

УДК 629.783

doi: 10.18698/0536-1044-2022-4-87-96

Использование активной системы терморегулирования для создания рефлектора антенного комплекса космического базирования

Я.А. Ажевский, П.В. Просунцов

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Employment of an Active Thermal Control System for Developing a Space-Based Antenna Complex Reflector

Ya.A. Azhevsky, P.V. Prosuntsov

Bauman Moscow State Technical University

Для повышения термостабильности спутниковой антенны радиолокатора космического базирования предложено применять углеродные нагревательные элементы. Обоснована эффективность такого предложения. Проведено моделирование радиационно-кондуктивного теплообмена конструкции рефлектора в рамках полета по низкой околоземной орбите при использовании углеродных нагревательных элементов, которое показало снижение уровня термических перемещений зеркала рефлектора с 1,8 до 0,4 мм. Исследовано влияние мощности и схемы размещения углеродных нагревательных элементов на температурное состояние рефлектора. Выполнена оценка стабильности размеров элементов его конструкции.

Ключевые слова: радиолокационная съемка, дистанционное зондирование Земли, активная система терморегулирования, трехслойные панели, орбитальный полет, углеродные нагревательные элементы

The article considers a variant of using carbon heating elements for increasing the thermal stability of space-based radar satellite antenna. The effectiveness of such a variant is justified. The radiative-conductive heat transfer of the reflector structure was simulated as part of a flight in a low Earth orbit using carbon heating elements, which showed a decrease in the level of thermal displacements of the reflector mirror from 1.8 to 0.4 mm. The effect of the power and the layout of carbon heating elements on the temperature state of the reflector has been studied. The dimensional stability of its structural elements was assessed.

Keywords: radar survey, Earth remote sensing, active thermal control system, sandwich panels, orbital flight, carbon heaters

Область применения радиолокаторов космического базирования. Революционное развитие компьютерных, космических и информационных технологий в конце XX — начале XXI веков привело к качественным изменениям в отрасли дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Появились космические аппараты (КА) с оптическими системами нового поколения,

позволяющие получать фотографии земной поверхности со сверхвысоким пространственным разрешением [1, 2]. На сегодняшний день космический мониторинг относится к одной из наиболее стремительно развивающихся инновационных отраслей.

По сравнению с другими видовыми средствами наблюдения радиолокационная съемка

местности обладает рядом преимуществ и особенностей. К ним относятся: возможность получения радиолокационного изображения в любое время суток и в любую погоду; высокая точность измерения координат и геометрических характеристики объектов; способность наблюдения и обнаружения объектов, невидимых в оптическом или инфракрасном диапазонах электромагнитного спектра, скрытых снежным или растительным покровом.

Космические снимки и мониторинг все активнее применяют в самых разных отраслях хозяйства (например, для федерального, регионального и муниципального контроля и управления). Использование данных ДЗЗ ведет к повышению его качества, что особенно важно для регионов, в которых недостаточно развита наземная транспортная инфраструктура. Особенно актуально применение ДЗЗ для нашей страны с огромной территорией и большой удаленностью многих объектов от региональных центров.

Тенденции развития радиолокаторов космического базирования. Хотя большинство КА, используемых для ДЗЗ, оснащены оптическими системами получения снимков земной поверхности, наибольшими перспективами обладают радары с синтезированной апертурой, имеющие ряд существенных достоинств.

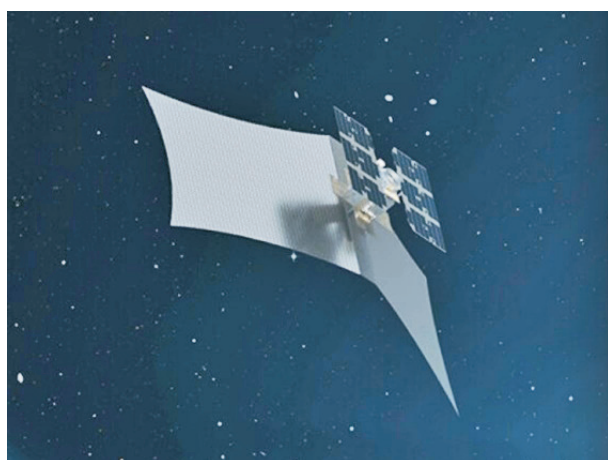
Радары с синтезированной апертурой (SAR-системы) представляют собой радиолокационную систему (РЛС), принцип действия которой основан на излучении электромагнитной волны в сторону исследуемой земной поверхности с

последующей обработкой ответного сигнала. Этот метод позволяет получать радиолокационные изображения поверхности Земли и находящихся на ней объектов независимо от метеорологических условий и уровня естественной освещенности на ее поверхности, с легкостью преодолевать такие естественные природные помехи, как облака, туман и смог. При этом качество радиолокационных изображений сравнимо с аэрофотоснимками, полученными с помощью оптических устройств.

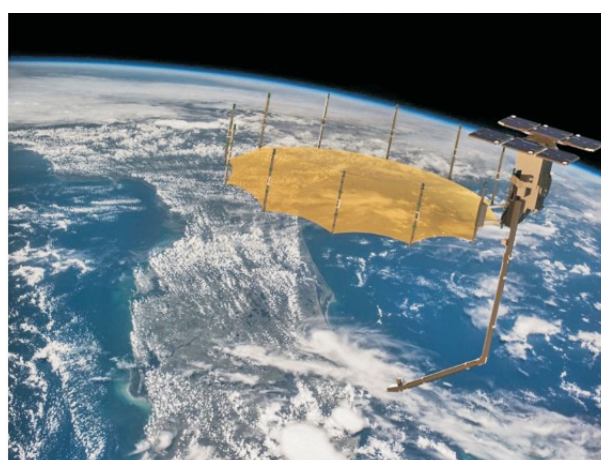
Современные SAR-системы, например аппаратов Capella, способны получать достаточно точные изображения земной поверхности с высокой детализацией на уровне 0,5 м [3]. В качестве примера на рис. 1 показаны КА Capella 1 (X-SAR) [4] и КА Capella 2 (Sequoia) [5].

Рост требований к детализации получаемых изображений приводит к повышению объемов передаваемой и обрабатываемой информации с помощью РЛС. Это в свою очередь вызывает увеличение частоты и габаритных размеров радаров, а также ужесточение требований по стабильности форм и размеров радиолокационных антенн и их основных элементов.

Как с коммерческой, так и технической точки зрения наиболее перспективным является использование V- и W-диапазонов частотного спектра (с полосой частот 40...75 и 75...110 ГГц соответственно), что позволяет передавать значительные объемы информации с малыми задержками. Однако одной из основных проблем, препятствующих широкому применению рефлекторов радиолокационных антенн, работающих в указанном частотном диапазоне, явля-



а



б

Рис. 1. Внешний вид КА Capella 1 (X-SAR) (а) и КА Capella 2 (Sequoia) (б)

ется их высокая стоимость и сложность технического исполнения, заставляющая разрабатывать новые подходы к проектированию подобных конструкций [5–9].

Высокая частота работы принимающих и передающих устройств резко ужесточает требования к качеству конструкций радиолокаторов космического базирования. Допустимое отклонение поверхности рефлектора от расчетного значения не должно превышать $\Delta = \Lambda/8$, где Λ — рабочая длина радиоволны радиолокационной антенны.

Таким образом, для корректной работы РЛС необходимо сохранять стабильность размеров отражающей поверхности рефлекторов радиолокационных антенн на определенном уровне, в зависимости от выбранной рабочей частоты.

Цель работы — снизить отклонения формы рабочей поверхности рефлектора радиолокационной спутниковой системы, связанные с температурными деформациями, до уровня менее 0,5 мм [10, 11].

Находясь на орбите Земли, КА подвергается нагреву прямым и отраженным солнечным излучением, а также собственным излучением Земли, что вместе с периодическими заходами в тень приводит к перепадам температуры на поверхности рефлектора РЛС (диаметром около 2 м) до 100°. Это может пагубно сказаться на стабильности размеров конструкции рефлектора и качестве передаваемого (принимаемого) сигнала [12–15].

В конструкциях современных КА широкое применение находят композиционные материалы (КМ) благодаря высоким удельным механическим характеристикам, малому коэффициенту линейного теплового расширения (КЛТР) и сравнительно высокой теплопроводности. Использование КМ позволяет не только снизить массу радиолокатора, но и повысить стабильность его формы и размеров.

Разработка концепции термостабильного радиолокатора. В настоящее время за рубежом активно ведутся разработки новых глобальных систем аэрокосмического мониторинга различного назначения. Основным конструктивным элементом таких систем является зеркальный антенный рефлектор с габаритными размерами от 5 до 10 м. Понятно, что антенна такого размера требует развертывания на орбите, так как размер обтекателей современных ракет-носителей, как правило, не превышает 4 м.

С учетом того, что максимальный уровень термических перемещений зеркала рефлектора не должен превышать 0,5 мм, создание подобной конструкции является сложной научно-технической задачей [16–21].

Для поиска путей ее решения рассмотрен вариант перспективного радиолокационного антенного комплекса, основной частью которого служит композитный рефлектор, выполненный из углепластика. Этот комплекс построен по схеме Кассегрена. Основной рефлектор РЛС представляет собой прямоугольный вырез из параболоида вращения размером 3000×5000 мм (рис. 2), а контррефлектор выполнен в виде гиперболоида вращения с апертурой 800 мм.

Размер радиолокатора соответствует габаритам отсека полезной нагрузки ракеты-носителя «Протон-М». Конструкция рефлектора разделена на три отдельные части, оснащенные механизмами развертывания и фиксации. Такое решение обеспечивает возможность размещения рефлектора в сложенном состоянии на этапе выведения с последующим раскрытием конструкции непосредственно на орбите Земли.

Для уменьшения уровня температурных деформаций рефлектора предложено использовать оребрение его тыльной поверхности. Схема оребрения, выбранная из условия обеспечения необходимой жесткости конструкции, включает в себя отдельные шестиугольные секции с ребрами шириной 40 мм и высотой 25 мм. Размер стороны шестиугольника — 370 мм.

Ребра жесткости представляют собой сэндвич-панели с сердечником из конструкционного ПВХ-пенопласта и обшивкой из тонкостенного углепластика. Углепластиковая обшивка

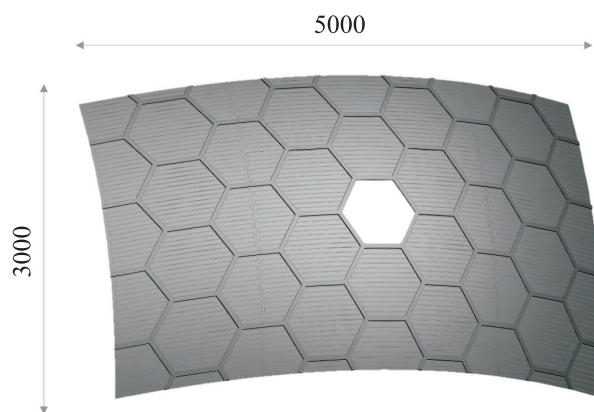
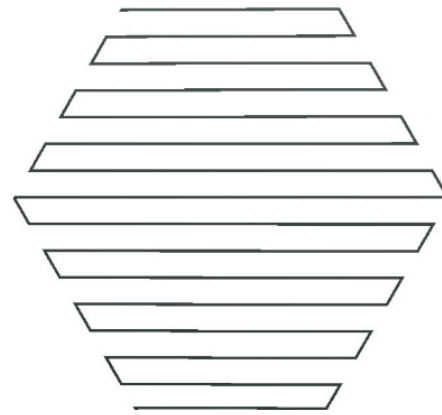


Рис. 2. Геометрическая модель основного рефлектора РЛС



а



б

Рис. 3. Представление АСТР:

а — вариант технологического исполнения углеродного нагревательного элемента;
б — схема размещения нагревательного элемента по типу «змейка» в полноразмерной секции оребрения

изготовлена из двенадцати слоев углеродной ткани толщиной 0,2 мм со схемой армирования $[0/90/45/-45]_3$. Общая толщина обшивки — 2,4 мм.

Дополнительно для повышения термической стабильности и снижения перепада температуры по поверхности рефлектора РЛС использована активная система терморегулирования (АСТР) на основе нагревательных элементов. Эти элементы, выполненные из углеродного ровинга, размещены внутри шестиугольных секций, образованных ребрами жесткости. Нагревательные элементы размещены в виде змейки вплотную к ребрам жесткости. Расстояние между ними не превышает 40 мм, что обеспечивает необходимый однородный уровень прогрева участков рефлектора.

В центральной части каждой секции расположен датчик температуры, позволяющий кон-

тролировать уровень температурного состояния и организовывать управление работой нагревателей (рис. 3). Секции оребрения, использованные для установки нагревательных элементов, подразделены по форме на «полноразмерные», «половинки» и «четвертинки», представляющие собой полный шестиугольник, его половину и четверть соответственно. Для первых максимальная мощность нагревателей не должна превышать 400 Вт, для вторых — 250 Вт, для третьих — 150 Вт.

Такую сложную систему управления невозможно создать без проведения детального анализа температурного и напряженно-деформированного состояний рефлектора РЛС. На первом этапе исследования для сокращения времени и вычислительных ресурсов, необходимых для моделирования, использована масштабно уменьшенная (масштаб 1:2) модель основного рефлектора, выполняющая роль демонстратора технологий (рис. 4).

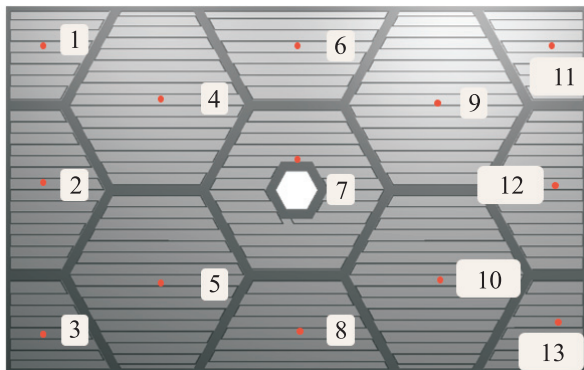


Рис. 4. Модель демонстратора технологий с расположением АСТР (красными точками показано размещение датчиков контроля температуры секций, номера точек соответствуют номерам секций)

Тепловой и термомеханический анализ рефлектора РЛС. Важнейшим этапом проектирования конструкций такого типа является моделирование температурного и напряженно-деформированного состояний в условиях орбитального полета. Математическое моделирование процесса теплообмена проведено в программном пакете Siemens Simcenter 3D с использованием решателя Simcenter Space Systems Thermal. Далее результаты моделирования (поля температуры) использованы как исходные данные для определения напряженно-деформированного состояния рефлектора с помощью решателя Siemens Simcenter Nastran.

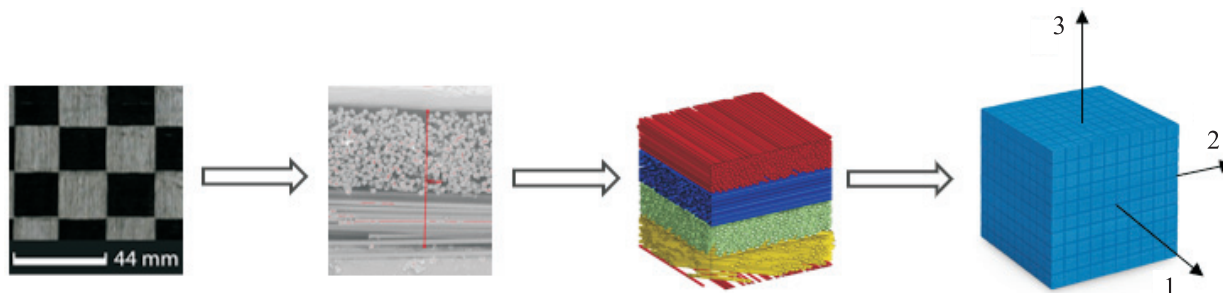


Рис. 5. Схема гомогенизации характеристик КМ с помощью программного комплекса MSC Digimat

Чтобы правильно спроектировать композитную конструкцию, необходимо иметь достоверные данные о теплофизических и физико-механических характеристиках материалов. Для реализации этой цели использован программный комплекс MSC Digimat [22], в котором применен принцип многомасштабного моделирования. Это позволило получить расчетно-теоретическую оценку ортотропных теплофизических и физико-механических характеристик многослойного композитного пакета (рис. 5).

Проведен расчет характеристик углепластика на основе эпоксидного связующего Cytec 950-1 и высокомодульных углеродных волокон Cytec Thornel Carbon fibers P-75S. В качестве исходных данных использованы следующие характеристики материалов: модуль упругости связующего — 4,2 ГПа; модуль сдвига связующего — 1,6 ГПа; коэффициент Пуассона связующего — 0,3; КЛТР связующего — $4,5 \cdot 10^{-5} \text{ K}^{-1}$; удельная теплоемкость связующего — 1000 Дж/(кг·К); коэффициент теплопроводности связующего — 0,22 Вт/(м·К); модуль упругости вдоль волокна — 517,1 ГПа; модуль упругости поперек волокна — 9,1 ГПа; модуль сдвига — 13,1 ГПа; коэффициент Пуассона — 0,23; КЛТР поперек волокна — $12,5 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1}$; КЛТР вдоль волокна — минус $1,46 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1}$; удельная теплоемкость углеродного волокна — 660 Дж/(кг·К); коэффициент теплопроводности поперек и вдоль волокна — 2,4 и 185,0 Вт/(м·К) соответственно.

В результате моделирования в пакете MSC Digimat получены следующие характеристики для углепластика со схемой армирования [0/90/45/-45]: коэффициент теплопроводности — 26 Вт/(м·К); удельная теплоемкость — 762 Дж/(кг·К); плотность — 1550 кг/м³; излучательная способность (степень черноты) — 0,85; поглощательная способность — 0,735; КЛТР —

$6,1 \cdot 10^{-7} \text{ K}^{-1}$; модуль упругости — 110 ГПа; коэффициент Пуассона — 0,3.

На следующем этапе рассмотрен полет масштабной модели основного рефлектора РЛС по низкой околоземной орбите высотой 800 км и периодом обращения 6043 с. Принято, что полет происходит в момент весеннего равноденствия, продольная ось радиолокатора ориентирована в надир, а его поперечная ось направлена по вектору скорости полета. Температура внешней среды — 4 К, температура отсека полезной нагрузки в момент отделения КА — 20 °С.

Анализ результатов расчета показал, что, начиная со второго витка полета по орбите, в конструкции основного рефлектора радиолокатора устанавливается регулярный режим теплообмена. На рис. 6 показано изменение температуры в датчике секции № 10, которая является наиболее «горячим» местом конструкции.

Рассмотрены два способа управления активной системой терморегулирования РЛС — с применением пропорционального и пропорционально-интегрально-дифференциального (ПИД) регуляторов. Для обоих регуляторов использованы одинаковые параметры управления мощностью нагревателей.

Параметры настройки пропорционального регулятора включают в себя температуры включения и выключения нагревателя (табл. 1).

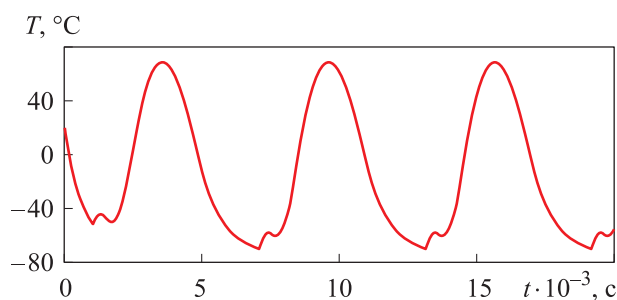


Рис. 6. Зависимость температуры в точке установки датчика № 10 T от времени полета по орбите t

Таблица 1

Параметры настройки пропорционального регулятора для различных вариантов

Вариант		Температура, °С	
Номер	Название	включения	выключения
1	dT(ПР30-50)	30	50
2	dT(ПР40-60)	40	60
3	dT(ПР50-70)	50	70
4	dT(ПР40-50)	40	50
5	dT(ПР50-60)	50	60

Таблица 2

Параметры настройки ПИД-регулятора для различных вариантов

Вариант		Целевая температура, °С
Номер	Название	
1	ПИД40	40
2	ПИД50	50
3	ПИД60	60
4	ПИД70	70

Для организации работы ПИД-регулятора выбраны коэффициенты его настройки: пропорциональный — 0,25; интегральный — 0,0011 и дифференциальный — 0. Значения этих коэффициентов определены на основе анализа переходных характеристик процесса теплообмена при поэтапной настройке расчетной модели.

На первом этапе для заданной мощности нагревателя выбиралось значение пропорциональной компоненты ПИД-регулятора, обеспечивающей получение кривой отклика с затухающими за один-два периода колебаниями температуры. При этом дифференциальная и интегральная компоненты регулятора обнулялись.

На втором этапе выбиралось значение дифференциальной компоненты ПИД-регулятора, способствующей повышению динамической точности регулирования переходного процесса, что выражается в снижении амплитуды колебаний температуры. Однако поскольку уже на первом этапе была получена кривая отклика температуры с быстро затухающими колебаниями и устойчивым выходом на установившийся режим, значение дифференциальной компоненты получалось крайне малым, и было решено ею пренебречь.

На третьем этапе выбиралось значение интегральной компоненты, которая отвечает за точность воспроизведения температуры переходного процесса. К параметрам настройки ПИД-регулятора относится целевая температура для различных вариантов ПИД-регулятора (табл. 2).

Результаты анализа температурного состояния основного рефлектора РЛС при наличии и отсутствии АСТР приведены на рис. 7.

Среди вариантов настройки пропорционального регулятора наилучшим является dT(ПР 50-60), в котором включение нагревателей происходит при температуре 50 °С, а выключение — при 60 °С. Такой узкий диапазон температуры позволяет стабилизировать температурную картину на поверхности рефлектора на всем этапе нагрева и существенно снизить пиковое значение перепада температур на поверхности рефлектора от 102 (которое наблюдается при отсутствии АСТР) до 33 °С.

Варианты управления АСТР с применением ПИД-регулятора показали несколько худшие результаты. Картина перепада температур по поверхности рефлектора имеет более ступенчатый вид, что связано со слишком частым включением и выключением системы АСТР. При этом пиковые значения перепадов температуры выше, чем при использовании пропорционального регулятора dT(ПР50-60).

Также наблюдается существенное снижение перепада температуры по поверхности радиолокатора по сравнению с таковым для варианта при отсутствии АСТР. Минимальное значение перепада температуры соответствует варианту ПИД60 и составляет 43 °С. Таким образом, использование АСТР позволяет существенно сни-

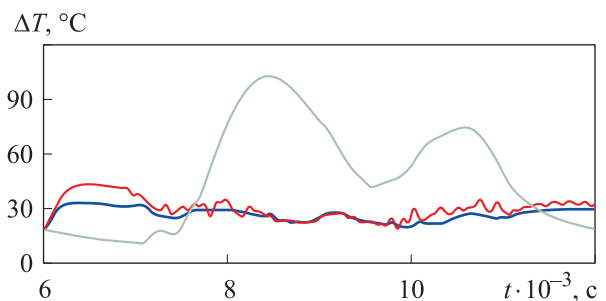


Рис. 7. Зависимость перепада температуры по поверхности рефлектора ΔT от времени полета по орбите t :
 — при отсутствии АСТР; — и — при наличии АСТР с регулятором dT(ПР50-60) и ПИД60 соответственно

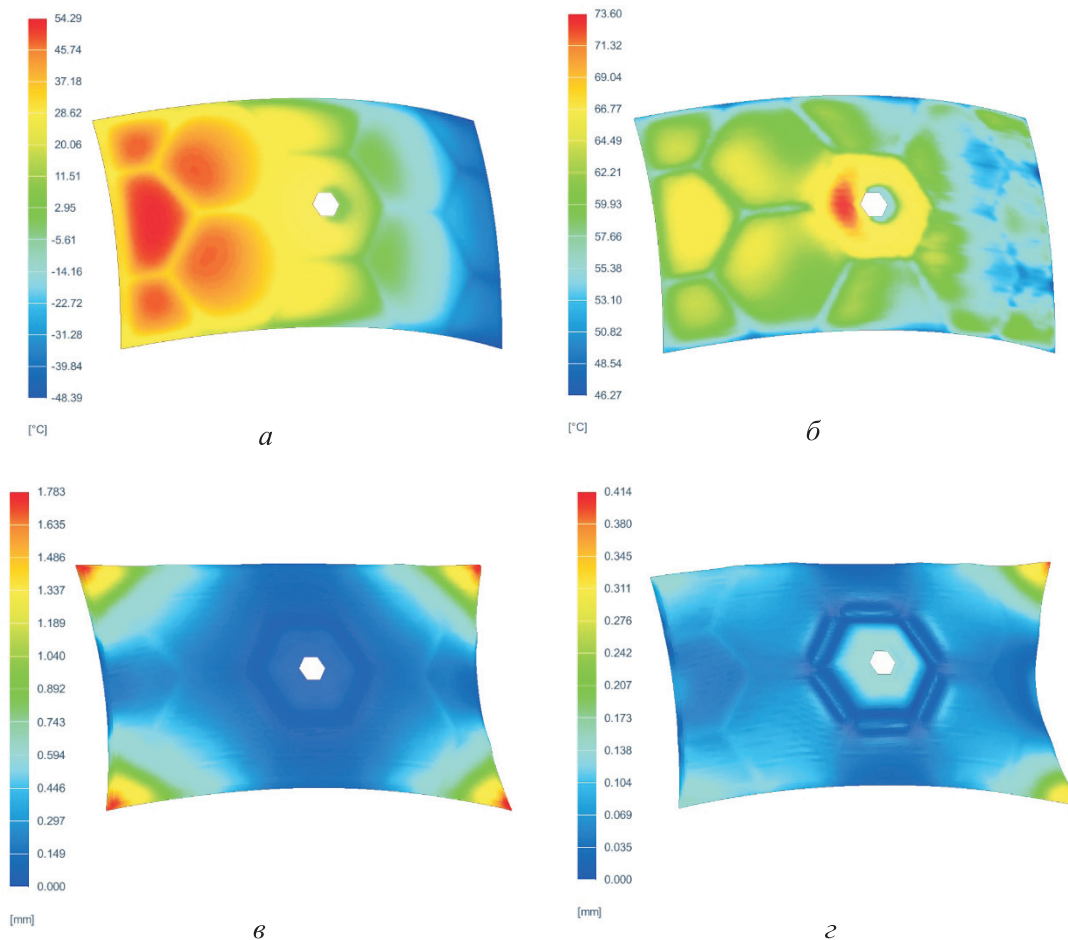


Рис. 8. Поля температуры, °С, (а, б) и перемещения, мм, (в, г) рабочей поверхности рефлектора для момента полета 8460 с при отсутствии (а, в) и наличии (б, г) АСТР

зитель максимальный перепад температуры по поверхности рефлектора.

Для оценки влияния работы АСТР на термостабильность основного рефлектора РЛС выполнено моделирование его напряженно-деформированного состояния для момента полета 8460 с, который соответствует максимальному перепаду температур (102 °С), наблюдаемому при отсутствии АСТР. При этом использованы поля температур, полученные при моделировании орбитального полета.

В качестве параметров закрепления конструкции задавались ограничения по перемещению и вращению секции центрального шестиугольника, являющейся элементом системы оребрения. Результаты моделирования температурного и деформированного состояния рефлектора для момента полета 8460 с приведены на рис. 8 и показывают, что уровень пе-

ремещений зеркала рефлектора снизился с 1,8 до 0,4 мм.

Выводы

1. Предложена концепция радиолокационной спутниковой антенны, в которой для снижения уровня термических деформаций рефлектора использована АСТР.
2. Разработана конструктивно-компоновочная схема рефлектора, включающая в себя параболическое зеркало из КМ, оребрение на основе трехслойных панелей и АСТР.
3. Результаты моделирования работы АСТР показали, что ее применение позволяет снизить перепад температуры на рабочей поверхности рефлектора от 102 до 32 °С, а также уменьшить уровень термических перемещений поверхности рефлектора с 1,78 мм до 0,41 м.

Литература

- [1] Akliouat H., Smara Y., Bouchemakh L. Synthetic aperture radar image formation process: application to a region of north Algeria. *Envisat Symp.*, 2007, pp. 76–79.
- [2] Wang L., Zhang Y. An improved algorithm of range-Doppler for air-borne synthetic aperture radar. *Proc. TMEE*, 2011, pp. 1713–1716, doi: <https://doi.org/10.1109/TMEE.2011.6199542>
- [3] *Capella Space: веб-сайт*. URL: <https://www.capellaspace.com/> (дата обращения: 15.10.2021).
- [4] Capella X-SAR. URL: [directory.eoportal.org: веб-сайт](https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/content/-/article/capella-x-sar). <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/content/-/article/capella-x-sar> (дата обращения: 15.10.2021).
- [5] КА Capella 2 (Sequoia). URL: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/capella-2.htm (дата обращения: 15.10.2021).
- [6] Mirbolouk S., Maghsoodi M., Torabi M. Synthetic aperture radar data processing. *IJCSSE*, 2013, vol. 3, no. 5, pp. 805–809.
- [7] Ефимов А.В., Карпов О.А., Толстов Е.Ф. Способы и алгоритмы синтеза антенны при переходе к сверхширокополосным зондирующим сигналам. Москва, ГУП НПЦ Спурт, 2009.
- [8] Mittermayer J., Moreira A. Spotlight SAR data processing using the frequency scaling algorithm. *IEEE Trans. Geosci. Remote Sens.*, 1999, vol. 37, no. 5, pp. 2198–2214, doi: <https://doi.org/10.1109/36.789617>
- [9] Неронский Л.Б., Михайлов В.Ф., Брагин И.В. Микроволновая аппаратура дистанционного зондирования поверхности Земли и атмосферы. Радиолокаторы с синтезированной апертурой антенны. Ч. 2. Санкт-Петербург, СПбГУАП, 1999. 220 с.
- [10] Верба В.С., Неронский Л.Б., Осипов В.Э. и др. Радиолокационные системы землеобзора космического базирования. Москва, Радиотехника, 2010. 680 с.
- [11] Верба В.С., Силкин А.Т., Кабанов В.Ф. *Технологии Концерна "Вега" в интересах ТЭК*. Москва, Вега, 2007, с. 115–134.
- [12] Geovany A., Borges G.A., Padilha A. et al. An IMU/magnetometer/GPS-based localization system using correlated Kalman filtering. URL: https://www.researchgate.net/publication/228865673_An_IMUMagnetometerGPSbased_localization_system_using_correlated_Kalman_filtering (дата обращения: 15.10.2021).
- [13] Sokolovic V., Dikic G., Stancic R. Integration of INS, GPS, Magnetometer and barometer for improving accuracy navigation of the vehicle. *Def. Sci. J.*, 2013, vol. 63, no. 5, pp. 451–455, doi: <http://dx.doi.org/10.14429/dsj.63.4534>
- [14] Zhang P., Gu J., Miliotis E.E. et al. Navigation with IMU/GPS/Digital compass with Unscented Kalman filter. *Int. Conf. Mechatronics & Automation*, 2005, pp. 1497–1502, doi: <https://doi.org/10.1109/ICMA.2005.1626777>
- [15] Васильев П.В., Мелешко А.В., Пятков В.В. Повышение точности корректируемой инерциальной навигационной системы. *Известия вузов. Приборостроение*, 2014, т. 57, № 12, с. 15–21.
- [16] Резник С.В., Просунцов П.В., Новиков А.Д. Перспективы повышения размерной стабильности и весовой эффективности рефлекторов зеркальных космических антенн из композиционных материалов. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2018, № 1, с. 71–83, doi: <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2018-1-71-83>
- [17] Биткина Е.В., Денисов А.В., Биткин В.Е. Конструктивно-технологические методы создания размеростабильных космических композитных конструкций интегрального типа. *Известия Самарского научного центра РАН*, 2012, т. 14, № 4–2, с. 555–560.
- [18] Кондратенков Г.С., ред. Радиовидение. Радиолокационные системы дистанционного зондирования Земли. Москва, Радиотехника, 2005. 368 с.
- [19] Doerry A.W. *Motion measurement for synthetic aperture radar*. Technical Report SAND-2015-20818 558254, doi: <https://doi.org/10.2172/1167411>
- [20] Матвеев В.В. Инженерный анализ погрешностей бесплатформенной инерциальной навигационной системы. *Известия ТулГУ. Технические науки*, 2014, № 9-2, с. 251–267.
- [21] Woodman O.J. *An introduction to inertial navigation*. Technical report UCAM-CL-TR-696, doi: <https://doi.org/10.48456/tr-696>

- [22] MCS Digimat. *mcssoftware.ru: веб-сайт*. URL: <http://www.mcssoftware.ru/products/digimat> (дата обращения: 15.10.2021).

References

- [1] Akliouat H., Smara Y., Bouchemakh L. Synthetic aperture radar image formation process: application to a region of north Algeria. *Envisat Symp.*, 2007, pp. 76–79.
- [2] Wang L., Zhang Y. An improved algorithm of range-Doppler for air-borne synthetic aperture radar. *Proc. TMEE*, 2011, pp. 1713–1716, doi: <https://doi.org/10.1109/TMEE.2011.6199542>
- [3] Capella Space: website. URL: <https://www.capellaspace.com/> (accessed: 15.10.2021).
- [4] Capella X-SAR. URL: *directory.eoportal.org: website*. <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/content/-/article/capella-x-sar> (accessed: 15.10.2021).
- [5] KA Capella 2 (Sequoia). URL: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/capella-2.htm (accessed: 15.10.2021).
- [6] Mirbolouk S., Maghsoodi M., Torabi M. Synthetic aperture radar data processing. *IJCSSE*, 2013, vol. 3, no. 5, pp. 805–809.
- [7] Efimov A.V., Karpov O.A., Tolstov E.F. *Sposoby i algoritmy sintezirovaniya apertury anteny pri perekhode k sverkhshirokopolosnym zondiruyushchim signalam* [Methods and algorithms for aperture synthesis at transfer to ultra-wideband sounding signals]. Moscow, GUP NPTs Spurt Publ., 2009. (In Russ.).
- [8] Mittermayer J., Moreira A. Spotlight SAR data processing using the frequency scaling algorithm. *IEEE Trans. Geosci. Remote Sens.*, 1999, vol. 37, no. 5, pp. 2198–2214, doi: <https://doi.org/10.1109/36.789617>
- [9] Neronskiy L.B., Mikhaylov V.F., Bragin I.V. Mikrovolnovaya apparatura distantsionnogo zondirovaniya poverkhnosti Zemli i atmosfery. Radiolokatory s sintezirovannoy aperturoy anteny. Ch. 2 [Microwave equipment for Earth and atmosphere remote sensing. Radars with synthesized aperture. P. 2]. Sankt-Petersburg, SPbGUAP Publ., 1999. 220 p. (In Russ.).
- [10] Verba V.S., Neronskiy L.B., Osipov V.E. et al. *Radiolokatsionnye sistemy zemleobzora kosmicheskogo bazirovaniya* [Space-based radar systems for Earth observation]. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2010. 680 p. (In Russ.).
- [11] Verba V.S., Silkin A.T., Kabanov V.F. *Tekhnologii Kontserna "Vega" v interesakh TEK* [Technologies of “Vega” concern in TEK interests]. Moscow, Vega Publ., 2007, pp. 115–134. (In Russ.).
- [12] Geovany A., Borges G.A., Padilha A. et al. *An IMU/magnetometer/GPS-based localization system using correlated Kalman filtering*. URL: https://www.researchgate.net/publication/228865673_An_IMUMagnetometerGPSbased_localization_system_using_correlated_Kalman_filtering (accessed: 15.10.2021).
- [13] Sokolovic V., Dikic G., Stancic R. Integration of INS, GPS, Magnetometer and barometer for improving accuracy navigation of the vehicle. *Def. Sci. J.*, 2013, vol. 63, no. 5, pp. 451–455, doi: <http://dx.doi.org/10.14429/dsj.63.4534>
- [14] Zhang P., Gu J., Milios E.E. et al. Navigation with IMU/GPS/Digital compass with Unscented Kalman filter. *Int. Conf. Mechatronics & Automation*, 2005, pp. 1497–1502, doi: <https://doi.org/10.1109/ICMA.2005.1626777>
- [15] Vasil'yev P.V., Meleshko A.V., Pyatkov V.V. Accuracy improvement of correctable inertial navigation system. *Izvestiya vuzov. Priborostroenie* [Journal of Instrument Engineering], 2014, vol. 57, no. 12, pp. 15–21. (In Russ.).
- [16] Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Novikov A.D. Prospects of increasing the dimensional stability and the weight efficiency of mirror space antenna reflectors made of composite materials. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie* [BMSTU Journal of Mechanical Engineering], 2018, no. 1, pp. 71–83, doi: <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2018-1-71-83> (in Russ.).
- [17] Bitkina E.V., Denisov A.V., Bitkin V.E. Design-engineering methods of creating of dimensionally stable space structures of integrated type made of composite materials tipa. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN* [Izvestia RAS SamSC], 2012, vol. 14, no. 4–2, pp. 555–560. (In Russ.).

- [18] Kondratenkov G.S., ed. *Radiovidenie. Radiolokatsionnye sistemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli* [Radio vision. Radar systems of Earth remote sensing]. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2005. 368 p. (In Russ.).
- [19] Doerry A.W. *Motion measurement for synthetic aperture radar*. Technical Report SAND-2015-20818 558254, doi: <https://doi.org/10.2172/1167411>
- [20] Matveev V.V. The engineering analysis of lapses of strapdown inertial navigational system. *Izvestiya TulGU. Tekhnicheskie nauki* [News of the Tula state university. Technical sciences], 2014, no. 9-2, pp. 251–267. (In Russ.).
- [21] Woodman O.J. *An introduction to inertial navigation*. Technical report UCAM-CL-TR-696, doi: <https://doi.org/10.48456/tr-696>
- [22] MCS Digimat. *mcssoftware.ru: website*. URL: <http://www.mcssoftware.ru/products/digimat> s(accessed: 15.10.2021).

Статья поступила в редакцию 06.12.2021

Информация об авторах

АЖЕВСКИЙ Ярослав Анатольевич — аспирант кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, к. 1, e-mail: azhevsky.yaroslav@mail.ru).

ПРОСУНЦОВ Павел Викторович — доктор технических наук, профессор кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, к. 1, e-mail: pavel.prosuntsov@mail.ru).

Information about the authors

AZHEVSKY Yaroslav Anatolievich — Postgraduate, Department of Aerospace Composite Structures. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: azhevsky.yaroslav@mail.ru).

PROSUNTSOV Pavel Viktorovich — Doctor of Science (Eng.), Professor, Department of Aerospace Composite Structures. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: pavel.prosuntsov@mail.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Ажевский Я.А., Просунцов П.В. Использование активной системы терморегулирования для создания рефлектора антенного комплекса космического базирования. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2022, № 4, с. 87–96, doi: 10.18698/0536-1044-2022-4-87-96

Please cite this article in English as:

Azhevsky Ya.A., Prosuntsov P.V. Employment of an Active Thermal Control System for Developing a Space-Based Antenna Complex Reflector. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2022, no. 4, pp. 87–96, doi: 10.18698/0536-1044-2022-4-87-96