С выше расчетного, а участка экрана кабельных разъемов со стороны основания — на 13 °С. Это может быть объяснено тем, что в реальности боковые стенки приборных рамочных модулей со стороны экрана кабельных разъемов затеняются от его внутренней стороны множеством массивных разъемов с кабелями, которые приводят к тепловой асимметрии. Для учета этого затенения в числовом материале тепловой модели степень черноты внутренней стороны экрана кабельных разъемов уменьшена до значения  $\epsilon_s = 0.35$ . Чтобы устранить обнаруженные расхождения, в модели скорректированы значения тепловой проводимости кондуктивных связей центральные узлы приборных рамочных модулей — боковые стенки приборных рамочных модулей, в два раза уменьшена степень черноты внутренней поверхности экрана кабельных разъемов, уточнены площади теплового контакта узлов микроспутника.

В результате проведенных тепловакуумных испытаний:

- исследованы температурные поля приборных модулей, узлов и элементов конструкции микроспутника, поверхностей фотоэлектрических батарей в зависимости от изменения величин и направлений внутренних тепловых нагрузок и внешних лучистых тепловых потоков;
- выявлены температурные пределы работы бортового оборудования микроспутника в условиях стационарных и нестационарных тепловых нагрузок;
- даны рекомендации по усовершенствованию и оптимизации узлов и конструкции микроспутника;

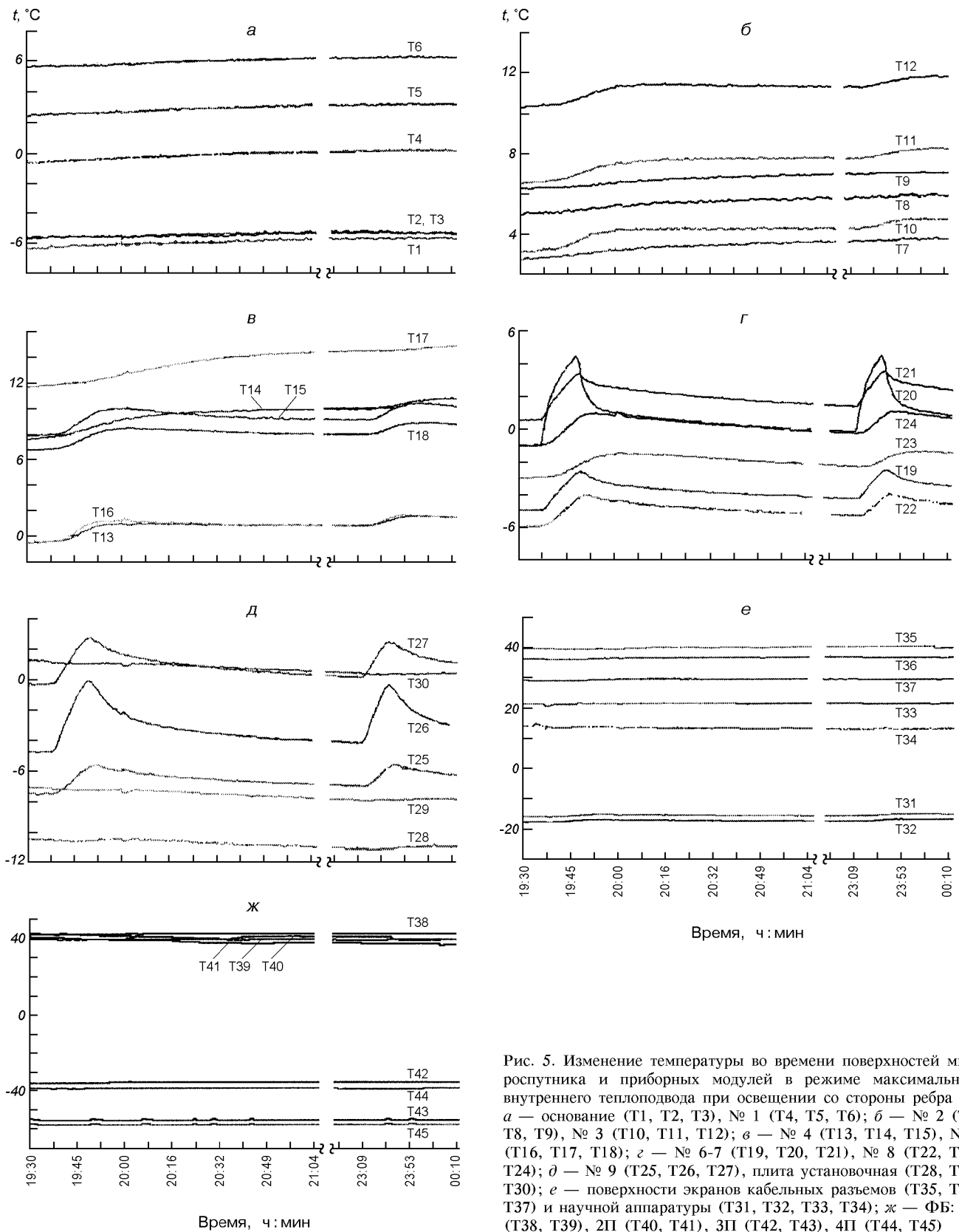


Рис. 5. Изменение температуры во времени поверхностей микроспутника и приборных модулей в режиме максимального внутреннего теплоподвода при освещении со стороны ребра IV: *a* — основание (T1, T2, T3), № 1 (T4, T5, T6); *б* — № 2 (T7, T8, T9), № 3 (T10, T11, T12); *в* — № 4 (T13, T14, T15), № 5 (T16, T17, T18); *г* — № 6-7 (T19, T20, T21), № 8 (T22, T23, T24); *д* — № 9 (T25, T26, T27), плата установочная (T28, T29, T30); *е* — поверхности экранов кабельных разъемов (T35, T36, T37) и научной аппаратуры (T31, T32, T33, T34); *ж* — ФБ: 1П (T38, T39), 2П (T40, T41), 3П (T42, T43), 4П (T44, T45)

- уточнена и скорректирована исходная математическая модель микроспутника.
1. Аппарат космический КС5МФ2. Термовакuumные испытания теплового макета спутника. Программа и методика КС5МФ2 14.6710.311ПМ. — Днепропетровск: ГKB «Южное», 2000.—30 с.
  2. Исходные данные № 311/77 для расчета теплового режима КА МС-1-ТК-ТВ в условиях испытаний в ТВК-2.5. — Днепропетровск: ГKB «Южное», 2000.—40 с.
  3. Разработка пакета программ с автоматизированной системой формирования оптико-геометрических моделей для расчета теплообмена КА МС-1-ТК-ТВ: (Отчет НИР) / СКTB ФТИНТ. — Харьков, 2000.—70 с.
  4. Рассмакин Б. М., Рогачев В. А., Хоминич В. И. и др. Экспериментальное моделирование тепловых режимов малогабаритных космических аппаратов и их внешних тепловых потоков. I. Термовакuumная установка ТВК-2.5 // Космічна наука і технологія.—2002.—8, № 1.—С. 37—41.
  5. Расчет теплового режима КА МС-1-ТК для условий испытаний его в термовакuumной камере: (Технический отчет) / ГKB «Южное», № 311/111. — Днепропетровск: ГKB «Южное», 1998.—65 с.

---

**EXPERIMENTAL MODELLING OF HEAT MODES OF SMALL SPACE VEHICLES AND THEIR EXTERNAL HEAT FLOWS. II. HEAT VACUUM TEST RESULTS OF THE MS-1-TK-TV -TYPE MICRO-SPUTNIK MOCK-UP**

**B. M. Rassamakin, V. A. Rogachyov, V. I. Khominich, S. M. Khayrnasov, Yu. V. Petrov, Yu. V. Tsegel'nik**

Heat vacuum test results of the MS-1-TK-TV small space vehicle inside the TVK-25-type modelling plant are discussed. Spatial temperature fields of the microsputnik (MS) design were determined depending on internal and external heat loads. Comparative analysis of the experimental data with numerical modelling results of MS heat modes is made.