
ТЕПЛОВЫЕ РЕЖИМЫ И НАДЕЖНОСТЬ ПРИБОРОВ И СИСТЕМ

УДК 528.8:536.33
DOI: 10.17586/0021-3454-2016-59-9-760-766

МЕТОДИКА РАСЧЕТА НЕСТАЦИОНАРНЫХ ТЕМПЕРАТУР ИЗОТЕРМИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ ПРИ ДВИЖЕНИИ ПО ЭЛЛИПТИЧЕСКИМ СОЛНЕЧНО-ПОСТОЯННЫМ ОРБИТАМ

М. М. ПЕНЬКОВ, А. М. ДЗИТОВЕВ, Е. В. ЛАПОВОК, С. И. ХАНКОВ

*Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, 197198, Санкт-Петербург, Россия
E-mail: leva0007@rambler.ru*

Представлена методика расчета нестационарных температур изотермических космических объектов конической и цилиндрической формы, движущихся по эллиптическим орбитам в плоскости терминатора. В качестве эталонного выбран объект сферической формы. Методика включает уравнение движения объекта по эллиптической траектории, алгоритмы вычисления коэффициентов облученности объекта тепловым излучением Земли и уравнение нестационарного теплообмена объекта в околоземном космическом пространстве. Для объектов указанных конфигураций выявлены тепловая эквивалентность и подобие.

Ключевые слова: *космический объект, коэффициент облученности, тепловой баланс объектов в околоземном космическом пространстве, тепловое излучение Земли, тепловое подобие космических объектов*

Важным научным направлением являются разработка методов теплового проектирования космических аппаратов и оптико-электронных приборов космического базирования и создание методик расчета тепловых режимов космических объектов [1—4]. К практически значимым и актуальным относится также прогнозирование тепловых режимов и характеристик собственного теплового излучения космических объектов простейших конфигураций, например астероидов [5] и искусственных объектов типовых форм. Несмотря на большое количество публикаций по данным вопросам [6—17] закономерности формирования нестационарных тепловых режимов космических объектов даже простейших осесимметричных конфигураций остаются недостаточно изученными. До настоящего времени такие исследования проводились только применительно к объектам сферической формы [11, 12, 14, 15]. Для космических объектов других типовых конфигураций исследовались лишь стационарные тепловые режимы (для объектов с малой термической инерцией как при солнечной подсветке, так и в тени Земли) [18].

В настоящей статье представлены результаты сравнительного исследования нестационарных температур оболочечных космических объектов (далее — объектов) выпуклой формы (конус, цилиндр, сфера) в зависимости от их термической инерции, определяемой толщиной стенки, при движении по эллиптической орбите вокруг Земли в условиях постоянной подсветки Солнцем в плоскости терминатора.

Для объектов цилиндрической и конической формы, движущихся по эллиптической орбите в плоскости терминатора, исследования проводились в зависимости от ориентации осей относительно плоскости местного горизонта перпендикулярно направлению на Солнце при следующих ограничениях:

- в расчетах тепловых потоков от Земли, поглощаемых поверхностями объектов, принимается модель Земли как изотермического ламбертовского шара (что обосновано в работе [9]);
- на солнечно-постоянных орбитах в плоскости терминатора оси конуса и цилиндра ориентированы перпендикулярно направлению на Солнце;
- конические и цилиндрические объекты, как и сопоставляемый с ними объект сферической формы, являются полыми тонкостенными фигурами;
- при сопоставлении тепловых режимов объектов конической и цилиндрической формы отношения радиусов их оснований к высоте принимаются равными.

Методика расчета температур объектов, движущихся по эллиптическим орбитам при постоянной подсветке Солнцем, включает: уравнение движения объекта по эллиптической траектории [12], алгоритмы вычисления коэффициентов облученности объекта тепловым излучением Земли [8] и уравнение нестационарного теплообмена объекта в околоземном космическом пространстве.

Уравнение нестационарного теплового баланса космического объекта при его движении по произвольной орбите с учетом данных, приведенных в работах [19, 20], можно представить в виде

$$C \frac{dT}{d\tau} + (1 - \varphi) \varepsilon S \sigma T^4 + k \varphi \varepsilon S \sigma (T^4 - T_e^4) = \varphi \varepsilon S Q + \varphi_k \alpha_s S A E + \alpha_s F E + P_w, \quad (1)$$

где C — полная теплоемкость объекта; T — температура объекта; τ — текущее время, отсчитываемое от начала движения объекта по траектории; φ — коэффициент облученности поверхности объекта тепловым излучением Земли [1, 12]; ε — степень черноты внешней поверхности объекта; S — площадь внешней поверхности объекта; $\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8} \text{ Вт/м}^2 \cdot \text{К}^4$ — постоянная Стефана — Больцмана; $T_e = 254,8 \text{ К}$ — эффективная температура Земли [21]; $Q = 239 \text{ Вт/м}^2$ — удельный поток собственного теплового излучения Земли [21]; φ_k — комбинированный коэффициент облученности поверхности объекта [1, 12]; α_s — коэффициент поглощения поверхностью объекта солнечного излучения; A — альbedo Бонда Земли; $E = 1366 \text{ Вт/м}^2$ — солнечная постоянная; F — площадь миделя объекта, подсвечиваемая Солнцем; P_w — мощность внутренних тепловыделений объекта; k — коэффициент, учитывающий наличие результирующего теплового потока между объектом и Землей и определяемый из условия

$$k = \begin{cases} 1 & \text{при } T > T_e, \\ 0 & \text{при } T \leq T_e. \end{cases}$$

Полная теплоемкость объекта произвольной конфигурации, выполненного из однородного материала, описывается соотношением

$$C = c_0 V,$$

где c_0 — объемная теплоемкость материала объекта, V — объем объекта.

Уравнение (1) целесообразно записать через удельные тепловые потоки с учетом равенства

$$\frac{C}{S} = c_0 \frac{V}{S} = c_0 \Delta,$$

где Δ — определяющий размер объекта.

Для оболочечных космических объектов с малой толщиной стенки при любой типовой конфигурации (цилиндр, конус, сфера) определяющим размером является толщина стенки. Это всегда выполняется для сферического объекта, для цилиндра — при условии, что толщина стенки боковой поверхности равна толщине обоих торцов, для конуса толщина стенки боковой поверхности должна быть равна толщине основания. Критерием малой толщины стенки является условие $\Delta \ll l$, где l — наименьший размер объекта (высота или радиус основания).

В результате уравнение (1) можно привести к виду

$$t \frac{d\theta}{d\tau} + (1-\varphi)\theta^4 + k\varphi(\theta^4 - 1) = \frac{\Phi}{\varepsilon} + n_s N(\varphi_k A + \Phi) + \theta_w; \quad (2)$$

$$t = \frac{c_0 \Delta}{\varepsilon Q}; \quad Q = \sigma T_e^4; \quad \theta = \frac{T}{T_e}; \quad n_s = \frac{\alpha_s}{\varepsilon}; \quad \Phi = \frac{F}{S}; \quad N = \frac{E}{Q}; \quad \theta_w = \frac{Q_w}{Q}; \quad Q_w = \frac{P_w}{\varepsilon S},$$

где t — постоянная термической инерции объекта при его температуре, равной температуре T_e ; Q_w — поверхностная плотность мощности, обусловленная внутренними тепловыделениями, или удельный тепловой поток, излучаемый поверхностью объекта.

Уравнение (2), приведенное к виду

$$t \frac{d\theta}{d\tau} + [1 - (1-k)\varphi]\theta^4 = \left(k + \frac{1}{\varepsilon}\right)\varphi + n_s N(\varphi_k A + \Phi) + \theta_w, \quad (3)$$

является общим для объектов любой выпуклой формы. Различия заключаются в индивидуальных для всех конфигураций значениях коэффициентов облученности φ и φ_k и факторах формы Φ .

Ограничимся ситуацией, когда $\varepsilon = n_s = 1$ и $\theta_w = 0$. Как было показано в работе [19], при постоянной подсветке Солнцем и при $n_s = 1$ выполняется условие $k = 1$. Поскольку для полярных орбит $\varphi_k \ll \varphi$, а также выполняется условие $\varphi_k A \ll \Phi$ [14], уравнение (3) можно представить в виде

$$t \frac{d\theta}{d\tau} + \theta^4 = 2\varphi + 5,715\Phi. \quad (4)$$

Предварительный анализ уравнения (4) позволяет сделать следующие выводы: космические объекты различных выпуклых конфигураций могут в тепловом отношении быть эквивалентными и подобными. Под эквивалентностью понимается равенство (или хотя бы близость) термоинерционных характеристик различных объектов, что выражается в равенстве величин постоянной термической инерции t . Это условие выполняется для оболочечных выполненных из одного и того же материала тонкостенных космических объектов с равной толщиной стенки по всему периметру. Под тепловым подобием будем понимать близость или равенство теплообменных характеристик объектов при движении по одной и той же орбите.

Расчеты проводились для объектов цилиндрической, конической и сферической формы при движении по эллиптической орбите с высотой перигея над поверхностью Земли 600 км и при высоте апогея 40 000 км. Вычисленные значения факторов формы, как и при расчетах стационарного теплового режима [18], равны $\Phi = 0,2728$ для цилиндра и $\Phi = 0,2696$ для конуса при значениях отношений радиуса основания конуса и цилиндра к их высоте $K = 1/6$. Для объекта сферической формы $\Phi = 0,25$. Все расчеты проводились для материала стенки объекта с объемной теплоемкостью $2,43 \cdot 10^6$ Дж/м³·К.

На рис. 1 представлены временные зависимости средних температур T оболочечного объекта цилиндрической формы, ось которой лежит в плоскости местного горизонта. Объект движется по эллиптической траектории с вышеуказанными параметрами.

На рис. 1 и последующих нумерация линий соответствует толщине (h) стенки объекта, равной 1 мм (кривая 1), 1 и 5 см (кривые 2 и 3 соответственно).

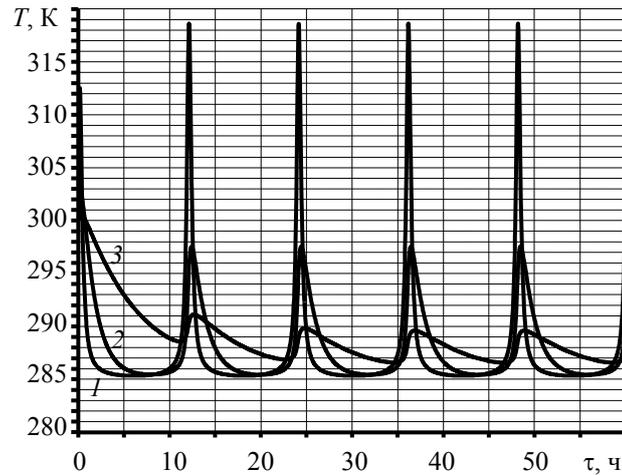


Рис. 1

Как видно из рис. 1, при $h < 1$ см (кривая 1) с первого же витка устанавливается повторяющийся режим циклического изменения температуры объекта, а при $h = 5$ см (кривая 3) этот режим реализуется со второго витка. Различие температур в перигее и апогее траектории составляет примерно 33 К при $h = 1$ мм и около 12 К при $h = 1$ см. Для объектов с толщиной стенки 5 см максимальные колебания температур при движении по траектории составляют менее 4 К — только в этом случае наблюдаются временные задержки колебаний температуры относительно моментов прохождения точек перигея и апогея.

Следует отметить, что согласно расчетам температура объекта сферической формы на 5 К ниже, чем объекта цилиндрической формы во всех точках траектории. Это объясняется меньшими значениями коэффициента φ и фактора формы Φ для сферического объекта.

На рис. 2 приведены временные зависимости разности средних температур $\Delta T_{\text{ц}}$ оболочечного объекта цилиндрической формы, ось которого в первом случае лежит в плоскости местного горизонта, а во втором — перпендикулярна плоскости местного горизонта. Анализ рисунка показывает, что при кратковременном прохождении объекта вблизи точки перигея ориентация его оси существенно влияет на температурный уровень, причем только при малых значениях толщины стенки h .

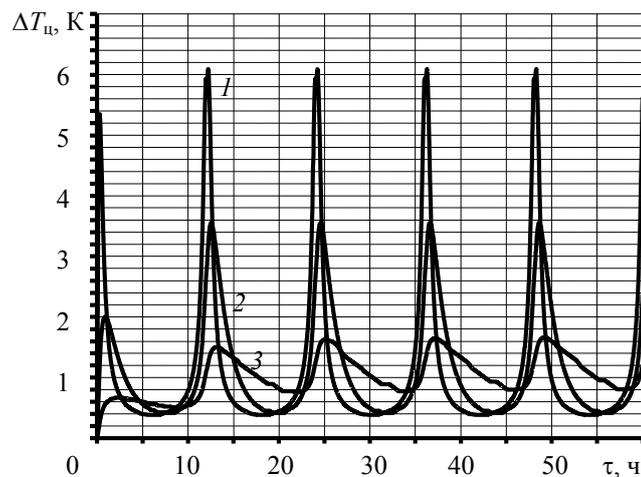


Рис. 2

На рис. 3, а показаны зависимости от времени разности средних температур ΔT_1 объектов цилиндрической и конической формы, оси которых лежат в плоскости местного горизонта,

а на рис. 3, б — аналогичные зависимости ($\Delta T_2(\tau)$) при расположении осей объектов перпендикулярно плоскости местного горизонта.

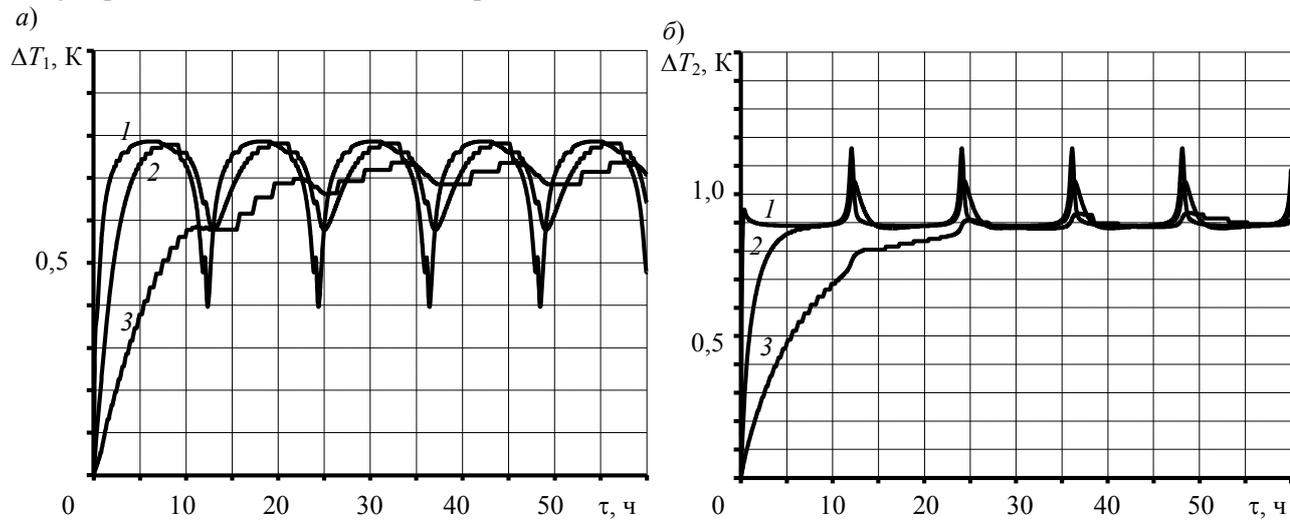


Рис. 3

Сравнительный анализ графиков показывает, что влияние на температурный уровень объекта его конфигурации максимально при малых значениях толщины стенки и минимально проявляется при расположении осей в плоскости местного горизонта, когда различия температур цилиндра и конуса изменяются в пределах от 0,4 К (в области траектории вблизи перигея) до 0,8 К (в области траектории вблизи апогея). В случае вертикальной ориентации осей максимальное отличие температур, наоборот, реализуется в области перигея, а минимальное — в области апогея. Однако это отличие не превышает 0,3 К даже для объекта с толщиной стенки 1 мм. Таким образом, можно сделать вывод о слабом влиянии конфигурации объекта с осевой симметрией на его температурный уровень при небольшом отношении его радиуса к высоте при любой ориентации осей космического объекта.

В заключение отметим следующее: по результатам проведенных исследований выявлены термоинерционная эквивалентность и тепловое подобие космических объектов осесимметричных конфигураций, относящихся к вытянутому полному цилиндру и тонкостенному конусу при малых (до 0,2...0,25) отношениях радиуса основания к высоте. Ориентация осей такого типа объектов оказывает более значительное влияние на их температурный уровень, чем их конфигурация. На одинаковых участках эллиптической орбиты космический объект с центральной симметрией (сферической формы) имеет более низкий температурный уровень, чем объект с осевой симметрией (цилиндрический и конический) при одних и тех же величинах постоянной термической инерции.

Важный вывод по результатам исследований сводится к тому, что при толщине стенки объектов цилиндрической и конической конфигурации, превышающей 1 см, ориентация их осей слабо влияет на температурный уровень, поэтому для объектов с достаточно большой теплоемкостью не требуется точное задание ориентации осей для каждого момента движения даже по сильно вытянутой эллиптической траектории.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Gilmore D. G. Spacecraft Thermal Control Handbook. El Segundo, CA: The Aerospace Press, 2002. 836 p.
2. Cullimore B. et al. Automated multidisciplinary optimization of a space-based telescope // SAE. 2002. N 01. P. 2445.
3. Исследование теплового режима космических аппаратов оптического назначения / В. В. Альтов, С. В. Залетаев, Р. М. Копятевич, А. И. Абросимов // Космонавтика и ракетостроение. 2006. № 3 (44). С. 144—149.
4. Furukawa M. Practical method for calculating radiation incident upon a panel in orbit // J. Thermophysics. 1992. Vol. 6, N 1. P. 173—177.

5. Ханков С. И. Возможности использования криогенных оптико-электронных систем для обнаружения астероидов // Вестн. Международной академии холода. 2014. № 1. С. 46—50.
6. Баёва Ю. В., Ханков С. И. Аналитическая методика расчета термоаббераций телескопа при кратковременном режиме съемки поверхности Земли. // Оптич. журн. 2012. Т. 79, № 10. С. 42—46.
7. Баёва Ю. В., Лаповок Е. В., Ханков С. И. Термооптическая абберация положения изображения в зеркальных телескопах // Оптич. журн. 2013. Т. 80, № 3. С. 30—36.
8. Баёва Ю. В., Лаповок Е. В., Ханков С. И. Аналитическая методика расчета тепловых потоков в околоземном космическом пространстве, формирующих тепловой режим космических телескопов // Оптич. журн. 2013. Т. 80, № 5. С. 30—37.
9. Баёва Ю. В., Лаповок Е. В., Ханков С. И. Влияние широтных зависимостей температуры и альbedo Земли на тепловой режим изотермического космического объекта на солнечно-синхронной орбите // Оптич. журн. 2014. Т. 81, № 1. С. 17—24.
10. Баёва Ю. В., Лаповок Е. В., Ханков С. И. Метод поддержания заданного температурного диапазона космического аппарата, движущегося по круговой орбите с заходом в тень Земли // Изв. вузов. Приборостроение. 2013. Т. 56, № 7. С. 56—61.
11. Баёва Ю. В., Лаповок Е. В., Ханков С. И. Методика расчета нестационарных температур космического объекта на круговых орбитах // Изв. вузов. Приборостроение. 2013. Т. 56, № 12. С. 51—56.
12. Баёва Ю. В., Лаповок Е. В., Ханков С. И. Методика расчета нестационарных температур космического объекта, движущегося по эллиптической орбите // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2013. № 6 (86). С. 67—72.
13. Баёва Ю. В., Ханков С. И. Обеспечение термостабильности телескопа дистанционного зондирования Земли за счет выбора параметров бленды // Изв. вузов. Приборостроение. 2013. Т. 56, № 5. С. 76—79.
14. Дзитоев А. М., Лаповок Е. В., Ханков С. И. Высотные зависимости температуры изотермического космического объекта сферической формы // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2014. № 3 (91). С. 119—125.
15. Каменев А. А., Лаповок Е. В., Ханков С. И. Аналитические методы расчета тепловых режимов и характеристик собственного теплового излучения объектов в околоземном космическом пространстве. СПб: НТЦ им. Л. Т. Тучкова, 2006. 186 с.
16. Дзитоев А. М., Ханков С. И. Тепловое подобие космических объектов типовых конфигураций // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2014. № 2 (90). С. 130—136.
17. Дзитоев А. М., Ханков С. И. Методика распознавания космических объектов плоской и выпуклой формы по их собственному тепловому излучению в тени Земли // Оптич. журн. 2015. Т. 82, № 4. С. 32—40.
18. Дзитоев А. М., Лаповок Е. В., Ханков С. И. Условия теплового подобия космических объектов конической и цилиндрической формы // Изв. вузов. Приборостроение. 2015. Т. 58, № 12. С. 179—184.
19. Дзитоев А. М., Лаповок Е. В., Ханков С. И. Методы аналитического моделирования тепловых режимов космических объектов в околоземном космическом пространстве // Тр. ВКА им. А. Ф. Можайского. 2014. № 1 (642). С. 115—124.
20. Дзитоев А. М., Лаповок Е. В., Ханков С. И. Аналитическая методика расчета нестационарной температуры сферического космического объекта при его движении по полярной эллиптической орбите // Тр. ВКА им. А. Ф. Можайского. 2014. № 2 (643). С. 98—106.
21. Trenberth K. E., Fasullo J. T., Keihl J. Earth's global energy budget // Bull. Amer. Meteor. Soc. 2009. Vol. 90, N 3. P. 311—323.

Сведения об авторах

- Максим Михайлович Пеньков** — д-р техн. наук, профессор; ВКА им. А. Ф. Можайского, начальник Академии; E-mail: vka@mil.ru
- Азамат Миронович Дзитоев** — ВКА им. А. Ф. Можайского; начальник лаборатории; E-mail: dzitoi8@gmail.com
- Евгений Владимирович Лаповок** — канд. техн. наук; ВКА им. А. Ф. Можайского; ст. научный сотрудник; E-mail: leva0007@rambler.ru

Сергей Иванович Ханков

— д-р техн. наук; ВКА им. А. Ф. Можайского; ст. научный сотрудник;
E-mail: leva0007@rambler.ruРекомендована
ВКА им. А. Ф. МожайскогоПоступила в редакцию
29.03.16 г.

Ссылка для цитирования: Пеньков М. М., Дзитоев А. М., Лаповок Е. В., Ханков С. И. Методика расчета нестационарных температур изотермических космических объектов при движении по эллиптическим солнечно-постоянным орбитам // Изв. вузов. Приборостроение. 2016. Т. 59, № 9. С. 760—766.

**METHOD FOR CALCULATING NON-STATIONARY TEMPERATURES
OF ISOTHERMAL SPACE OBJECTS
MOVING ALONG ELLIPTIC SOLAR-SYNCHRONIZED ORBIT**

M. M. Penkov, A. M. Dzitoev, E. V. Lapovok, S. I. Khankov

*A. F. Mozhaisky Military Space Academy, 197198, St. Petersburg, Russia
E-mail: leva0007@rambler.ru*

A method for calculating non-stationary temperatures of isothermal space object of conical and cylindrical shape moving along elliptic orbit in the plane of the terminator. A spherical object is taken as a standard. The method incorporates the equation of the movement of object along elliptic trajectory, algorithms of calculation of coefficients of the object illumination by the thermal radiation of Earth, and the equation of non-stationary heat exchange for the object in the near-Earth space. Thermal equivalence and the similarity for objects of the shape under consideration are revealed.

Keywords: space object, irradiation coefficient, thermal balance of objects in near-Earth space, thermal radiation of Earth, thermal similarity of space objects

Data on authors

- Maxim M. Penkov** — Dr. Sci. Professor; A. F. Mozhaisky Military Space Academy, Head of the Academy; E-mail: vka@mil.ru
- Azamat M. Dzitoev** — A. F. Mozhaisky Military Space Academy, Head of Laboratory; E-mail: dzitoi8@gmail.com
- Evgeny V. Lapovok** — PhD; A. F. Mozhaisky Military Space Academy; Senior Scientist; E-mail: leva0007@rambler.ru
- Sergey I. Knankov** — Dr. Sci.; A. F. Mozhaisky Military Space Academy; Senior Scientist; E-mail: leva0007@rambler.ru

For citation: Penkov M. M., Dzitoev A. M., Lapovok E. V., Khankov S. I. Method for calculating non-stationary temperatures of isothermal space objects moving along elliptic solar-synchronized orbit// Izv. vuzov. Priborostroenie. 2016. Vol. 59, N 9. P. 760—766 (in Russian).

DOI: 10.17586/0021-3454-2016-59-9-760-766