



АВИАЦИОННАЯ И КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА AEROSPACE ENGINEERING

DOI 10.22363/2312-8143-2020-21-3-159-165

УДК 629.783

Научная статья

Разработка методики проектирования теплонагруженных размеростабильных элементов конструкций из углепластика для космического аппарата дистанционного зондирования Земли

М.А. Городецкий, К.В. Михайловский

Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет),
Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1

История статьи:

Потушила в редакцию: 13 апреля 2020 г.

Доработана: 26 апреля 2020 г.

Принята к публикации: 27 июля 2020 г.

Ключевые слова:

космические аппараты дистанционного зондирования Земли, солнечно-синхронная орбита, полимерные композиционные материалы, напряженно-деформированное состояние

Аннотация. Одной из наиболее важных задач Федеральной космической программы России на период до 2025 года является создание космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. Неотъемлемой частью проектирования космических аппаратов такого класса считается определение параметров орбит, которые наиболее эффективны с позиций информативности, энергообеспечения и срока активного существования. В орбитальном полете температурное состояние космических аппаратов сложным образом меняется во времени и пространстве. Неоднородное температурное поле элементов конструкции космических аппаратов может стать причиной искажения формы, отрицательно влияющего на выполнение целевых задач. Предложена методика комплексного анализа и определения параметров конструкции платформы из полимерного композиционного материала, входящей в состав космического аппарата дистанционного зондирования Земли. Рассмотрены условия теплового нагружения для полета по солнечно-синхронной орбите и выполнено математическое моделирование условий функционирования, обеспечивающих эффективную эксплуатацию такого рода космических аппаратов. Представлены результаты моделирования теплового режима вариантов конструкций платформы из полимерного композиционного материала. Методика будет полезна при определении комплекса орбитальных характеристик космических аппаратов дистанционного зондирования Земли на этапе технических предложений.

Введение

В современной ракетно-космической технике прочностные и массово-габаритные требования, предъявляемые к конструкциям, непрерыв-

но повышаются, а условия эксплуатации изделия становятся все более экстремальными. Так, элементы конструкций спутников связи и дистанционного зондирования Земли подвергаются воздействиям знакопеременных температурных нагрузок, радиационному излучению.

Для обеспечения высокой весовой эффективности конструкций широко применяются трехслойные панели с обшивками из углепластика, представляющие собой систему, которая состоит из двух внешних сравнительно тонких слоев и среднего, более толстого слоя. Обшивки изготавлива-

Городецкий Михаил Алексеевич, аспирант кафедры СМ-13 «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ имени Н.Э. Баумана; eLIBRARY SPIN-код: 1535-1785; Scopus Author ID: 57207449782.

Михайловский Константин Валерьевич, доцент кафедры СМ-13 «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ имени Н.Э. Баумана; кандидат технических наук; eLIBRARY SPIN-код: 6481-7346; Scopus Author ID: 57204666941; Konst_mi@mail.ru

© Городецкий М.А., Михайловский К.В., 2020

This work is licensed under a Creative Commons Attribution 4.0 International License
<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>

ют преимущественно из углепластика, который обладает относительно невысокой плотностью, высокими физико-механическими характеристиками, низкими температурными коэффициентами линейного расширения. Заполнитель изготавливают из материалов с малой плотностью (вспененного полимерного материала, легкого металла в форме сот, перемычек, гофрировки или другой конструкции). Обшивки испытывают продольные нагрузки (растяжение, сжатие, сдвиг) в своей плоскости и поперечные изгибающие моменты. Заполнитель воспринимает поперечные силы при изгибе и обеспечивает совместную работу и устойчивость несущих слоев. Трехслойные панели при малом весе обладают повышенной жесткостью на изгиб, что позволяет получить значительный выигрыш в весе для конструкций, воспринимающих сжимающие усилия. Опыт эксплуатации и отработки объектов с применением трехслойных пакетов показал высокую эффективность трехслойных конструкций, а порой – их незаменимость.

Одной из наиболее важных областей применения трехслойных конструкций является их использование для задач околоземных космических полетов на низких орбитах с целью дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Спутники ДЗЗ предназначены для изучения земной поверхности различных местностей и регионов, выявления залежей полезных ископаемых, аномальных явлений природы (пожаров, наводнений, землетрясений, извержений вулканов и т. д.). В настоящее время создание систем ДЗЗ входит в состав федеральной космической программы и является одним из приоритетных направлений для развития ракетно-космической промышленности в России. Спутниками связи и ДЗЗ занимаются такие компании, как Lockheed Martin Commercial Space

Systems, Orbital Sciences Corporation, Boeing Satellite Systems, Space Systems/Loral, EADS Astrium, Thales Alenia Space, АО «ИСС», АО «ВНИИЭМ» и ряд других.

Повышение экономичности и надежности космических аппаратов (КА) неразрывно связано с возможностью уменьшения массы конструкции при сохранении или даже повышении прочности. Решение проблем в этом направлении связывают с разработкой новых видов обшивок и заполнителей в трехслойных конструкциях. Актуальной задачей является создание метода расчета и оптимизации конструкции многослойной панели с учетом различных требований, обусловленных их эксплуатацией, особенностью изготовления, а также технологических ограничений. Работы в данной области ведутся специалистами США, Франции, Японии, КНР, России [1–13].

На основе вышесказанного целью настоящей работы является определение тепловых нагрузок и напряженно-деформированного состояния элементов космического аппарата ДЗЗ для выбора и обоснования материалов, позволяющих достичь рациональных весовых параметров.

1. Компоновка космического аппарата ДЗЗ

В одном из конструктивных вариантов исполнения КА имеет форму прямоугольного параллелепипеда, элементы которого соединены между собой и подсоединены к переходной ферме (рис. 1). Для удобства сборки и монтажа приборов аппарат разделен на два отсека: отсек полезной нагрузки (бортовой целевой комплекс) и отсек служебных систем (служебная платформа).

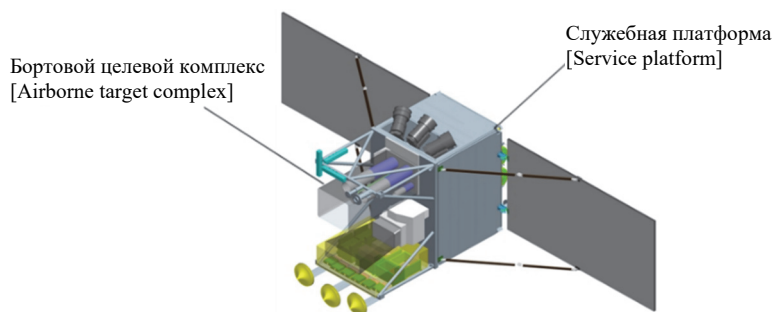


Рис. 1. Общий вид КА ДЗЗ
[Figure 1. General view of the remote sensing spacecraft]

Основные требования к многоцелевой служебной платформе, обусловлены ее конструктивно-компоновочной схемой: минимальные габариты и масса, сохранение исходных габаритов при воздействии внешних и внутренних источников, минимальные конструктивные изменения при установке на нее целевой аппаратуры КА, минимальный объем наземной экспериментальной отработки, удобство эксплуатации.

Платформа КА представляет собой размеростабильную несущую конструкцию, не имеющую герметичных отсеков. Панели отсеков имеют вид трехслойной конструкции, состоящей из сотового наполнителя алюминиевого сплава, двух листов обшивки из углепластика, тепловых труб, предназначенных для выравнивания температурных полей, а также закладных элементов для крепления аппаратуры. Солнечные батареи состоят из двух панелей по четыре секции каждая.

2. Моделирование движения космического аппарата ДЗЗ по орбите

Прежде всего, предъявляемые функциональные требования к КА ДЗЗ влияют на их динамические характеристики, то есть на рабочую орбиту. Была составлена математическая модель динамики движения КА ДЗЗ по орбите и условий его функционирования. Эта модель реализована в программной среде Matlab, по ее результатам проанализированы характеристики орбиты КА ДЗЗ [13]. Расчет математической модели определил параметры рабочей орбиты для КА ДЗЗ: высота орбиты $h = 514$ км, наклонение орбиты $i = 97,4^\circ$, местное время прохождения восходящего узла $t_\Omega = 6 h$. Тип орбиты – околокруговая (с эксцентриситетом $e = 0,00135$), солнечно-синхронная, кратная (период кратности – 14 суток).

3. Моделирование температурного поля и напряженно-деформированного состояния размеростабильных элементов конструкции космического аппарата

Влияние космического пространства на КА складывается из суммы коротковолнового электромагнитного излучения (ЭМИ), состоящего как из длинноволнового ультрафиолетового (УФ), видимого и коротковолнового инфракрасного (ИК) спектров ЭМИ, так и из длинноволнового ИК ЭМИ (теплого излучения). Спектр солнечного

излучения состоит в основном из первых трех ЭМИ, а длинноволновое ИК относится как к собственному тепловому излучению Земли, так и к тепловым потокам излучения между элементами конструкций КА.

Под воздействием ЭМИ в силовых конструкциях КА возникают температурные деформации, которые влияют на размеры и форму основных элементов КА ДЗЗ, находящегося в условиях эксплуатации на орбите.

Для оценки изменения температурного поля и влияния его на напряженно-деформированное состояние размеростабильных элементов конструкции КА ДЗЗ заданы условия, соответствующие движению по определенной выше солнечно-синхронной орбите. Распределение температурного поля и напряженно-деформированное состояние в конструкции КА рассматривались в течение года полета по орбите, в связи с чем выбраны четыре наиболее показательные точки изменения светотеневой обстановки: зимнее и летнее солнцестояние, весеннее и осеннее равноденствие.

В качестве исследуемых элементов конструкции в работе рассмотрены платформа, солнечные батареи и рефлектор антенны. Геометрические модели разработаны для платформы в форме параллелепипеда размерами $1600 \times 2000 \times 2000$ мм, панели солнечных батарей размерами 8000×1700 мм; рефлектора антенны диаметром 1200 мм и высотой 100 мм. Необходимые для моделирования данные по теплофизическим характеристикам заимствовались из справочника [14], а по оптическим характеристикам из справочника [15]. Моделирование проводилось в программном комплексе NX. Строилась конечно-элементная модель КА ДЗЗ со средним диагональным размером конечного элемента не более 100 мм. Параметрическое моделирование выполнялось с помощью модуля NX/Space Systems Thermal в котором заданы параметры орбиты, ориентация КА в пространстве, положение Солнца относительно орбиты. Отдельные результаты по определению температурных полей и напряженно-деформированного состояния элементов конструкций приведены на рис. 2–4.

Из результатов параметрического моделирования определено, что распределение температурного поля в течение года меняется от -70 до $+88$ °С (рис. 2, 3), а перемещения в конструкции не превышают 18 мм (рис. 4), что укладывается в диапазон допустимых значений. Кроме того,

установлено, что для более детального анализа напряженно-деформированного состояния элементов конструкций КА ДЗЗ из полимерных композиционных материалов необходимо выполнять расчет всего аппарата из-за возможного затене-

ния конструктивными элементами и создания больших температурных градиентов. На основе полученных результатов оценивается напряженно-деформированное состояния элементов конструкций КА ДЗЗ.

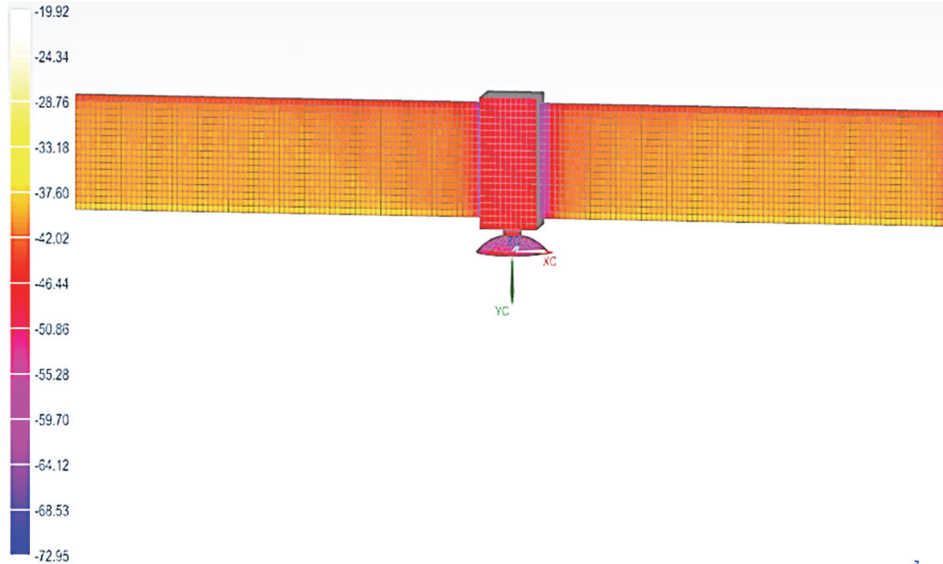


Рис. 2. Температурное поле в конструкции КА под влиянием нагрева потоками теплового излучения от Солнца в период зимнего солнцестояния и Земли (теньевая часть витка), °C

[Figure 2. The temperature field in the spacecraft structure under the influence of heating by thermal radiation fluxes from the Sun during the winter solstice and the Earth (shadow part of the orbit), °C]

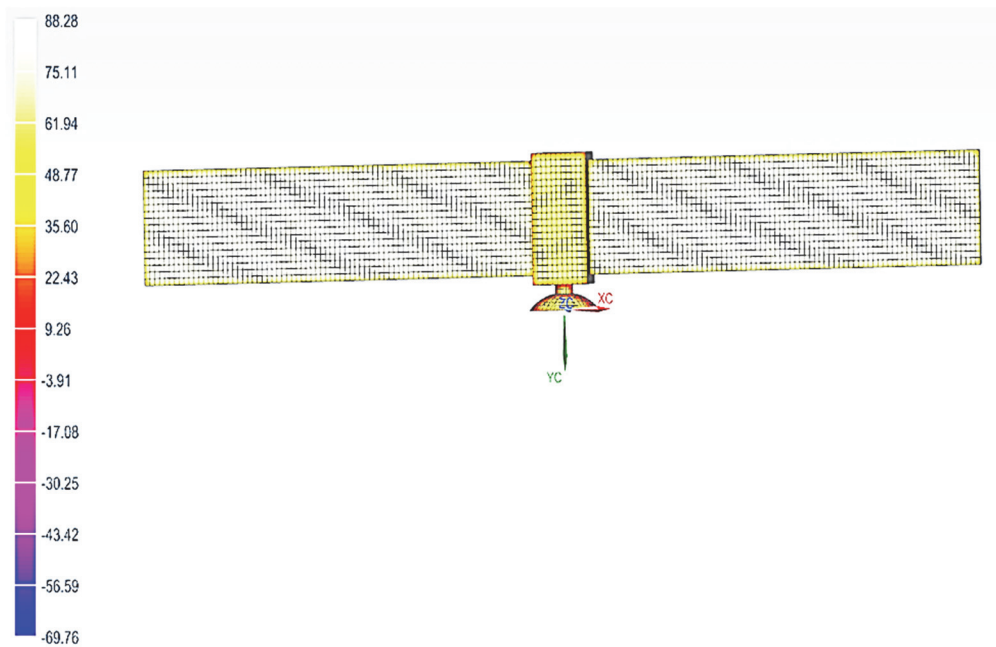


Рис. 3. Температурное поле в конструкции КА под влиянием нагрева потоками теплового излучения от Солнца в период весеннего равноденствия и Земли (освещенная часть витка) на освещенной стороне КА, °C

[Figure 3. The temperature field in the spacecraft structure under the influence of heating by thermal radiation flux from the Sun during the spring equinox and the Earth (the illuminated part of the orbit) on the lightened side of the spacecraft, °C]

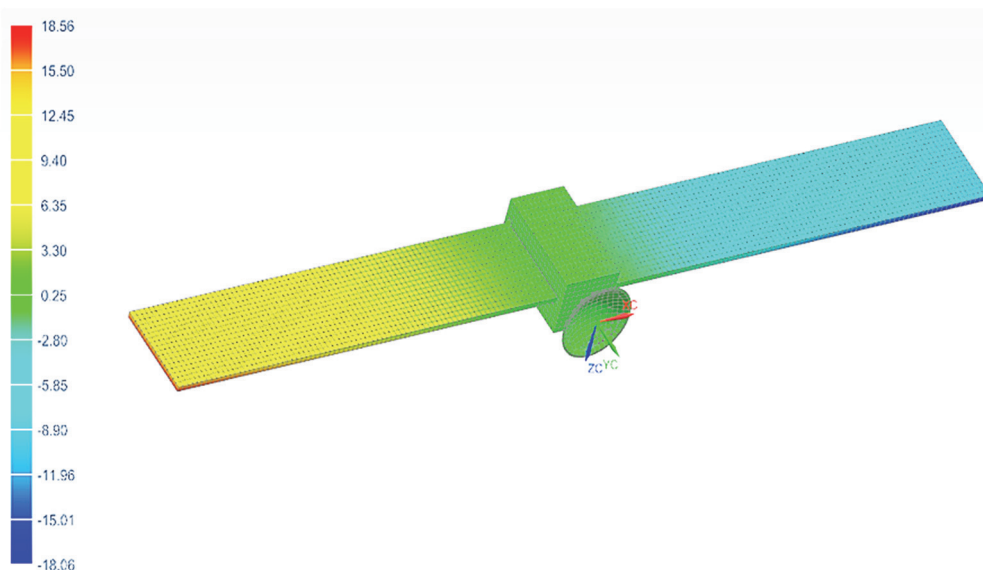


Рис. 4. Общие перемещения в конструкции КА под влиянием нагрева потоками теплового излучения от Солнца в период зимнего солнцестояния и Земли (освещенная часть витка), мм
[Figure 4. General displacements in the spacecraft structure under the influence of heat fluxes from the Sun during the winter solstice and the Earth (illuminated part of the orbit), mm]

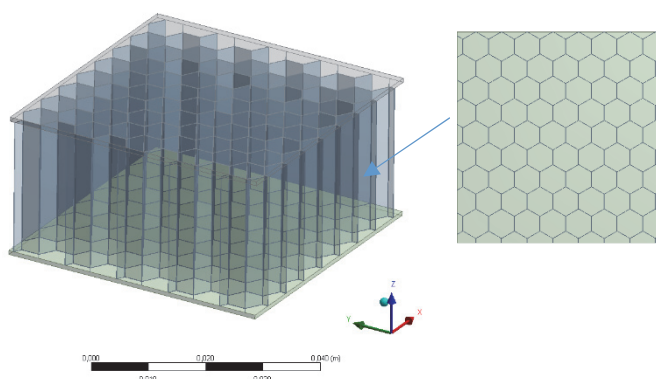


Рис. 5. Геометрическая модель элемента размеростабильной платформы КА ДЗЗ с обшивками из углепластика
[Figure 5. Geometric model of an element of the dimensionally stable remote sensing spacecraft platform with carbon-epoxy composite material plating]

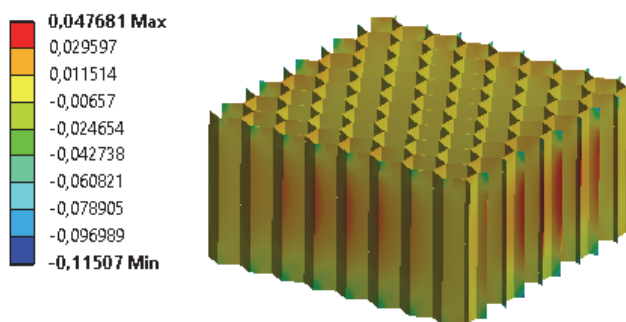


Рис. 6. Деформации в перпендикулярном к обшивкам направлении в сотах под влиянием нагрева потоками теплового излучения от Солнца в период весеннего равноденствия и Земли (освещенная часть витка) на освещенной стороне КА
[Figure 6. Deformations in the direction perpendicular to the sheathing in the cells under the influence of heat flux from the Sun during the spring equinox and the Earth (illuminated part of the orbit) on the illuminated side of the spacecraft]

На рис. 5 и 6 приведены отдельные результаты расчета напряженно-деформированного состояния в элементе размеростабильной платформы КА ДЗЗ с обшивками из углепластика на основе углеродной ленты и алюминиевым сотовым наполнителем.

Заключение

Предложена методика определения температурного и напряженно-деформированного состояния элементов конструкций КА ДЗЗ для выбора рациональных конструктивно-компоновочных решений, которая позволяет учитывать:

- динамику полета КА по орбите; в частности приведен расчет для орбиты со следующими рабочими параметрами: высота орбиты $h = 514$ км, наклонение орбиты $i = 97,4^\circ$, местное время прохождения восходящего узла $m_\Omega = 6 h$, тип орбиты – околокруговая (с эксцентриситетом $e = 0,00135$), солнечно-синхронная, кратная (период кратности – 14 суток);

- тепловые потоки на КА ДЗЗ от Солнца, прямое излучение Земли и отраженное от Земли излучение Солнца;

- затенение и переотражение элементами конструкции КА ДЗЗ при моделировании теплообмена;

- напряженно-деформированное состояние конструктивных элементов КА ДЗЗ на уровне структуры материала (в обшивках и сотах трехслойных сотовых панелей).

Методика может представлять интерес на начальных этапах проектирования элементов конструкций КА ДЗЗ с применением полимерных композиционных материалов.

Список литературы / References

1. Meseguer J, Pérez-Grande I, Sanz-Anrés A. *Spacecraft thermal control*. 1st ed. Cambridge: Woodhead Publishing Limited; 2012.
2. Schaub H, Junkins JL. *Analytical mechanics of space systems*. 2nd ed. Reston, VA; 2009.
3. Montenbruck O, Gill E. *Satellite orbits: models, methods, applications*. Berlin: Heidelberg Springer – Verlag; 2000.
4. Hastings D, Garrett H. *Spacecraft-Environment interactions*. Cambridge: Cambridge University Press; 2004.
5. Hengeveld DW, Mathison MM, Braun JE, Groll EA, Williams AD. Review of Modern Spacecraft Thermal Control Technologies. *HVAC&R Research*. 2010;16(2): 189–220.

6. Reznik SV, Prosuntsov PV, Mikhailovsky KV, Shafikova IR. Material science problems of building space antennas with a transformable reflector 100 m in diameter IOP. *Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2016;153(1):10.

7. Sayapin SN, Shkapov PM. Kinematics of deployment of petal-type large space antenna reflectors with axisymmetric petal packaging. *J. of Machinery Manufacture and Reliability*. 2016;45(5):387–397.

8. Reznik SV, Prosuntsov PV, Azarov AV. Substantiation of the structural-layout scheme of the mirror-space-antenna reflector with a high shape stability and a low density per unit length. *J. Eng. Phys. Thermophy*. 2015;88(3):699–705.

9. Golovатов D, Mikhaylov M, Bosov A. Optimization of technological parameters of impregnation of load-bearing rod elements of reflector made of polymer composite materials by transfer molding method. *Indian J. of Science and Technology*. 2016;9(46):107492.

10. Prosuntsov PV, Reznik SV, Mikhailovsky KV, Novikov AD, Zaw Ye Aung. Study variants of hard CFRP reflector for intersatellite communication. *IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering*. 2016;153(1):7.

11. Reznik SV, Novikov AD. Comparative analysis of the honeycomb and thin-shell space antenna reflectors MATEC Web of Conferences. *Thermophysical Basis of Energy Technologies*. 2017;92(01012):1–5. doi: 10.1051/mateconf/20179201012.

12. Escobar E, Diaz M, Zagal JC. Evolutionary design of a satellite thermal control system: real experiments for a CubeSat mission. *Applied Thermal Engineering*. 2016; 105:490–500.

13. Mikhaylovskiy KV, Gorodetskiy MA. Development of method for determining and correcting parameters of the working orbit of the earth remote sensing satellite. *RUDN Journal of Engineering Researches*. 2017;18(3): 361–372. (In Russ.) <https://doi.org/10.22363/2312-8143-2017-18-3-361-372>

Михайловский К.В., Городецкий М.А. Разработка методики определения и коррекции параметров рабочей орбиты космического аппарата дистанционного зондирования Земли // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2017. Т. 18. № 3. С. 361–372.

14. Bolton W. *Engineering materials: pocket book*. Newnes, 2000.

Болтон У. Конструкционные материалы: металлы, сплавы, полимеры, керамика, композиты: карманный справочник. М.: Металлургия, 2007.

15. Latyev LN, Petrov VA, Chekhovskoy VY, Sheshtakov EN. *Izluchatelnye svoystva tverdyh materialov [Emitting Properties of Solid Materials]*. Moscow: Energiya Publ.; 1974. (In Russ.)

Латыев Л.Н., Петров В.Я., Чеховской Е.Н., Шештаков Е.Н. Излучательные свойства твердых материалов. М.: Энергия, 1974.

Для цитирования

Городецкий М.А., Михайловский К.В. Разработка методики проектирования теплонагруженных размеростабильных элементов конструкций из углепластика для космического аппарата дистанционного зондиро-

вания Земли // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2020. Т. 21. № 3. С. 159–165. <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2020-21-3-159-165>

DOI 10.22363/2312-8143-2020-21-3-159-165

Research article

**Development of a design methodology
for heat-loaded dimensionally stable elements of carbon plastic construction
for a remote sensing of the Earth space equipment**

Mikhail A. Gorodetskii, Konstantin V. Michaylovskiy

Bauman Moscow State Technical University (National Research University of Technology),
5 2-ya Baumanskaya, bldg 1, Moscow, 105005, Russian Federation

Article history:

Received: April 13, 2020

Revised: April 26, 2020

Accepted: July 27, 2020

Keywords:

Earth remote sensing spacecraft, solar-synchronous orbit, polymer composite materials, stress-strain state

Abstract. One of the most important tasks of the Federal Space Program of Russia for the period until 2025 is the creation of spacecraft for remote sensing of the Earth. An integral part of the design of this class spacecraft is the determination of the parameters of the orbits that are most effective from the standpoint of information content, energy supply and the duration of active existence. In orbital flight, the temperature state of spacecraft in a complex way varies in time and space. The inhomogeneous temperature field of the structural elements of spacecraft can cause shape distortion, which adversely affects the performance of targets. A technique for a comprehensive analysis and determination of the platform composite design parameters, which is part of the spacecraft for remote sensing of the Earth is proposed. The conditions of thermal loading for flight in a sun-synchronous orbit are considered and mathematical modeling of the operating conditions that ensure the effective operation of such spacecraft is performed. The results of modeling the thermal regime of options for composite platform designs are presented. The technique will be useful in determining the complex of orbital characteristics of the Earth remote sensing satellite at the stage of technical proposals.

For citation

Gorodetskii MA, Michaylovskiy KV. Development of a design methodology for heat-loaded dimensionally stable elements of carbon plastic construction for a remote sensing of the Earth space equipment. *RUDN Journal of Engineering Researches*. 2020;21(3):159–165. (In Russ.) <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2020-21-3-159-165>

Mikhail A. Gorodetskii, postgraduate of the Department SM-13 Rocket and Space Composite Structures of the Bauman MSTU; eLIBRARY SPIN-code: 1535-1785, Scopus Author ID 57207449782.

Konstantin V. Michaylovskiy, Associate Professor of the Department SM-13 Rocket and Space Composite Structures of the Bauman MSTU; Candidate of Science (Eng.); eLIBRARY SPIN-code: 6481-7346; Scopus Author ID: 57204666941; Konst_mi@mail.ru