

УДК 536.2

Равновесное значение температуры спутника на низкой околоземной орбите

Хегаб Т. М.^{1,*}

^{*}maj_tamer@hotmail.com

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

Проведен анализ тепловых потоков, действующих на условный искусственный спутник Земли шаровой формы, и определено равновесное значение его температуры. Основное внимание уделено количественной оценке солнечного излучения, отраженного от поверхности Земли. Составлено уравнение теплового баланса спутника в предположении его установившегося температурного состояния и определено равновесное значение его температуры. Представленная методика позволяет проводить оценку возможного диапазона изменения температуры спутника при его движении по низкой околоземной орбите. Построены графики, иллюстрирующие изменение равновесного значения температуры спутника при его движении по орбите.

Ключевые слова: искусственный спутник Земли, низкая околоземная орбита, температурное состояние, равновесное значение температуры

Введение

Основными факторами, определяющими тепловой баланс и температурный режим космического аппарата, движущегося на низкой околоземной орбите, являются прямое и отраженное от поверхности Земли тепловое излучение Солнца, собственное излучение Земли, а также выделение тепловой энергии в период работы бортовых приборов аппарата. Тепловая энергия, выделяемая при столкновении атомов и молекул воздуха с поверхностью аппарата и за счет рекомбинации атомов кислорода на этой поверхности, на высоте более 300 км мала и ей можно пренебречь [1]. Количественное соотношение между перечисленными основными факторами зависит от типа и параметров орбиты космического аппарата, а также от оптических свойств и формы его поверхности, влияющих на ее собственное излучение в окружающее пространство и взаимодействие с падающими на нее потоками теплового излучения.

Для низкоорбитальных космических аппаратов вклад в тепловой баланс отраженного от поверхности Земли теплового излучения Солнца может быть достаточно существенным. В ряде работ [1,2,3,4] первого периода исследований при оценке этого вклада использовано постоянное значение коэффициента отражения солнечного

излучения от поверхности Земли $a_s = 0,37 \dots 0,38$, который принято называть альбедо. В действительности значение альбедо зависит времени года и географической широты участка поверхности Земли [5,6,7,8,9,10], а также от покрова участка суши и состояния поверхности океана. Тем не менее на первых этапах проектирования космического аппарата и выбора основных проектных параметров его системы терморегулирования целесообразно для получения количественных оценок тепловых потоков, определяющих тепловой баланс аппарата, использовать постоянное значение альбедо [1,11,12]. В работах [13,14,15] предложено на первых шагах процесса проектирования систем терморегулирования космического аппарата ограничиться лишь приближенной оценкой сверху и снизу составляющих его теплового баланса. Следует отметить, что при этом интервал возможных значений тепловых потоков может оказаться весьма значительным, что приведет к неоправданному резервированию параметров системы терморегулирования и ее существенному усложнению и утяжелению.

В данной работе при сохранении допущения о постоянном значении альбедо проведено уточнение тепловых потоков, входящих в тепловой баланс низкоорбитального космического аппарата. Удобной обобщенной количественной характеристикой теплового баланса космического аппарата является равновесная температура. В работе на примере искусственного спутника Земли (ИСЗ) простейшей шаровой формы, движущегося по низкой околоземной орбите, установлена зависимость его равновесной температуры от высоты над поверхностью Земли на освещенном Солнцем и затененном участках орбиты.

1. Действующие на ИСЗ тепловые потоки

На среднем расстоянии Земли от Солнца ($L_o \approx 1,5 \cdot 10^{11} \text{ м} = 150 \cdot 10^6 \text{ км}$) плотность теплового потока излучения Солнца называют солнечной постоянной, но ее значение не является точно достоверным, поскольку зависит от состояния поверхности Солнца. По рекомендации Всемирного центра радиационного мониторинга (Давос, Швейцария) ее принимают равной $q_s = 1367 \text{ Вт/м}^2$.

При установившемся температурном состоянии температура остается постоянной во времени и отсутствует изменение тепловой энергии, накопленной рассматриваемой системой. В этом случае наступает равновесие между количеством подводимой к системе и отводимой от нее тепловой энергии.

Если облучаемая Солнцем под углом η плоская поверхность идеально теплоизолирована с противоположной стороны, то равновесное значение $\bar{T}$ температуры этой поверхности можно найти из уравнения баланса тепловой энергии [4].

$$A_s q_s \cos \eta = \varepsilon \sigma_o \bar{T}^4,$$

где A_s и ε — интегральная поглощательная способность поверхности по отношению к спектральному составу солнечного излучения и коэффициент излучения поверхности соответственно; $\sigma_o = 5,67 \cdot 10^{-8} \text{ Вт/(м}^2 \cdot \text{К}^4)$ — постоянная Стефана-Больцмана. Отсюда для указанных значений q_s и σ_o получим

$$\bar{T} = (394K)((A_s/\varepsilon) \cos \eta)^{1/4}.$$

С изменением расстояния L от Солнца равновесное значение температуры поверхности изменяется пропорционально $\sqrt{L_o/L}$.

Отношение A_s/ε зависит от рода материала и состояния его поверхности. Подбором этого отношения можно изменять значение $\bar{T}$ в довольно широких пределах. Для элементов космических аппаратов, аккумулирующих солнечную энергию, целесообразно использовать материал с большим значением спектрального коэффициента излучения в видимой части спектра и с малым — в инфракрасной части. При этом будет $A_s > \varepsilon$ (таким свойством обладают, например, металлы с гладкой неокисленной поверхностью). Радиаторы, предназначенные для рассеяния тепловой энергии в космическое пространство, должны, наоборот, иметь покрытие с малым значением спектрального коэффициента излучения в видимой части спектра и с большим — инфракрасной. Тогда будет $A_s < \varepsilon$, что характерно, например, для некоторых диэлектриков [1,4].

Если спектральный коэффициент излучения поверхности не зависит от длины волны (как в случае модели серого тела [16]), то $A_s = \varepsilon$ и при прямом падении солнечных лучей ($\eta = 0$) идеально теплоизолированная поверхность на расстоянии L_o от Солнца будет иметь равновесное значение $\bar{T} = 394$ К. Для шара отношение площадей соответственно поверхности излучения и тени $F/F_T = 4$. Поэтому при одинаковой температуре на всей поверхности шара ее равновесное значение

$$\bar{T} = (394K)(A_s/\varepsilon)^{1/4}. \quad (1)$$

Плотность q_o собственного излучения Земли зависит прежде всего от температуры ее поверхности и от состояния облачного покрова. В расчетах температурного состояния ИСЗ можно использовать среднее значение $q_o = (q_s/4)(1 - \alpha_s)$, получаемое из условия радиационного баланса Земли. Если принять $\alpha_s = 0,38$, то получим $q_o = 212$ Вт/м². Тепловой поток собственного излучения Земли (предполагая, что оно подчиняется закону Ламберта [16]), падающий на ИСЗ с площадью тени F_T , можно вычислить по формуле [4]

$$Q_o = q_o \int_S \frac{\cos \phi}{\pi} d\Omega dS,$$

где $d\Omega = F_T/l^2$, $dS = 2\pi r_o^2 \sin \gamma d\gamma$, а величины $l = O'P$ и ϕ не трудно выразить через H , r_o и γ при помощи рис. 1. В результате интегрирования по γ от $\gamma = 0$ до $\gamma_{max} = \arccos(1/(1 + H/r_o))$ получим

$$Q_o = q_o F_T Z(H), Z(H) = 2(1 - \sqrt{1 - 1/(1 + H/r_o)^2}). \quad (2)$$

Из этих равенств следует, что значения параметра Z и теплового потока Q_o достаточно быстро убывают с возрастанием отношения H/r_o .

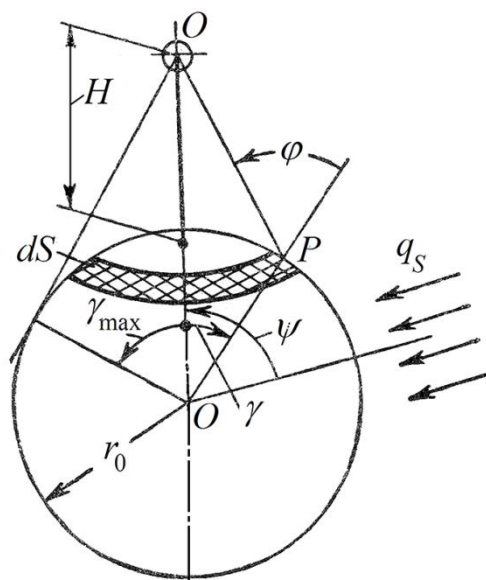


Рис.1

Тепловой поток Q_{so} отраженного от Земли солнечного излучения прежде всего зависит от взаимного расположения Солнца, Земли и ИСЗ, характеризуемого углом ψ (см. рис. 1). В предположении отражения, подчиняющегося закону Ламберта, этот поток можно представить в виде [2]

$$Q_{so} = \alpha_s q_s F_T Y(\psi, H). \quad (3)$$

График зависимости функции $Y(\psi, H)$ от ψ при некоторых значениях H представлен на рис. 2.

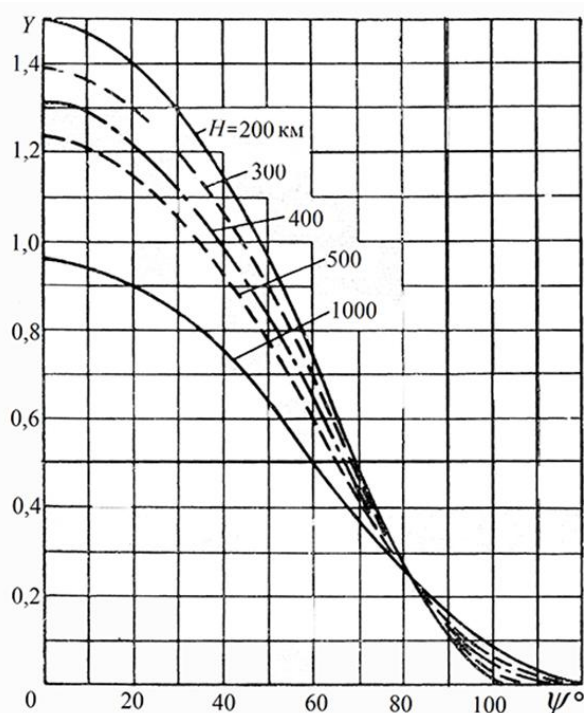


Рис.2

Аналогичные результаты представлены в работах [3,11]. В частном случае $\psi = 0$ получено [3]

$$Y(0, H) = (2/3) \left(2(1 + H/r_o) + 1/(1 + H/r_o)^2 - (2 + 1/(1 + H/r_o)^2) \sqrt{(1 + H/r_o)^2 - 1} \right). \quad (4)$$

В работе [17,18] для орбиты, плоскость которой содержит прямую, соединяющую центры Солнца и Земли, предложено использовать приближенную формулу

$$Q_{so} = \alpha_s q_s F_T (1 + \cos \psi)^2 (1 - (\psi/\psi_*)^2)/4, \quad (5)$$

где $\psi_* = \pi/2 + \arccos(1/(1 + H/r_o))$ — угол захода ИСЗ в тень Земли соответственно, $\psi^* = 2\pi - \psi_*$ — угол выхода ИСЗ из тени Земли. Ясно, что эта формула применима лишь при $\psi \leq \psi_*$ и $\psi \geq \psi^*$, поскольку при $\psi_* < \psi < \psi^*$ ИСЗ находится в тени Земли и $Q_{so} = 0$. Но по формуле (5) при $\psi = 0$ $Q_{so} = \alpha_s q_s F_T$, т.е. результаты расчета отраженного от Земли солнечного излучения не зависят от высоты H , что противоречит физическому смыслу.

2. Равновесное значение температуры ИСЗ

Если не учитывать выделение тепловой энергии при работе бортовых приборов ИСЗ, то уравнение его теплового баланса в предположении одинаковой температуры $\bar{T}$ на всей поверхности ИСЗ шаровой формы вне тени Земли примет вид

$$A_s q_s F + A Q_o + A_s Q_{so} = \varepsilon \sigma_o \bar{T}^4 F, \quad (6)$$

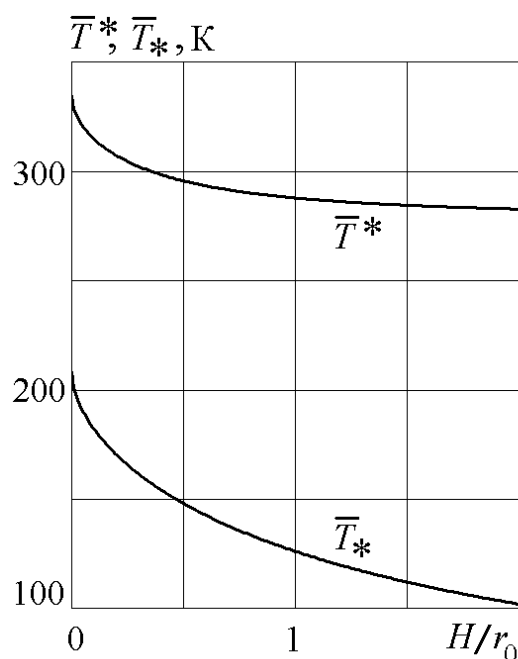
где A — коэффициент поглощения инфракрасного излучения Земли поверхностью ИСЗ. Из этого равенства с учетом формул (2) и (3) следует

$$\bar{T}^* = (279K) (A_s/\varepsilon)^{1/4} \left(1 + \frac{1-\alpha_s}{4A_s/A} Z(H) + \alpha_s Y(\psi, H) \right)^{1/4}. \quad (7)$$

В тени Земли в левой части равенства (6) первое и последнее слагаемые обращаются в нуль. Поэтому вместо формулы (7) получим

$$\bar{T}_* = (279K) \left(\frac{1-\alpha_s}{4A_s/A} Z(H) \right)^{1/4}. \quad (8)$$

Из формулы (8) следует, что равновесное значение температуры ИСЗ в тени Земли зависит лишь от текущего значения H , но вне тени помимо этого значения на температуру влияет также и угол ψ . При фиксированном значении H наибольшее значение $\bar{T}^*$ соответствует углу $\psi = 0$. На рис. 3 построены графики зависимости от отношения H/r_o как температуры $\bar{T}_*$, так и температуры $\bar{T}^*$ при $\psi = 0$. При построении графиков принято $q_s = 1367 \text{ Вт/м}^2$ и $\alpha_s = 0,38$, а также $A_s = A = \varepsilon$, т. е. оптические свойства поверхности ИСЗ соответствуют модели серого тела. Из рисунка видно, что при $H/r_o > 1$ температура $\bar{T}^*$ убывает сравнительно медленно, асимптотически приближаясь к значению 279 К, поскольку влияние собственного излучения Земли и отраженного от ее поверхности солнечного излучения практически исчезает.



Заключение

Проведенный анализ тепловых потоков, действующих на искусственный спутник Земли шаровой формы, движущийся на сравнительно низкой орбите, позволил получить расчетные зависимости равновесного значения температуры от высоты орбиты и угла между направлениями на Солнце и ИСЗ при движении вне тени Земли и от высоты орбиты на ее теневом участке. Эти зависимости использованы для построения графиков, иллюстрирующих изменение этого значения от текущей высоты орбиты.

Список литературы

1. Авдусевский В.С., Галицейский Б.М., Глебов Г.А. и др. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике / под общ. ред. В.С. Авдусевского, В.К. Кошкина. М.: Машиностроение, 1992. 528 с.
2. Карпенко А.Г., Лидов М.Л. О температурном режиме искусственного спутника Земли // Известия АН СССР. Сер. Геофизическая. 1957. № 4. С. 527.
3. Cunningham F.G. Earth Reflected Solar Radiation Input to Spherical Satellites [Облучение сферического спутника отраженным от Земли солнечным излучением] // ARS Journal. 1962. Vol. 32, no. 7. С. 1033-1036. DOI: [10.2514/8.6199](https://doi.org/10.2514/8.6199)
4. Зарубин В.С. Температурные поля в конструкции летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1966. 216 с.
5. Bess T.D., Smith G.L. Atlas of Wide-Field-of-View Outgoing Longwave Radiation Derived from Nimbus 7 / Earth Radiation Budget Data Set - November 1978 to October 1985. NASA Ref. Publ. 1186. [Атлас широким полем зрения уходящего длинноволнового излучения Земли по наблюдениям Нимбус 7 / набор данных радиационного баланса

- Земли – с Ноября 1978 по Октябрь 1985. Справочное издание НАСА № 1186]. NASA, Aug. 1987. 174 p.
6. Smith G.L., Rutan D., Bess T.D. Atlas of Albedo and Absorbed Solar Radiation Derived from Nimbus 6 / Earth Radiation Budget Data Set--July 1975 to May 1978. NASA Ref. Publ. 1230 [Атлас альbedo и поглощенной солнечной радиации по наблюдениям Нимбус 6 / набор данных радиационного баланса Земли – с Июля 1975 по Май 1978. Справочное издание НАСА № 1230]. NASA, 1990. 86 p.
 7. Bess T.D., Smith G.L. Atlas of Wide-Field-of-View Outgoing Longwave Radiation Derived from Nimbus 7 / Earth Radiation Budget Data Set – November 1985 to October 1987. NASA Ref. Publ. 1261 [Атлас широким полем зрения уходящего длинноволнового излучения Земли по наблюдениям Нимбус 7 / набор данных радиационного баланса Земли – с Ноября 1985 по Октябрь 1987. Справочное издание НАСА № 1261]. NASA, June 1991. 52 p.
 8. Smith G.L., Rutan D., Bess T.D. Atlas of Albedo and Absorbed Solar Radiation Derived from Nimbus 7 / Earth Radiation Budget Data Set - November 1985 to October 1987. NASA Ref. Publ. 1281 [Атлас альbedo и поглощенной солнечной радиации по наблюдениям Нимбус 7 / набор данных радиационного баланса Земли - с Ноября 1985 по Октябрь 1987. Справочное издание НАСА № 1281]. NASA, 1992. 58 p.
 9. Семенова Н.В. Уходящая коротковолновая радиация и альbedo на верхней границе атмосферы по наблюдениям с гелиосинхронного ИСЗ «Ресурс-01» № 4: дис. ... канд. геогр. наук. Саратов, 2003. 158 с.
 10. Фомина Н.В. Глобальное распределение составляющих радиационного баланса Земли по данным ИСЗ России и США: дис. ... канд. геогр. наук. Саратов, 2009. 150 с.
 11. Gilmor D.G., ed. Spacecraft Thermal Control Handbook [Руководство по терморегулированию космических аппаратов]. Vol. 1. El Segundo, California: Aerospace Press, 2002. 836 p.
 12. Комарова М.А. Температурные условия на корпусе узлового модуля на этапе автономного полета к международной космической станции // Известия РАН. Энергетика. 2012. № 2. С. 23-30.
 13. Andrew D. W., Scott E. P. Issues and Implications of the Thermal Control System on the «Six Day Spacecraft» [Проблемы и последствия теплового управления «шестидневного космического аппарата»] // AIAA - 4th Responsive Space Conference. Los Ang. CA, April 2006. Art. no. AIAA-RS4-2006-6001. 14 p.
 14. Narayana K.B., Reddy V.V. Thermal design and performance of HAMSAT [Тепловой дизайн и производительность HAMSAT] // Acta Astronautica. 2007. Vol. 60, iss. 1. P. 7-16.
 15. Moffitt B. Predictive thermal analysis of the combat sentinel satellite [Интеллектуальный термический анализ боевого спутника-разведчика] // 16th Annual AIAA/USU Confer-

ence on Small Satellites, Aug. 2002. 12 p. Available at:

<http://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2002/all2002/38/> , accessed 30.01.2015.

16. Зигель Р., Хауэлл Дж. Теплообмен излучением: пер. с англ. М.: Мир, 1975. 936 с.
[Siegel R., Howell J.R. Thermal Radiation Heat Transfer. New York: McGraw Hill, 1972.]
17. Karam R.M. Satellite Thermal Control for System Engineer [Терморегулирование спутника для системного инженера]. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998. 280 p.
18. Martinez I. Spacecraft thermal control. Set of lectures on the fundamentals of Spacecraft Thermal Control (STC) [Терморегулирование космического корабля. Лекции по основам терморегулирования космического аппарата]. 2013. 34 p. // Departamento de Motopropulsión y Termofluidodinámica: website. Available at:
<http://webserver.dmt.upm.es/~isidoro/> , accessed 19.01.2015.

Equilibrium Temperature of a Satellite in Low-Earth Orbit

T.M. Hegab^{1,*}

[*maj_tamer@hotmail.com](mailto:maj_tamer@hotmail.com)

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

Keywords: artificial satellite of Earth, low earth orbit, temperature state, equilibrium temperature

The efficiency of artificial satellite equipment, essentially, depends on its temperature condition, which in the case of low-Earth orbit varies quite widely. The satellite temperature changes because of the fact that along with a portion of the orbit where the satellite perceives heat flows, caused by solar radiation directly incident on its surface and solar radiation, reflected from the Earth's surface; in general cases of the low earth orbit there is its shaded portion where the satellite receives only a relatively low intensive self-radiation of the Earth. The level of possible values of satellite temperature at different portions of low earth orbit can be estimated by the equilibrium temperature determined from the balance equation of heat flows, perceived and radiated by its surface.

The analysis of heat flows, which act on the surface of an artificial satellite of conditional spherical shape, allows us to obtain the dependences, in order to find a satellite equilibrium temperature at different heights of its position above Earth's surface and an angle between the directions from the center of the Earth towards the Sun, and the satellite as it moves out of the shadow of the Earth and at different height of its position at the shaded portion of the orbit as well. These dependencies are used for graphing to show the changes of the equilibrium temperature of the low-Earth orbiting satellite.

The presented technique allows us to evaluate the possible range of temperature change of the low-Earth orbiting satellite.

References

1. Avduevskii V.S., Galitseiskii B.M., Glebov G.A., et al. *Osnovy teploperedachi v aviatsionnoi i raketno-kosmicheskoi tekhnike* [Fundamentals of heat transfer in the aviation and aerospace technology]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1992. 528 p. (in Russian).
2. Karpenko A.G., Lidov M.L. Temperature regime of artificial Earth satellite. *Izvestiya AN SSSR. Ser. Geofizicheskaya*, 1957, no. 4, pp. 527. (in Russian).
3. Cunningham F.G. Earth Reflected Solar Radiation Input to Spherical Satellites. *ARS Journal*, 1962, vol. 32, no. 7, pp. 1033-1036. DOI: [10.2514/8.6199](https://doi.org/10.2514/8.6199)

4. Zarubin B.C. *Temperaturnye polya v konstruktsii letatel'nykh apparatov* [Temperature fields in the design of flying vehicles]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1966. 216 p. (in Russian).
5. Bess T.D., Smith G.L. *Atlas of Wide-Field-of-View Outgoing Longwave Radiation Derived from Nimbus 7 / Earth Radiation Budget Data Set - November 1978 to October 1985*. NASA Ref. Publ. 1186. NASA, Aug. 1987. 174 p.
6. Smith G.L., Rutan D., Bess T.D. *Atlas of Albedo and Absorbed Solar Radiation Derived from Nimbus 6 / Earth Radiation Budget Data Set--July 1975 to May 1978*. NASA Ref. Publ. 1230. NASA, 1990. 86 p.
7. Bess T.D., Smith G.L. *Atlas of Wide-Field-of-View Outgoing Longwave Radiation Derived from Nimbus 7 / Earth radiation budget data set – November 1985 to October 1987*. NASA Ref. Publ. 1261. NASA, June 1991. 52 p.
8. Smith G.L., Rutan D., Bess T.D. *Atlas of Albedo and Absorbed Solar Radiation Derived from Nimbus 7 / Earth radiation budget data set - November 1985 to October 1987*. NASA Ref. Publ. 1281. NASA, 1992. 58 p.
9. Semenova H.B. *Ukhodyashchaya korotkovolnovaya radiatsiya i al'bedo na verkhnei granitse atmosfery po nablyudeniyam s geliosinkhronnogo ISZ "Resurs-01" No. 4*. Kand. diss. [Outgoing shortwave radiation and albedo at the upper boundary of the atmosphere from a sun-synchronous satellite "Resource-01" No. 4. PhD thesis, geographical science]. Saratov, 2003. 158 p. (in Russian).
10. Fomina N.V. *Global'noe raspredelenie sostavlyayushchikh radiatsionnogo balansa Zemli po dannym ISZ Rossii i SShA*. Kand. diss. [Global distribution of the radiation balance of the Earth based on satellite data of Russia and the United States. PhD thesis, geographical science]. Saratov, 2009. 150 p. (in Russian).
11. Gilmore D.G., ed. *Spacecraft Thermal Control Handbook*. Vol. 1. El Segundo, California: Aerospace Press, 2002. 836 p.
12. Komarova M.A. The temperature conditions of node module structure for the stage of free flight to international space station. *Izvestiya RAN. Energetika*, 2012, no. 2, pp. 23-30. (in Russian).
13. Andrew D. W., Scott E. P. Issues and Implications of the Thermal Control System on the "Six Day Spacecraft". *AIAA - 4th Responsive Space Conference*. Los Ang., CA, April 2006. Art. no. AIAA-RS4-2006-6001. 14 p.
14. Narayana K.B., Reddy V.V. Thermal design and performance of HAMSAT. *Acta Astronautica*, 2007. Vol. 60, iss. 1. P. 7-16.
15. Moffitt B. Predictive thermal analysis of the combat sentinel satellite. *16th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Aug. 2002. 12 p. Available at: <http://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2002/all2002/38/>, accessed 30.01.2015.
16. Siegel R., Howell J.R. *Thermal Radiation Heat Transfer*. New York, McGraw Hill, 1972. (Russ. ed.: Siegel R., Howell J.R. *Teploobmen izlucheniem*. Moscow, Mir Publ., 1975. 936 p.).

17. Karam R.M. *Satellite Thermal Control for System Engineer*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998. 280 p.
18. Martinez I. *Spacecraft thermal control. Set of lectures on the fundamentals of Spacecraft Thermal Control (STC)*. 2013. 34 p. Departamento de Motopropulsión y Termofluidodinámica: website. Available at: <http://webserver.dmt.upm.es/~isidoro/> , accessed 19.01.2015.