УДК 629.78 EDN THNCLX

Методика разработки схемы оребрения рефлектора зеркальной космической антенны с использованием топологической оптимизации

© М.Ю. Казаринов, П.В. Просунцов

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Российская Федерация

Приведен обзор существующих конструктивных решений, применяемых при проектировании рефлекторов зеркальных космических антенн, и изложены предъявляемые к ним требования. Отмечено, что в настоящее время отсутствуют методики проектирования такой конструкции рефлектора, которая позволяет выбрать рациональную схему подкрепления его оболочки при минимальных временных затратах. Представлена новая методика разработки конструктивно-силовой схемы рефлектора на основе применения методов топологической оптимизации. Основное отличие такой методики — совместное решение задач оптимизации и радиационно-кондуктивного теплообмена. Эта методика позволяет учесть, что рефлектор изготовляется из анизотропных материалов. Представленный подход основан на итерационном решении задач топологической оптимизации и радиационно-кондуктивного теплообмена. Данный метод опробован при разработке оребрения рефлектора, предназначенного для работы на геостационарной орбите. Приведено сравнение полученной конструктивно-силовой схемы рефлектора с конструкциями, имеющими аналогичные размеры и параметры орбиты. Показано, что предложенный подход позволяет снизить вес конструкции рефлектора при повышении ее жесткости.

Ключевые слова: *композиционный материал, топологическая оптимизация, космический аппарат, зеркальная антенна, проектирование, конструктивно-силовая схема*

Введение. Для зеркальных антенн систем космической связи аппаратов, совершающих орбитальный полет, важными характеристиками являются размеростабильность и весовая эффективность их конструкции [1–8]. Задача создания оптимальных в весовом отношении конструкций рефлекторов зеркальных космических антенн (РЗКА) до сих пор остается сложной и не до конца решенной [9, 10].

Разработанные к настоящему времени методики проектирования композитных подкрепленных антенн, как правило, основаны на методе перебора большого количества вариантов, что ограничивает их количество и не дает гарантии находить оптимальное решение, а также требуются большие временные и вычислительные затраты. Используемые конструкции рефлекторов космических аппаратов очень разнообразны, поскольку при их создании следует учитывать целевое назначение, размеры и орбиты этих аппаратов, а также другие факторы. Следует заметить, что распространена конструкция рефлекторов, выполненных в виде трехслойной оболочки, состоящей из двух углепластиковых обшивок и алюминиевого сотового заполнителя, варьируя

толщиной которого можно обеспечить необходимые точность отражающей поверхности и жесткость рефлектора. Технологический процесс производства таких рефлекторов хорошо отработан, однако уже достигнут предел массового совершенства конструкций такого типа [11].

Антенна с системой регулировки позволяет устранять очень малые отклонения формы рефлектора, но эта система сама добавляет дополнительную массу и снижает надежность. Поэтому предпочтительнее размеростабильность, обеспечиваемая физическими принципами [12].

Оребренные рефлекторы, разрабатываемые в том числе в МГТУ им. Н.Э. Баумана, позволяют уменьшить погонную массу по сравнению с рефлекторами в виде трехслойных конструкций, и снизить температурные деформации за счет работы ребер как системы радиаторов [13–15].

Антенны, состоящие из двух тонких композитных оболочек, также показали свою эффективность: они обладают высокой точностью отражающей поверхности и относительно низкой удельной массой. Их особенность заключается в том, что тыльная и поддерживающая оболочки обеспечивают жесткость фронтальной оболочки, а основные температурные деформации испытывает поддерживающая оболочка [16].

С начала нулевых годов XXI в. начали активно использовать метод топологической оптимизации, уже активно применяющийся при производстве изделий из металла и даже из композиционных материалов [17–20]. В наши дни модули топологической оптимизации присутствуют во многих расчетных пакетах таких программ, как ANSYS, NX, Comsol, HyperMesh, Femap и др. Моделирование нагрева при орбитальном полете доступно в программах NX, Comsol и Termica.

Перспективно использование топологической оптимизации для построения конструктивных схем рефлекторов космических антенн при определении оптимального вида оребрения. Ранее ее уже применяли для получения конструктивно-силовых схем рефлекторов с учетом нагрузок при выведении, а тепловой расчет использовали в качестве поверочного [21–27]. Однако пока еще отсутствуют методы решения задач топологической оптимизации для условий интенсивного радиационно-кондуктивного теплообмена в конструкции рефлектора, характерных для орбитального полета.

Цель работы — создание методики выбора схемы оребрения РЗКА с минимальной массой и максимальной жесткостью, основанной на итерационном решении задачи топологической оптимизации и радиационно-кондуктивного теплообмена в орбитальном полете.

Описание и применение методики. Предложен новый подход к созданию конструктивных схем рефлекторов космических антенн,

основанный на попеременном итерационном решении задач топологической оптимизации и радиационно-кондуктивного теплообмена (рис. 1).



Рис. 1. Схема методики выбора параметров схемы оребрения РЗКА

Данный подход можно разбить на три этапа:

1) анализ квазиизотропной объемной модели;

2) анализ ортотропной объемной модели;

3) поверочный расчет полученной модели в 2D-постановке.

Эффективность предложенной методики была опробована на выборе параметров схемы рефлектора, совершающего полет по геостационарной орбите, при этом в качестве эталона для сравнения был выбран рефлектор, разработанный в МГТУ им. Н.Э. Баумана в 2015–2016 гг. [28]. Данный рефлектор массой 2,4 кг относится к числу сверхлегких, максимальные деформации его рабочей поверхности составляют 0,0386 мм (рис. 2).

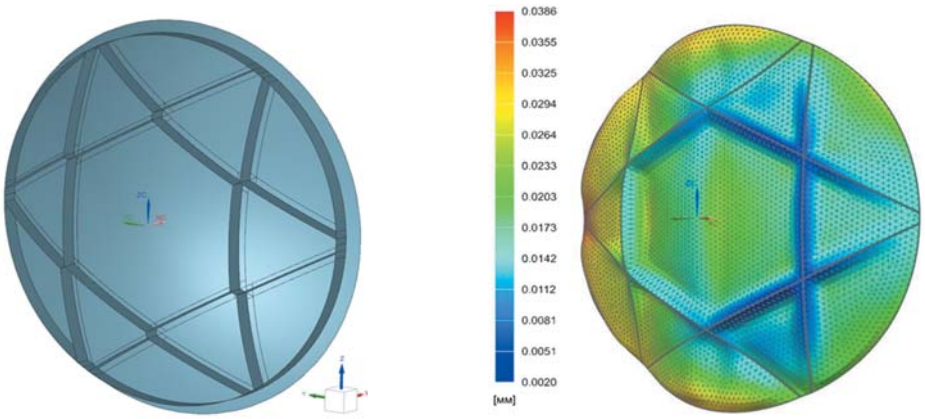
При выборе параметров схемы оребрения решалась задача минимизации перемещений рабочей поверхности:

$$S = \mathbf{f}^{\mathrm{T}}\mathbf{U} = \mathbf{min} \qquad (1)$$

при ограничении на массу рефлектора

$$\sum_{i}^{N} \rho_i V_i \le M_{\lim}, \tag{2}$$

где **f** — вектор нагрузки; **U** — вектор перемещений; ρ_i — плотность материала *i*-го конечного элемента; V_i — объем *i*-го конечного элемента; N — количество конечных элементов в модели; $M_{\lim}$ — верхняя граница массы рефлектора.



а *б*

Рис. 2. Геометрическая модель (*а*) и перемещения в конструкции РЗКА (*б*) для рефлектора, разработанного в МГТУ им. Н.Э. Баумана в 2015–2016 гг.

На первом этапе на основе теоретической поверхности рефлектора, расположении узлов его крепления и рабочего объема создается область проектирования, которая ограничена рабочей поверхностью рефлектора и эквидистантной ей поверхностью, отстоящей на расстояние максимальной высоты оребрения. В анализируемой модели область проектирования состоит из 3D-элементов типа Solid, а сама рабочая поверхность рефлектора, представляемая 2D-элементами типа Shell, считается неизменной. Для 3D-области задаются квазиизотропные свойства материала и определяется ее температурное состояние в орбитальном полете.

Согласно первому этапу методики, на основе теоретического контура был построен объем области проектирования (рис. 3). Поверхность рефлектора описывается уравнением параболоида вращения: $x^2 + y^2 = 2000 \cdot z$. Диаметр рефлектора составляет 1200 мм, фокусное расстояние — 500 мм. Для него в 3D-постановке был проведен радиационно-кондуктивный анализ.

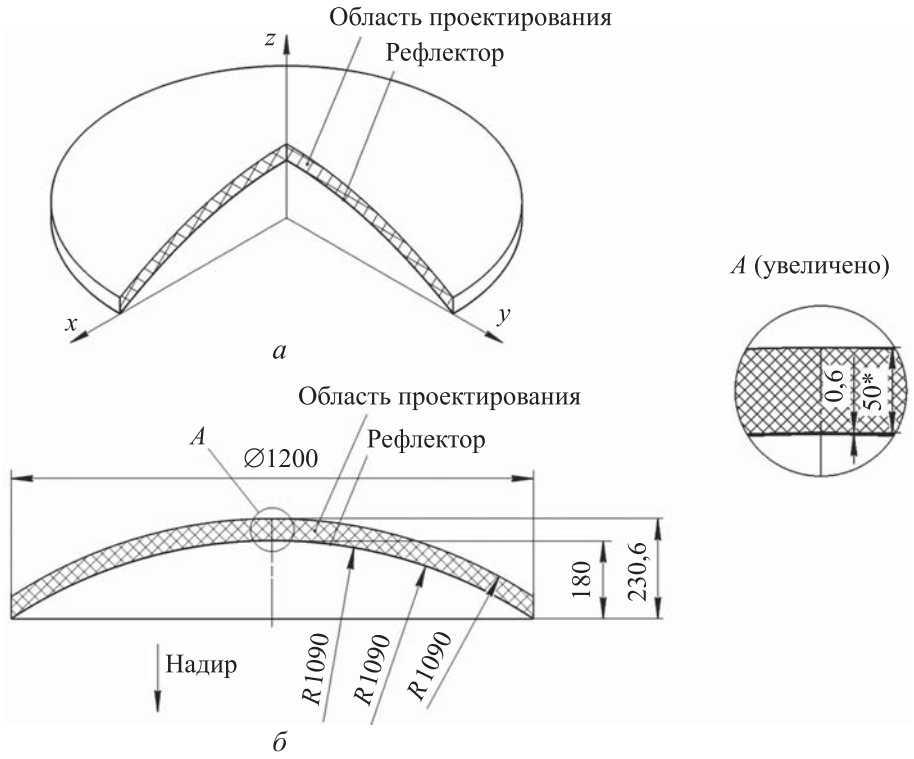


Рис. 3. Изометрия модели (*а*) и ее сечение в поперечной плоскости (*б*):
* — размеры для справок

Физико-механические характеристики материала конструкции РЗКА представлены ниже:

Плотность, кг/м^3	1550
Модуль упругости, Па	
в плоскости армирования	$140 \cdot 10^{11}$
поперек плоскости армирования	$5 \cdot 10^9$
Модуль сдвига, Па	$13{,}1 \cdot 10^9$
Коэффициент Пуассона	0,3
Коэффициент линейного теплового расширения (КЛТР), 1/K	$5{,}27 \cdot 10^{-7}$
Коэффициент теплопроводности, Вт/(м·K)	31
Удельная теплоемкость, Дж/(кг·K)	1000
Степень черноты	0,85

Были приняты следующие параметры орбиты: тип орбиты — геостационарная; позиция Солнца — мартовское равноденствие; солнечный поток — 1377,8 Вт/м^2.

Для анализа напряженно-деформированного состояния РЗКА был выбран момент полета с наибольшим перепадом температур конструкции. Для такого распределения решалась задача топологической оптимизации и была определена первая итерация формы оребрения (рис. 4).

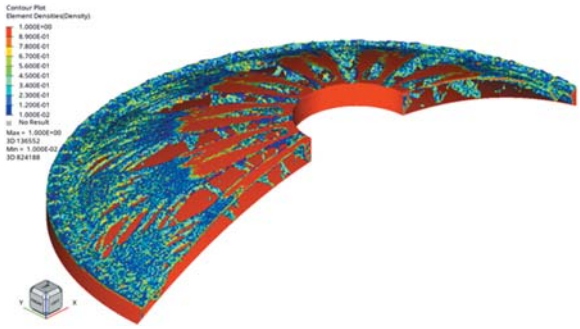


Рис. 4. Диаграмма распределения материала на первой итерации топологической оптимизации конструкции РЗКА (сечение в плоскости *XZ*)

Для топологической оптимизации было задано свойство осевой симметрии с 12 лучами симметрии. Согласно (1) и (2), критериями оптимизации являлись максимальная жесткость (минимальные перемещения) рабочей поверхности рефлектора и минимальная масса всей конструкции. Для полученного распределения материала на основе анализа возможности технологической реализации полученной конструктивно-силовой схемы было принято решение о задании рациональных направлений армирования материала. В этом примере можно выделить области для формирования кольцевых и радиальных ребер, причем радиальные ребра ориентированы вдоль рабочей поверхности рефлектора, что будет придавать ему большую изгибную жесткость.

На втором этапе методики также с использованием модели, состоящей из Shell-элементов для базовой области и Solid-элементов для области проектирования, но с уже ортотропными характеристиками решается задача радиационно-кондуктивного теплообмена для новой формы оребрения (рис. 5, *а*). Затем на основе полученного распределения температур решается задача топологической оптимизации для модели с ортотропными свойствами и находится следующая итерация формы оребрения (рис. 5, *б*). Второй этап топологической оптимизации конструкции РЗКА повторяется до удовлетворительного результата распределения материала.

При завершении итерационного процесса и переходе к третьему этапу на основе полученной объемной модели строится конструктивно-силовая схема рефлектора уже с использованием 2D-элементов типа Shell, расположенных на срединных поверхностях ребер, полученных в результате топологической оптимизации конструкции РЗКА. Для данной модели также задаются ортотропные свойства материала.

Для полученной оптимизированной модели рефлектора проводится поверочный расчет. Граничные условия типа «заделка» прикладываются к кольцевому ребру (рис. 6, *а*), расположенному примерно на середине радиуса рефлектора. Направление армирования материала задается ориентацией оси *X* по окружности рефлектора и осью *Z* материала, совпадающей с нормалями поверхностей (рис. 6, *б*).

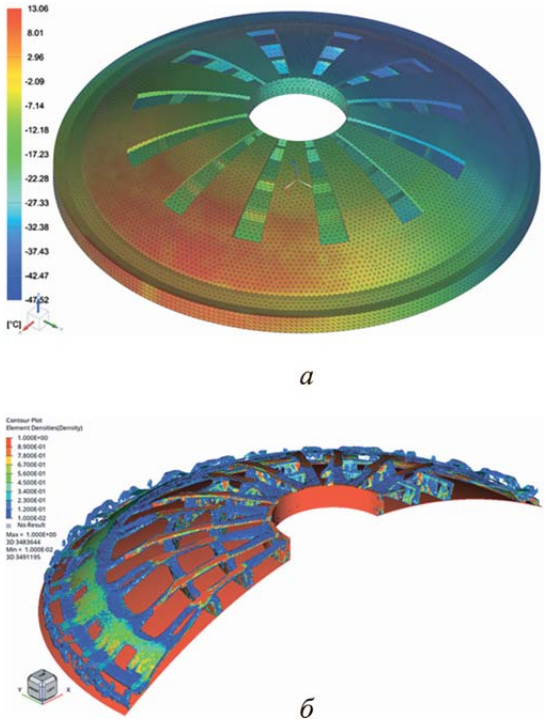


Рис. 5. Конструктивно-силовая схема (*а*) и распределение материала на втором этапе топологической оптимизации конструкции РЗКА (*б*) (сечение в плоскости *XZ*)

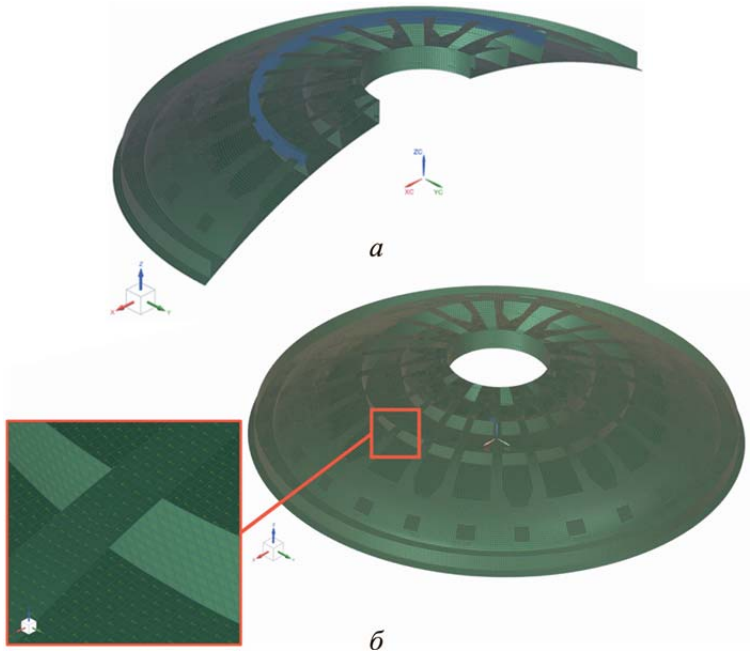
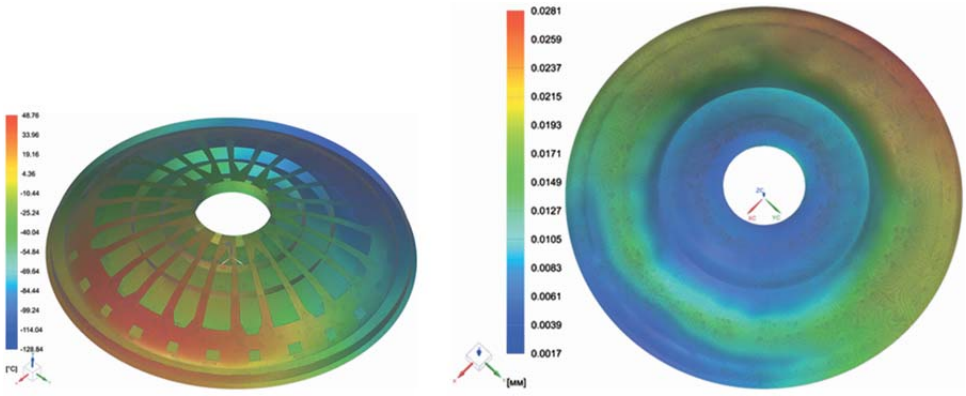


Рис. 6. Граничные условия (*а*) и направление армирования материала (*б*) итоговой конструкции РЗКА



а *б*

Рис. 7. Распределение температур (*а*) и перемещения рабочей поверхности (*б*) в результате поверочного расчета

Для итоговой конструкции проводился расчет поля температур (рис. 7, *а*) и перемещений рабочей поверхности рефлектора под воздействием температурных напряжений (рис. 7, *б*).

Анализ показал, что максимальные перемещения составляют 0,0281 мм. Масса всей конструкции равна 1,96 кг. Продолжительность моделирования процессов радиационно-кондуктивного теплообмена и топологической оптимизации при этом для первого этапа составила 1 ч 20 мин, для второго — 9 ч 25 мин, а для третьего — 14 ч 29 мин. Для первого этапа время на подготовку расчетов можно оценить приблизительно 2 ч, для второго — около 8 ч, для третьего — примерно 12 ч. Следовательно, использование предложенной методики для разработки схемы оребрения рефлектора зеркальной космической антенны в целом занимает до 50 ч рабочего времени, однако гарантирует достижение наилучших весовых и жесткостных характеристик.

Обсуждение результатов исследования. Сравнение масс и перемещений для предложенной и эталонной (2015) конструкций показало, что в результате оптимизации масса конструкции снизилась на 18,3 %, а перемещения рабочей поверхности уменьшились в 1,37 раз. Значения масс и максимальных перемещений рабочей поверхности представлены в таблице.

Весовые и жесткостные характеристики эталонной и полученной моделей

Характеристика	Модель	
	эталонная (2015)	полученная
Масса, кг	2,4	1,96
Максимальные перемещения рабочей поверхности, мм	0,0386	0,0281

К недостаткам полученной конструктивно-силовой схемы рефлектора можно отнести сложность реализации, так как для подобных конструкций необходимо разработать новый вид оснастки и изменить технологию изготовления. Также целесообразно ввести в методику дополнительный этап, корректирующий полученную модель с точки зрения требований технологии.

Заключение. Разработан алгоритм выбора параметров конструктивно-силовой схемы рефлектора зеркальной космической антенны на основе применения методов топологической оптимизации, который предусматривает попеременное итерационное решение задачи топологической оптимизации и радиационно-кондуктивного теплообмена. Проведено тестирование предложенной методики и показано, что данный подход позволил повысить размеростабильность рабочей поверхности рефлектора в 1,37 раза при снижении массы его конструкции на 18,3 %.

Следующий этап исследования будет заключаться в рассмотрении рефлекторов зеркальных антенн разных габаритных размеров при полете аппарата по различным орбитам.

ЛИТЕРАТУРА

[1] Резник С.В. Актуальные проблемы проектирования, производства и испытания ракетно-космических композитных конструкций. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, вып. 3.
URL: http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/638.html

[2] Тайгин В.Б., Лопатин А.В. Обзор конструкций зеркальных антенн космических аппаратов с твердотельными прецизионными размеростабильными рефлекторами. *Космические аппараты и технологии*, 2021, № 1, с. 14–26. https://doi.org/10.26732/j.st.2021.1.02

[3] Шатров А.К., Михалкин В.М., Двирный Г.В. Построение математической модели размеростабильных рефлекторов КА-диапазона по определению величины температурных деформаций. *Решетневские чтения*, 2009, т. 1, № 13, с. 93–96.

[4] Тестоедов Н.А., Двирный Г.В., Пермяков М.Ю. Определение величины температурной деформации размеростабильных рефлекторов. *Сибирский аэрокосмический журнал*, 2011, № 2 (35), с. 67–71.

[5] Жирнова Е.А., Банщикова М.Н. Робастное проектирование при изготовлении прецизионных антенных рефлекторов из полимерных композиционных материалов. *Решетневские чтения*, 2013, т. 1, № 17, с. 411–413.

[6] Reznik S. Thermal regimes of space composite structures. Part I. *MATEC Web of Conferences. EDP Sciences*, 2018, vol. 194, paper 01048.
https://doi.org/10.1051/matecconf/201819401048

[7] Денисова Л.В., Калинин Д.Ю., Резник С.В. Теоретические и экспериментальные исследования тепловых режимов сетчатых рефлекторов космических антенн. *Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия Машиностроение*, 2011, № 1, с. 92–105.

[8] Резник С.В., Денисов О.В., Чуднов И.В. Основные подходы к формированию программы термовакуумных испытаний прецизионных рефлекторов зеркальных космических антенн. *Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана*, 2013, № 08, с. 167–184.

[9] Матлак И.В., Додорин И.С. Параметрическая модель как средство снижения трудоемкости проектирования моделей рефлекторов антенн космического аппарата. *Решетневские чтения*, 2015, т. 1, № 19, с. 32–33.

[10] Бабкина Л.А., Сорокин Д.В. Параметрический анализ параболической антенны космического аппарата с многовариантной схемой подкрепления. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, вып. 4. http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-4-1611 URL: https://engjournal.bmstu.ru/eng/catalog/pmce/hmhu/1611.html

[11] 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 (694), с. 71–83.

[12] Тайгин В.Б., Лопатин А.В. Метод обеспечения высокой точности формы рефлекторов зеркальных антенн космических аппаратов. *Космические аппараты и технологии*, 2019, № 4 (30), с. 200–208.

[13] Новиков А.Д., Просунцов П.В., Резник С.В. Определение конструктивного облика рефлектора зеркальной космической антенны из композиционного материала. *Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования*, 2017, т. 18, № 3, с. 308–317.

[14] Reznik S.V., Novikov A.D. Comparative analysis of the honeycomb and thin-shell space antenna reflectors. *MATEC Web of Conferences*. *EDP Sciences*, 2017, vol. 92, paper 01012. DOI: 10.1051/ matecconf/201 79201012

[15] Prosuntsov P.V., et al. Study variants of hard CFRP reflector for intersatellite communication. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. IOP Publishing, 2016, vol. 153, no. 1, paper 012012.

[16] Тайгин В.Б., Лопатин А.В. Разработка зеркальной антенны космического аппарата с ультралегким высокоточным размеростабильным рефлектором. *Космические аппараты и технологии*, 2019, № 3 (29), с. 121–131.

[17] Сорокин Д.В., Бабкина Л.А., Бразговка О.В. Проектирование элементов конструкций различного назначения на основе топологической оптимизации. *Космические аппараты и технологии*, 2022, т. 6, № 2 (40), с. 61–82.

[18] Сысоева В.В., Чедрик В.В. Алгоритмы оптимизации топологии силовых конструкций. *Ученые записки ЦАГИ*, 2011, т. 42, № 2, с. 91–102.

[19] Башин К.А., Торсунов Р.А., Семенов С.В. Методы топологической оптимизации конструкций, применяющиеся в аэрокосмической отрасли. *Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника*, 2017, № 4 (51), с. 51–61.

[20] Baldzhiev R. S., Alekseyev A. A., Azarov A. V. Topology optimization of the lattice payload adapter for carrier rocket. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. IOP Publishing, 2019, vol. 683, no. 1, paper 012061.

[21] Филина Е.К. [и др.]. Разработка схемы подкрепления отражающей обшивки рефлектора методами параметрической и топологической оптимизации. *Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования*, 2019, т. 20, № 4, с. 276–284.

[22] Qu Y., et al. Topology optimization design of space rectangular mirror. In: *Advanced Optical Design and Manufacturing Technology and Astronomical Telescopes and Instrumentation*. *SPIE*, 2016, vol. 10154, pp. 529–535.

[23] Liu J., Jiang B. Topology optimization design of a space mirror. In: *Selected Papers of the Photoelectronic Technology Committee Conferences held June–July 2015. SPIE*, 2015, vol. 9795, pp. 665–674.

[24] Park K.S., Lee J.H., Youn S.K. Lightweight mirror design method using topology optimization. *Optical engineering*, 2005, vol. 44, no. 5, paper 053002–053002–6.

[25] Liu G., et al. Topology and parametric optimization based lightweight design of a space reflective mirror. *Optical engineering*, 2018, vol. 57, no. 7, paper 075101–075101.

[26] Liu S., et al. Topology optimization-based lightweight primary mirror design of a large-aperture space telescope. *Applied optics*, 2014, vol. 53, no. 35, paper 8318–8325.

[27] Lee D., Lee J. Structural optimization design for large mirror. *Optics and lasers in engineering*, 2004, vol. 42, no. 1, pp. 109–117.

[28] Новиков А.Д. *Разработка методики определения параметров конструктивно-силовых схем прецизионных и легких рефлекторов зеркальных космических антенн межспутниковой связи: Дис. … канд. техн. наук*. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020, 152 с.

Статья поступила в редакцию 21.04.2026

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Казаринов М.Ю., Просунцов П.В. Методика разработки схемы оребрения рефлектора зеркальной космической антенны с использованием топологической оптимизации. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2026, вып. 10.
EDN THNCLX

Казаринов Михаил Юрьевич — аспирант кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции», МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: kaz.mih.yr@gmail.com

Просунцов Павел Викторович — д-р техн. наук, профессор кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции», МГТУ им. Н.Э. Баумана.
e-mail: pavel.prosuntsov@mail.ru

Methodology for Developing a Ribbing Scheme of a Reflector of a Mirror Space Antenna Using Topological Optimization

© M.Yu. Kazarinov, P.V. Prosuntsov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russian Federation

A review of existing structural solutions used in the design of reflectors of mirror space antennas (RMSA) is conducted. The requirements imposed on RMSAs are considered. It is noted that there is currently no methodology for designing the reflector structure that would allow selecting a rational scheme of reinforcement of the reflector shell with minimal time expenditure. A new methodology for developing the structural-power scheme of a reflector based on the application of topological optimization methods is presented. The main distinguishing feature of the methodology is the joint solution of optimization and radiation-conduction heat transfer problems. At the same time, the methodology allows taking into account that the reflector is manufactured from anisotropic materials. The approach is based on the iterative solution of topological optimization and radiation-conduction heat transfer problems. The method has been tested in the development of ribbing for a reflector intended for operation in geostationary orbit. A comparison of the obtained structural-power scheme of the reflector with structures of similar size and orbit parameters is carried out. It is shown that the proposed approach allows reducing the weight of the reflector structure while increasing its stiffness.

Keywords: *composite material, topological optimization, spacecraft, mirror antenna, design, structural-power scheme*

REFERENCES

[1] Reznik S.V. Aktualnye problemy proektirovaniya, proizvodstva i ispytaniya raketno-kosmicheskikh kompozitnykh konstruktsiy [Topical problems of rocket-space composite structures designing, production and testing]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2013, iss. 3. Available at: http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/638.html

[2] Taygin V.B., Lopatin A.V. Obzor konstruktsiy zerkalnykh antenn kosmicheskikh apparatov s tverdotelnymi pretsizionnymi razmerostabilnymi reflektorami [The Review of Designs of Mirror Spacecraft Antennas with Solid High Precision Size Stable Reflectors]. *Kosmicheskie apparaty i tekhnologii — Spacecrafts and Technologies*, 2021, vol. 5, no. 1, pp. 14–26. https://doi.org/10.26732/j.st.2021.1.02

[3] Shatrov A.K., Mikhalkin V.M., Dvirniy G.V. Postroenie matematicheskoy modeli razmerostabilnykh reflektorov KA-diapazona po opredeleniyu velichiny temperaturnykh deformatsiy [Construction of a Mathematical Model of Dimensionally Stable Reflectors of the KA-Band for Determining the Magnitude of Temperature Deformations]. In: *Reshetnevskie chteniya: materialy XIII Mezhdunarodnoy nauchnoy konferentsii (Krasnoyarsk, 10–12 noyabrya 2009 g.)* [Reshetnev Readings: Proceedings of the XIII International Scientific Conference (Krasnoyarsk, November 10–12, 2009)]. Krasnoyarsk, SibSAU Publ., 2009, vol. 1, pp. 93–96.

[4] Testoedov N.A., Dvirniy G.V., Permyakov M.Yu. Opredelenie velichiny temperaturnoy deformatsii razmerostabilnykh reflektorov [Temperature deformation value definition of size stable reflectors]. *Sibirskiy aerokosmicheskiy zhurnal — Siberian Aerospace Journal*, 2011, no. 2 (35), pp. 67–71.

[5] Zhirnova E.A., Banschikova M.N. Robustnoe proektirovanie pri izgotovlenii pretsizionnykh antennykh reflektorov iz polimernykh kompozitsionnykh materialov [Robust Design in the Manufacture of Precision Antenna Reflectors from Polymer Composite Materials]. In: *Reshetnevskie chteniya: materialy XVII Mezhdunarodnoy nauchnoy konferentsii, posvyaschennoy pamyati generalnogo konstruktora raketno-kosmicheskikh sistem akademika M.F. Reshetneva (Krasnoyarsk, 12–14 noyabrya 2013 g.)* [Reshetnev Readings: Proceedings of the XVII International Scientific Conference Dedicated to the Memory of the General Designer of Rocket and Space Systems Academician M.F. Reshetnev (Krasnoyarsk, November 12–14, 2013)]. In 2 parts. Part 1. Krasnoyarsk, SibSAU Publ., 2013, pp. 411–413.

[6] Reznik S. Thermal regimes of space composite structures. Part I. *MATEC Web of Conferences*, 2018, vol. 194, art. no. 01048. https://doi.org/10.1051/matecconf/201819401048

[7] Denisova L.V., Kalinin D.Yu., Reznik S.V. Teoreticheskie i eksperimentalnye issledovaniya teplovykh rezhimov setchatykh reflektorov kosmicheskikh antenn [Theoretical and Experimental Studies of Heat-Transfer Modes of Space Antenna Mesh Reflectors]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 2011, no. 1, pp. 92–105.

[8] Reznik S.V., Denisov O.V., Chudnov I.V. Osnovnye podkhody k formirovaniyu programmy termovakuumnykh ispytaniy pretsizionnykh reflektorov zerkal'nykh kosmicheskikh antenn [Main Approaches to the Formation of a Program of Thermal Vacuum Tests of Precision Reflectors of Mirror Space Antennas]. *Nauka i Obrazovanie: nauchnoe izdanie MGTU im. N.E. Baumana — Science and Education: Scientific periodical of the Bauman MSTU*, 2013, no. 08, pp. 167–184.

[9] Matlak I.V., Dodorin I.S. Parametricheskaya model kak sredstvo snizheniya trudoemkosti proektirovaniya modeley reflektorov antenn kosmicheskogo apparata [Parametric Model as a Means of Reducing the Labor Intensity of Designing Models of Spacecraft Antenna Reflectors]. In: *Reshetnevskie chteniya: materialy XIX Mezhdunarodnoy nauchnoy konferentsii, posvyaschennoy 55-letiyu Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta imeni akademika M.F. Reshetneva (Krasnoyarsk, 10–14 noyabrya 2015 g.)* [Reshetnev Readings: Proceedings of the XIX International Scientific Conference Dedicated to the 55th Anniversary of the Siberian State Aerospace University named after Academician M.F. Reshetnev (Krasnoyarsk, November 10–14, 2015)]. In 2 parts. Part 1. Krasnoyarsk, SibSAU Publ., 2015, pp. 32–33.

[10] Babkina L.A., Sorokin D.V. Parametricheskiy analiz parabolicheskoy antenny kosmicheskogo apparata s mnogovariantnoy skhemoy podkrepleniya [Parametric analysis of the spacecraft parabolic antenna with a multivariate reinforcement scheme]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2017, iss. 4. DOI: 10.18698/2308-6033-2017-4-1611. Available at: https://engjournal.bmstu.ru/eng/catalog/pmce/hmhu/1611.html

[11] Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Novikov A.D. Perspektivy povysheniya razmernoy stabilnosti i vesovoy effektivnosti reflektorov zerkalnykh kosmicheskikh antenn iz kompozitsionnykh materialov [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 (694), pp. 71–83.

[12] Taygin V.B., Lopatin A.V. Metod obespecheniya vysokoy tochnosti formy reflektorov zerkalnykh antenn kosmicheskikh apparatov [Method of Achievement

the High Accuracy of the Shape of Reflectors of Mirror Antennas of Spacecraft]. *Kosmicheskie apparaty i tekhnologii — Spacecrafts and Technologies*, 2019, no. 4 (30), pp. 200–208.

[13] Novikov A.D., Prosuntsov P.V., Reznik S.V. Opredelenie konstruktivnogo oblika reflektora zerkalnoy kosmicheskoy antenny iz kompozitsionnogo materiala [Mirror Space Antenna Reflector Made of Composite Materials Constructive Appearance Determination]. *Vestnik Rossiyskogo universiteta druzhby narodov. Seriya: Inzhenernye issledovaniya — RUDN Journal of Engineering Researches*, 2017, vol. 18, no. 3, pp. 308–317.

[14] Reznik S.V., Novikov A.D. Comparative analysis of the honeycomb and thin-shell space antenna reflectors. *MATEC Web of Conferences*, 2017, vol. 92, art. no. 01012. DOI: 10.1051/matecconf/20179201012

[15] Prosuntsov P.V., et al. Study variants of hard CFRP reflector for intersatellite communication. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2016, vol. 153, no. 1, art. no. 012012.

[16] Taygin V.B., Lopatin A.V. Razrabotka zerkalnoy antenny kosmicheskogo apparata s ultralegkim vysokotochnym razmerostabilnym reflektorom [Design of the mirror antenna of a spacecraft with the ultralight high precision size-stable reflector]. *Kosmicheskie apparaty i tekhnologii — Spacecrafts and Technologies*, 2019, no. 3 (29), pp. 121–131.

[17] Sorokin D.V., Babkina L.A., Brazgovka O.V. Proektirovanie elementov konstruktsiy razlichnogo naznacheniya na osnove topologicheskoy optimizatsii [Designing various-purpose subassemblies based on topological optimization]. *Kosmicheskie apparaty i tekhnologii — Spacecrafts and Technologies*, 2022, vol. 6, no. 2 (40), pp. 61–82.

[18] Sysoeva V.V., Chedrik V.V. Algoritmy optimizatsii topologii silovykh konstruktsiy [Algorithms for Topology Optimization of Load-Bearing Structures]. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 2011, vol. 42, no. 2, pp. 91–102.

[19] Bashin K.A., Torsunov R.A., Semenov S.V. Metody topologicheskoy optimizatsii konstruktsiy, primenyayuschiesya v aerokosmicheskoy otrasli [Topology Optimization Methods in Aerospace Industry]. *Vestnik Permskogo natsionalnogo issledovatelskogo politekhnicheskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika — PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2017, no. 4 (51), pp. 51–61.

[20] Baldzhiev R.S., Alekseyev A.A., Azarov A.V. Topology optimization of the lattice payload adapter for carrier rocket. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2019, vol. 683, no. 1, art. no. 012061.

[21] Filina E.K., et al. Razrabotka skhemy podkrepleniya otrazhayushchey obshivki reflektora metodami parametricheskoy i topologicheskoy optimizatsii [Design of the structural arrangement for a space reflector via parametric and topology optimization]. *Vestnik Rossiyskogo universiteta druzhby narodov. Seriya: Inzhenernye issledovaniya — RUDN Journal of Engineering Researches*, 2019, vol. 20, no. 4, pp. 276–284.

[22] Qu Y., et al. Topology optimization design of space rectangular mirror. In: *Advanced Optical Design and Manufacturing Technology and Astronomical Telescopes and Instrumentation. SPIE*, 2016, vol. 10154, pp. 529–535.

[23] Liu J., Jiang B. Topology optimization design of a space mirror. In: *Selected Papers of the Photoelectronic Technology Committee Conferences held June–July 2015. SPIE*, 2015, vol. 9795, pp. 665–674.

[24] Park K.S., Lee J.H., Youn S.K. Lightweight mirror design method using topology optimization. *Optical Engineering*, 2005, vol. 44, no. 5, art. no. 053002.

[25] Liu G., et al. Topology and parametric optimization based lightweight design of a space reflective mirror. *Optical Engineering*, 2018, vol. 57, no. 7, art. no. 075101.

[26] Liu S., et al. Topology optimization-based lightweight primary mirror design of a large-aperture space telescope. *Applied Optics*, 2014, vol. 53, no. 35, pp. 8318–8325.
[27] Lee D., Lee J. Structural optimization design for large mirror. *Optics and Lasers in Engineering*, 2004, vol. 42, no. 1, pp. 109–117.
[28] Novikov A.D. *Razrabotka metodiki opredeleniya parametrov konstruktivno-silovykh skhem pretsizionnykh i legkikh reflektorov zerkalnykh kosmicheskikh antenn mezhsputnikovoy svyazi: Dis. … kand. tekhn. nauk* [Development of a Methodology for Determining the Parameters of Structural-Power Schemes of Precision and Light Reflectors of Mirror Space Antennas for Intersatellite Communication: Cand. Sc. (Eng.) dissertation]. Moscow, Bauman Moscow State Technical University, 2020, 152 p.

Kazarinov M.Yu., Postgraduate Student, Department of Rocket and Space Composite Structures, Bauman Moscow State Technical University.
e-mail: kaz.mih.yr@gmail.com

Prosuntsov P.V., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Rocket and Space Composite Structures, Bauman Moscow State Technical University.
e-mail: pavel.prosuntsov@mail.ru