

УДК 539.3:621.396.67

С.В. Пономарев

ТРАНСФОРМИРУЕМЫЕ РЕФЛЕКТОРЫ АНТЕНН КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В статье приводится обзор результатов численного моделирования рефлекторов параболических антенн зонтичного, ободного и надувного типов.

Ключевые слова: компьютерное моделирование, напряженно-деформированное состояние, зонтичный, ободный, надувной рефлектор, диаграмма направленности.

Для современной спутниковой связи требуются крупногабаритные антенны с высокой точностью формы отражающей поверхности рефлектора. Компьютерное моделирование является важным инструментом при создании и проектировании спутниковых систем, так как экспериментальная отработка таких конструкций требует больших временных и материальных затрат. Актуальность работы вызвана необходимостью прогнозирования механического поведения рефлектора и соответственно радиотехнических параметров антенн. На рис. 1 приведены изображения этих рефлекторов как антенн космических аппаратов (КА).



Рис. 1

Классификация развертываемых антенн и вопросы расчета характеристик излучения зеркальных антенн зонтичного типа приведены в работе М.В. Гряника и В.И. Ломана [1]. В диссертации Г. Тиберта [2] рассмотрены варианты конструкции крупногабаритных космических рефлекторов. Методы численного моделирования напряженно-деформированного состояния мембранных конструкций, в том числе и рефлекторов зонтичного типа, рассмотрены в [3] и некоторых других публикациях.

Параболический рефлектор зонтичного типа показан на рис. 2. Силовая схема представляет собой конструкцию, состоящую из параболических спиц, которые определяют форму отражающей поверхности (ОП) из металлического сетеполотна.

В [4] для получения численного решения задачи о напряженно-деформированном состоянии (НДС) рефлектора использовался метод конечных элементов, реализованный в программном комплексе ANSYS.

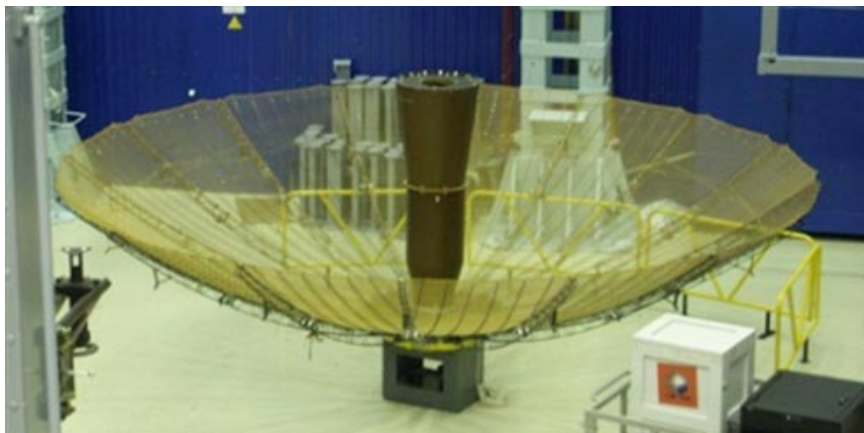


Рис. 2. Рефлектор для спутника «Луч» ОАО «ИСС» им. академика М.Ф. Решетнева

Начальная форма спиц и сетеполотна соответствовали теоретическому параболоиду. Закрепление рефлектора осуществлялось в точках крепления силовых спиц к ступице. Максимальные расчетные отклонения точек ОП от их проектного положения на идеальном параболоиде составили около 0,7 мм. Натяжение сетеполотна по результатам расчетов, за исключением края, соответствовало номинальному. При этом среднеквадратичное отклонение (СКО) поверхности составило 0,56 мм.

Использование трикотажного металлического сетеполотна для ОП трансформируемых космических антенн позволяет получить улучшенные удельные массовые характеристики для рефлекторов. Однако при этом появляется зависимость коэффициента отражения от напряженного состояния сетеполотна. Таким образом, возникает необходимость совместного моделирования НДС и радиотехнических характеристик рефлектора. Варианты методик расчета радиотехнических характеристик крупногабаритных рефлекторов рассматривались в работах М.В. Гряника [1] J. Ruze [5], M.W. Thomson [6]. Однако учет искажений отражающей поверхности производился на основе экспериментальных измерений. Кроме этого, не учитывалось влияние величины натяжения сетеполотна на коэффициент отражения.

Определение основных радиотехнических характеристик антенн связано с получением выражения для электромагнитного поля в дальней зоне, когда источниками поля являются заданные сторонние токи j на ОП рефлектора. Токовый метод определения направленных свойств параболической антенны базируется на распределении поверхностных токов на внутренней поверхности зеркала. Вектор плотности тока с учетом коэффициента отражения в данной точке поверхности зеркала можно определить с учетом ориентации векторов H в падающей и отраженной волнах по формуле

$$j_s = 2[n_0 H]R(\sigma),$$

где j_s – вектор плотности поверхностного тока в данной точке ОП; H – вектор напряженности магнитного поля, создаваемого падающей волной облучателя в данной точке ОП; n_0 – орт нормали к поверхности в этой же точке; $R(\sigma)$ – коэффициент отражения, зависящий от механического напряжения σ , реализующегося в ОП из сетеполотна.

Полученная в результате моделирования равновесная форма ОП рефлектора использована для расчетов методом моментов диаграмм направленности косми-

ческого рефлектора. Расчет проводился с помощью программного пакета для 3D-электромагнитного моделирования – FEKO [7]. В качестве облучателя рефлектора использовался рупор, который располагался в фокусе рефлектора, работавший на частоте 2 ГГц. При вычислении ДН, в качестве облучателя задавалась эквивалентная ДН рупора, полученная при эксперименте. Отклонения расчетной ДН от экспериментальной ДН составляет не более 10 %.

В настоящее время на телекоммуникационных спутниках широко используются многолучевые зеркальные антенны с вынесенной облучающей системой с развertyваемым крупногабаритным рефлектором. Примером такого рефлектора является конструкция, показанная на рис. 3 [8]. Результаты расчета НДС такого рефлектора рассмотрены в [4]. При вычислении ДН рефлектора, в качестве облучателя задавалась эквивалентная ДН облучающей системы. Рабочая частота облучателя равнялась 8 ГГц. На рис. 4 представлены ДН для расчетной равновесной формы рефлектора с учетом СКО.

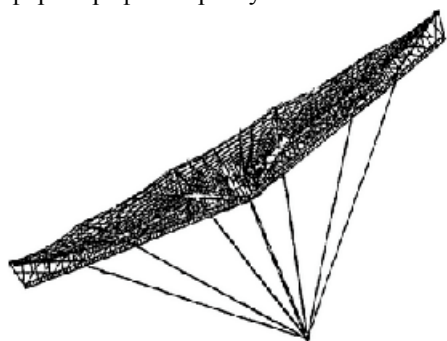


Рис. 3. Общий вид развertyваемого рефлектора антенны космического аппарата

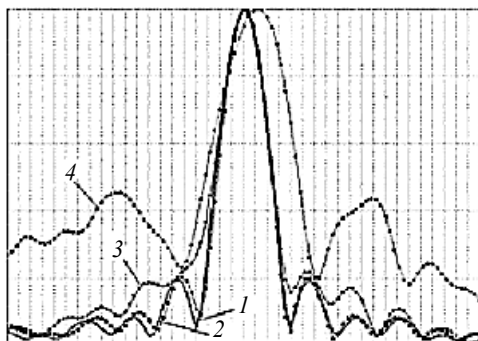


Рис. 4. Диаграмма направленности рефлектора, нормированный масштаб (1 – идеальный параболоид; 2 – СКО = 0,5 мм; 3 – СКО = 2 мм; 4 – СКО = 6,5 мм)

В результате вычислений можно сделать вывод, что при увеличении СКО ДН отличается от идеальной диаграммы. При этом возрастают боковые лепестки, смещается главный лепесток и падает коэффициент усиления антенны.

На рис. 5 показана модель рефлектора с уменьшенным количеством спиц силового скелета. Треугольный фасет фронтальной сети имел размер 1,6 метра.

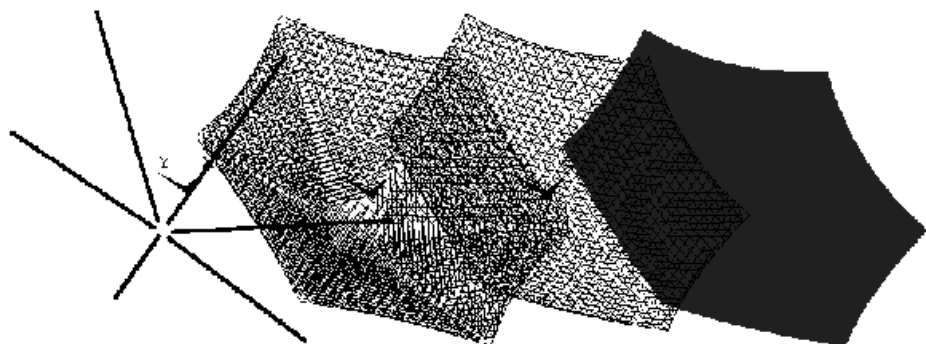


Рис. 5. Элементы конструкции зонтичного рефлектора

При получении численного решения все элементы вантово-стержневой конструкции, кроме ОП, сначала считались закрепленными. В конечном счете, закрепление оставалось лишь в точках крепления силовых спиц к ступице. Напряженным элементам конструкции задавались соответствующие начальные напряжения. С учетом закреплений находилось равновесное НДС конструкции. На рис. 6 и 7 представлены результаты численного решения. При этом СКО составило 6,07 мм. На рис. 7 представлены напряжения, реализующиеся в сетеполотне. Видно, что за исключением краевых зон напряжения отклоняются от заданных не более чем на 10 %.

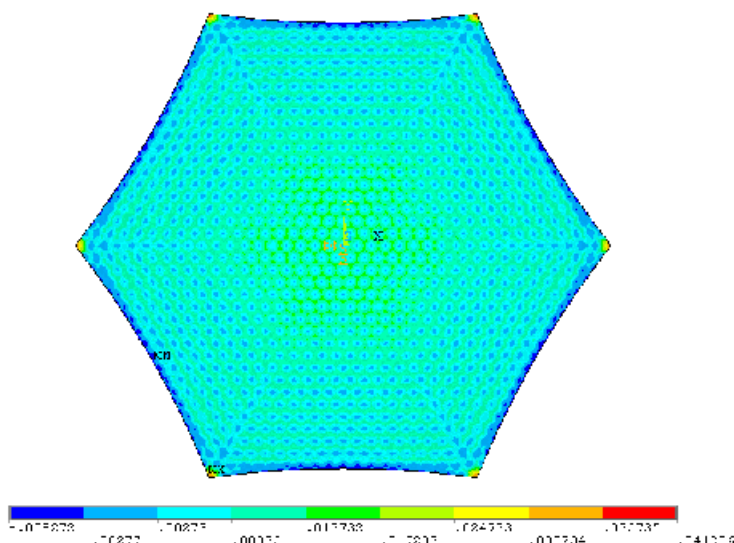


Рис. 6. Отклонения ОП по оси Z от параболоида, м

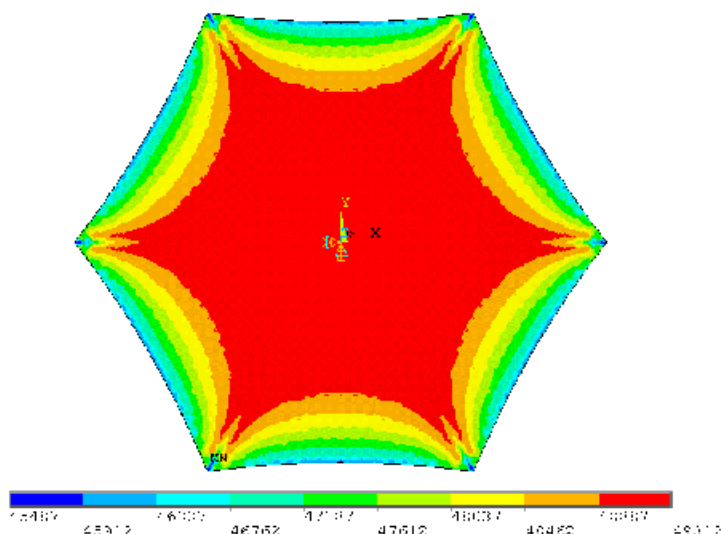


Рис. 7. Интенсивность напряжений ОП, Па

При вычислении ДН рефлектора в качестве облучателя задавалась эквивалентная ДН облучающей системы. Рабочая частота облучателя равнялась 3,1 ГГц. На рис. 8 показана расчетная ДН рефлектора. Коэффициент усиления составил 57 дБ.

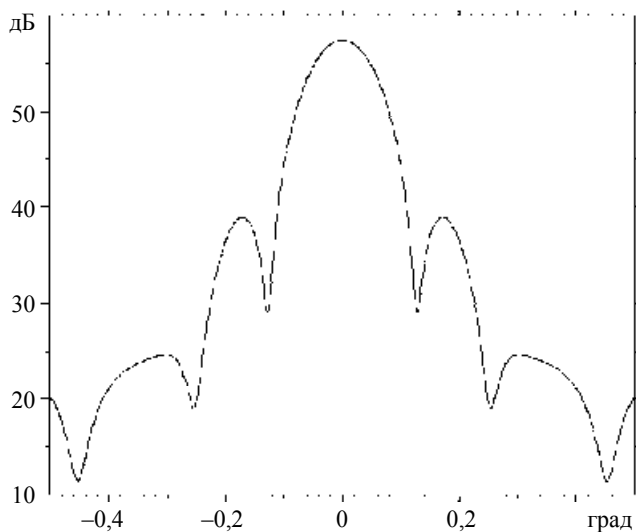


Рис. 8. ДН рефлектора

Результаты численного моделирования показывают, что зонтичная схема трансформации позволяет с достаточной точностью создать ОП до размеров в несколько десятков метров. Высокая надежность раскрытия делает зонтичные рефлекторы часто используемыми для параболических антенн КА. Однако увеличение габаритов приводит к возрастанию массы рефлектора приблизительно по линейному закону.

Ободные рефлекторы

Основным конструктивными элементами ободных космических рефлекторов является ферменный обод, обеспечивающий заданный профиль ДН и ориентацию рефлектора, фронтальная и тыльная сети, ОП, а также вантовая система. Ферменный обод представляет собой стержневую конструкцию, собранную из жестких углепластиковых элементов. Основные требования к конструкциям рефлекторов заключаются в высокой точности формы ОП и наведения, высокой температурной стабильности и радиоотражающей способности антенных систем.

При численном моделировании НДС рефлектора [9], кроме состояния в невесомости, рассмотрены положения у поверхности Земли «чашей вниз» и «чашей вверх». Граничные условия соответствовали полному закреплению ободной конструкции в узлах связи со штангой от КА. Объемная нагрузка соответствовала ускорению свободного падения у поверхности Земли. В плоскости раскрытия рефлектора задавались начальные напряжения ОП, соответствующие рабочим натяжениям сетеполотна. В качестве обобщенной меры отклонения ОП рефлектора в равновесном состоянии использовалось СКО полученной расчетной поверхности в узлах конечного элементной сетки от поверхности соответствующего параболоида.

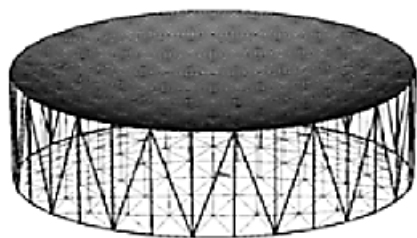


Рис. 9. КЭМ ободного рефлектора

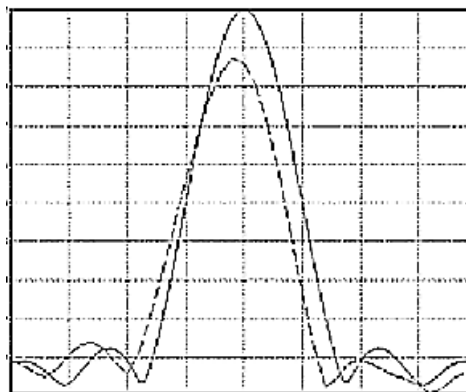


Рис. 10. Диаграммы направленности для идеальной параболической поверхности (—) и расчетной равновесной формы отражающей рефлектора (----)

Распределения перемещений в направлении, перпендикулярном плоскости раскрыва, показали, что ОП рефлектора в положении «чашей вверх» имеет СКО меньше, чем в положении «чаша вниз». Полученные результаты хорошо согласуются с результатами [10].

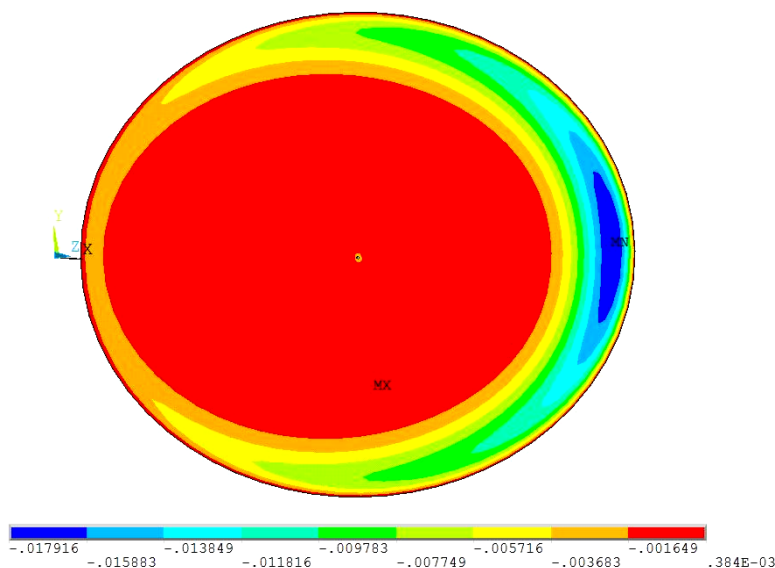


Рис. 11. Отклонения ОП в мм от идеального параболоида после определения ее начальной геометрии

На рис. 10 приведены ДН для идеального параболоида и отражающей поверхности с расчетной равновесной формой для ободного рефлектора. Граничные условия соответствовали закреплению рефлектора в точках соединения со штангой от КА. Нагружение конструкции производилось неравномерным температурным

полем, которое имеет место при функционировании на орбите Земли из-за неодинаковой освещенности элементов конструкции Солнцем, что привело к соответствующему деформированию ОП рефлектора и изменению положения оси рефлектора. Вследствие этого, во-первых, уменьшился главный лепесток, во-вторых, смещена вся диаграмма и, в-третьих, имеются изменения боковых лепестков. Эти результаты качественно соответствуют результатам [1]. В полученных результатах ширина ДН антенны равна $1,8^\circ$, коэффициент усиления равен 30 дБ при частоте 1 ГГц. При этом наибольшие отклонения отражающей поверхности от идеального параболоида достигали 2,0 мм.

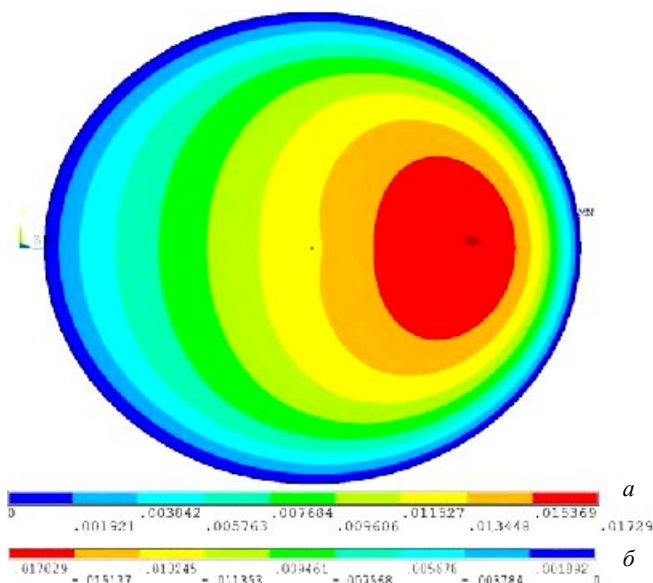


Рис. 12. Разница положений точек ОП в мм между положениями в невесомости и «чаша вниз» – шкала *a*, и невесомости и «чаша вверх» – шкала *б*

Ободная концепция трансформируемых рефлекторов позволяет обеспечить малую удельную массу конструкции, стабильность при повторных раскрытиях и возможность эффективного использования натяжителей вантовых элементов для регулировки формы ОП.

Надувные рефлекторы

Надувная антенна производится из тонкого прочного материала, который перед запуском сворачивается, а после запуска раскрывается за счет надувания. Рефлектор такой антенны напоминает круглую параболоидальную подушку с прозрачной передней поверхностью и отражающей тыльной [2, 11]. По краю она подкрепляется надувным торусом, как показано на крайней правой конструкции рис. 1.

Основным из преимуществ надувных конструкций является малый объем в транспортировочном положении. Надувная антенна в сложенном состоянии имеет самый небольшой размер и потенциально самую небольшую массу, что очень актуально при переходе к большим диаметрам космических конструкций. Конст-

рукция может быть ужесточена за счет пропитывания мембранного материала ка-нифолью, которая при высоких температурах или под влиянием солнечных ульт-рафиолетовых лучей медленно затвердевает. Надувные антенны способны рабо-тать на частотах до 10 ГГц и выше при больших габаритах. Достижимая точность ОП также превышает значения, которые способны обеспечить другие типы реф-лекторов, особенно при больших размерах конструкций. Также несомненным достоинством является то, что в поле сил тяжести у поверхности Земли доступен процесс обезвешивания надувной конструкции с помощью использования более легкого, чем воздух, газа. Об этом пишет Тиберт в своей диссертации [2] и к та-кому же результату приводит моделирование надувной конструкции в поле сил тяжести.

Однако имеются технологические проблемы изготовления надувного рефлек-тора. Трудность заключается в том, что требуется создать такую поверхность, ко-торая при наполнении газом приняла бы форму, обеспечивающую требуемое зна-чение СКО. Численное моделирование позволяет подобрать начальную форму и соответствующие выкройки ОП, которые при надувании рефлектора позволяют получить ОП с требуемыми радиотехническими характеристиками. На рис. 11 отображены отклонения точек отражающей поверхности от идеального параболоида с СКО 3,5 мм после численного моделирования для крупногабаритного рефлектора [12]. Центральная область ОП имеет отклонения порядка 1 мм, но ближе к краю купола картина несколько ухудшается, что возможно связано с кри-визной поверхности офсетного параболоида.

Численный анализ формы ОП в поле силы тяжести у поверхности Земли для двух положений «чаша вверх» и «чаша вниз», что показано на рис. 12, позволил выяснить, что разница положений ее точек между состоянием в невесомости и положениями «чаша вверх» и «чаша вниз» совпадает с точностью до третьего знака после запятой. Расхождение составляет менее двух процентов, что может быть объяснено кривизной поверхности. Это позволяет упростить технологию от-работки надувных рефлекторов на Земле.

Перепад температур в космосе оказывает большое влияние на точность ОП из-за того, что газ, которым наполнена конструкция, может сжиматься или расши-ряться, что в свою очередь приводит к изменению величины перепада давления. Оценка температурного влияния показала, что из трех факторов температурного воздействия, таких, как зависимость модуля упругости от температуры, коэффи-циент температурного расширения материала и изменение перепада давления в куполе и вне него в результате нагрева или охлаждения газа, наиболее значимыми являются последние два. Они больше всего влияют на НДС рефлектора и сильнее всего искажают ОП, а искажение ОП в результате зависимости модуля упругости материала от температуры очень мало. Сравнительные данные для положения купола надувного рефлектора относительно Солнца по влиянию тепловых факто-ров на СКО ОП приводятся в таблице.

Фактор	СКО без учета влияния температуры, мм	СКО после учета влияния температуры, мм
Зависимость модуля упругости материала ОП от температуры	3,609	3,781
Коэффициент температурного расширения ОП	3,609	11,124
Изменение давления в куполе рефлектора	3,609	14,425

Анализ полученных результатов приводит к выводу о том, что необходимо учитывать факторы температурного воздействия на надувные рефлекторы теплового излучения Солнца на орбитах Земли при подборе материалов для его изготовления, а также его теплоизоляции.

Следует отметить, что надувные рефлекторы могут иметь наименьшая удельную массу из всех рассмотренных при больших габаритах с высокоточной формой ОП. У надувных конструкций высокая степень надежности раскрытия из-за простоты принципа и небольшого количества режимов отказа. Однако отсутствие долговечных твердеющих в условиях околоземного космоса материалов для надувных элементов сдерживает использование надувных рефлекторов для антенн КА.

Заключение

На основе подходов механики деформируемого твердого тела и радиофизики реализована комплексная методика компьютерного моделирования перспективных трансформируемых космических рефлекторов, позволяющая более точно учитывать форму и напряженность ОП, сократить объем экспериментальных работ при создании оптимальных конструкций рефлекторов по заданным ДН и прогнозировать эффективность функционирования рефлекторов с КА на околоземных орбитах.

Результаты численного моделирования показывают, что рассмотренные типы конструкций рефлекторов не потеряли своей перспективности вследствие возможностей хорошей трансформации, надежности в раскрытии, малого веса и достаточной точности по созданию параболической формы ОП. Учитывая особенности каждой из рассмотренных конструкций, при возникновении конкретной задачи, можно указать наиболее подходящую конструкцию из рассмотренных для практической реализации.

ЛИТЕРАТУРА

1. Гряник М.В., Ломан В.И. Развертываемые зеркальные антенны зонтичного типа. М.: Радио и связь, 1987. 72 с.
2. Tibert G.A. Deployable Tensegrity Structures for Space Applications: PhD thesis. Stockholm, 2002. 220 p.
3. Бельков А.В., Бутов В.Г., Евдокимов А.С. и др. Компьютерное моделирование трансформируемых космических рефлекторов // Вестник КазНУ им. Аль-Фараби. Сер. Математика, механика, информатика. 2008. № 3(58). С. 284–293.
4. Евдокимов А.С., Буянов Ю.И., Пономарев С.В. и др. Совместный расчет механических и электродинамических характеристик зонтичных рефлекторов // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. ак. М.Ф. Решетнева. 2010. № 2(28). С. 11–14.
5. Ruze J. Antenna Tolerance Theory – A Review // Proc. IEEE. 1966. April. V. 54. P. 633–640.
6. Thomson M.W. Astromesh deployable reflectors for Ku- and Ka-band commercial satellites // AIAA-2002-2032.
7. FEKO User's Manual Suite 4.2., 2004.
8. Пат. 2350519 Российская Федерация, МПК В 64 G 1/22, Н 01 Q 15/16. Развертываемый крупногабаритный рефлектор космического рефлектора / Н.А. Тестоедов, В.И. Халиманович и др.; заявитель и патентообладатель ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева. № 2007122219/11; заявл. 13.06.2007; опубл. 27.03.2009, Бюл. № 9. 19 с.

9. Евдокимов А.С., Пономарев С.В. Компьютерное моделирование механических и радиотехнических характеристик крупногабаритных космических рефлекторов // Вестник НГУ. Сер. Физика. 2007. Т. 2. Вып. 3. С. 81–86.
10. Усманов Д.Б. Моделирование напряженно-деформированного состояния крупногабаритного трансформируемого рефлектора: дис. ... канд. физ.-мат. наук. Томск, 2006. 179 с.
11. Freeland R.E., Veal G.R. Significance of the inflatable antenna experiment technology // AIAA 98–2104. P. 8.
12. Бельков А.В., Величко А.И., Пономарев С.В., Солоненко В.А. Моделирование надувного космического рефлектора // Вестник СибГАУ им. акад. М.Ф. Решетнева. Вып. 3(29). С. 115–118.

Статья поступила 19.10.2011 г.

Ponomarev S. V. TRANSFORMABLE REFLECTORS OF SPACECRAFT ANTENNAS. A review of the results on numerical simulation of umbrella-type, perimeter truss, and inflatable reflectors of parabolic antennas is presented.

Keywords: numerical simulation, stress-strain state, umbrella-type reflector, ring-type reflector, inflatable reflector, directional diagram.

PONOMAREV Sergei Vasil'evich (Tomsk State University)

E-mail: psv@niipmm.tsu.ru