



Научная статья

DOI 10.22363/2312-8143-2018-19-4-411-425

УДК 629.78:514.85

Моделирование динамики раскрытия крупногабаритного трансформируемого рефлектора космической антенны из композиционного материала

С.В. Резник, Д.Е. Чубанов

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

Крупногабаритные космические конструкции (ККК) занимают особое место среди других объектов космической техники. Из-за больших размеров они компактно укладываются под обтекатели ракет-носителей или в грузовые отсеки космических аппаратов (КА) по типу Space Shuttle. После вывода на рабочую орбиту ККК автоматически разворачиваются и принимают заданную конфигурацию с использованием трансформируемых элементов, одновременно выполняющих функции силового каркаса и приводов. Операцию разворачивания следует проводить в заданные сроки, и она не должна приводить к снижению прочности, нарушению формы и потере пространственной ориентации конструкции. Для выполнения этих требований необходимо теоретически исследовать динамику разворачивания проектируемой ККК. Настоящая работа нацелена на поиск оптимальных конструкторско-технологических решений сверхлегкого трансформируемого рефлектора зеркальной космической антенны из металлического сетеполотна с силовыми элементами в виде телескопических полых стержней из углепластика. Проведено численное моделирование динамики раскрытия силовых элементов антенного рефлектора с учетом присоединенного к ним сетеполотна с помощью отечественного программного комплекса EULER 10.25. В результате моделирования определено влияние натяжения сетеполотна на процесс раскрытия конструкции рефлектора. Учет упругой нагрузки от сетеполотна на силовые элементы позволит обеспечить их стабильность и жесткость и увеличить точность натяжения сетеполотна.

Ключевые слова: зеркальная космическая антенна, рефлектор, динамика раскрытия, численное моделирование, конструктивно-компоновочная схема, композиционный материал

Введение

В настоящее время крупногабаритные космические антенны оснащаются трансформируемыми рефлекторами. Поверхность этих рефлекторов, отражающая радиоволны, изготавливается из металлического сетеполотна на основе вольфрамовой, молибденовой проволоки, покрытой золотом, или стальной проволоки с покрытием из никеля. Сетчатые рефлекторы наиболее часто используют в диапазоне радиоволн менее 30 ГГц, обычно в диапазоне L. Металлическое сетеполотно

лотно имеет малую плотность, легко складывается и хорошо отражает радиоволны на указанных частотах.

Трансформируемые сетчатые рефлекторы имеют малую погонную плотность (массу на единицу площади поверхности), не превышающую $0,5 \text{ кг/м}^2$. Их масса колеблется от 50 до 100 кг при диаметре 12 м [1. С. 6—9].

Силовые схемы трансформируемых рефлекторов принято делить на вантово-ободные, зонтичные и ферменные.

Вантово-ободная схема рефлекторов наиболее тщательно разработана фирмой Astro Aerospace. Стержневые элементы несущей конструкции рефлектора AstroMesh этой фирмы (рис. 1) изготовлены из термостабильного углепластика, что делает ее достаточно прочной и легкой (масса рефлектора — 78 кг) [3].



Рис. 1. Рефлектор космической антенны вантово-ободной схемы фирмы Astro Aerospace
[Figure 1. Cable-rim scheme space antenna reflector of the Astro Aerospace Company]

Недостатком такого типа рефлекторов является необходимость чрезвычайно сложной и тонкой настройки тросов, отвечающих за формирование профиля отражающей поверхности. Кроме того, на точность поверхности оказывает влияние жесткость обода — кольцевого пантографа, выполненного из полых стержней. С увеличением диаметра обода количество стержневых элементов и их масса растут быстрее, что ведет к увеличению погонной плотности рефлектора. Также в [4; 5] отмечалась вероятность снижения точности профиля отражающей поверхности с приближением к периферии рефлектора. Указанный недостаток становится еще более критичным по мере возрастания габаритов рефлекторов в развернутом состоянии.

Другая распространенная схема конструкции рефлекторов именуется зонтичной (рис. 2). В этой схеме форма отражающей поверхности тоже регулируется тросами, но они закреплены на радиальных силовых элементах в виде полых стержней, идущих от центра. Достоинством этой схемы является меньшее количество силовых элементов и, соответственно, меньшая погонная плотность рефлектора.



Рис. 2. Рефлектор космической антенны зонтичной схемы фирмы Harris
[**Figure 2.** Umbrella type reflector of the space antenna, Harris Company]

Зонтичная схема позволяет реализовать эффективное регулирование формы отражающей поверхности через управление силовыми элементами. Ее основным недостатком являются высокие требования к надежности приводных элементов, которые обеспечивают раскрытие рефлектора и отвечают за регулировку формы отражающей поверхности.

Особое место среди крупногабаритных трансформируемых космических систем занимают ферменные конструкции (рис. 3). Они представляют собой пространственный складной каркас, состоящий из шарнирно соединенных стержней.



Рис. 3. Рефлектор космической антенны ферменной схемы АО «ОКБ МЭИ»
для малого космического аппарата «Север»

[**Figure 3.** Truss type reflector of the space antenna designed for small spacecraft “North”, JSC “OKB MEI”]

Особенность этих конструкций заключается в компактности при транспортировке, большом отношении объемов в раскрытом и сложенном состояниях, быстрой раскрываемости, малой массе при значительных размерах и в то же время большой площади рабочей поверхности в раскрытом состоянии.

Определение динамических характеристик упругих крупногабаритных трансформируемых космических конструкций относится к числу наиболее важных и трудных проблем динамики, что обусловлено сложностью конструкций, а также жесткими требованиями к точности их ориентации и стабилизации [6]. Задачи динамики крупногабаритных космических конструкций рассмотрены в ряде публикаций [7–12].

В [13] представлена структурная схема метода решения основных задач проектирования раскрывающихся конструкций космического аппарата (КА) с описанием управляемых переменных, видов нагрузки на раскрывающиеся конструкции, технических требований к конструкции. Моделирование раскрытия трансформируемой фермы проведено в программе «Зенит-95». Созданная универсальная модель позволяет определять кинематические, динамические и прочностные характеристики в процессе одного расчета.

Для моделирования раскрытия многозвенных космических конструкций разработаны программные комплексы EULER и Adams. С их помощью можно определить зависимости углов раскрытия звеньев конструкций от времени, длительность процесса раскрытия, относительные угловые скорости звеньев, а также последовательность их фиксации.

Моделирование процессов раскрытия многоэлементных подвижных конструкций КА рассмотрено в [14], где уделяется большое внимание кинематическим параметрам створок на момент фиксации и методам их оценки.

Вопросам развертывания антенного рефлектора в космосе с помощью штанги, имеющей в сложенном состоянии габариты, позволяющие разместить ее на КА под обтекателем, посвящена работа [15]. Штанга представляла собой стержневую конструкцию, в которой продольные стрелы каждой секции были складными.

Из проведенного анализа следует, что наименее изученным является вопрос о роли металлического сетеполотна в динамике раскрытия крупногабаритных космических конструкций. Также недостаточно изученным является вопрос нагрузки от натягивания сетеполотна на силовые элементы рефлектора. Учет этой нагрузки обеспечит повышение стабильности конструкции крупногабаритного трансформируемого антенного рефлектора и позволит увеличить точность отражающей поверхности.

Цель работы: определение влияния упругих нагрузок, возникающих при натягивании сетеполотна, на силовые элементы конструкции, а также роли критической нагрузки от сетеполотна на процесс раскрытия антенного рефлектора.

Постановка задачи и подходы к ее решению

Объектом исследований настоящей работы является трансформируемый сетчатый рефлектор космической антенны зонтичной схемы [16].

Геометрическая модель. Рефлектор представлял собой систему силовых элементов — телескопических штанг, к которым крепилось сетеполотно (рис. 4). Предполагалось, что каждая телескопическая штанга состоит из 4 полых трубчатых элементов (рис. 5).

Физические допущения. При моделировании динамики рефлектора была выделена секция, состоящая из двух идентичных штанг, выходящих из центрального узла крепления (рис. 6).

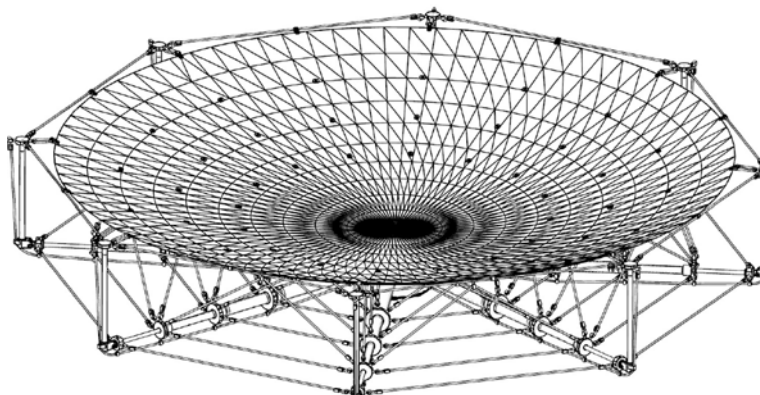


Рис. 4. Геометрическая модель трансформируемого рефлектора
[**Figure 4.** Geometric model of transformable reflector]

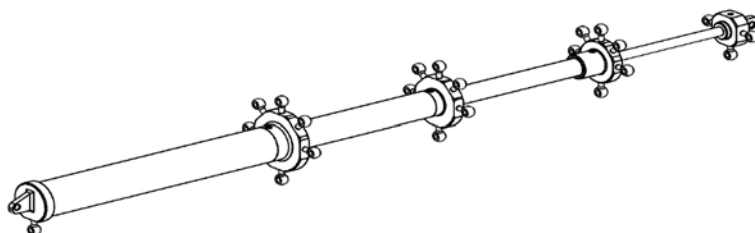


Рис. 5. Телескопическая штанга
[**Figure 5.** Telescopic bar]

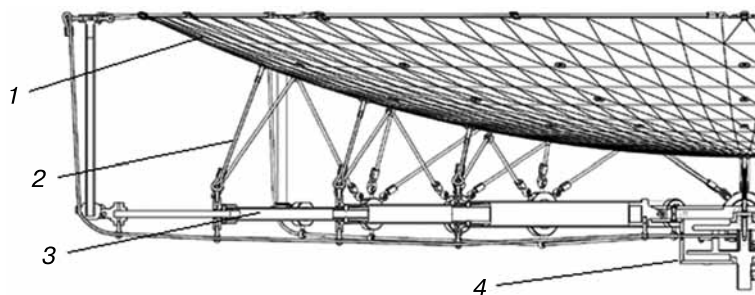


Рис. 6. Схема секции рефлектора с элементами крепления сетеполотна и тросов:
1 — сетчатая металлическая оболочка; 2 — трос; 3 — телескопическая штанга; 4 — центральный узел крепления
[**Figure 6.** Schematic of the reflector section with the fixing components and cables:
1 — metal mesh shell; 2 — cable; 3 — telescopic bar; 4 — interface (the central fixation point)]

Подразумевалось, что штанги соединяются с центральным узлом крепления идеальными шарнирами. Аналогичным образом скреплены между собой трубчатые элементы каждой штанги.

Массы и моменты инерции твердых тел принимались приближенно-равными массам и моментам инерции реальных звеньев конструкции. При определенном относительном положении смежных звеньев во время раскрытия на них накладывались связи, ограничивающие их взаимное перемещение. Технически связи выполнялись в виде различного рода упоров, которые моделировались упругими и демпфирующими элементами с соответствующими характеристиками. Действие нагрузки от сетеполотна к силовым элементам конструкции учитывалось также при помощи упругодемпфирующего элемента.

Математическая модель. Пружины, расположенные в шарнирах, моделировались упругими и демпфирующими элементами. Силовая характеристика каждого упругодемпфирующего элемента определялась следующим соотношением:

$$M_i(\varphi_i, \omega_i) = c_i(\varphi_{r,i} - \varphi_i) - \mu_i\omega_i,$$

где M_i — момент, возникающий в каждом пружинном элементе; c_i — коэффициент жесткости i -го упругого элемента; φ_i — текущий угол развертывания; $\varphi_{r,i}$ — предварительный угол закрутки i -го упругого элемента; μ_i — коэффициент вязкого трения i -го демпфирующего элемента; ω_i — относительная угловая скорость смежных звеньев.

Когда угол раскрытия смежных звеньев достигает определенного значения $\varphi_{fix,i}$ соответствующего их рабочему положению, происходит постановка звеньев на упоры. Постановка на упор моделировалась одним упругим и одним демпфирующим элементами с нелинейной зависимостью момента от угла развертывания:

$$M_{fix,i}(\varphi_i, \omega_i) = \begin{cases} 0, & \text{если } \varphi_i < \varphi_{fix,i}; \\ -c_{fix,i}(\varphi_i - \varphi_{fix,i}) - \mu_i\omega_i, & \text{если } \varphi_i \geq \varphi_{fix,i}, \end{cases}$$

где $c_{fix,i}$ — коэффициент жесткости i -го упругого элемента; $\varphi_{fix,i}$ — значение угла развертывания, при котором происходит постановка на упор [17].

Моделирование динамики раскрытия сегмента рефлектора. Для исследования динамической модели и визуализация процесса раскрытия сегмента телескопической конструкции как элемента многокомпонентной механической системы был использован отечественный программный комплекс EULER 10.25.

При моделировании заданы следующие геометрические параметры:

- длина каждого стержня — 1500 мм;
- наружные диаметры: 72, 62, 52, 42, 32 мм соответственно для 1–5 (откидного) стержня;
- толщина стенки стержня — 6 мм;
- плотность материала — 1600 кг/м³.

Параметры функций упора приведены в таблице.

Коэффициент жесткости в пружинных элементах, обеспечивающих раскрытие конструкции, принимался равным 1 Н/м.

Численные значения функций упора
[The numerical values of the functions of the end stop]

Тип элемента/тип связи [Element type/link type]	Коэффициент жесткости упругого элемента [Stiffness coefficient of elastic element]	Коэффициент вязкого трения демпфирующего элемента [Coefficient of viscous friction of the damping element]
Упор 1/вращательная [The end stop 1/rotational]	10 (Н·м)/рад [10 (N·m)/rad]	500(Н·м·с)/рад [500 (N·m·s)/rad]
Упор 2/поступательная [The end stop 2/translational]	1 Н/м [1 N/m]	200(Н·с)/м [200 (N·s)/m]
Упор 3/поступательная [The end stop 3/translational]	1 Н/м [1 N/m]	200(Н·с)/м [200 (N·s)/m]
Упор 4/поступательная [The end stop 4/translational]	1 Н/м [1 N/m]	200(Н·с)/м [200 (N·s)/m]
Упор 5/вращательная [The end stop 5/rotational]	10 (Н·м)/рад [10 (N·m)/ rad]	30(Н·м·с)/рад [30 (N·m·s)/rad]

На рис. 7 демонстрируется сегмент в начальном положении, пружинные механизмы каждого из шарниров находятся в сжатом состоянии, удерживая конструкцию в собранном виде.

Предполагалось, что раскрытие стержневых элементов и постановка их на упоры с последующим натяжением сетеполотна происходили одновременно. Раскрытие всех звеньев конструкции в один этап должно способствовать сокращению времени раскрытия всего рефлектора. В реализованной модели сетеполотно крепилось к основанию каждого элемента, тем самым имея четыре точки приложения (рис. 8).

На рис. 9 представлено конечное положение составляющих элементов при переводе конструкции в конечное (раскрытое) рабочее положение. Конструкция раскрывается при срабатывании механизма расчехловки за счет первоначально накопленной упругой энергии деформации пружин, расположенных в шарнирных соединениях. Раскрытие происходит относительно некоторой точки (оси) пространства, выбор которой определяется конкретным креплением конструкции к космическому аппарату.

На рис. 10 представлена нагрузка по координатным осям, действующая во вращательном элементе 1 в начальный момент натяжения сетеполотна.

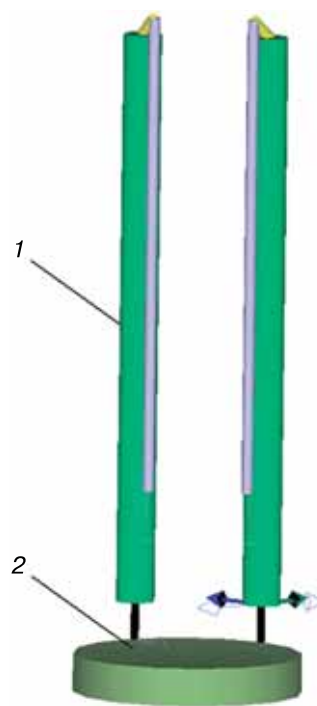


Рис. 7. Модель сегмента телескопической конструкции в собранном виде:
1 — телескопическая штанга; 2 — центральный узел крепления
[Figure 7. Model of a telescopic structure segment assembly:
1 — telescopic bar; 2 — central fixture]

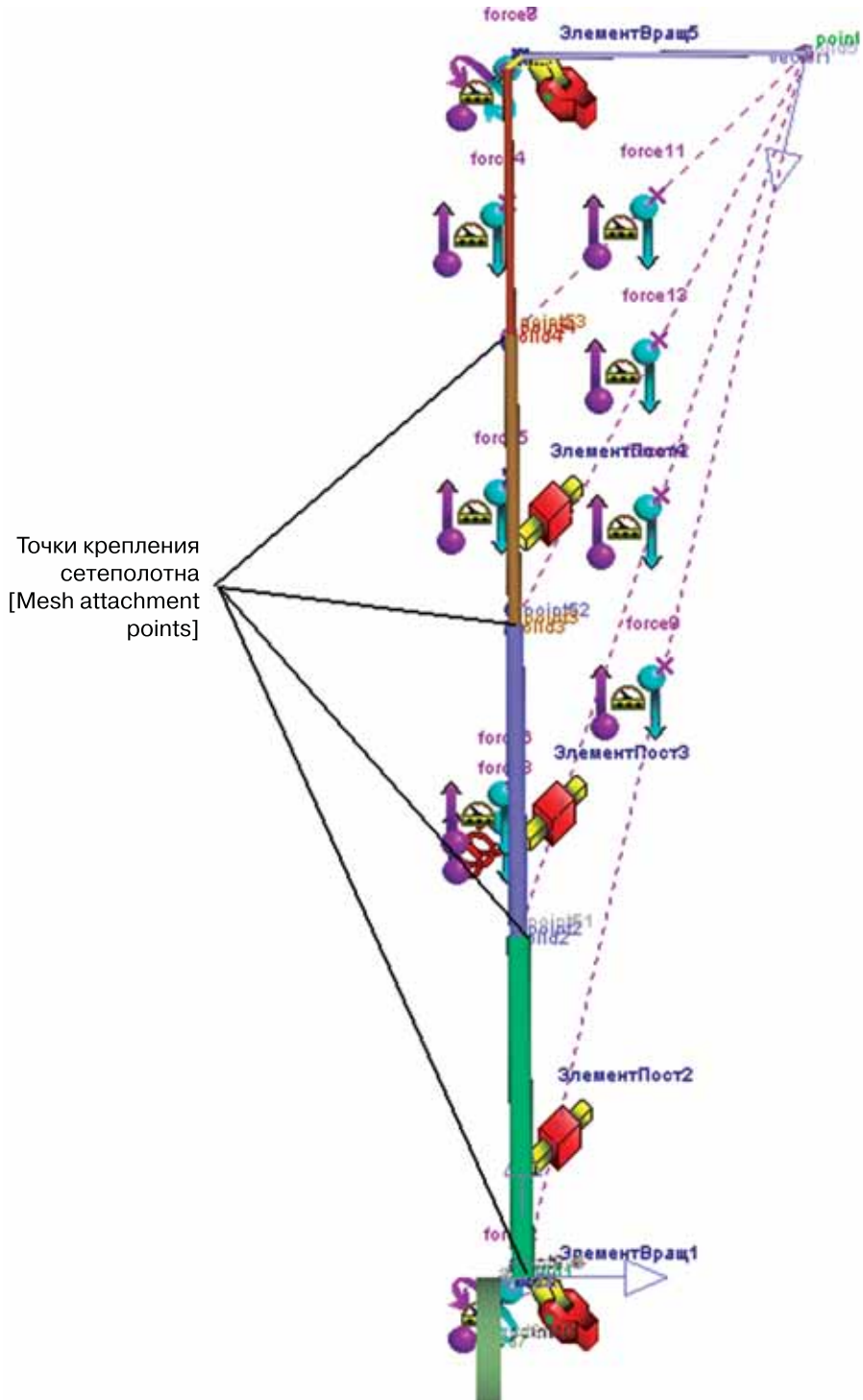


Рис. 8. Точки приложения нагрузки от натяжения сетеполотна
[Figure 8. Tensile load application point for mesh]

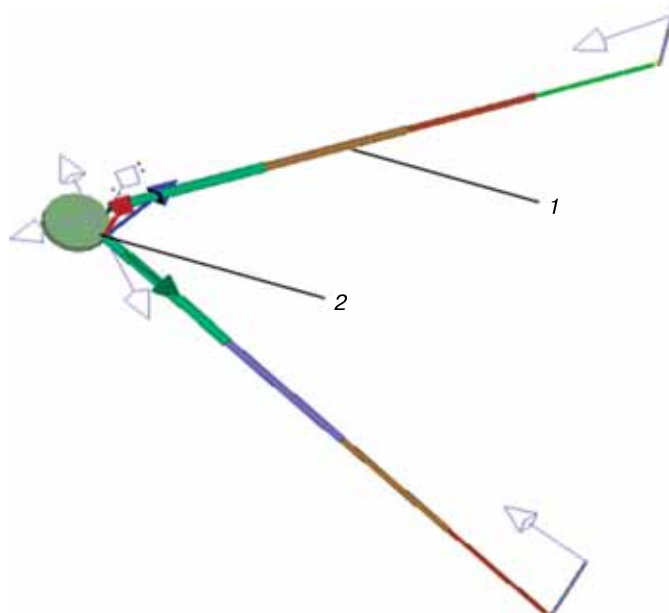


Рис. 9. Конечное положение конструкции в процессе раскрытия стержневой телескопической конструкции:
1 — телескопическая штанга; 2 — центральный узел крепления
[**Figure 9.** Terminal position of telescopic bar structure in deployment:
1 — telescopic bar; 2 — central fixture]

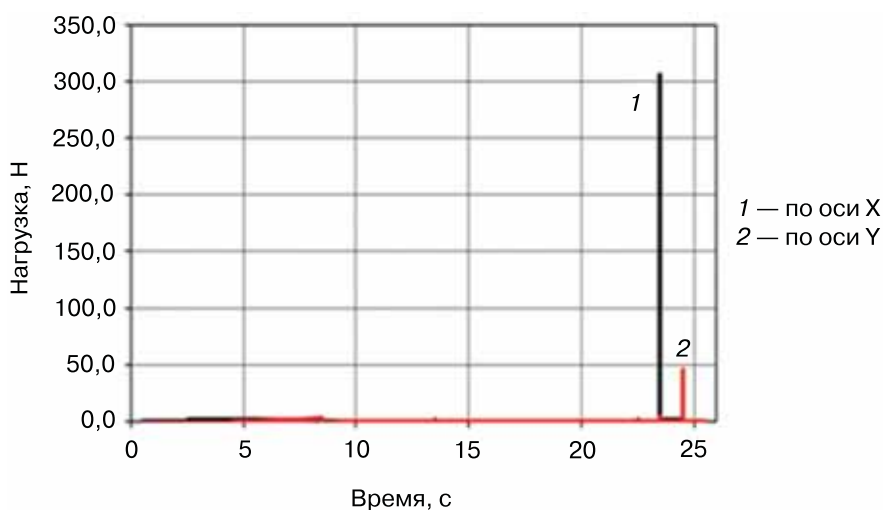


Рис. 10. Нагрузка во вращательном элементе 1
[**Figure 10.** Load on rotating element 1]

На рис. 11 демонстрируются значения нагрузки от натяжения сетеполотна на соединительные элементы конструкции в момент окончательного раскрытия. Как видно, нагрузка на элементы различна по значению и возрастает по мере удаления шарниров от точки приложения силы натяжения сетеполотна, что вполне обосновывается механикой процесса раскрытия конструкции.

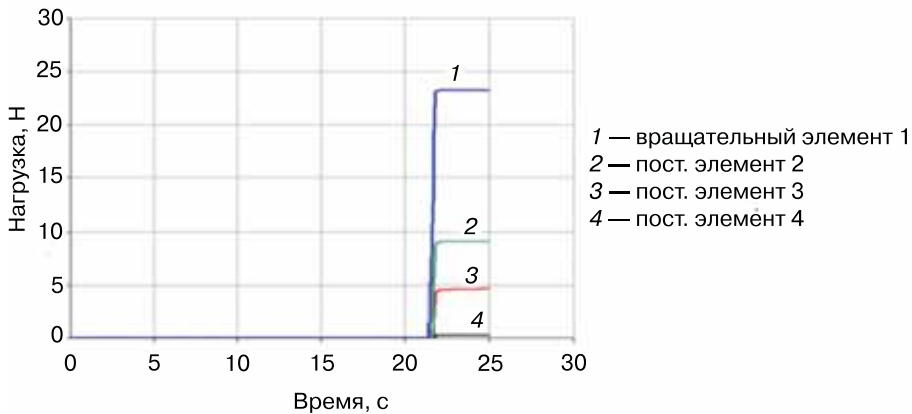


Рис. 11. Силовая нагрузка на шарнирные элементы со стороны натягивающегося сетеполотна
[Figure 11. Tensile load on hinge elements from mesh]

Если при развертывании сетеполотна нагрузку от ее натягивания увеличить в 100 раз, то модель с данными значениями жесткости пружинных механизмов элементов телескопической штанги не сможет развернуться.

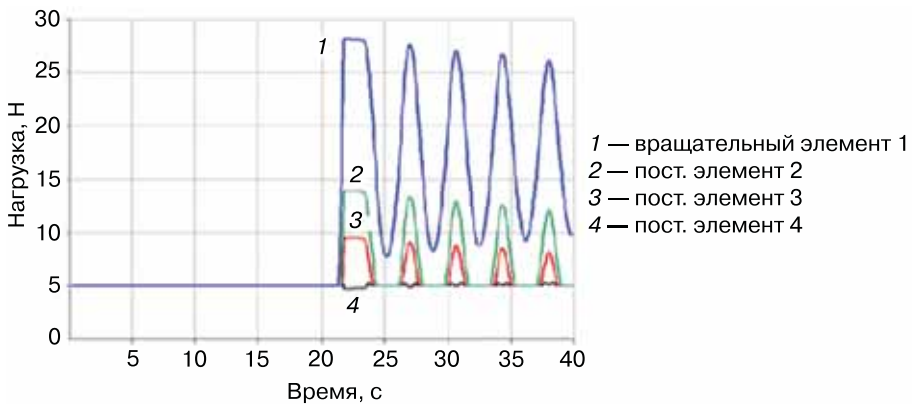


Рис. 12. Критическая силовая нагрузка на элементы со стороны натягивающегося сетеполотна
[Figure 12. Ultimate tensile load on structure elements]

Рис. 12 демонстрирует колебания нагрузки. Это означает, что пружинные механизмы конструкции не смогли преодолеть нагрузку, которая действовала на элементы телескопической штанги во время натяжения сетеполотна.

Заключение

По результатам динамического моделирования получены значения реакций опор по координатным осям во вращательном элементе 1 от натягивающегося металлического сетеполотна: $R_y = 50$ Н, $R_x = 310$ Н. При этом силовая нагрузка на каждый элемент конструкции по мере удаления от центрального узла крепления со стороны натягивающегося сетеполотна может составить: 23, 8, 5, 1 Н соответственно.

При увеличении нагрузки от натяжения сетеполотна в 100 раз раскрытие враждебного элемента 5 в конечное положение не происходит, что говорит о критическом значении нагрузки для выбранных коэффициентов жесткости. Влияние сетеполотна при раскрытии крупногабаритного трансформируемого антенного рефлектора имеет большое значение. Учет упругой нагрузки от сетеполотна на силовые элементы позволит обеспечить их стабильность и жесткость, что увеличит точность натяжения сетеполотна.

Разработанная модель может рассматриваться как базовая и использоваться для дальнейших исследований и анализа динамики раскрытия стержневых космических конструкций.

Список литературы

- [1] *Соколов А.Г., Гвамичава А.С.* Решения инженерных конструкций космических радиотелескопов. Антенны / под ред. А.А. Пистелькорса. М.: Радио и связь. 1981. Вып. 29. С. 2—10.
- [2] *Бойков В.Г.* Программный комплекс автоматизированного динамического анализа многокомпонентных механических систем EULER // САПР и графика. 2000. № 9. С. 17—20.
- [3] *Усюкин В.И., Архипов Ю.М.* Моделирование статики и динамики крупногабаритных рефлекторов космических антенн: учебное пособие. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015. 56 с. URL: <http://ebooks.bmstu.ru/catalog/75/book973.html> (дата обращения: 11.08.2018).
- [4] *Мешковский В.Е.* Геометрическая модель раскрывающейся крупногабаритной космической конструкции ферменного типа // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия: Естественные науки. 2009. № 4. С. 56—71.
- [5] *Кузнецова А.О.* Исследование динамики движения раскрывающихся механических систем с упругими связями // Вестник СибГАУ им. М.Ф. Решетнева. 2005. № 3. С. 135—138.
- [6] *Зимин В.Н., Мешковский В.Е.* Динамика крупногабаритных раскрывающихся космических конструкций // Труды 2-й Международной конференции «Ракетно-космическая техника: фундаментальные и прикладные проблемы» (18—21 ноября 2003 г., Москва). М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. Ч. II. С. 27—32.
- [7] *Smirnov A.V., Baryshev A.M., Pilipenko S.V. et al.* Space mission Millimetron for terahertz astronomy // Proceeding of SPIE (21 September 2012). Vol. 8442. 9 p. doi: 10.1117/12.927184
- [8] *Банничук Н.В., Карпов Н.И., Климов Д.И., Маркеев А.П., Соколов Б.Н., Шаранюк А.В.* Механика больших космических конструкций. М.: Факториал, 1997. 302 с.
- [9] *Зимин В.Н.* Разработка методов анализа динамики и оценки работоспособности раскрывающихся крупногабаритных космических конструкций ферменного типа: дис. ... д-ра техн. наук. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008. 309 с.
- [10] *Архипов М.Ю., Теленев П.П.* Комплекс работ по численному моделированию динамики конструкции космического радиотелескопа проекта «Радиоастрон» // Космические исследования. 2014. Т. 52. № 5. С. 418—422.
- [11] *Голубев Е.С., Галиновский А.Л., Архипов М.Ю.* Моделирование и анализ динамических характеристик конструкции крупногабаритных теплозащитных экранов космического телескопа // Известия высших учебных заведений. Серия: Машиностроение. 2016. С. 76—84.
- [12] *Imbriale W.* Spaceborne antennas for planetary exploration. N.Y.: John Wiley and Sons, 2006. 592 p.
- [13] *Курков С.В., Гутовский И.Е.* Моделирование динамики процесса раскрытия космического аппарата методом конечных элементов // Труды XX Международной конференции «BEM & FEM». СПб., 2003. С. 41—48.

- [14] Крылов А.В., Чурилин С.А. Моделирование развертывания многозвенных замкнутых космических конструкций // *Инженерный журнал: наука и инновации.* 2012. № 8. doi: 10.18698/2308-6033-2012-8-449
- [15] Усюкин В.И. *Строительная механика конструкций космической техники.* М.: Машиностроение, 1988. 392 с.
- [16] Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Mikhailovsky K.V., Shafikova I.R. Material science problems of building space antennas with a transformable reflector 100 m in diameter // *IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering.* 2016. 153. 012001. doi:10.1088/1757-899X/153/1/012001
- [17] Юдинцев В.В. Моделирование процессов раскрытия многоэлементных конструкций космических аппаратов // *Полет.* 2012. № 5. С. 28—33.
- [18] Лянной Е.Г., Курков С.В., Готовский И.Е. Использование математических моделей для оценки и обеспечения безопасных зон раскрытия трансформируемой фермы // *Труды XXV Российской школы и XXXV Уральского семинара по проблемам науки и технологий.* М.: Межрегиональный совет по науке и технологиям, 2005. С. 78—87.
- [19] Дементьев Г.П., Захаров А.Г., Казаров Ю.К. и др. *Физико-технические основы применения и создания космических аппаратов.* М.: Машиностроение, 1987. 264 с.
- [20] Андреева Е.А., Блинов А.Ф., Гиммельман В.Г., Федоров Я.Ю., Щесняк С.С. Трансформируемая штанга крупногабаритного рефлектора // *Материалы XIX Решетневских чтений.* 2015. Т. 1. № 19. С. 65—67.
- [21] Бушуев А.Ю., Фарафонов Б.А. Математическое моделирование процесса раскрытия солнечной батареи большой площади // *Математическое моделирование и численные методы.* 2014. № 2. С. 101—114.

© Резник С.В., Чубанов Д.Е., 2018



This work is licensed under a Creative Commons Attribution 4.0 International License

История статьи:

Дата поступления в редакцию: 10 сентября 2018

Дата поступления доработанного текста: 16 октября 2018

Дата принятия к печати: 12 ноября 2018

Для цитирования:

Резник С.В., Чубанов Д.Е. Моделирование динамики раскрытия крупногабаритного трансформируемого рефлектора космической антенны из композиционного материала // *Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования.* 2018. Т. 19. № 4. С. 411—425. DOI 10.22363/2312-8143-2018-19-4-411-425

Сведения об авторах:

Резник Сергей Васильевич — доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой СМ-13 ракетно-космических композитных конструкций, Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет). *Область научных интересов:* проектирование, производство и испытание конструкций ракетно-космической техники из композиционных материалов. *Контактная информация:* e-mail: sreznik@bmstu.ru. e-LIBRARY SPIN-код: 1000-3828.

Чубанов Дмитрий Евгеньевич — магистр техники и технологии, выпускник кафедры СМ-13 ракетно-космических композитных конструкций, Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет). В настоящее время работает в аэрокосмической промышленности. *Область научных интересов:* проектирование космических конструкций из композиционных материалов. *Контактная информация:* e-mail: chubanoff1994@gmail.com

Large-sized transformable space antenna reflector made of composite materials dynamic modeling process

Sergey V. Reznik, Dmitriy E. Chubanov

Bauman Moscow State Technical University (National Research University)
5 2-nd Baumanskaya St., bldg. 1, Moscow, 105005, Russian Federation

Abstract. Large space structures (LSS) occupy a special place among other objects of space technology. Due to their large size, these structures are compactly stowed under the fairings of the launch vehicles or in the cargo compartments of the Space Shuttle type spacecraft. After launch into the working orbit, they are deployed automatically into the predetermined configuration with the help of transformable elements, which act both as the load-bearing frame and actuators. The deployment should be carried out within the specified time and should not negatively affect the strength, shape or spatial orientation of the structure. To meet these requirements, it is necessary to theoretically investigate the deployment dynamics of the LSS under consideration. This paper aims to find the optimal design and engineering solutions of an ultralight transformable reflector for a space antenna made of metal mesh with load-bearing elements in the form of telescopic hollow rods made from carbon fiber reinforced plastic. The deployment dynamics of the load-bearing elements with the mesh attached was modeled using the Russian-made software package EULER 10.25. The modeling allowed us to estimate the effect of the tensile load from the mesh on the deployment process. With the elastic load from mesh accounted for, the stability and rigidity of the load-bearing elements will be ensured and the accuracy of the mesh tension will be increased.

Keywords: mirror space antenna reflector, the dynamics of deployment operation, numerical modeling, design-layout scheme, composite material

References

- [1] Sokolov A.G., Gvamichava A.S. Resheniya inzhenernykh konstrukcij kosmicheskikh radioteleskopov [Solutions of the engineering constructions of space radiotelescopes]. *Antennas*. Iss. 29, 2–10. Moscow: Radio i svyaz' Publ., 1981. (In Russ.)
- [2] Bojkov V.G. Programmnyj kompleks avtomatizirovannogo dinamicheskogo analiza mnogokomponentnykh mekhanicheskikh sistem EULER [Software package for automated dynamic analysis of EULER multicomponent mechanical systems]. *SAPR i grafika [SAPR and Graphics]*, 2000, No. 9, 17–20. (In Russ.)
- [3] Usyukin V.I., Arhipov Yu.M. *Modelirovanie statiki i dinamiki krupnogabaritnykh reflektorov kosmicheskikh antenn: uchebnoe posobie [Modeling of statics and dynamics of large-sized reflectors of space antennas: a manual]*. Moscow: Bauman MSTU Publ., 2015, 56. Available from: <http://ebooks.bmstu.ru/catalog/75/book973.html> (accessed: 11.08.2018). (In Russ.)
- [4] Meshkovskij V.E. Geometricheskaya model' raskryvayushchejsya krupnogabaritnoj kosmicheskoy konstrukcii fermennogo tipa [Geometric model of a large-scale open space construction of a truss type]. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series: Natural Sciences*, 2009, No. 4, 56–71. (In Russ.)
- [5] Kuznecova A.O. Issledovanie dinamiki dvizheniya raskryvayushchihsya mekhanicheskikh sistem s uprugimi svyazyami [Investigation of the dynamics of the motion of unfolding mechanical systems with elastic bonds]. *Vestnik SibGAU [Vestnik SibSAU. Aerospace technologies and control systems]*, 2005, No. 3, 135–138. (In Russ.)

- [6] Zimin V.N., Meshkovskij V.E. Dinamika krupnogabaritnyh raskryvayushchihysya kosmicheskikh konstrukcij [Dynamics of large-sized unfolding space structures]. *Proceedings of the 2nd International Conference "Rocket and Space Technology: Fundamental and Applied Problems" (November 18—21, 2003, Moscow)*. Part II. Moscow: Bauman MSTU Publ., 2005, 27—32. (In Russ.)
- [7] Smirnov A.V., Baryshev A., Pilipenko S.V. et al. Space mission Millimetron for terahertz astronomy. *Proceedings of SPIE*, 21 September 2012, Vol. 8442, 9 p. doi: 10.1117/12.927184
- [8] Banichuk N.V., Karpov N.I., Klimov D.I., Markeev A.P., Sokolov B.N., Sharanyuk A.V. *Mekhanika bol'shikh kosmicheskikh konstrukcij*. Moscow: Factorial Publ., 1997, 302. (In Russ.)
- [9] Zimin V.N. *Razrabotka metodov analiza dinamiki i ocenki rabotosposobnosti raskryvayushchihysya krupnogabaritnyh kosmicheskikh konstrukcij fermennogo tipa [Development of methods for analyzing the dynamics and assessing the operability of large-scale open space structures of the truss type]*: Dissertation. Moscow: Bauman MSTU Publ., 2008, 309. (In Russ.)
- [10] Arhipov M.Yu., Telepnev P.P. Kompleks rabot po chislennomu modelirovaniyu dinamiki konstrukcii kosmicheskogo radioteleskopa proekta "Radioastron". *Kosmicheskie issledovaniya [Cosmic Research]*, 2014, Vol. 52, No. 5, 418—422. (In Russ.)
- [11] Golubev E.S., Galinovskij A.L., Arhipov M.Yu. Modelirovanie i analiz dinamicheskikh harakteristik konstrukcii krupnogabaritnyh teplozashchitnyh ehkranov kosmicheskogo teleskopa [Modeling and analysis of the dynamic design characteristics of the large-size heat shields of the space telescope]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenij. Seriya: Mashinostroenie [Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building]*, 2016, No. 2, 76—84. doi: 10.18698/0536-1044-2016-2-76-84 (In Russ.)
- [12] Imbriale W. *Spaceborne antennas for planetary exploration*. N.Y.: John Wiley and Sons, 2006, 592.
- [13] Kurkov C.B., Gutovskij I.E. Modelirovanie dinamiki processa raskrytiya kosmicheskogo apparata metodom konechnykh ehlementov XX Mezhdunarodnaya konferentsiya "BEM & FEM". [Conference proceedings]. Saint Petersburg, 2003, 41—48. (In Russ.)
- [14] Krylov A.V., Churilin S.A. Modelirovanie razvertyvaniya mnogozvennykh zamknutykh kosmicheskikh konstrukcij [Modeling the deployment of multi-tier closed space structures]. *Inzhenernyj zhurnal: nauka i innovacii [Engineering Journal: Science and Innovation]*, 2012, No. 8(8). doi: 10.18698/2308-6033-2012-8-449 (In Russ.)
- [15] Usyukin V.I. *Stroitel'naya mekhanika konstrukcij kosmicheskoy tekhniki [Construction mechanics of space technology constructions]*. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1988. 392. (In Russ.)
- [16] Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Mikhailovsky K.V., Shafikova I.R. Material science problems of building space antennas with a transformable reflector 100 m in diameter. *IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering*, 2016, 153 012001. doi:10.1088/1757-899X/153/1/012001
- [17] Yudinets V.V. Modelirovanie processov raskrytiya mnogoehlementnykh konstrukcij kosmicheskikh apparatov [Modeling of the processes of disclosure of multi-element structures of space vehicles]. *Polyot [Flight]*, 2012, No. 5, 28—33. (In Russ.)
- [18] Lyanno E.G., Kurkov S.V., Gutovskij I.E. Ispol'zovanie matematicheskikh modelej dlya ocenki i obespecheniya bezopasnykh zon raskrytiya transformiruemoj fermy. *Trudy XXV Rossijskoj shkoly i XXXV Ural'skogo seminaru po problemam nauki i tekhnologii [Conference proceedings]*. Moscow: Mezhhregional'nyj sovet po nauke i tekhnologiyam, 2005, 78—87. (In Russ.)
- [19] Dement'ev G.P., Zaharov A.G., Kazarov Yu.K., et al. *Fiziko-tekhnicheskie osnovy primeneniya i sozdaniya kosmicheskikh apparatov [Physicotechnical foundations of the application and creation of space vehicles]*. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1987, 264. (In Russ.)
- [20] Andreeva E.A., Blinov A.F., Gimmel'man V.G., Fedorov Ya.Yu., Shesnyak S.S. Transformirue maya shtanga krupnogabaritnogo reflektora [Transformable rod of large reflector]. *Materialy XIX Reshetnevskikh chtenij [Conference proceedings]*, 2015, Vol. 1, No. 19, 65—67. (In Russ.)
- [21] Bushuev A.Yu., Farafonov B.A. Matematicheskoe modelirovanie processa raskrytiya solnechnoj batarei bol'shoj ploshchadi [Mathematical modeling of the process of opening a large solar battery]. *Matematicheskoe Modelirovanie i Chislennye Metody [Mathematical modeling and numerical methods]*, 2014, No. 2, 101—114. (In Russ.)

Article history:

Received: September 10, 2018

Revised: October 16, 2018

Accepted: November 12, 2018

For citation:

Reznik S.V., Chubanov D.E. (2018). Large-sized transformable space antenna reflector made of composite materials dynamic modeling process. *RUDN Journal of Engineering Researches*, 19(4), 411–425. DOI 10.22363/2312-8143-2018-19-4-411-425 (In Russ.)

Bio Notes:

Sergey V. Reznik — Doctor of Sciences (Techn.), Professor, Head of the Department SM-13 Rocket and Space Composite Structures, Bauman Moscow State Technical University (National Research University). *Research interests:* design, production and testing of rocket and space technology structures made of composite materials. *Contact information:* e-mail: sreznik@bmstu.ru. e-LIBRARY SPIN-code: 1000-3828.

Dmitriy E. Chubanov — Master of Engineering and Technologies, graduated in 2018 the Department SM-13 Rocket and Space Composite Structures, Bauman Moscow State Technical University (National Research University). He works in aerospace industry now. *Research interests:* design of rocket and space technology structures made of composite materials. *Contact information:* e-mail: chubanoff1994@gmail.com