

УДК 662.927.629.78

Определение ориентации космического аппарата на основе анализа поля температуры его внешней поверхности

Н.П. Семена

Институт космических исследований РАН, Москва

E-mail: semena@hea.iki.rssi.ru

Показано, что на основании анализа поля температур внешней поверхности космического аппарата возможно определение его ориентации — направлений на основные источники тепла в пределах Солнечной системы, включая Солнце и близлежащую планету. Для аппарата простейшей конфигурации эта задача может быть решена аналитически. В реальных аппаратах должны быть установлены простые термочувствительные элементы, имеющие слабую тепловую связь с космическим аппаратом и высокую чувствительность к изменению внешних тепловых условий. Эксперимент показал, что точность определения ориентации с помощью такой системы измерения температур достигает 5 угл. мин. при скорости вращения космического аппарата до 30 угл. град./мин.

Ключевые слова: ориентация космического аппарата, тепловой режим космического аппарата, термодинамическая система ориентации.

ВВЕДЕНИЕ

При выполнении практически любой космической миссии важнейшее значение имеет знание ориентации космического аппарата (КА) относительно космических объектов (Солнца, планет или звездного неба). Потеря информации об ориентации в большинстве случаев равносильна провалу миссии даже при сохранении работоспособности всех остальных систем космического аппарата. Примером неудачи проекта из-за невозможности определения текущей ориентации космического аппарата могут служить марсианские миссии 1988-89 гг «Фобос-1» и «Фобос-2».

Для определения ориентации КА служат специальные устройства — звездные и солнечные датчики, инфракрасная вертикаль. Это достаточно сложные и дорогие элементы, надежность которых должна быть чрезвычайно высокой. Вместе с тем на борту КА имеются данные о температуре его внешней поверхности, анализ которых позволяет без использования указанных устройств определять направления на основные источники тепла в Солнечной системе — на Солнце и близлежащую планету, что является эквивалентом информации об ориентации КА.

Существенная инерционность тепловых процессов накладывает на возможность использования этого метода некоторые ограничения. Однако его применение при выходе из строя основной системы определения ориентации или при необходимости идентификации участка звездного неба, находящегося в поле

зрения звездного или солнечного датчика, а также в качестве основного метода при пониженных требованиях к точности определения ориентации КА вполне оправдано.

ВЗАИМОСВЯЗЬ ПОЛЯ ТЕМПЕРАТУР ВНЕШНЕЙ ПОВЕРХНОСТИ КА И ЕГО ОРИЕНТАЦИИ

В общем случае при нахождении КА около планеты Солнечной системы температурный режим его наружной поверхности определяется воздействием следующих внешних тепловых факторов: “холодного” и “черного” космического пространства и трех основных тепловых потоков:

- прямого солнечного излучения E_s ,
- собственного излучения планеты E_p ,
- отраженного от планеты солнечного излучения E_{sp} .

Каждый из этих потоков имеет особенности, которые необходимо учитывать для определения взаимосвязи ориентации КА и распределения температур по его поверхности.

В качестве примера могут быть рассмотрены параметры лучистых потоков в околоземном пространстве. Особенности прямого солнечного излучения обусловлены значительной удаленностью Солнца от КА. Для практических расчетов Солнце может рассматриваться как бесконечно удаленный источник излучения. Поэтому лучистый поток от него на всем протяжении околоземной орбиты имеет характеристики, не зависящие от параметров орбиты: постоянную малую локальную расходимость (32°); одинаковое направление в конкретный момент времени (солнечное излучение параллельно в объемах, соизмеримых с габаритами КА); постоянную облученность $E_s \sim 1400 \text{ Вт/м}^2$, имеющую слабые сезонные колебания или нулевую интенсивность при заходе аппарата в тень Земли.

Собственное излучение Земли, напротив, из-за ее близости к КА имеет характеристики, зависящие от его текущей высоты над Землей: значительный (до 150°) угол расходимости излучения, облученность до 230 Вт/м^2 . Отраженное от Земли излучение Солнца также зависит от высоты орбиты и, кроме того, от времени, т. к. интенсивность этого излучения определяется переменным во времени взаимным расположением Солнца, Земли и космического аппарата.

Облученность элементов корпуса КА прямым солнечным излучением может быть переменной во времени при ориентации аппарата на Землю или постоянной при его ориентации на Солнце. Облученность различных элементов корпуса КА отраженным от Земли излучением Солнца всегда переменна во времени. Облученность элементов корпуса излучением Земли, напротив, постоянна во времени при ориентации КА на Землю и переменна при ориентации на Солнце. Спектральное распределение прямого и отраженного от Земли солнечного излучения лежит в основном в видимой области. Собственное излучение Земли является инфракрасным.

Необходимо отметить следующее. Если в наземных условиях температура внешней поверхности любого тела определяется большим количеством случайных факторов (скоростью ветра, влажностью воздуха, наличием близлежащих объектов, температурой почвы и т. д.), то в космическом пространстве ориентация тела относительно Солнца и планеты является основным внешним фактором, формирующим поле температуры его поверхности.

Для определения взаимосвязи ориентации и теплового режима поверхности космического аппарата может быть использована его тепловая математическая модель, что демонстрирует пример простейшего КА, представляющий собой куб

с известными кондуктивными связями между гранями, находящийся на орбите Земли (рис. 1).

Если в качестве тепловых узлов космического аппарата рассматривать грани куба и предположить, что в КА отсутствуют внутреннее тепловыделение, а также переизлучение между гранями (более сложная конфигурация и структура аппарата усложнит модель, но не изменит общих результатов анализа), то его тепловая модель будет описываться следующими шестью уравнениями:

$$C_i \frac{dT_i}{d\tau} = (\varepsilon_i E p_i + A s_i (E s_i + E s p_i)) S_i + \sum_{j=1(i \neq j)}^6 \frac{T_i - T_j}{R_{ij}} - \varepsilon_i \sigma \cdot T_i^4 S_i, \quad i = 1 \dots 6,$$

где C_i , T_i — значения теплоемкости и температуры шести тепловых узлов (граней куба), R_{ij} — тепловое сопротивление между i -ым и j -ым тепловыми узлами (гранями куба), $A s_i$, ε_i , S_i — значения коэффициентов поглощения солнечного излучения и степени черноты и площади поверхности шести граней куба, $E s_i$, $E s p_i$, $E p_i$ — мгновенные значения облученности прямым солнечным излучением, отраженным от Земли солнечным излучением и собственным излучением Земли шести граней куба, τ — время, σ — постоянная Стефана–Больцмана.

Направления на основные источники тепла — Солнце и Землю — могут определяться на основании восемнадцати значений плотности внешних лучистых потоков ($E s_i$, $E s p_i$, $E p_i$, $i = 1 \dots 6$). Однако шести уравнений тепловой модели для их определения недостаточно. Поэтому тепловую модель необходимо дополнить не менее чем двенадцатью уравнениями. Данные уравнения могут быть получены

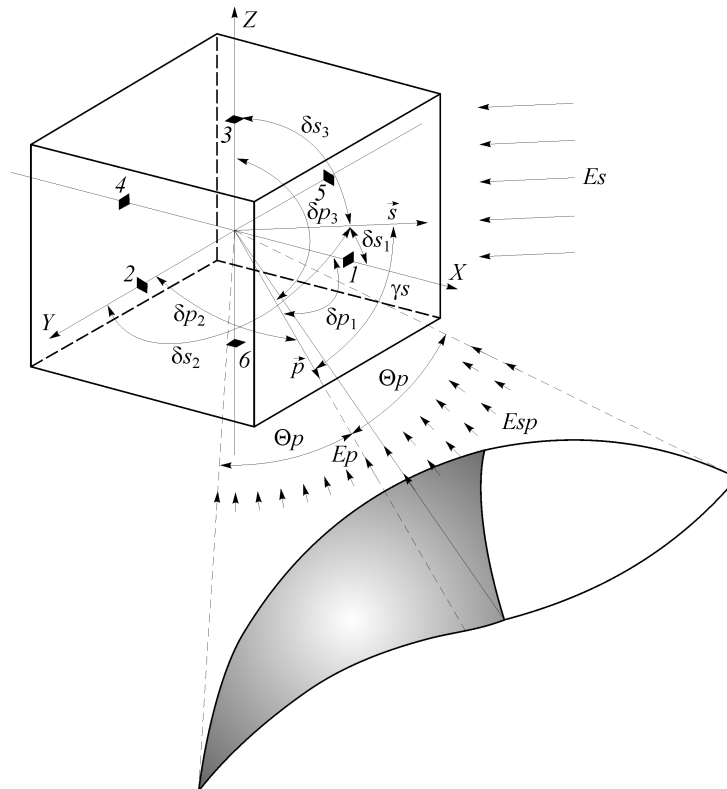


Рис. 1. Схема воздействия на околоземный кубический КА внешних лучистых потоков.

из условия облучения всех граней куба двумя источниками (Солнцем и Землей) и неизменности взаимной ориентации граней друг относительно друга.

В силу особенностей прямого солнечного излучения, для описания величин Es_i может быть применена простейшая математическая модель. Если в качестве осей X, Y, Z связанной с КА системы координат, выбрать направления, совпадающие с нормальными к первой, второй и третьей граням куба (см. рис. 1), то могут быть составлены следующие уравнения:

$$Es_i = Es \times \cos(\delta s_i); \quad i = 1 \dots 6,$$

где Es — нормальная облученность солнечным излучением на орбите Земли (солнечная постоянная), $\delta s_1, \delta s_2, \delta s_3$ — углы между положительными направлениями осей X, Y, Z связанной с КА системы координат и направлением на Солнце, $\delta s_4, \delta s_5, \delta s_6$ — углы между отрицательными направлениями осей X, Y, Z связанной с КА системы координат и направлением на Солнце.

Величина Es имеет сезонные колебания от 1396 до 1444 Вт/м², но при этом она известна с высокой степенью достоверности для любого дня в течение года.

Облученности граней куба собственным излучением Земли (Ep_1, \dots, Ep_6) описываются несколько сложнее [1]:

$$Ep_i = \frac{1 - Ap}{4} Es \cdot \varphi_i,$$

$$\varphi_i = \cos \delta p_i \cdot \sin^2 \theta p \quad \text{при } 0 \leq \delta p_i < \frac{\pi}{2} - \theta p,$$

$$\begin{aligned} \varphi_i = \frac{1}{\pi} & \left(\cos \delta p_i \cdot \sin^2 \theta p \left(\frac{\pi}{2} - \arcsin(\operatorname{ctg} \theta p \cdot \operatorname{ctg} \delta p_i) \right) \right) + \\ & + \arcsin \frac{\sqrt{\sin^2 \theta p - \cos^2 \delta p_i}}{\sin \delta p_i} - \cos \theta p \sqrt{\sin^2 \theta p - \cos^2 \delta p_i} \\ & \text{при } \frac{\pi}{2} - \theta p \leq \delta p_i < \frac{\pi}{2} + \theta p; \quad \varphi_i = 0 \quad \text{при } \frac{\pi}{2} + \theta p \leq \delta p_i \leq \pi, \end{aligned}$$

$$i = 1, \dots, 6,$$

где Ap — среднее альbedo Земли, φ_i — угловой коэффициент облучения планетой i -ой грани космического аппарата, $\delta p_1, \delta p_2, \delta p_3$ — углы между положительными направлениями осей X, Y, Z связанной с КА системы координат и направлением на центр Земли, $\delta p_4, \delta p_5, \delta p_6$ — углы между отрицательными направлениями осей X, Y, Z связанной с КА системы координат и направлением на центр Земли, θp — угол обзора планеты из центра космического аппарата.

Наиболее сложная модель служит для описания облученности граней куба отраженным от Земли солнечным излучением:

$$\begin{aligned} Esp_i &= Ap Es \varphi'_i, \\ \varphi'_i &= f_2 \cos \delta p_i \cdot \cos \gamma s + f_3 \cdot \sin \delta p_i \cdot \sin \gamma s \cdot \cos \beta s_i, \\ & i = 1 \dots 6, \end{aligned}$$

где φ'_i — угловой коэффициент облучения освещенной солнцем частью планеты i -ой грани космического аппарата, f_2, f_3 — вспомогательные функции, γs — угол

между направлениями на Солнце и на КА из центра планеты, βs_i — двухгранный угол с вершиной, совпадающей с прямой, проходящей через центр планеты и КА, в одной плоскости которого лежит нормаль к i -ой грани КА, а в другой — направление на Солнце.

Функции f_2, f_3 определяются следующим образом.

Если плоскость i -ой грани КА не пересекает планету:

$$f_2(\theta p) = \frac{1}{4} \left(1 + \sin^2 \theta p + 2 \sin^3 \theta p + \frac{\cos^4 \theta p}{2 \sin \theta p} \ln \frac{1 - \sin \theta p}{1 + \sin \theta p} \right),$$

$$f_3(\theta p) = \frac{\cos^2 \theta p (3 + \sin^2 \theta p)}{16 \sin \theta p} \ln \frac{1 + \sin \theta p}{1 - \sin \theta p} - \frac{(1 - \sin \theta p)(3 + 3 \sin \theta p + 2 \cdot \sin^2 \theta p)}{8}.$$

Если плоскость i -ой грани КА пересекает планету:

$$f_2(\theta p, \delta p_i) = \frac{f_2(\theta p)}{\sin^2 \theta p} \varphi_i,$$

$$f_3(\theta p, \delta p_i) = f_3(\theta p) \quad \text{при} \quad 0 \leq \delta p_i \leq \frac{\pi}{2} - \theta p,$$

$$f_3(\theta p, \delta p_i) = f_3(\theta p) \frac{\theta p + \frac{\pi}{2} - \delta p_i}{2\theta p} \quad \text{при} \quad \frac{\pi}{2} - \theta p \leq \delta p_i \leq \frac{\pi}{2} + \theta p.$$

Недостающие уравнения могут быть получены из векторных произведений единичных векторов, направленных на Солнце — $\vec{s}(\cos \delta s_1, \cos \delta s_2, \cos \delta s_3)$, на Землю — $\vec{p}(\cos \delta p_1, \cos \delta p_2, \cos \delta p_3)$, и ортов — $\vec{e}_x(1, 0, 0)$, $\vec{e}_y(0, 1, 0)$, $\vec{e}_z(0, 0, 1)$:

$$\begin{aligned} \left[\vec{s} \left[\vec{e}_x \cdot \vec{e}_y \right] \right] &= \vec{s} (\vec{e}_x \cdot \vec{e}_y) - \vec{e}_x (\vec{s} \cdot \vec{e}_y), \\ \left[\vec{p} \left[\vec{e}_x \cdot \vec{e}_y \right] \right] &= \vec{p} (\vec{e}_x \cdot \vec{e}_y) - \vec{e}_x (\vec{p} \cdot \vec{e}_y), \\ \left[\vec{e}_x \cdot \vec{e}_y \right] &= \vec{e}_z. \end{aligned}$$

Таким образом, на базе тепловой математической модели построена модель, позволяющая аналитически вычислять углы между осями связанной с КА системы координат и направлениями на Солнце — δs_i и на планету — δp_i , т. е. определять ориентацию КА.

ВАРИАНТЫ РЕАЛИЗАЦИИ ТЕРМОДИНАМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ

В предыдущем разделе рассматривался гипотетический КА, имеющий простейшую конфигурацию и тарированные тепловые связи между тепловыми узлами. Поэтому для такого КА удалось аналитически связать углы ориентации с температурой поверхности. Современные космические аппараты имеют достаточно сложную конфигурацию и описываются чрезвычайно сложной математической тепловой моделью. И даже такая модель, как правило, не полностью описывает реальный процесс теплообмена и изменения значений температуры тепловых узлов аппарата. Причиной этого являются трудно учитываемые факторы, такие как нестабильность значений контактных тепловых сопротивлений в конструкции КА,

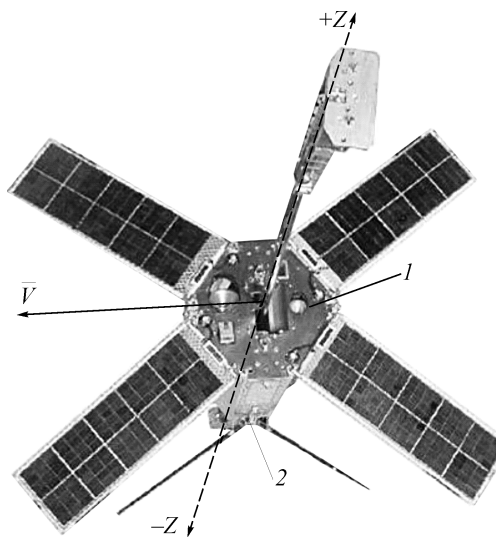


Рис. 2. Микроспутник «Колибри».

+Z — направление в зенит, -Z — направление на Землю, V — направление скорости, 1 — торцевая панель, освещаемая солнцем, 2 — торцевая панель, облучаемая Землей.

сложная картина переотражения и переизлучения тепловых и световых потоков между тепловыми узлами, изменение оптических характеристик внешней поверхности за счет деградации, загрязнения и т. д. Поэтому использование полноразмерной тепловой модели для определения ориентации с достаточной точностью представляется затруднительным. Такая тепловая модель

может использоваться для получения качественной картины ориентации КА.

Подобным образом тепловая модель использовалась при определении ориентации российско-австралийского микроспутника «Колибри» в 2002 году [2]. В этом космическом аппарате применялась гравитационная система ориентации. Принцип ее работы состоял в превращении микроспутника в систему из двух связанных и разнесенных масс и последующим ориентированием этой системы в поле силы тяжести Земли. Для процесса разделения масс микроспутника использовался специальный механизм с пластинчатой разворачиваемой штангой типа рулетки (рис. 2).

В гравитационном поле подобная система может занимать два устойчивых положения: либо выдвигающимся грузом вверх (штатное положение), либо — вниз (перевернутое положение). При этом из-за дефицита места в качестве системы определения ориентации КА использовался один из штатных научных приборов, регистрирующий параметры магнитного поля Земли. Определение ориентации с помощью этого прибора было достаточно продолжительным процессом.

После выдвижения штанги и стабилизации микроспутника в определенном положении телеметрическая информация показала, что температура торцевой панели, которая должна быть направлена к Земле, соответствует случаю освещения этой панели Солнцем (см. рис. 3). Признаками этого являлись периодичность изменения температуры, соответствующая периодичности вращения аппарата относительно Солнца, и температура, соответствующая уровню облученности панели Солнцем. Из анализа температур внешней поверхности был сделан вывод о том, что микроспутник стабилизировался в перевернутом положении. Спустя сутки этот вывод подтвердился анализом показаний штатной системы определения ориентации, после чего была проведена процедура переворачивания микроспутника.

Данный случай помог сформулировать основные принципы, позволяющие использовать систему измерения температур для определения ориентации КА. Это возможно при условии, что на его поверхности имеются плоские разнонаправленные зоны, обладающие следующими свойствами:

- данные зоны должны иметь постоянную ориентацию относительно связанной с КА системой координат,
- оптические характеристики этих зон должны быть известны,

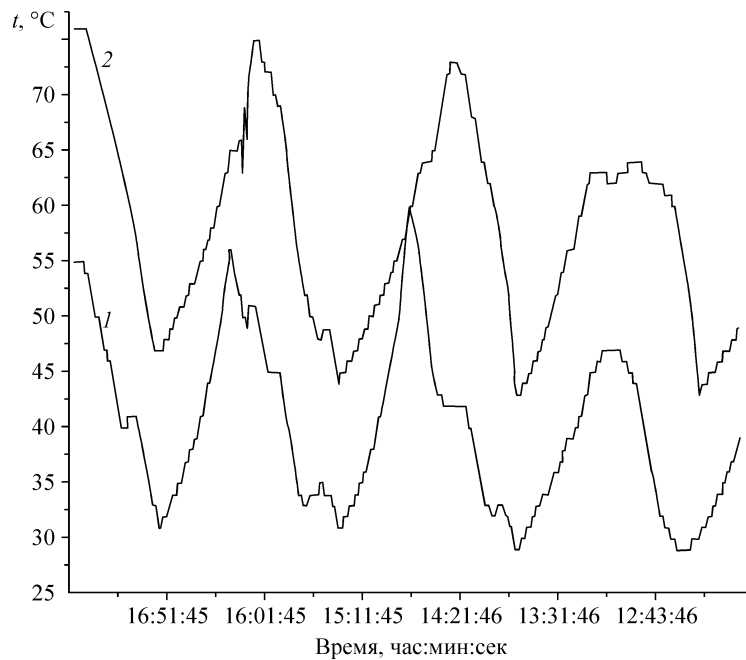


Рис. 3. Изменение во времени температуры панели № 1 (1) и панели № 2 (2) микроспутника «Колibri» после начала функционирования в космическом пространстве.

– должно отсутствовать экранирование этих зон от космического пространства другими элементами конструкции,

– таких зон должно быть не менее шести, они должны быть ориентированы таким образом, чтобы каждая ось связанной с КА системы координат составляла с нормалью к поверхности хотя бы одной зоны угол менее 30 (теоретически менее 90) градусов в положительном и отрицательном направлениях,

– желательно, чтобы тепловая восприимчивость этих зон к внешним факторам космического пространства была бы значительно выше, чем к внутренним тепловым факторам КА,

– теплоемкость данных зон должна быть минимальной.

В некоторых КА (таких, например, как микроспутник «Колibri») такие зоны существуют. В тех аппаратах, в которых подобные зоны выделить сложно, они могут быть созданы искусственно, в виде отдельных внешних элементов, устанавливаемых на поверхности космического аппарата [3].

В Институте космических исследований (ИКИ) РАН создан макет подобного устройства, названный термочувствительным элементом (ТЧЭ). Система определения ориентации на базе термочувствительных элементов названа термодинамической системой определения ориентации (ТДСОО) [4]. Макет ТЧЭ имеет чрезвычайно надежную простую и дешевую конструкцию. В его состав входят (рис. 4):

– теплоприемная пластина (1) из высокотеплопроводного металла со специальным покрытием, имеющим тарированные оптические характеристики,

– термометр сопротивления (2), установленный в центре пластины (1) таким образом, чтобы тепловое сопротивление между ними было минимальным,

– четырехлучевая опора (3), выполненная из тонкостенной малотеплопроводной пластины (материал — нержавеющая сталь или титан), одновременно являющаяся тепловой развязкой между термочувствительной пластиной и корпусом КА,

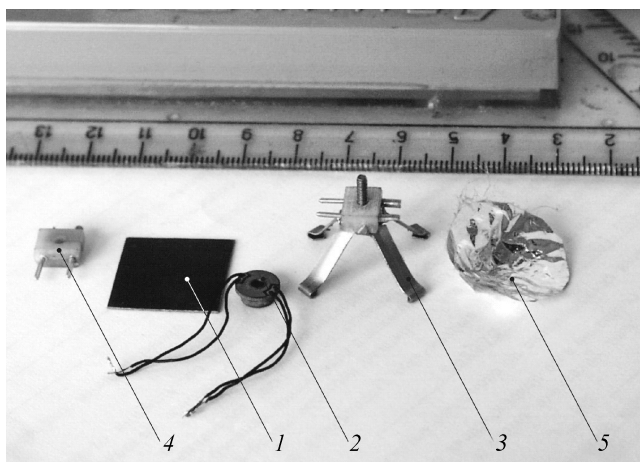


Рис. 4. Элементы ТЧЭ.

– стеклотекстолитовое основание (4) с электрическими выводами, соединенными с термометром сопротивления,

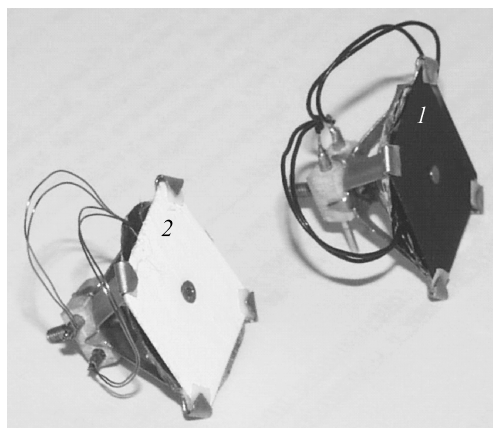
– теплоизоляционный экран (5), уменьшающий радиационный поток к теплоприемной пластине от элементов конструкции.

Были сделаны термочувствительные элементы двух типов: солнечный и планетный (рис. 5), различавшиеся оптическими характеристиками покрытия теплоприемной пластины. Солнечный ТЧЭ был особенно чувствителен к видимому солнечному излучению за счет покрытия типа “черный никель”, имеющего $A_s = 0,9$ и $\varepsilon = 0,3$. Планетный ТЧЭ обладал повышенной чувствительностью к инфракрасному излучению Земли за счет покрытия типа АК-573 с $A_s = 0,2$ и $\varepsilon = 0,8$.

Термодинамическая система определения ориентации должна включать не менее 12 таких элементов по одному планетному и одному солнечному, перпендикулярно каждой оси, связанной с КА, системы координат в положительном и отрицательном направлениях.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК МАКЕТОВ ТЕРМОЧУВСТВИТЕЛЬНОГО ЭЛЕМЕНТА

Для определения возможности использования ТЧЭ в качестве элемента, чувствительного к изменению направления на Солнце, проведено экспериментальное исследование восьми макетов ТЧЭ, отличающихся параметрами термочувствительных пластин, характеристики которых представлены в таблице.



Данные макеты ТЧЭ помещались в вакуумную камеру, в которой имитировались основные тепловые факторы космического пространства: “холод”, “чернота”, солнечное и планетное излучение (рис. 6). Макеты размещались на опорно-поворотном устройстве, позволявшем поворачивать ТЧЭ таким образом, чтобы угол между нормалью к теплоприемной пластине и направлением

Рис. 5. Общий вид солнечного (1) и планетного (2) ТЧЭ.

Таблица

Характеристики теплоприемных пластин исследуемых ТЧЭ

№ ТЧЭ	Характеристики теплоприемной пластины					Тип ТЧЭ
	Размер, мм	Толщина, мм	Материал	Оптические характеристики покрытия		
				As	ϵ	
1	20×20	0,3	сплав Д16	0,9	0,3	солнечный
2	20×20	0,3	сплав Д16	0,2	0,8	планетный
3	20×20	0,5	сплав Д16	0,9	0,3	солнечный
4	20×20	0,5	сплав Д16	0,2	0,8	планетный
5	20×20	0,25	медь	0,9	0,3	солнечный
6	20×20	0,25	медь	0,9	0,3	солнечный
7	40×40	0,3	сплав Д16	0,9	0,3	солнечный
8	40×40	0,3	сплав Д16	0,2	0,8	планетный

на Солнце изменялся в диапазоне от -90° до $+90^\circ$. Данное устройство одновременно являлось имитатором покрытого экранно-вакуумной теплоизоляцией корпуса КА.

Первоначальный угол между нормальными к теплоприемным пластинам и направлением на Солнце составлял -90° . Поворот ТЧЭ от -90° до $+90^\circ$ осуществлялся с различными угловыми скоростями, имитирующими возможное вращение КА.

Зависимость температуры теплоприемных пластин (для базовых ТЧЭ № 1 и № 2) от угла между нормалью к ним и направлением на Солнце представлена на рис. 7: для скорости вращения 1,5 (a), 4 (b), 10 (c), 20 (d), 30 (e) угл.град./мин.

Анализ представленных экспериментальных данных показывает, что, во-первых, предложенная конструкция ТЧЭ является достаточно чувствительной для определения ориентации относительно Солнца, во-вторых, чувствительность данного метода определения ориентации снижается при увеличении скорости вращения КА относительно Солнца из-за повышения роли тепловой инерции теплоприемной пластины.

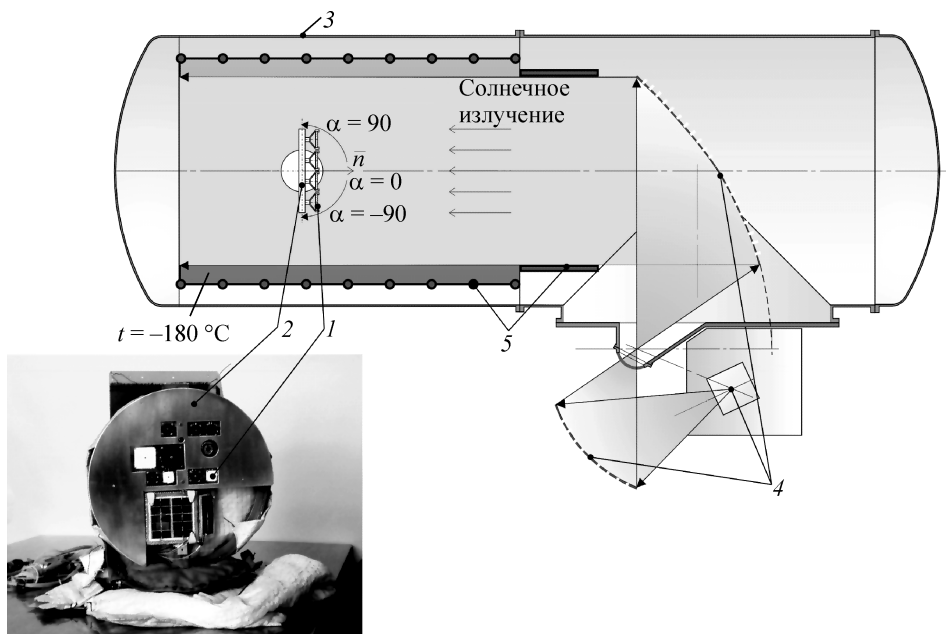


Рис. 6. Схема экспериментальной установки для исследования характеристик ТЧЭ.

1 — ТЧЭ, 2 — опорно-поворотное устройство, 3 — вакуумная камера, 4 — имитатор солнца, 5 — криогенные экраны.

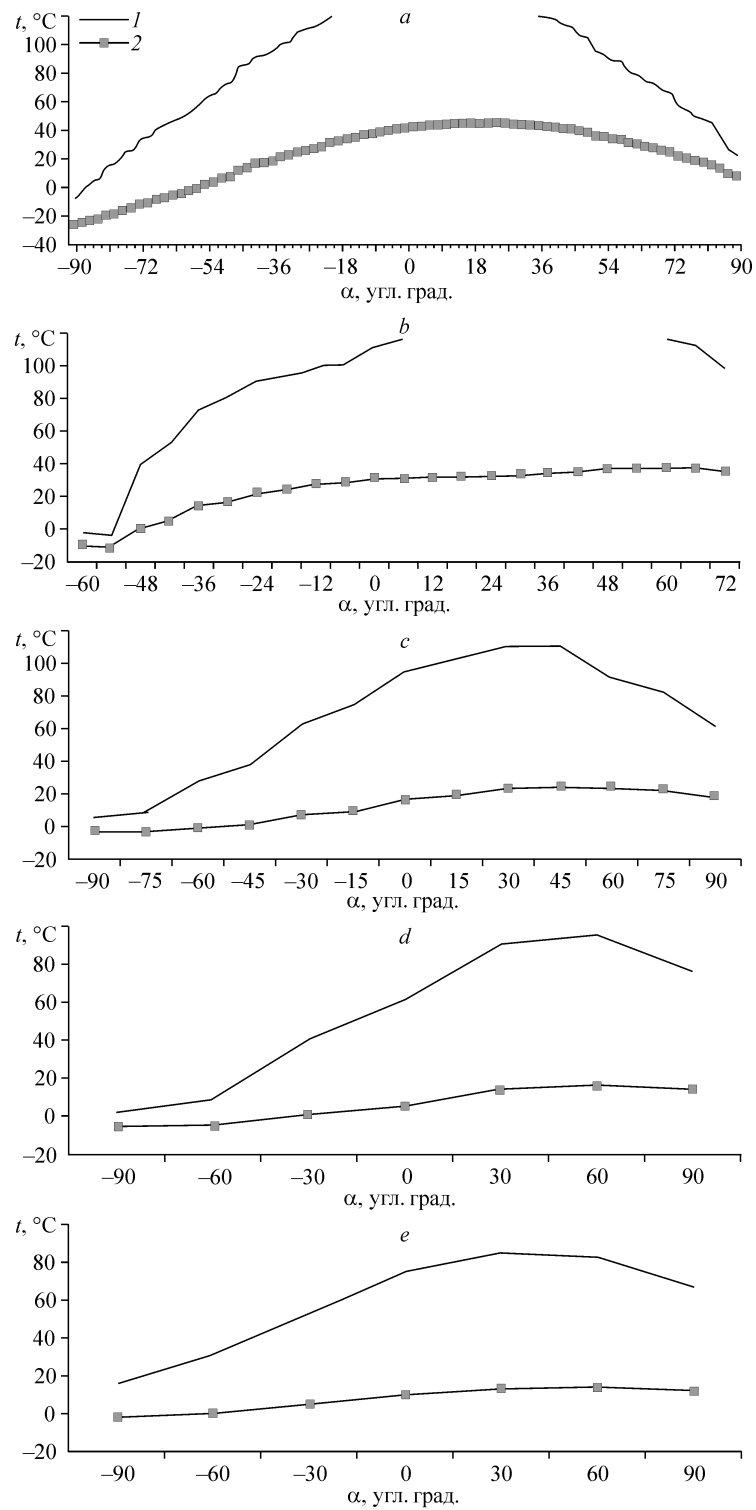


Рис. 7. Зависимость температуры теплоприемных пластин ТЧЭ № 1 и № 2 от угла между нормалью к ним и направлением на Солнце.
ТЧЭ № 1 — солнечный (1), ТЧЭ № 2 — планетный (2).

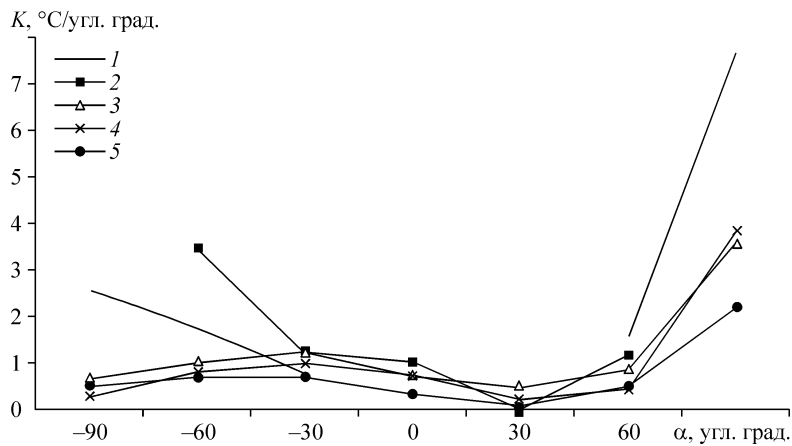


Рис. 8. Зависимость чувствительности ТЧЭ от угла между нормалью к теплоприемной пластине и направлением на Солнце.
 $\alpha = 1,5$ (1), 4 (2), 10 (3), 20 (4), 30 (5) град./мин.

Для оценки возможности определения ориентации относительно Солнца с помощью ТЧЭ целесообразно ввести параметр, связывающий дифференциальные температурные и угловые характеристики ТЧЭ. Таким параметром может служить чувствительность K , показывающая изменение температуры теплоприемной пластины термочувствительных элементов при их повороте относительно Солнца на один угловой градус.

Зависимость чувствительности K ТЧЭ от угла α между нормалью к теплоприемной пластине и направлением на Солнце, полученная на основании экспериментальных данных, представлена на рис. 8.

Таким образом, при средней чувствительности ТЧЭ, равной $1,2 \text{ }^\circ\text{C/угл. град.}$, точность определения направления на Солнце может составить 5 угл. мин. при точности измерения температуры $0,1 \text{ }^\circ\text{C}$, что может быть достигнуто при использовании стандартных термометров сопротивления и индивидуальной калибровке каждого ТЧЭ.

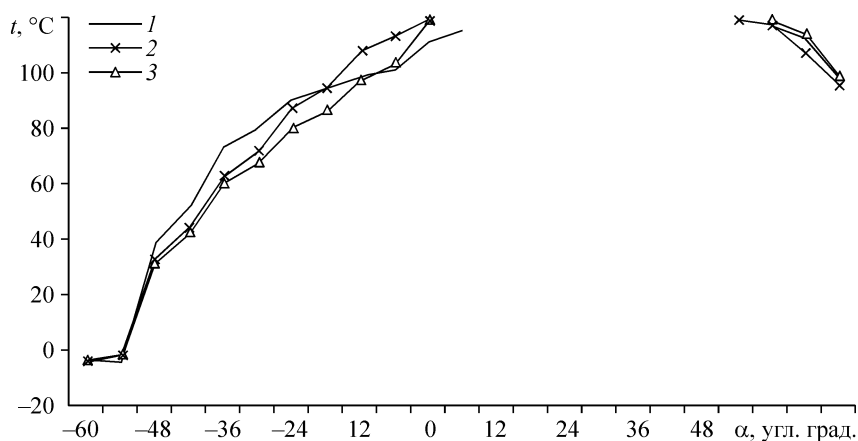


Рис. 9. Зависимость температуры алюминиевой и медных теплоприемных пластин от угла между нормалью к ним и направлением на Солнце.
ТЧЭ № 1 базовый (1), ТЧЭ № 5 (2), ТЧЭ № 6 с медными теплоприемными пластинами (3).

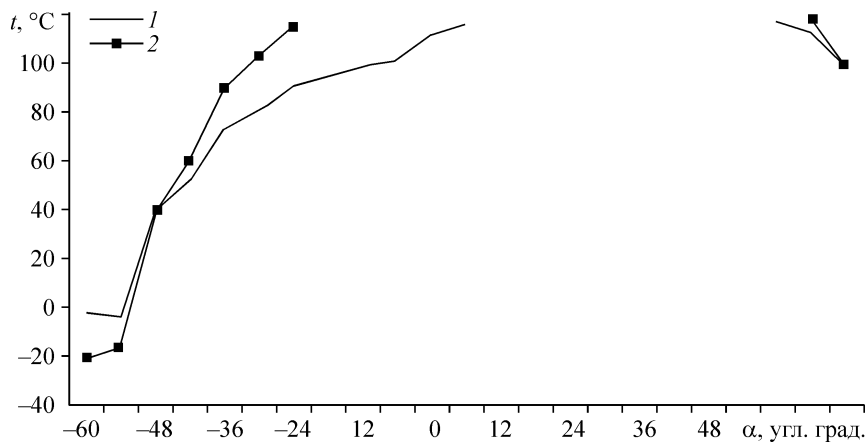


Рис. 10. Зависимость температуры теплоприемных пластин размерами 20x20 и 40x40 мм от угла между нормалью к ним и направлением на Солнце.
ТЧЭ № 1 базовый (1), ТЧЭ № 7 с увеличенной площадью теплоприемной пластины (2).

В процессе проведения эксперимента было так же исследовано влияние материала, толщины и площади теплопроводной пластины на ее чувствительность. Установлено, что замена алюминиевого сплава на медь при изготовлении теплоприемной пластины практически не влияет на чувствительность ТЧЭ (рис. 9).

Увеличение площади теплоприемной пластины повышает чувствительность ТЧЭ при угле между нормалью к пластине и направлением на Солнце менее 45° (рис. 10). Повышение толщины теплоприемной пластины существенно снижает ее реакцию на изменение направления солнечного излучения (рис. 11).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Для определения ориентации космического аппарата может быть использована его система измерения температур. Эту возможность обеспечивает тепловая математическая модель, связывающая значения температуры внешней поверхности

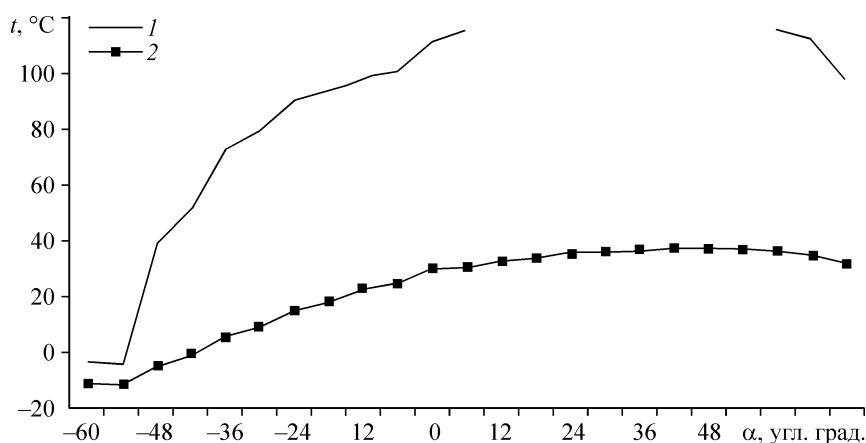


Рис. 11. Зависимость температуры теплоприемных пластин толщиной 0,3 и 0,5 мм от угла между нормалью к ним и направлением на Солнце.
ТЧЭ № 1 базовый (1), ТЧЭ № 3 с утолщенной теплоприемной пластиной (2).

аппарата с его направлением на внешние источники тепла — Солнце и близлежащую планету.

В космических аппаратах, имеющих простейшую конфигурацию, данная задача может быть решена аналитически. В реальных аппаратах необходимо наличие разнонаправленных плоских площадок, имеющих высокую чувствительность к изменению внешних тепловых факторов космического пространства, слабую тепловую связь с конструкцией аппарата, малую теплоемкость и тарированные оптические характеристики.

Экспериментальные исследования показали, что с помощью такой системы точность определения направления на Солнце достигает 5 угл. мин. при угловой скорости космического аппарата до 30 угл. град./мин и точности измерения температуры 0,1 К. Данная система может быть использована как аварийная или резервная в аппаратах, имеющих высокую точность ориентации, или как основная в аппаратах с пониженными требованиями к точности ориентации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Козлов Л.В., Нусинов М.Д. и др.** Моделирование тепловых режимов космического аппарата и окружающей его среды / Под ред. акад. Г.И. Петрова. — М.: Машиностроение, 1971. — 380 с.
2. **Семена Н.П., Ангаров В.Н., Каложный А.В.** Система терморегулирования микроспутника «Колибри-2000» // Сб. докл. на III Междунар. конф. «Малые спутники, новые технологии, миниатюризация, области эффективного применения в XXI в.». — Королев, Моск. обл., 27-31 мая 2002. — С. 287–293.
3. **Костенко В.И., Семена Н.П., Логвиненко С.П. и др.** Использование системы измерения температур для определения ориентации микроспутника. — Препринт ИКИ РАН. Пр-1964, 1997. — 23 с.
4. **Семена Н.П., Костенко В.И., Логвиненко С.П.** Способ определения углового положения космического аппарата при помощи измерения температур термочувствительных пластин. — Патент на изобретение № 2126137. — РФ. — 10 февраля 1999 г.

Статья поступила в редакцию 18 апреля 2008 г.