

Расчет условий освещенности в процессе выведения космического аппарата на геостационарную орбиту с помощью двигателей малой тяги

© В.П. Казаковцев, В.В. Корянов, П.В. Просунцов, А.Г. Топорков

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Рассмотрены условия освещенности космического аппарата и возможность его попадания в тень от Земли при выведении с орбиты ожидания на геостационарную орбиту с использованием двигателей малой тяги. Проведено моделирование температурного состояния рефлектора антенны в целях определения тепловых нагрузок при орбитальном полете. Установлено, что за время перелета непрерывно изменяется угол наклона плоскости орбиты от начального до нулевого значения к моменту попадания на геостационарную орбиту, а также определены углы освещения антенны, направленной по радиусу орбиты. Показано, что траектория перелета представляет собой спираль с увеличивающимся шагом по значению радиуса орбиты, время нахождения космического аппарата в тени от Земли на каждом последующем витке увеличивается, максимальное время его нахождения в тени от Земли составляет 1,12 ч.

Ключевые слова: освещенность, геостационарная орбита, космический аппарат, двигатель малой тяги, антенна

Введение. В последние годы в России и за рубежом активно развиваются системы космической связи. Постоянно увеличивающийся объем и важность информации, которую передают спутники, сопровождаются повышением требований к эффективности и пропускной способности таких систем связи [1]. Обзор существующих систем межспутниковой связи и их характеристики приведены в работе [2].

В настоящее время также активно осваиваются высокочастотные диапазоны Ka и V — от 20 до 75 ГГц. Однако с ростом частоты усиливаются требования к точности профиля рефлектора (отражающей поверхности) зеркальной антенны, так как допустимые отклонения поверхности рефлектора антенны от теоретического профиля не должны превышать 1/16 рабочей длины волны. Таким образом, допустимые отклонения формы рефлекторов зеркальных космических антенн должны составлять доли миллиметра. Такие отклонения могут обусловить неточности изготовления, механические и термические деформации, возникающие при эксплуатации рефлектора.

Максимальные механические нагрузки на рефлектор появляются на этапе выведения его на рабочую орбиту, но они, как правило, не вызывают значимых деформаций. При полете рефлектора по геостационарной орбите отдельные его зоны на освещенном участке орби-

ты могут нагреваться до $150\text{ }^{\circ}\text{C}$, а при попадании аппарата в тень Земли — охлаждаться до $-150\text{ }^{\circ}\text{C}$. Поэтому основное влияние на изменение формы рефлектора оказывают термические деформации [3].

Настоящая статья посвящена расчету условий освещенности космического аппарата (КА) и оценке времени его возможного нахождения в тени от Земли при перелете с орбиты ожидания на геостационарную орбиту с учетом работы двигателей малой тяги (ДМТ). Радиус круговой орбиты ожидания, наклонение плоскости орбиты и долгота восходящего узла считаются заданными. Также задано и ускорение при работе ДМТ.

Вопросам освещенности спутников Земли стали уделять большое внимание после их первых запусков на орбиту. Поскольку изначально их выводили на низкие орбиты, спутники довольно продолжительное время находились в тени от Земли, что не позволяло вырабатывать энергию панелям солнечных батарей.

Впервые вопросы определения времени нахождения низкоорбитальных спутников в тени от Земли были затронуты в работах [4, 5]. Вопросы определения времени нахождения в тени для орбит спутников связи частично рассмотрены в работе [6]. Вопросам определения параметров траектории при многовитковом маневре на этапе дальнего наведения основное внимание уделяется в работе [7] и при этом принимается, что цель находится на освещенной стороне.

Результаты этих исследований использованы в качестве дополнительного основания для построения математической модели и разработки методики расчета.

Математическая модель описана в работе [8], где также рассмотрен общий подход к определению условий нахождения космического аппарата в тени и полутени от Земли, а условие входа в тень от Земли представлено в векторной форме. Методика расчета освещенности рассмотрена авторами в статье [9].

Проанализировав указанные, а также полученные ранее результаты, авторы пришли к выводу, что для различных вариантов перелета с орбиты ожидания на геостационарную орбиту, во-первых, необходимо разработать математическую модель условий освещенности КА лучами Солнца, во-вторых, сформировать алгоритм определения размеров тени и полутени от Земли и времени точного нахождения КА на этих орбитах.

Моделирование. Для моделирования температурного состояния рефлектора антенны необходимо определить тепловые нагрузки при орбитальном полете. Можно выделить три основных компонента нагрузок, воздействующих на антенну в условиях орбитального полета. Это, во-первых, прямое солнечное излучение, во-вторых, отраженное от Земли солнечное излучение и, наконец, собственное теп-

ловое излучение Земли. Все они существенно зависят от выбранной орбиты полета и времени его совершения.

Расчет тепловых потоков, действующих на КА в орбитальном полете представляет собой сложную научно-техническую задачу. Для ее решения целесообразно применить специализированное программное обеспечение. Одним из наиболее мощных инструментов для расчета тепловых нагрузок в условиях орбитального полета является программное обеспечение фирмы Siemens PLM NX, которое использовано в настоящей работе.

Для геостационарной орбиты характерно низкое значение плотности потока собственного теплового излучения Земли — $5,82 \text{ Вт/м}^2$. Максимальное значение потока солнечного излучения, отраженного от Земли, составляет $6,97 \text{ Вт/м}^2$ (рис. 1). Основная доля теплового баланса приходится на прямое солнечное излучение, значение которого для момента весеннего равноденствия составляет $1367,6 \text{ Вт/м}^2$ (рис. 2). Следует отметить, что в указанный момент времени наблюдается попадание аппарата в тень от Земли на период 4320 с. Именно в моменты входа и выхода аппарата из тени следует ожидать наибольших скоростей изменения температуры.

Рассмотрим условия освещения КА и возможность его попадания в тень от Земли при выведении с орбиты ожидания на геостационарную орбиту с использованием ДМТ.

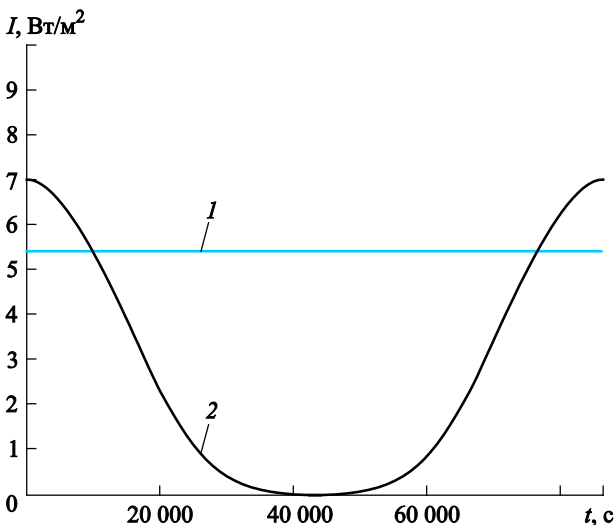


Рис. 1. Плотность падающего потока излучения при движении космического аппарата по геостационарной орбите:

1 — плотность потока собственного теплового излучения Земли; 2 — плотность потока солнечного излучения, отраженного от Земли

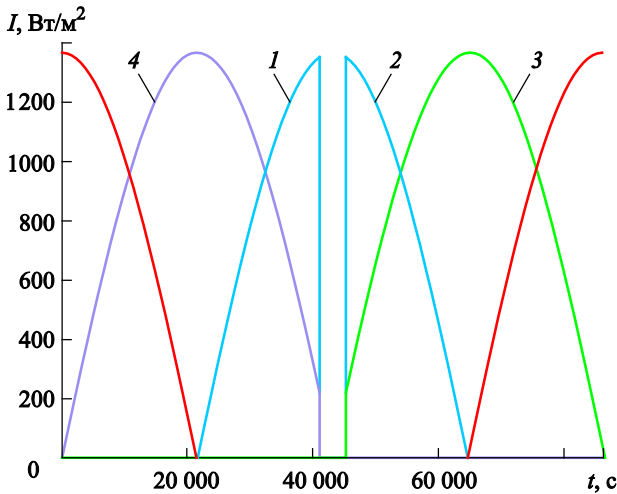


Рис. 2. Плотность падающего потока излучения от Солнца при движении космического аппарата по геостационарной орбите для различной ориентации поверхности:
 1 — поверхность обращена в сторону Земли (надир); 2 — поверхность обращена от Земли (зенит); 3 — поверхность обращена по направлению движения; 4 — поверхность обращена против направления движения

В качестве исходных данных примем значения параметров орбиты ожидания и положения Солнца: $r_0 = 6700$ км, $i_0 = 52^\circ$, $u_0 = 0$ — начальное угловое положение КА; $\Omega_0 = 0$ — долгота восходящего узла орбиты; $u_{10} = 0$ — начальное угловое положение Солнца. Продольная ось антенны направлена по радиусу орбиты к центру Земли. Трансверсальное ускорение от работы ДМТ равно $0,002$ м/с.

По перечисленным данным проведены расчеты, результаты которых согласно математической модели из работы [9] и выбранных начальных условий иллюстрируют рис. 3–10.

При использовании ДМТ траектория движения КА представляет собой спираль с увеличивающимся радиусом орбиты. При большем времени перелета КА между заданными орбитами значение шага изменения радиуса за каждый оборот увеличивается.

Из рис. 3 видно, что первые витки траектории расположены достаточно близко один к другому. Рассмотрев условия освещенности КА на одном витке, можно предположить, что они будут примерно одинаковы и для других витков.

Анализ результатов расчета углов освещения на первом витке показывает, что после включения ДМТ КА освещен в течение $30,77$ мин (рис. 4). Затем КА попадает в тень от Земли на время $35,33$ мин. После выхода из тени до конца первого витка КА освещен в течение $30,58$ мин. После выхода из тени на первом витке до момента входа в тень на втором витке КА будет освещен в течение $61,35$ мин.

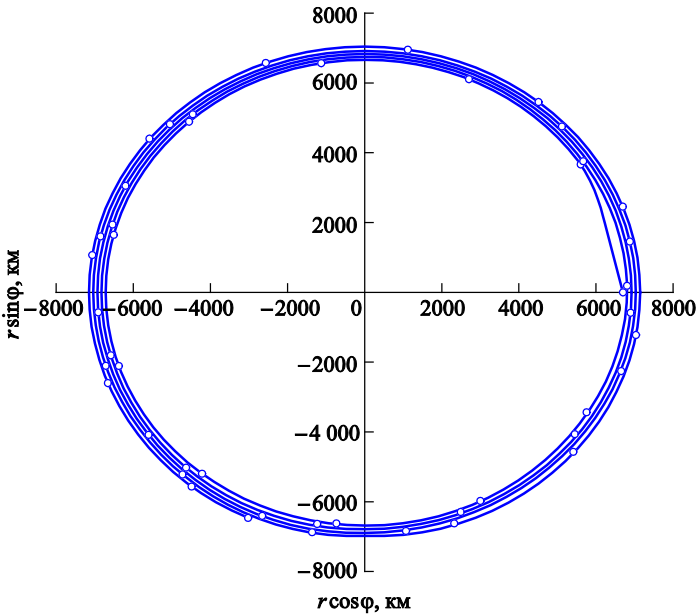


Рис. 3. Первые четыре витка при уходе КА с орбиты ожидания на геостационарную орбиту с использованием ДМТ

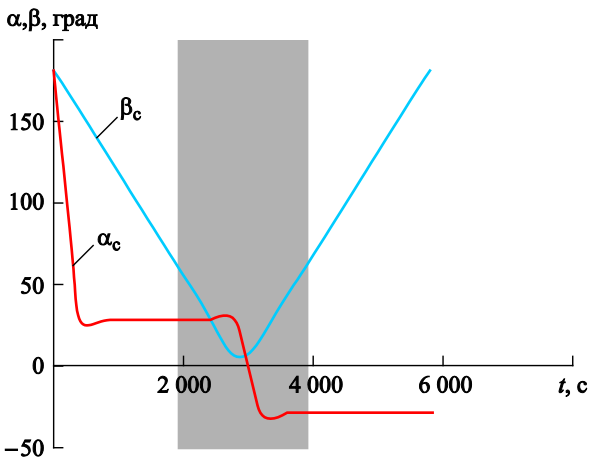


Рис. 4. Изменения углов освещения КА α_c , β_c , зона попадания в тень от Земли в функции времени ($t_{\text{нач}} = 1846$ с; $t_{\text{кон}} = 3966$ с) на первом витке после включения ДМТ

Анализ результатов расчетов после 5 сут полета показывает, что на первом витке КА освещен в течение 52,76 мин. Затем КА попадает в тень от Земли на время 35,23 мин. После выхода из тени до конца первого витка КА освещен в течение 52,00 мин. После выхода из тени на первом витке после 5 сут полета до момента входа в тень на втором витке КА будет освещен в течение 104,76 мин.

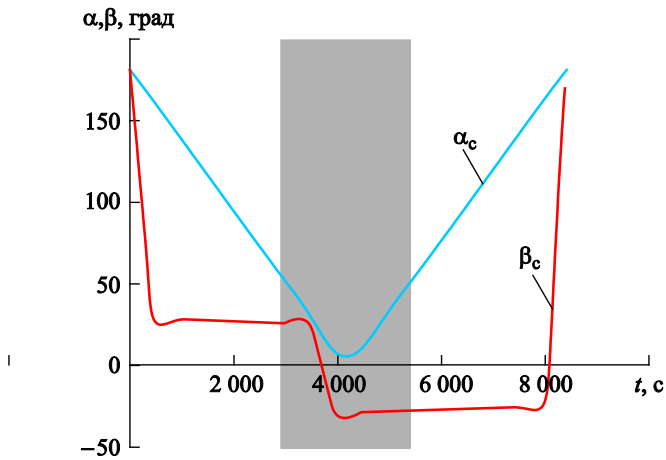


Рис. 5. Изменение углов освещения КА α_c , β_c , зона попадания в тень от Земли в функции времени ($t_{\text{нач}} = 3166$ с; $t_{\text{кон}} = 5280$ с) на первом витке после 5 сут полета

Анализ результатов расчетов после 10 сут полета (рис. 6) показывает, что на первом витке КА освещен в течение 97,88 мин. Затем КА попадает в тень от Земли на время 37,84 мин. После выхода из тени до конца первого витка КА освещен в течение 74,28 мин. После выхода из тени на первом витке после 10 сут полета до момента входа в тень на втором витке КА будет освещен в течение 172,16 мин.

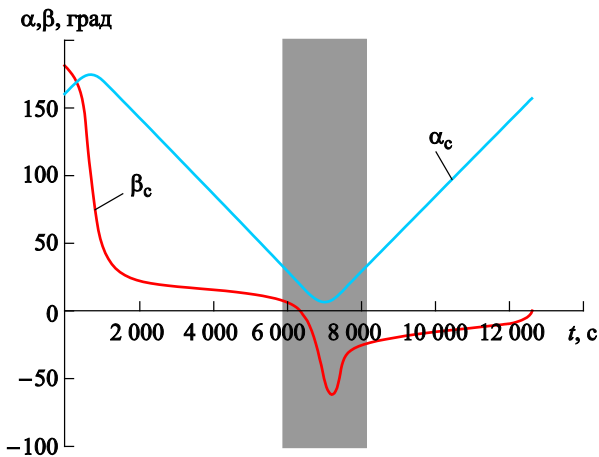


Рис. 6. Изменения углов освещения КА α_c , β_c , зона попадания в тень от Земли в функции времени ($t_{\text{нач}} = 5873$ с; $t_{\text{кон}} = 8143$ с) на первом витке после 10 сут полета

Анализ результатов расчетов после 15 сут полета (рис. 7) показывает, что на первом витке КА освещен в течение 163,18 мин. Затем КА попадает в тень от Земли на время 43,59 мин. После выхода из тени до конца первого витка КА освещен в течение 137,40 мин. При выходе из тени на первом витке после 15 сут полета до момента входа в тень на втором витке КА будет освещен в течение 300,58 мин.

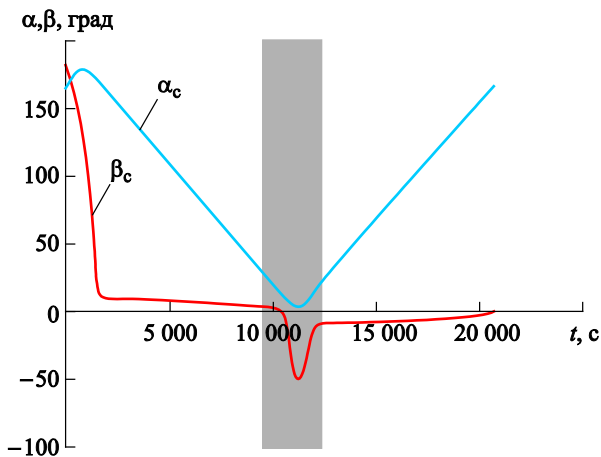


Рис. 7. Изменение углов освещения КА α_c , β_c , зона попадания в тень от Земли в функции времени ($t_{\text{нач}} = 9791$ с; $t_{\text{кон}} = 12406$ с) на первом витке после 15 сут полета

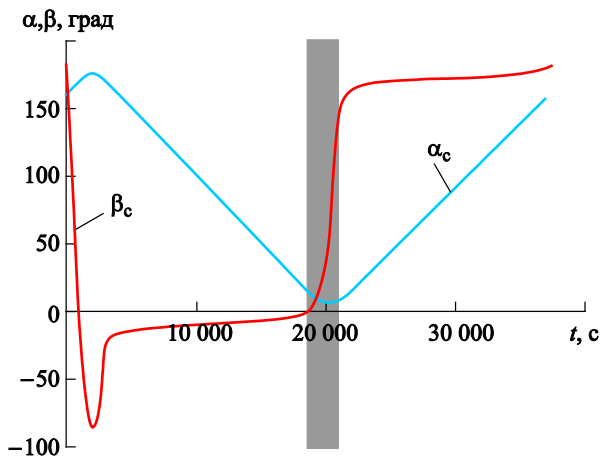


Рис. 8. Изменение углов освещения КА α_c , β_c , зона попадания в тень от Земли в функции времени ($t_{\text{нач}} = 18739$ с; $t_{\text{кон}} = 21810$ с) на первом витке после 20 сут полета

Анализ результатов расчетов после 20 сут полета показывает, что на первом витке КА освещен в течение 312,32 мин. Затем КА попадает в тень от Земли на время 51,18 мин. После выхода из тени до конца

первого витка КА освещен в течение 256,50 мин. После выхода из тени на первом витке по окончании 20 сут полета до момента входа в тень на втором витке КА будет освещен в течение 568,82 мин.

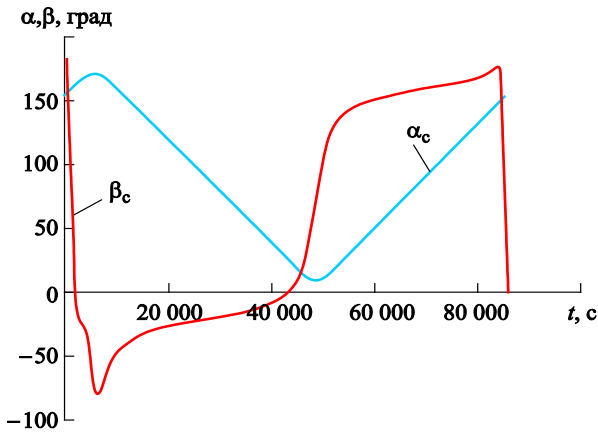


Рис. 9. Изменение углов освещения КА α_c , β_c в зависимости от времени на первом витке после 25 сут полета

Анализ результатов расчетов после 25 сут полета для выбранного примера показывает, что на первом витке КА освещен все время — в тень от Земли он не попадает.

Рассмотрим вариант перелета КА с орбиты ожидания на геостационарную орбиту для случая, когда в момент окончания перелета Солнце находится в точке весеннего равноденствия (рис. 10). В этом случае время нахождения КА в тени от Земли — максимальное и составляет 1,120 ч.

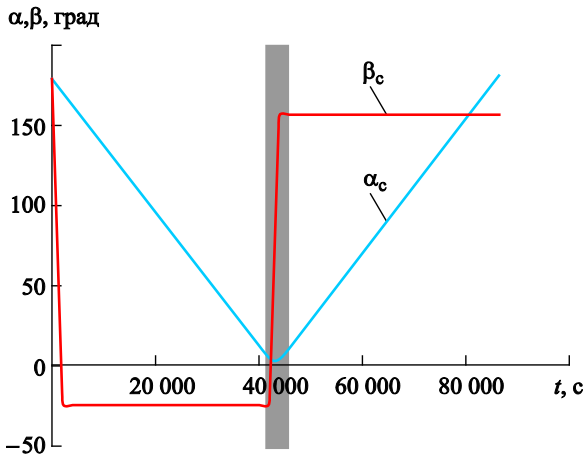


Рис. 10. Изменение углов освещения КА α_c , β_c , зона попадания в тень от Земли в функции времени ($t_{\text{нач}} = 41\,090$ с; $t_{\text{кон}} = 45\,123$ с) на последнем витке перелета, когда в момент окончания перелета Солнце находится в точке весеннего равноденствия

Заключение. Рассмотрен перелет КА с орбиты ожидания на геостационарную орбиту с использованием ДМТ. Установлено, что траектория перелета представляет собой спираль с увеличивающимся шагом по величине радиуса орбиты. Определены углы освещения антенны, направленной по радиусу орбиты, и зафиксировано время движения КА в тени от Земли. На основании проведенных расчетов, можно сделать следующие выводы.

Время нахождения КА в тени от Земли на каждом последующем витке увеличивается, что обусловлено уменьшением нормальной составляющей скорости движения КА.

В зависимости от положения Солнца в момент попадания КА на геостационарную орбиту возможны случаи как нахождения, так и ненахождения аппарата в тени от Земли. Максимальное время нахождения КА в тени от Земли составляет примерно 1,12 ч в момент, когда Солнце находится в точках весеннего (или осеннего) равноденствия.

Графики изменения углов падения солнечных лучей на продольную ось антенны примерно похожи на всех витках траектории перелета. Эти углы изменяются в пределах $0 \dots 180^\circ$.

Работа выполнена в соответствии с государственным заданием № 2014/104 Министерства образования и науки Российской Федерации (проект № 1864) на проведение работ в сфере научной деятельности.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Галимов Г.К. *Зеркальные антенны*. Том I. Москва, Адвансед Солюшнз, 2010, 204 с.
- [2] Muri P. A Survey of Communication Sub-systems for Intersatellite Linked Systems and CubeSat Missions. *Journal of Communications*, 2012, vol. 7, no. 4, pp. 290–308.
- [3] Резник С.В., Просунцов П.В., Азаров А.В. Моделирование температурного и напряженно-деформированного состояний рефлектора зеркальной космической антенны. *Инженерно-физический журнал*, 2015, т. 88, № 4, с. 945–950.
- [4] Нариманов Г.С., Тихонравов М.К., ред. *Основы теории полета космических аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1972, 608 с.
- [5] Эльясберг П.Е. *Введение в теорию полета искусственных спутников Земли*. Москва, Наука, 1965, 540 с.
- [6] Чернявский Г.М., Бартенев В.А. *Орбиты спутников связи*. Москва, Изд-во «Связь», 1978, 240 с.
- [7] Баранов А.А. Алгоритм расчета параметров многовитковых маневров дальнего наведения. *Космические исследования*, 1990, т. 28, вып. 1, с. 69–76.
- [8] Казаковцев В.П., Корянов В.В., Просунцов П.В. Анализ продолжительности пребывания космического аппарата в зоне тени от Земли в процессе его вывода на геостационарную орбиту. *Общероссийский научно-технический журнал «Полет»*, 2014, № 12, с. 14–18.
- [9] Казаковцев В.П., Корянов В.В., Просунцов П.В., Топорков А.Г. Методика расчета условий освещенности космического аппарата и возможности его

попадания в тень от Земли в процессе выведения на заданную орбиту. *Естественные и технические науки*, 2015, № 11, с. 345–354.

Статья поступила в редакцию 16.11.2016

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Казаковцев В.П., Корянов В.В., Просунцов П.В., Топорков А.Г. Расчет условий освещенности в процессе выведения космического аппарата на геостационарную орбиту с помощью двигателей малой тяги. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, вып. 12. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2016-12-1568>

Казаковцев Виктор Поликарпович — д-р техн. наук, профессор кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 130 научных работ в области баллистики и динамики полета космических и спускаемых аппаратов. e-mail: vpkazakovtsev@mail.ru

Корянов Всеволод Владимирович — канд. техн. наук, доцент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор порядка 10 научных работ в области моделирования баллистики и динамики движения космических и спускаемых аппаратов. e-mail: kafsm3@bmstu.ru

Просунцов Павел Викторович — д-р техн. наук, профессор кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 140 научных работ в области анализа и идентификации процессов комбинированного теплопереноса. e-mail: pavel.prosuntsov@mail.ru

Топорков Алексей Геннадьевич — ассистент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор порядка 12 научных работ в области динамики движения летательных аппаратов и навигационных спутниковых систем. e-mail: kafsm3@bmstu.ru

Calculation of illumination conditions during putting the spacecraft into geostationary orbit using low thrusters

© V.P. Kazakovtsev, V.V. Koryanov, P.V. Prosuntsov, A.G. Toporkov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

This article assesses conditions of spacecraft illumination and the possibility of its falling into the shadow of the Earth during the flight from the parking orbit to geostationary orbit using low thrusters. The obtained results are used for simulating the temperature state of the antenna reflector to determine the thermal load during an orbital flight. In the course of simulation it was found that during the trip, the orbit plane tilt angle is continuously changing from the initial value to zero by the time of entering into a geostationary orbit, and the entrance angles of the antenna directed along the radius of the orbit were determined. It is shown that the flight trajectory is a spiral with a pitch increasing in orbit radius magnitude and the spacecraft shadow-sunlight time for each subsequent orbit pass increases, and the maximum shadow-sunlight time is of the order of 1.12 hours.

Keywords: illumination, geostationary orbit, spacecraft, low thruster, antenna

REFERENCES

- [1] Galimov G.K. *Zerkalnye anteny. Tom I* [Mirror antennas. Vol. I]. Moscow, Advansed Solushenz Publ., 2010, 204 p.
- [2] Muri P. *Journal of Communications*, 2012, vol. 7, no. 4, pp. 290–308.
- [3] Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Azarov A.V. *Inzhenerno-Fizicheskii Zhurnal – Journal of Engineering Physics*, 2015, vol. 88, no. 4, pp. 945–950.
- [4] Narimanov G.S., Tikhonravov M.K., eds. *Osnovy teorii poleta kosmicheskikh apparatov* [Basic theory of spacecraft flight]. Moscow Mashinostroenie Publ., 1972, 608 p.
- [5] Elyasberg P.E. *Vvedenie v teoriyu poleta iskusstvennykh sputnikov Zemli* [Introduction to the flight theory of artificial Earth satellites]. Moscow, Nauka Publ., 1965, 540 p.
- [6] Chernyavskiy G.M., Bartenev V.A. *Orbity sputnikov svyazi* [The orbits of communication satellites]. Moscow, Svyaz Publ., 1978, 240 p.
- [7] Baranov A.A. *Kosmicheskije issledovaniya – Cosmic Research*, 1990, vol. 28, no. 1, pp. 69–76.
- [8] Kazakovtsev V.P., Koryanov V.V., Prosuntsov P.V. *Obshcherossiyskiy nauchno-tehnicheskij zhurnal «Polyot» – All-Russian Scientific-Technical Journal “Polyot” (“Flight”)*, 2014, no. 12, pp. 14–18.
- [9] Kazakovtsev V.P., Koryanov V.V., Prosuntsov P.V., Toporkov A.G. *Estestvennye i tekhnicheskije nauki – Natural and Technical Sciences*, 2015, no.11, pp. 345–354.

Kazakovtsev V.P. (b. 1934) graduated from Bauman Moscow Higher Technical School in 1958. Dr. Sci. (Eng.), Professor, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecrafts, Bauman Moscow State Technical University. Author of 130 research publications in the field of ballistics and flight dynamics of space and descent vehicles. e-mail: vpkazakovtsev@mail.ru

Koryanov V.V. (b. 1982) graduated from Bauman Moscow State Technical University in 2006. Cand. Sci. (Eng.), Associate Professor, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecrafts, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 10 research publications in the field of simulation of ballistics and dynamics of space and descent vehicle motion. e-mail: kafsm3@bmstu.ru

Prosuntsov P.V. (b. 1961) graduated from Bauman Moscow Higher Technical School in 1984. Dr. Sci. (Eng.), Professor, Department of Rocket and Space Composite Structures, Bauman Moscow State Technical University. Author of 140 research publications in the field of analysis and identification processes of the combined heat transfer. e-mail: pavel.prosuntsov@mail.ru

Toporkov A.G. (b. 1990) graduated from Bauman Moscow State Technical University in 2014. Assistant, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecrafts, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 12 research publications in the field of motion dynamics of aircrafts and satellite navigation systems. e-mail: kafsm3@bmstu.ru