

DOI 10.22363/2312-8143-2019-20-4-276-284
УДК 629.783

Научная статья

Разработка схемы подкрепления отражающей обшивки рефлектора методами параметрической и топологической оптимизации

Е.К. Филина, Е.С. ГолубевМосковский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана,
Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1

Физический институт имени П.Н. Лебедева Российской академии наук, Российская Федерация, 117997, Москва, ул. Профсоюзная, 84/32

К.В. МихайловскийМосковский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана,
Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1**М.Ю. Архипов**

Физический институт имени П.Н. Лебедева Российской академии наук, Российская Федерация, 117997, Москва, ул. Профсоюзная, 84/32

История статьи:

Поступила в редакцию: 04 октября 2019

Доработана: 15 ноября 2019

Принята к публикации: 22 ноября 2019

Ключевые слова:

зеркальная космическая антенна, рефлектор, схема подкрепления, ребра, углепластик, параметрическая оптимизация, топологическая оптимизация, статический анализ, термдеформации

Проектирование оптимальной схемы подкрепления обшивки размеростабильного рефлектора для достижения конструктивно-массового совершенства представляет интерес вследствие необходимости снижения поверхностной плотности и увеличения жесткости современных зеркальных космических антенн космических аппаратов. На сегодняшний день системы численного инженерного анализа позволяют разрабатывать такие конструкции как традиционными способами, например параметрической оптимизацией, так и способами, новыми в области создания рефлекторов, – топологической оптимизацией. В работе для проектирования схемы подкрепления размеростабильного рефлектора зеркальной космической антенны, функционирующей в составе космического аппарата на геостационарной орбите, используется параметрическая и топологическая оптимизация. Представлены алгоритмы создания схемы подкрепления, включающие в себя этапы постановки задачи оптимизации, разработки геометрии и проведения серии поверочных расчетов. Рассмотрен ряд вариантов конструкции рефлектора зеркальной космической антенны при действии нагрузок на этапе выведения, температурных перепадов в условиях близких к эксплуатационным, а также выполнен модальный анализ. Произведено сравнение разработанных схем подкрепления разными методами. Выполненные исследования позволили разработать оптимальную схему подкрепления обшивки зеркальной космической антенны с помощью методов параметрической и топологической оптимизации. Установлено, что разработанная с помощью оптимизации схема подкрепления отражающей обшивки рефлектора зеркальной космической антенны позволяет обеспечить в условиях эксплуатации необходимое среднеквадратичное отклонение поверхности относительно теоретического параболоида.

Введение

Рефлекторы зеркальных космических антенн широко используются в современных космических

аппаратах, например спутниках различного назначения, и обсерваториях [1–3]. Разработку конструкции рефлектора можно разделить на три этапа: выбор материала и технологии изготовления, выбор схемы крепления рефлектора и схемы подкрепления отражающей обшивки. На сегодняшний день для решения задачи оптимального проектирования схемы подкрепления отражающей обшивки рефлектора зеркальных космических антенн применяются в основном два подхода: метод параметрической оптимизации и метод топологической оптимизации.

Филина Елена Константиновна, аспирант кафедры СМ13 «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ имени Н.Э. Баумана, инженер Астрокосмического центра ФИАН.

Михайловский Константин Валерьевич, доцент кафедры СМ13 «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ имени Н.Э. Баумана, кандидат технических наук; konst_mi@mail.ru.

Архипов Михаил Юрьевич, старший научный сотрудник Астрокосмического центра ФИАН, кандидат технических наук.

Голубев Евгений Сергеевич, аспирант кафедры СМ12 «Технологии ракетно-космического машиностроения» МГТУ имени Н.Э. Баумана, ведущий инженер Астрокосмического центра ФИАН.

© Филина Е.К., Михайловский К.В., Архипов М.Ю., Голубев Е.С., 2019

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

Параметрическая оптимизация [4–6] заключается в том, что разработчик варьирует параметры заданной геометрии (высоту или толщину ребер, например) и на основе поверочных расчетов и накопленного опыта выбирает значения, наилучшим образом обеспечивающие конструктивные требования (рис. 1). При необходимости доработки конструкции значения параметров изменяют и повторяют расчет. Таким образом, процесс характеризуется итеративностью. Для топологической оптимизации [7–14] разработчик создает конечно-элементную модель (КЭМ) конструкции, задает граничные условия, нагрузки и область оптимизации (рис. 1). Далее решается задача оптимизации по целевой функции (минимум массы, максимум жесткости) с учетом ограничений (максимальные напряжения или прогибы). В результате получается распределение материала по объему, требующее доработки с учетом конструктивных и технологических особенностей изделия.



Рис. 1. Разработка схемы подкрепления отражающей обшивки рефлектора методами параметрической и топологической оптимизации

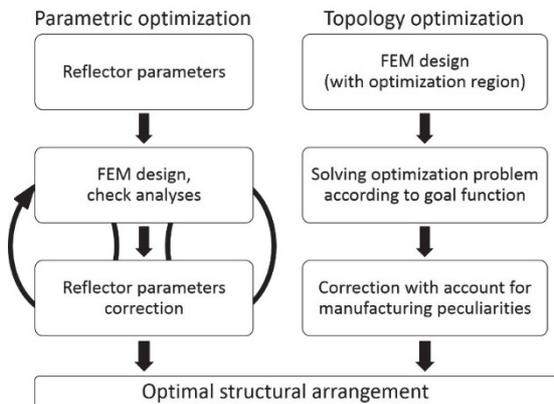


Figure 1. Design of the structural arrangement for a space reflector via parametric and topology optimization

Цель данной работы заключалась в разработке оптимальной сверхлегкой схемы подкрепления обшивки зеркальной космической антенны из полимерного композиционного материала с использованием методов параметрической и топологической оптимизации.

1. Характеристики материала рефлектора

Объектом исследования выбран параболический тонкостенный рефлектор зеркальной космической антенны, функционирующий в составе космического аппарата на геостационарной орбите.

Рефлектор изготовлен из углепластика на основе высокомодульной углеродной нити M55J с модулем упругости не менее 540 ГПа и эпоксидного связующего. Толщина монослоя составляет 0,06 мм. Схема армирования обшивки рефлектора зеркальной космической антенны и схемы подкрепления выбрана: $[[0/90/+45/-45]_n]_{sym}$. Характеристики монослоя углепластика приведены в табл. 1. По известным характеристикам монослоя рассчитаны свойства углепластика с выбранной схемой армирования с помощью соотношений механики композитных сред.

Таблица 1

Характеристики монослоя материала рефлектора [Table 1. Ply characteristics of the reflector material]

Модуль упругости вдоль оси укладки волокон E_1 , ГПа [Young's modulus in fiber direction E_1 , GPa]	340
Модуль упругости перпендикулярно оси укладки волокон E_2 , ГПа [Young's modulus orthogonal to fiber direction E_2 , GPa]	8
Коэффициент Пуассона ν [Poisson's ratio ν]	0,3
Модуль сдвига в плоскости армирования G_{12} , ГПа [Shear modulus G_{12} , GPa]	4,6
ТКЛР вдоль оси укладки волокон (средний в диапазоне), 1/К [CTE in fiber direction $\bar{\alpha}_1$ (average value in the temperature range), 1/K]	$-1,1 \cdot 10^{-7}$
ТКЛР перпендикулярно оси укладки волокон (средний в диапазоне), 1/К [CTE orthogonal to fiber direction $\bar{\alpha}_2$ (average value in the temperature range), 1/K]	$4,0 \cdot 10^{-5}$
Плотность ρ , кг/м ³ [Density ρ , kg/m ³]	1550

2. Разработка схемы подкрепления отражающей обшивки рефлектора с помощью параметрической оптимизации

Рассмотрены три варианта конструкции рефлектора зеркальной космической антенны (рис. 2) при действии нагрузок на этапе выведения, темпера-

турных перепадов в условиях, близких к эксплуатационным, а также выполнен модальный анализ. Геометрические параметры рефлектора приведены в табл. 2. Для параметрической оптимизации использовался решатель Nastran с программой Femap. Данные схемы подкрепления обшивки рефлектора и, соответственно, геометрические модели выбраны на основе предварительного параметрического моделирования.

Для выбора схемы подкрепления сформулирована следующая задача оптимизации:

1) целевой функцией является масса рефлектора, которая должна стремиться к минимальному значению: $m \rightarrow \min$;

2) ограничением при оптимизации выбрана частота первого тона собственных колебаний рефлектора: $\nu_1 \geq 40$ Гц;

3) параметром оптимизации считается высота ребер жесткости (как наиболее характерная для первоначального моделирования схемы подкрепления): h_r ;

4) дополнительным ограничением выбрано требование к точности отражающей поверхности рефлектора по максимальному среднеквадратическому отклонению (СКО) под действием температурных нагрузок, соответствующих эксплуатационным: $СКО \leq 10$ мкм.

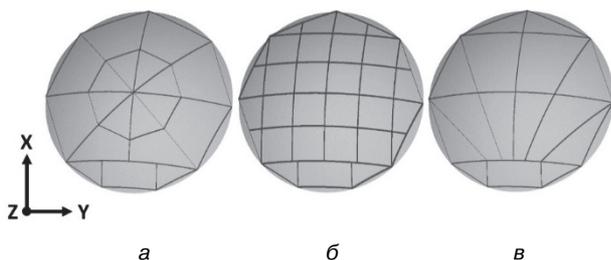


Рис. 2. Три варианта схем подкрепления отражающей обшивки рефлектора
 [Figure 2. Three variants of the structural arrangement for the reflector]

Таблица 2

Геометрические параметры рефлектора
 [Table 2. Parameters of the reflector geometry]

Диаметр D , мм [Diameter D , mm]	1200
Фокусное расстояние F , мм [Focal length F , mm]	450
Толщина рабочей поверхности t_w , мм [Thickness of the work facesheet t_w , mm]	2
Толщина ребер жесткости t_r , мм [Thickness of the ribs t_r , mm]	1

На первом этапе определения оптимальной схемы подкрепления отражающей обшивки рефлек-

тора проведен модальный анализ. Выбранные геометрические модели рефлектора разбивались на оболочечные 4-узловые конечные элементы второго порядка типа Laminate. Для получения сетчатонезависимого решения проводился расчет на разных конечно-элементных моделях, и в итоге выбраны модели с общим количеством элементов не менее 40 000. Считается, что рефлектор зеркальной космической антенны находится в раскрытом положении и крепится к космическому аппарату откидной штангой, которая учитывается как жесткая заделка. Результаты модального анализа представлены в табл. 3.

Для 1-го варианта рефлектора требуемая частота первого тона достигалась при высоте ребер схемы подкрепления, равной 29 мм, для 2-го варианта рефлектора – 42 мм, а для 3-го варианта рефлектора – 26 мм. Наименьшей массой обладал 3-й вариант схемы подкрепления рефлектора, следовательно, среди рассмотренных у него наилучшее соотношение минимума массы и требуемой частоты первого тона, поэтому он использовался для последующего параметрического моделирования.

Таблица 3

Результаты модального анализа
 [Table 3. Results of the modal analysis]

Рефлектор 1 [Reflector 1]			Рефлектор 2 [Reflector 2]			Рефлектор 3 [Reflector 3]		
h_r , мм	ν_1 , Гц	m , кг	h_r , мм	ν_1 , Гц	m , кг	h_r , мм	ν_1 , Гц	m , кг
25	34,80	4,31	25	25,08	4,39	25	38,30	4,29
30	41,70	4,39	30	29,48	4,50	30	46,79	4,38
40	56,20	4,57	40	38,65	4,71	40	63,70	4,55
29	40,29	4,38	42	40,58	4,75	26	40,12	4,31

Расчет напряженно-деформированного состояния рефлектора на этапе выведения. Для выбора оптимальной схемы подкрепления обшивки рефлектора рассмотрен один из расчетных случаев выведения на ракета-носителе «Протон-М». Вдоль продольной оси (X) действует нагрузка 5,1 г, вдоль поперечной оси (Y) нагрузка составляет 1,4 г. Согласно результатам расчета (рис. 3), наибольшие значения главных напряжений и максимальные сдвиговые напряжения не превышают 4,5 и 2,5 МПа соответственно, что свидетельствует о достаточном запасе прочности рефлектора на этапе выведения.

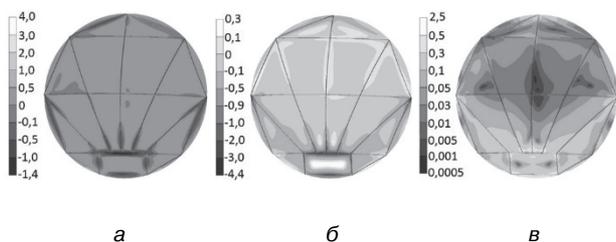


Рис. 3. Наименьшие (а), наибольшие (б) главные напряжения и максимальные сдвиговые (в) напряжения, МПа
[Figure 3. Minimum (a), maximum (b) principal stresses and maximum (v) shear stresses, MPa]

Определение температурных перепадов и деформаций рефлектора в условиях близких к эксплуатационным. В условиях эксплуатации на рефлектор зеркальной космической антенны в составе аппарата на геостационарной орбите воздействует солнечное излучение (прямое и отраженное от Земли) и собственное излучение Земли [15]. Из-за разности интенсивности теплового потока в тени Земли и в области освещения рефлектор сначала охлаждается до температуры $-150\text{ }^{\circ}\text{C}$ и ниже, а затем подвергается нагреву до температуры $+150\text{ }^{\circ}\text{C}$ [16], что оказывает существенное влияние на характеристики отражающей поверхности из-за температурных деформаций и напряжений. В работе приведен один из расчетных случаев, полученный на основе моделирования орбитального полета, когда на отражающей поверхности рефлектора возникает температурный градиент от $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$ на верхней области до $-150\text{ }^{\circ}\text{C}$ на нижней. Выбранный углепластик обеспечивает работоспособность в необходимом интервале температур без снижения физико-механических характеристик. Полученное температурное поле на рефлекторе представлено на рис. 4.

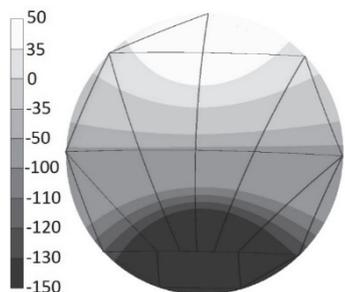


Рис. 4. Температурное поле на рефлекторе, $^{\circ}\text{C}$
[Figure 4. Temperature field on the reflector, $^{\circ}\text{C}$]

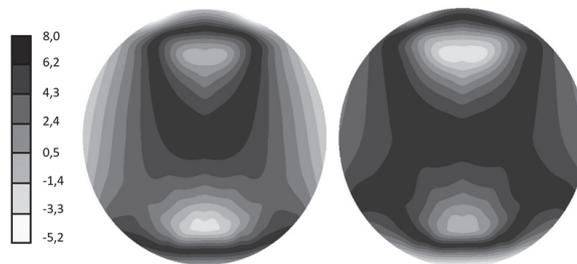


Рис. 5. Отклонения отражающей обшивки рефлектора относительно теоретического параболоида (слева) и ПНП (справа), мкм
[Figure 5. Surface deformation a space reflector related to the theoretical (left) and best-fit (right) paraboloids, μm]

Далее с учетом температурных градиентов и условия закрепления рефлектора определялось напряженно-деформированное состояние (НДС). В результате моделирования установлено, что СКО отражающей поверхности относительно теоретического параболоида с фокусным расстоянием $F = 450\text{ мм}$ составляет $3,1\text{ мкм}$, СКО относительно параболоида наилучшего приближения (ПНП) [17] с фокусным расстоянием $F = 449,99\text{ мм}$ составляет $1,5\text{ мкм}$. Таким образом, выбранная схема подкрепления отражающей обшивки рефлектора обеспечивает соответствие требованию к точности отражающей поверхности (п. 4 постановки задачи оптимизации) и считается оптимальной. На рис. 5 приведены отклонения отражающей обшивки рефлектора относительно теоретического параболоида и ПНП.

3. Разработка схемы подкрепления отражающей обшивки рефлектора с помощью топологической оптимизации

Для топологической оптимизации схемы подкрепления обшивки рефлектора построена первоначальная геометрическая модель с параболической отражающей поверхностью толщиной 2 мм и упрощенно заданной областью ребер, высота которой составляет 26 мм , что соответствует высоте ребер выбранной модели на основе параметрической оптимизации. Учтено действие нагрузок на этапе выведения, температурных перепадов в условиях, близких к эксплуатационным, а также выполнен модальный анализ. Топологическая оптимизация рефлектора осуществлена в модуле Topology Optimization среды численного инженерного анализа ANSYS. Для получения сетчато-независимого решения проведен расчет на разных конечно-элементных моделях, и в итоге

выбрана модель с общим количеством элементов не менее 80 000 с учетом рекомендаций к модулю Topology Optimization [18] и обеспечения по толщине ребра минимум четырех монослоев для необходимой жесткости.

Для выбора схемы подкрепления сформулирована следующая задача оптимизации:

1) целевой функцией является масса рефлектора, которая должна стремиться к минимальному значению: $m \rightarrow \min$;

2) ограничением при оптимизации считается прогиб рефлектора под действием инерционной нагрузки: $w_{\max} = 1,2$ мм (эквивалент жесткости конструкции по первому изгибному тону);

3) параметром оптимизации выбрана функция распределения материала по объему конструкции: ρ ;

4) дополнительным ограничением выбрано требование к точности отражающей поверхности рефлектора под действием температурных нагрузок, соответствующих эксплуатационным: суммарное СКО ≤ 10 мкм.

Расчет напряженно-деформированного состояния рефлектора на этапе выведения. Рассмотрен один из расчетных случаев выведения на ракета-носителе «Протон-М». Вдоль продольной оси (X) действует нагрузка 5,1 g, вдоль поперечной оси (Y) нагрузка составляет 1,4 g. В качестве закрепления выбрана жесткая заделка, которая схематично представлена на рис. 6. В результате моделирования определено, что максимальный прогиб конструкции w_{\max} равен 1,2 мм. Данная величина означает, что эквивалентная конструкция рефлектора, обладающая частотой собственных колебаний первого тона, равной 40 Гц, под действием инерционной нагрузки имеет прогиб, равный 1,2 мм.

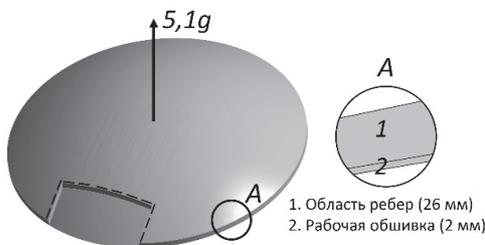


Рис. 6. Геометрическая модель для выбора схемы подкрепления рефлектора методом топологической оптимизации [Figure 6. Geometrical model for design of the reflector via topology optimization]

Результатом моделирования задачи оптимизации считалось распределение материала по за-

данному объему. Приемлемая величина функции распределения, согласно рекомендациям [18], выбиралась в диапазоне 0,3–0,8 и для решения данной задачи принята равной 0,7 (рис. 7). На рис. 7 представлена половина геометрической модели рефлектора, потому что использовалось условие симметрии для сокращения временных и вычислительных ресурсов. На основе решения задачи топологической оптимизации схемы подкрепления рефлектора построена геометрическая модель, которая учитывала данные результаты, а также технологические особенности изготовления (рис. 7). Однако, поскольку полученные ребра имели большую толщину по сравнению с доработанной моделью, для достижения эквивалентной изгибной жесткости высота ребер в модели увеличена до 30 мм, и масса рефлектора составила 4,58 кг.

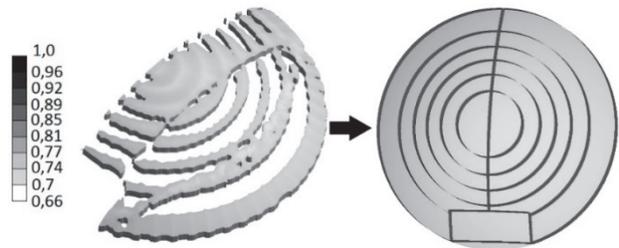


Рис. 7. Модель рефлектора, полученного методом топологической оптимизации [Figure 7. Reflector designed via topology optimization]

Для данной геометрической модели рефлектора выполнен модальный анализ и установлено, что частота 1-го тона собственных колебаний в раскрытом состоянии равна 27 Гц, что меньше требований к 1-му тону. Результаты анализа нагрузок на этапе выведения (рис. 8) показали, что наименьшие и наибольшие значения главных напряжений и максимальные сдвиговые напряжения не превышают 2,5, 7,4 и 3,4 МПа соответственно, что свидетельствует о достаточном запасе прочности рефлектора на этапе выведения.

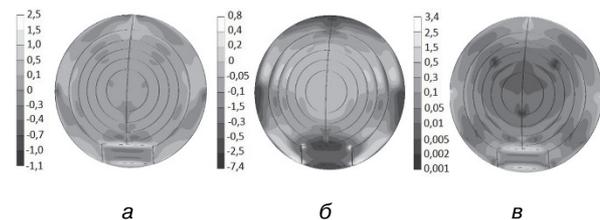


Рис. 8. Наименьшие (а), наибольшие (б) главные напряжения и максимальные сдвиговые (в) напряжения, МПа [Figure 8. Minimum (a), maximum (b) principal stresses and maximum shear (v) stresses, MPa]

Определение температурных перепадов и деформаций рефлектора в условиях, близких к эксплуатационным. По аналогии с параметрической оптимизацией рассмотрен один из расчетных случаев, когда на отражающей поверхности рефлектора возникает температурный градиент от +50 °С на верхней области до –150 °С на нижней. Далее с учетом температурных градиентов и условия закрепления рефлектора определялось НДС. В результате моделирования определено, что СКО отражающей поверхности рефлектора относительно теоретического параболоида с фокусным расстоянием $F = 450$ мм составляет 3,3 мкм, СКО относительно ПНП [17] с фокусным расстоянием $F = 449,99$ мм составляет 1,7 мкм (рис. 9). Таким образом, схема подкрепления отражающей обшивки рефлектора, разработанная методом топологической оптимизации, обеспечивает выполнение требования к точности, но требует увеличения частоты первого тона собственных колебаний.

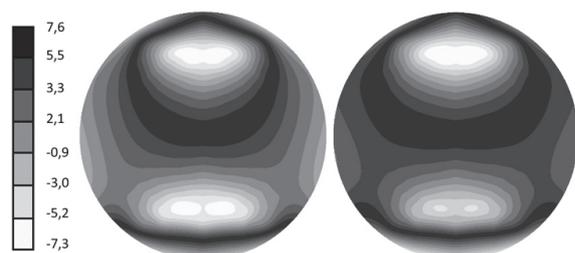


Рис. 9. Отклонения отражающей обшивки рефлектора относительно теоретического параболоида (слева) и ПНП (справа), мкм
[Figure 9. Surface deformation map related to the theoretical (left) and best-fit paraboloids (right), μm]

В табл. 4 обобщены результаты выбора оптимальной схемы подкрепления обшивки рефлектора зеркальной космической антенны, полученной с помощью параметрической (1-й рефлектор) и топологической (2-й рефлектор) оптимизации. Определено, что 1-й рефлектор характеризуется более высокой жесткостью и точностью отражающей поверхности и обладает меньшей массой, а 2-й рефлектор обеспечивает требования по точности отражающей поверхности, но требует увеличения частоты первого тона собственных колебаний. На основе результатов моделирования задачи топологической оптимизации установлено, что для достижения лучших показателей необходимо последовательно адаптировать геометрическую модель рефлектора с учетом действия эксплуатационных

нагрузок уменьшая тем самым область функции распределения материала.

Таблица 4

Характеристики рефлекторов, полученных параметрической и топологической оптимизацией
[Table 4. Characteristics of the reflectors designed via parametric and topology optimization]

Характеристика рефлектора [Characteristic of the reflector]	Рефлектор 1 [Reflector 1]	Рефлектор 2 [Reflector 2]
Частота собственных колебаний 1-го тона ν_1 , Гц [Eigenfrequency of the 1 st mode ν_1 , Hz]	40	27
Масса M , кг [Mass M , kg]	4,30	4,58
Высота ребер h_r , мм [Height of the ribs h_r , mm]	26	30
СКО относительно теоретического параболоида ($F = 450$ мм), мкм [Surface figure error (estimated in RMS) with respect to the theoretical paraboloid ($F = 450$ mm), μm]	3,1	3,3
СКО относительно ПНП ($F = 449,99$ мм), мкм [Surface figure error (estimated in RMS) with respect to the best-fit paraboloid ($F = 449,99$ mm), μm]	2,2	3,1

Таблица 5

Временные и вычислительные затраты разработки рефлектора
[Table 5. Time and computational consumption of the reflector design]

	Параметрическая оптимизация [Parametric optimization]	Топологическая оптимизация [Topology optimization]
Емкость вычислительных затрат одного расчета (процессор Intel®Core™ i7, объем памяти 64 Гб) [Computational consumption per analysis (Intel®Core™ i7, 64 GB)]	≈ 1,5–3 мин [min]	≈ 60 мин [min]
Трудоемкость разработки конструкции [Time consumption]	≈ 2 дня × 3 схемы подкрепления = 6–7 дней [≈ 2 days × 3 structural arrangements = 6–7 days]	≈ 2 дня [days]

В табл. 5 приведено сравнение временных и вычислительных затрат для рассматриваемых методов оптимизации. Разработка схемы подкрепления отражающей обшивки рефлектора методом

параметрической оптимизации более продолжительна по сравнению с разработкой методом топологической оптимизации, однако топологическая оптимизация требует значительно больших ресурсов вычислительной техники (объема памяти и мощности процессора).

Заключение

Для достижения конструктивно-массового совершенства схемы подкрепления обшивки рефлектора зеркальной космической антенны проведена ее оптимизация с учетом действия нагрузок на стадии выведения, температурных перепадов в условиях, близких к эксплуатационным, а также анализа собственных форм колебаний.

Разработанная с помощью параметрической оптимизации схема подкрепления обшивки рефлектора зеркальной космической антенны позволила обеспечить в условиях эксплуатации СКО отражающей поверхности относительно теоретического параболоида с фокусным расстоянием $F = 450$ мм около 3,1 мкм и СКО относительно ПНП с фокусным расстоянием $F = 449,99$ мм в 1,5 мкм.

Разработанная с помощью топологической оптимизации схема подкрепления обшивки рефлектора зеркальной космической антенны обеспечила СКО отражающей поверхности относительно теоретического параболоида 3,3 мкм и СКО относительно ПНП – 1,7 мкм.

Показано, что для выбора схемы подкрепления обшивки рефлектора зеркальной космической антенны можно применять как параметрическую, так и топологическую оптимизацию, однако топологическая оптимизация потребует существенно больших ресурсных затрат при моделировании с помощью программ инженерного анализа и из-за последовательного выполнения расчетов для достижения лучших показателей с учетом уменьшения области функции распределения материала.

Список литературы

1. *Reznik S.* Thermal regimes of space composite structures. Part I // MATEC Web of Conferences. EDP Sciences. 2018. Vol. 194. P. 01048. DOI: 10.1051/mateconf/201819401048.
2. *Pilipenko S., Smirnov A., Kardashev N.* Current status of the space mission Millimetron // Frontier Research in Astrophysics. SISSA Medialab. 2016. Vol. 237. P. 037. DOI: 10.22323/1.237.0037.

3. *Clampin M.* Status of the James WEBB space telescope (JWST) // Space Telescopes and Instrumentation 2008: Optical, Infrared, and Millimeter. International Society for Optics and Photonics. 2008. Vol. 7010. P. 70100L. DOI: 10.1117/12.790388

4. *Бабкина Л.А., Сорокин Д.В.* Параметрический анализ параболической антенны космического аппарата с многовариантной схемой подкрепления // Инженерный журнал: наука и инновации. 2017. Т. 64. № 4. С. 1–9. DOI: 10.18698/2308-6033-2017-4-1611.

5. *Yoder P., Jr., Vukobratovich D.* Opto-Mechanical Systems Design. Design and Analysis of Opto-Mechanical Assemblies. 4th ed. Boca Raton: CRC Press, 2015. Vol. 2. P. 97–101.

6. *Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Novikov A.D.* Comparison of space antennas mirror reflectors parameters made of composite materials // MATEC Web of Conferences. EDP Sciences. 2017. Vol. 110. P. 01072. DOI: 10.1051/mateconf/201711001072

7. *Qu Y., Wang W., Liu B., Li X.* Topology Optimization Design of Space Rectangular Mirror // Proceedings SPIE 10154, Advanced Optical Design and Manufacturing Technology and Astronomical Telescopes and Instrumentation. 1015421. 2016, Oct. 19, Beijing, China. DOI: 10.1117/12.2247396.

8. *Liu J., Jiang B.* Topology Optimization Design of a Space Mirror // Proceedings SPIE 9795: Selected Papers of the Photoelectronic Technology Committee Conferences. 97952Y. 2015, June – July, Hefei, Suzhou and Harbin, China. DOI: 10.1117/12.2209031.

9. *Budinoff J.G., Michels G.J.* Design and Optimization of the Spherical Primary Optical Telescope (SPOT) Primary Mirror Segment // Proceedings SPIE 5877. Optomechanics 2005. 587711. 2005, Sept. 9, San Diego, US. DOI: 10.1117/12.626566.

10. *Park K.-S., Lee J.H., Youn S.-K.* Lightweight mirror design method using topology optimization // Optical engineering. 2005. Vol. 44. No. 5. P. 053002. DOI: 10.1117/1.1901685.

11. *Liu G., Guo L., Wang X., Wu Q.* Topology and parametric optimization based lightweight design of a space reflective mirror // Optical engineering. 2018. Vol. 57. No. 7. P. 075101. DOI: 10.1117/1.OE.57.7.075101.

12. *Liu S., Hu R., Li Q., Zhou P., Dong Z., Kang R.* Topology optimization-based lightweight primary mirror design of a large-aperture space telescope // Applied optics. 2014. Vol. 53. No. 35. Pp. 8318–8325. URL: <https://doi.org/10.1364/AO.53.008318>

13. *Leea Dong-Chan, Lee Jeong-Ick.* Structural optimization design for large mirror // Optics and Lasers in Engineering. 2004. Vol. 42. Pp. 109–117. DOI: 10.1016/S0143-8166(03)00079-4.

14. *Eschenauer H.A., Olhoff N.* Topology optimization of continuum structures: a review // Applied Mechanics Reviews. 2001. Vol. 54. No. 4. Pp. 331–390. URL: <https://doi.org/10.1115/1.1388075>

15. Денисова Л.В., Калинин Д.Ю., Резник С.В. Теоретические и экспериментальные исследования тепловых режимов сетчатых рефлекторов космических антенн // Вестник Московского государственного технического университета имени Н.Э. Баумана. Серия: Машиностроение. 2011. № 1. С. 92–105.

16. 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 имени Н.Э. Баумана. 2013. № 8. С. 167–184.

17. Архипов М.Ю. Разработка моделей для исследования деформированного состояния рефлектора круп-

ногабаритного космического радиотелескопа лепесткового типа: дис. ... канд. техн. наук. М., 2002.

18. ANSYS User's Manual. ANSYS Inc., 2016.

Для цитирования

Филина Е.К., Михайловский К.В., Архипов М.Ю., Голубев Е.С. 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. <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2019-20-4-276-284>

Research paper

Design of the structural arrangement for a space reflector via parametric and topology optimization

Elena K. Filina, Evgenii S. Golubev

Bauman Moscow State Technical University, 5 2-ya Baumanskaya St., bldg. 1, Moscow, 105005, Russian Federation
Lebedev Physical Institute of Russian Academy of Sciences, 84/32 Profsoyuznaya St., Moscow, 117997, Russian Federation

Konstantin V. Mikhailovskiy

Bauman Moscow State Technical University, 5 2-ya Baumanskaya St., bldg. 1, Moscow, 105005, Russian Federation

Mikhail Yu. Arkhipov

Lebedev Physical Institute of Russian Academy of Sciences, 84/32 Profsoyuznaya St., Moscow, 117997, Russian Federation

Article history:

Received: October 04, 2019

Revised: November 15, 2019

Accepted: November 22, 2019

Keywords:

space antenna, reflector, structural arrangement, ribs, carbon fiber reinforced plastic, parametric optimization, topology optimization, static analysis, thermal deformations

Development of the optimal structural arrangement for a reflector with the aim to improve its mass and design is of importance due to the necessity to increase areal density and decrease rigidity of the modern space antennas vehicles. Currently, CAE-systems allow to design reflectors using both traditional methods, for example, parametric optimization, and methods which are innovative in this field, such as topology optimization. The paper compares two methods of the structural arrangement design for a thin dimensionally stable reflector operating as part of a geostationary spacecraft: parametric and topology optimization. The algorithms of the structural arrangement development which include the statement of the optimization problem, geometry design and a number of check analyses are presented. A number of structural of a space reflector design under the action of loads at the stage of launch, temperature gradients at the exploitation conditions and modal analysis is performed. The designed reflectors are compared. The studies performed allowed us to develop the optimal structural arrangement for a space reflector using the parametric and topology optimization. The optimal structural arrangement for a space reflector using the optimization could be produced surface figure error (estimated in RMS) with respect to the theoretical paraboloid.

References

1. Reznik S. Thermal regimes of space composite structures. Part I. *MATEC Web of Conferences*. EDP

Elena K. Filina, post-graduate student of the Rocket-Space Composite Structures Department (SM13) at BMSTU, engineer at Astro Space Center of LPI RAS.

Konstantin V. Mikhailovskiy, Associate Professor of the Rocket-Space Composite Structures Department (SM13) at BMSTU, PhD in Engineering Sciences; konst_mi@mail.ru.

Mikhail Yu. Arkhipov, senior researcher at Astro Space Center of LPI RAS, PhD in Engineering Sciences.

Evgenii S. Golubev, post-graduate student of the Technologies of Space-Rocket Mechanical Engineering Department (SM12) at BMSTU, lead engineer at Astro Space Center of LPI RAS.

Sciences. 2018;194:01048. Available from: <https://doi.org/10.1051/mateconf/201819401048>

2. Pilipenko S, Smirnov A, Kardashev N. Current status of the space mission Millimetron. *Frontier Research in Astrophysics*. SISSA Medialab. 2016;237:037. Available from: <https://doi.org/10.22323/1.237.0037>.

3. Clampin M. Status of the James WEBB space telescope (JWST). *Space Telescopes and Instrumentation 2008: Optical, Infrared, and Millimeter*. International Society for Optics and Photonics. 2008;7010:70100L. Available from: <https://doi.org/10.1117/12.790388>.

4. Babkina LA., Sorokin DV. Parametric Analysis of the Spacecraft Parabolic Antenna with a Multivariate Reinforcement Scheme. *Engineering Journal: Science and Innovation*. 2017;64(4):1–9. DOI: 10.18698/2308-6033-2017-4-1611. (In Russ.)
5. Yoder PJr, Vukobratovich D. *Opto-Mechanical Systems Design. Design and Analysis of Opto-Mechanical Assemblies*. 4th ed. Boca Raton: CRC Press; 2015. vol. 2. p. 97–101.
6. Reznik SV, Prosuntsov PV, Novikov AD. Comparison of space antennas mirror reflectors parameters made of composite materials. *MATEC Web of Conferences. EDP Sciences*. 2017;110:01072. Available from: <https://doi.org/10.1051/mateconf/201711001072>
7. Qu Y, Wang W, Liu B, Li X. Topology Optimization Design of Space Rectangular Mirror. *Proceedings of SPIE 10154, Advanced Optical Design and Manufacturing Technology and Astronomical Telescopes and Instrumentation, 1015421, 2016, Oct. 19, Beijing, China*. DOI: 10.1117/12.2247396.
8. Liu J, Jiang B. Topology Optimization Design of a Space Mirror. *Proceedings SPIE 9795, Selected Papers of the Photoelectronic Technology Committee Conferences, 97952Y, 2015, June – July, Hefei, Suzhou and Harbin, China*. DOI: 10.1117/12.2209031.
9. Budinoff JG, Michels GJ. Design and Optimization of the Spherical Primary Optical Telescope (SPOT) Primary Mirror Segment. *Proceedings SPIE 5877, Optomechanics 2005, 587711, 2005 Sept. 9, San Diego, US*. DOI: 10.1117/12.626566.
10. Park K-S, Lee JH, Youn S-K. Lightweight mirror design method using topology optimization. *Optical engineering*. 2005;44(5):053002. DOI: 10.1117/1.1901685.
11. Liu G, Guo L, Wang X, Wu Q. Topology and parametric optimization based lightweight design of a space reflective mirror. *Optical engineering*. 2018;57(7):075101. DOI: 10.1117/1.OE.57.7.075101.
12. Liu S, Hu R, Li Q, Zhou P, Dong Z, Kang R. Topology optimization-based lightweight primary mirror design of a large-aperture space telescope. *Applied optics*. 2014;53(35):8318–8325. Available from: <https://doi.org/10.1364/AO.53.008318>.
13. Leea Dong-Chan, Lee Jeong-Ick. Structural optimization design for large mirror. *Optics and Lasers in Engineering*. 2004;42:109–117. DOI: 10.1016/S0143-8166(03)00079-4.
14. Eschenauer HA, Olhoff N. Topology optimization of continuum structures: a review. *Applied Mechanics Reviews*. 2001;54(4):331–390. DOI: 10.1115/1.1388075.
15. Denisova LV, Kalinin DYu, Reznik SV. Theoretical and Experimental Studies of Heat-Transfer Modes of Space Antenna Mesh Reflectors. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*. 2011;1:92–105. (In Russ.)
16. Reznik SV, Denisov OV, Chudnov IV. Main Approaches to Formation of a Thermal Vacuum Test Program of Precision Mirror Reflectors of Space Antennas. *Science and Education: Scientific Edition of Bauman MSTU*. 2013;8:167–184. DOI: 10.7463/0813.0612062.
17. Arkhipov MYu. *Development of models for studies of the deformation state a large space telescope reflectors petal type* (PhD in Engineering Sciences dissertation). Moscow; 2002.
18. *ANSYS User's Manual*. ANSYS Inc.; 2016.

For citation

Filina EK, Mikhailovskiy KV, Arkhipov MY, Golubev ES. Design of the structural arrangement for a space reflector via parametric and topology optimization. *RUDN Journal of Engineering Researches*. 2019;20(4):276–284. <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2019-20-4-276-284>. (In Russ.)