

## К РАСЧЕТУ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ТРАНСФОРМИРУЕМОЙ КРУПНОГАБАРИТНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ КОНСТРУКЦИИ

Ц. Джан

zikunzhangbmstu@gmail.com

В.Н. Зимин

zimin@bmstu.ru

А.В. Крылов

kav1982@bmstu.ru

С.А. Чурилин

churilin@bmstu.ru

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

---

### Аннотация

Проектирование и создание трансформируемых крупногабаритных космических конструкций возможно при тщательном анализе условий их эксплуатации, действующих внутренних и внешних силовых факторов, определении напряженно-деформированного состояния несущих силовых каркасов. Проведение полной экспериментальной отработки орбитального функционирования трансформируемых конструкций в земных условиях, как правило, не представляется возможным. Поэтому при создании таких конструкций главную роль играют вопросы разработки математических моделей, адекватно описывающих их механические свойства и позволяющих эффективно выполнять проектировочные расчеты, а также анализировать различные варианты компоновки. Методика расчета напряженно-деформированного состояния элементов несущего силового каркаса при раскрытии приведена на примере конструкции кольцевой антенны диаметром 20 м. Напряженно-деформированное состояние элементов несущего силового каркаса определяется ударными нагрузками, возникающими в процессе раскрытия при установке смежных звеньев на упоры. Для определения ударных нагрузок проведен расчет раскрытия каркаса и вычислены скорости элементов каркаса при их постановке на упоры. Полученные значения скоростей звеньев трансформируемого несущего каркаса приняты в качестве начальных условий для построения конечно-элементной модели конструкции при

### Ключевые слова

*Трансформируемая конструкция, несущий силовой каркас, напряженно-деформированное состояние, раскрытие*

расчете ее напряженно-деформированного состояния. В результате расчета получены значения эквивалентных напряжений, возникающих в элементах несущего силового каркаса при раскрытии

Поступила 21.10.2019

Принята 18.11.2019

© Авторы, 2020

---

**Введение.** Крупногабаритные космические конструкции, такие как протяженные солнечные батареи перспективных космических аппаратов, трансформируемые антенные системы и радиотелескопы, представляют собой уникальные системы, создание которых невозможно без разработки и построения математических моделей, позволяющих эффективно анализировать динамическое поведение многоэлементных конструкций в процессе всего жизненного цикла их функционирования [1–8].

Одной из наиболее трудных и важных проблем механики, рассматриваемых на начальной стадии проектирования крупногабаритных космических систем, является разрешение противоречия между требованиями увеличения размеров конструкции в рабочем положении на орбите и обеспечения ее приемлемой жесткости [9]. Космические кольцевые антенны представляют собой многосвязные системы, состоящие из десятков и сотен взаимосвязанных между собой отдельных элементов [10]. Они доставляются на космические орбиты в плотноупакованном транспортном состоянии и дальнейшее приведение их в рабочее положение связано с реализацией процессов раскрытия или трансформации системы. Размеры трансформируемых кольцевых антенн в сложенном и раскрытом состояниях могут отличаться в десятки раз. Конструктивная схема трансформируемых кольцевых антенн содержит большое число элементов (звеньев) и шарнирные узлы, которые включают в себя как пружинные двигатели, обеспечивающие процесс раскрытия, так и упоры (или замки), фиксирующие рабочее положение по завершении трансформации системы. Процесс раскрытия трансформируемой системы, силового несущего каркаса, является наиболее ответственным этапом эксплуатации кольцевых антенн, при этом к несущей конструкции, обеспечивающей их жесткость в рабочем положении, предъявляются определенные требования:

- процесс раскрытия несущего каркаса должен быть упорядоченным;
- не должно быть значительных ударных нагрузок в шарнирных узлах;
- должно обеспечиваться отсутствие соударений элементов многозвенной конструкции между собой и с элементами систем, доставляющих ее на орбиту;
- принятие рабочей формы должно происходить в течение заданного момента времени от начала раскрытия.

**Расчет раскрытия несущего силового каркаса.** Рассматриваемый несущий силовой каркас кольцевой антенны диаметром 20 м представляет собой многоэлементную (многозвенную) конструкцию с упругими шарнирами, содержащими упоры, которые обеспечивают раскрытие из транспортного плотноупакованного состояния, образование и поддержание рабочего положения в виде плоского многоугольника с диаметром вписанной окружности 20 м. Несущий силовой каркас укладывается в контейнер в виде двух пакетов, соединенных укороченной замыкающей панелью. Отдельное звено каркаса — профилированная прямоугольная панель (рис. 1). Каждый пакет состоит из 51 панели. Корневые панели, лежащие в основании левого и правого пакетов, своими свободными концами считаются шарнирно закрепленными [11].

В качестве модели [12] для расчета раскрытия несущего силового каркаса принимается система абсолютно твердых тел, связанных между собой шарнирными узлами. Массы и моменты инерции твердых тел принимаются равными массам и моментам инерции реальных элементов каркаса [13]. В процессе раскрытия каркаса все его элементы движутся в одной плоскости. Моментная характеристика пружин в шарнирном узле носит линейный характер, зависит от угла разворота панелей  $\alpha$  и имеет следующий вид:

$$M = M_2 - \frac{M_2 - M_1}{\alpha_{\text{упор}}} \alpha,$$

где  $M_2$  — момент пружины в шарнирном узле при сложенном транспортном положении панелей каркаса;  $M_1$  — момент пружины при установке смежных панелей на упор;  $\alpha_{\text{упор}}$  — угол, при котором панели встают на упор.

Уравнения движения силового каркаса в общем виде можно представить в виде уравнений Лагранжа второго рода:

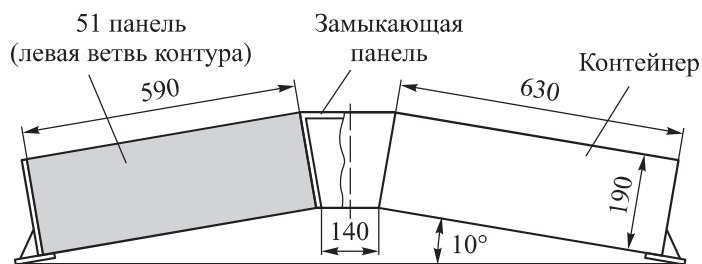
$$\frac{d}{dt} \left( \frac{\partial T}{\partial \dot{\varphi}_i} \right) - \frac{\partial T}{\partial \varphi_i} = Q_i, \quad i = 1, 2, \dots, n,$$

где  $T$  — кинетическая энергия системы;  $\varphi_i$  — обобщенные координаты;  $\dot{\varphi}_i$  — обобщенные угловые скорости;  $Q_i$  — обобщенные силы;  $n$  — число обобщенных координат.

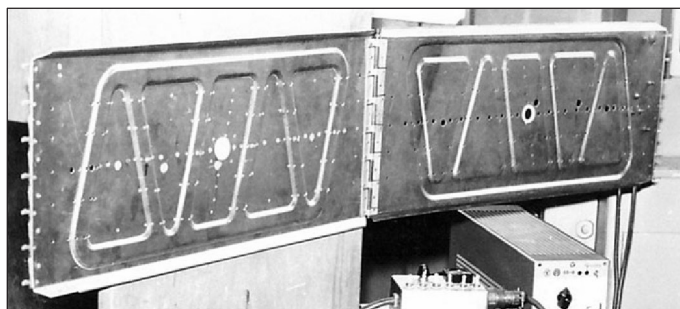
Дифференциальные уравнения второго порядка сводятся к уравнениям первого порядка, численное интегрирование которых позволяет описать процесс раскрытия каркаса из транспортного состояния в рабочее положение.



*a*



*б*



*в*

**Рис. 1.** Космическая кольцевая антенна:

*a* — многоэлементный силовой каркас; *б* — схема укладки каркаса в транспортный контейнер; *в* — элементы силового каркаса в виде прямоугольных профилированных панелей

При определенном положении смежных панелей каркаса в процессе раскрытия, когда угол раскрытия  $\alpha_i$  достигает определенного значения  $\alpha_{\text{упор}_i}$ , соответствующего их рабочему положению, происходит постановка звеньев на упоры. Они моделируются безмассовыми упругими и

демпфирующими элементами с нелинейной зависимостью момента от угла раскрытия и описываются как

$$M_{\text{упор}_i}(\alpha_i, \dot{\alpha}_i) = \begin{cases} 0, & \text{если } \alpha_i < \alpha_{\text{упор}_i}, \\ -c_{\text{упор}_i}(\alpha_i - \alpha_{\text{упор}_i}) - \mu_{\text{упор}_i} \dot{\alpha}_i, & \text{если } \alpha_i \geq \alpha_{\text{упор}_i}, \end{cases}$$

где  $c_{\text{упор}_i}$  — коэффициент жесткости  $i$ -го упругого элемента;  $\mu_{\text{упор}_i}$  — коэффициент вязкого трения  $i$ -го демпфирующего элемента;  $\dot{\alpha}_i$  — относительная угловая скорость смежных панелей.

В процессе движения смежные панели могут совершать вращение навстречу друг другу и соприкоснуться (контактировать). Такой контакт моделируется безмассовыми упругими элементами с нелинейной зависимостью момента от угла раскрытия и описывается как

$$M_{\text{конт}_i}(\alpha_i) = \begin{cases} 0, & \text{если } \alpha_i > \alpha_{\text{конт}_i}, \\ -c_{\text{конт}_i}(\alpha_i - \alpha_{\text{конт}_i}), & \text{если } \alpha_i \leq \alpha_{\text{конт}_i}, \end{cases}$$

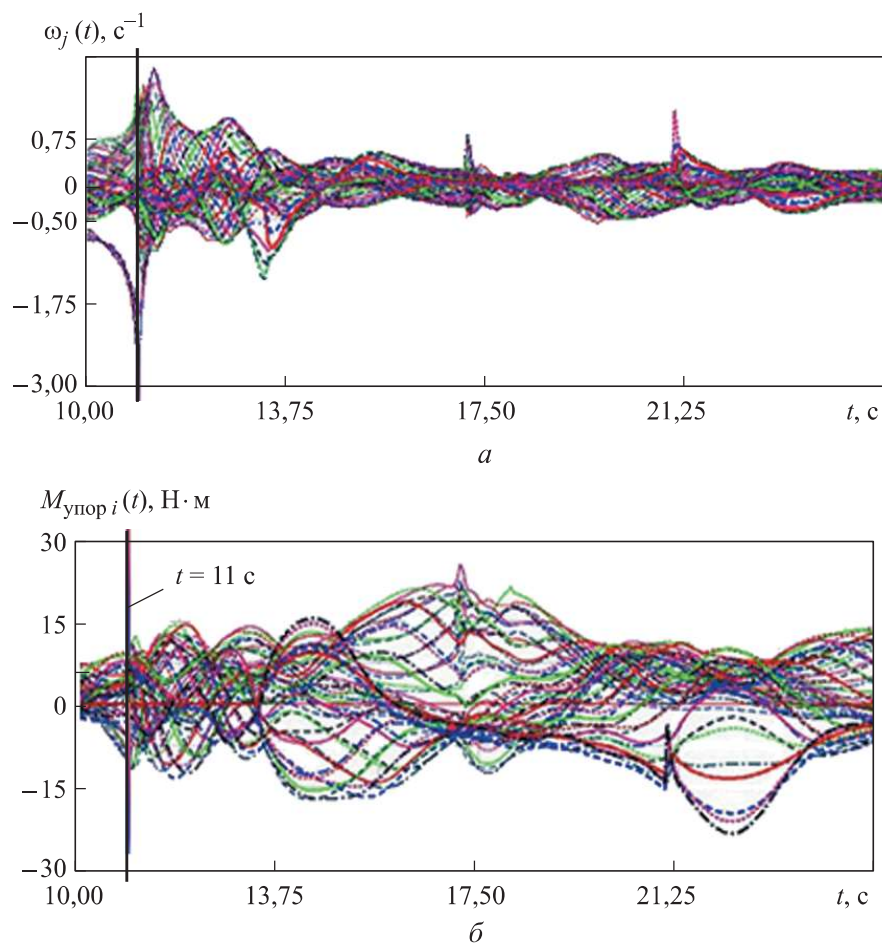
где  $c_{\text{конт}_i}$  — коэффициент жесткости  $i$ -го упругого элемента;  $\alpha_{\text{конт}_i}$  — значение  $i$ -го угла раскрытия, при котором происходит контактное взаимодействие между смежными панелями.

Приведенные тестовые расчеты раскрытия несущего силового каркаса показали, что в процессе разворачивания в определенные моменты времени происходит сближение левой и правой частей ветвей механической системы с контактом панелей. Для учета такого контактного взаимодействия панелей в расчетную модель раскрытия каркаса были введены дополнительные безмассовые упругие элементы с нелинейными силовыми характеристиками в виде

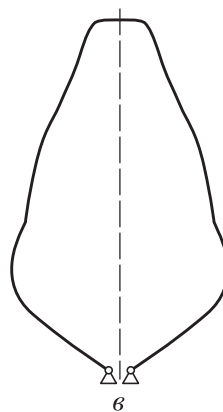
$$F_{\text{конт}_i}(x_i) = \begin{cases} 0, & \text{если } x_i > 0, \\ k_{\text{конт}_i} x_i, & \text{если } x_i \leq 0, \end{cases}$$

где  $F_{\text{конт}_i}$  — контактная сила в  $i$ -м узле конструкции в предположении, что левая и правая части механической системы раскрываются симметрично;  $k_{\text{конт}_i}$  — коэффициент жесткости  $i$ -го упругого элемента;  $x_i$  — расстояние между узловыми шарнирами, контактирующими между собой в процессе раскрытия.

В результате расчета процесса раскрытия несущего силового каркаса диаметром 20 м в пакете моделирования динамики многокомпонентных механических систем MSC.ADAMS получены координаты, скорости и ускорения центров масс элементов конструкции, а также их угловые скорости и ускорения (рис. 2). Расчеты показали, что панели силового каркаса встают на упоры в разные моменты времени в процессе раскрытия.



**Рис. 2.** Результаты расчета раскрытия каркаса диаметром 20 м для момента времени  $t = 11$  с:  
 а — угловые скорости панелей; б — моменты, действующие в шарнирных узлах при постановке панелей на упоры; в — формы раскрытия каркаса



В каждый такой момент времени встают на упоры группы панелей в разных местах каркаса. Были выбраны несколько моментов времени, когда относительные скорости смежных панелей для разных групп панелей максимальны, а именно:  $t_1 = 11,0$  с,  $t_2 = 12,7$  с,  $t_3 = 13,5$  с и  $t_4 = 60,9$  с.

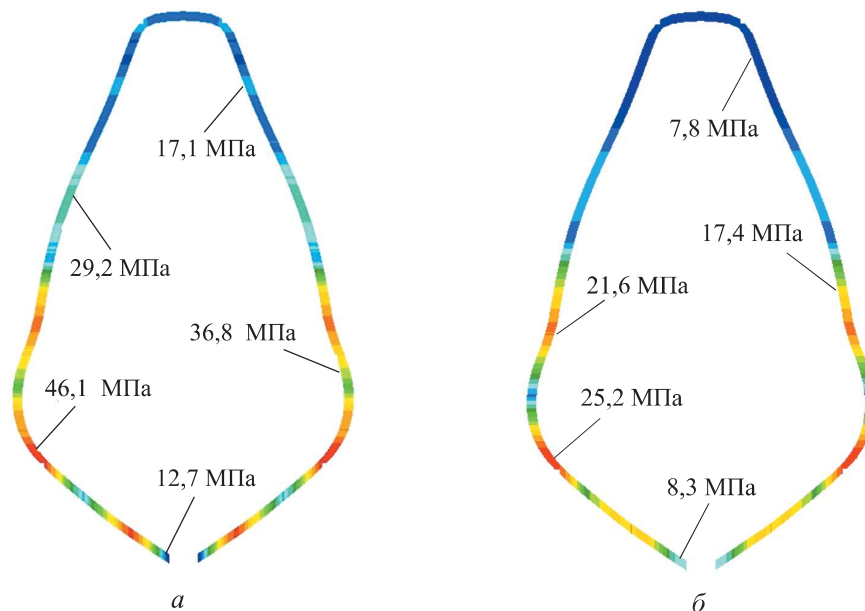
**Расчет напряженно-деформированного состояния (НДС) несущего силового каркаса.** Расчет НДС велся для моментов времени  $t_1, \dots, t_4$ . С этой целью в программном комплексе MSC.NASTRAN построена конечно-элементная модель несущего силового каркаса

$$[M]\{\ddot{u}(t)\} + [B]\{\dot{u}(t)\} + [K]\{u(t)\} = P(t),$$

где  $[M]$ ,  $[B]$ ,  $[K]$  — матрицы масс, демпфирования и жесткости соответственно;  $P(t)$  — вектор внешних нагрузок;  $u(t)$ ,  $\dot{u}(t)$  и  $\ddot{u}(t)$  — векторы узловых перемещений, скоростей и ускорений. В нашем случае  $P(t) = 0$ .

Вычисленные значения скоростей в процессе раскрытия для выбранных моментов времени принимались в качестве начальных условий для расчета, т. е. при  $t = 0$   $u(t) = 0$ ,  $\dot{u}(t) = \dot{u}_0(t)$ , где  $\dot{u}_0(t)$  — вектор начальных узловых скоростей.

Численный анализ НДС проводился с использованием Direct Transient Response анализа (SOL 109, исследование переходного процесса) без учета и с учетом демпфирования [14]. На рис. 3 приведены максимальные пиковые напряжения в узлах конечно-элементной модели несущего силового каркаса для момента времени  $t = 11,0$  с. Данные значения эквивалентных напряжений в указанных зонах каркаса характеризуют напря-



**Рис. 3.** Напряженное состояние несущего силового каркаса для момента времени  $t = 11,0$  с:

*a, б* — без учета и с учетом демпфирования

женное состояние в течение весьма малого промежутка времени в результате ударных нагрузок [15].

Конструкционное демпфирование в Direct Transient Response анализе возможно учесть в виде эквивалентного вязкого демпфирования. Поэтому расчет НДС несущего силового каркаса проведен для выбранных моментов времени как без учета демпфирования, так и с его учетом.

**Заключение.** Проведение полномасштабной экспериментальной отработки процесса раскрытия трансформируемых крупногабаритных космических конструкций в наземных условиях, допускающей моделирование орбитальных условий, является весьма дорогостоящим и, как правило, не всегда возможным мероприятием. Разработанная методика позволяет анализировать процесс раскрытия несущего силового каркаса кольцевых антенн из транспортного положения в рабочее состояние в условиях космоса, допускает изменение проектных параметров конструктивных элементов и компоновку конструкции.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Лопатин А.В., Рутковская М.А. Обзор конструкций трансформируемых космических антенн (Часть 1). *Вестник СибГАУ им. академика М.Ф. Решетнева*, 2007, № 2, с. 51–57.
- [2] Пономарев С.В. Трансформируемые рефлекторы антенн космических аппаратов. *Вестник Томск. гос. ун-та. Матем. и мех.*, 2011, № 4, с. 110–119.
- [3] Горюцов В.В., Жиряков А.В., Телепиев П.П. и др. Исследование динамики и решение задачи проектирования трансформируемых конструкций посадочного модуля КА «ЭКЗОМАРС». *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2016, № 4, с. 75–80.
- [4] Кузнецова А.О. Исследование динамики движения раскрывающихся механических систем с упругими связями. *Вестник СибГАУ им. академика М.Ф. Решетнева*, 2005, № 3, с. 135–138.
- [5] Бакулин Д.В., Ососов Н.С., Щиблев Ю.Н. Моделирование процесса раскрытия крупногабаритных солнечных батарей. *Матем. моделирование*, 2004, № 6, с. 88–92.
- [6] Борзых С.В., Ильясова И.Р. Моделирование и экспериментальная отработка процесса раскрытия крупногабаритных многозвенных солнечных батарей космических аппаратов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2012, № 8, с. 60–68. DOI: 10.18698/2308-6033-2012-8-447
- [7] Бойков В.Г. Моделирование динамики механических систем в программном комплексе EULER. *САПР и графика*, 1998, № 1, с. 38–48.
- [8] Щесняк С.С., Романов А.В., Хитров И.В. и др. Проектирование и расчет крупногабаритных раскрывающихся конструкций с помощью программных комплексов MSC.Software. *CADmaster*, 2009, № 2-3, с. 28–36.  
URL: [https://www.cadmaster.ru/magazin/articles/cm\\_47-48\\_03.html](https://www.cadmaster.ru/magazin/articles/cm_47-48_03.html)



- [9] Баничук И.В., Карпов И.И., Климов Д.М. и др. Механика больших космических конструкций. М., Факториал, 1997.
- [10] Крылов А.В. Исследование процесса раскрытия антенного контура. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2013, № 12, с. 45–50.  
DOI: 10.18698/0536-1044-2013-12-45-50
- [11] Джан Ц., Зимин В.Н., Крылов А.В. и др. Некоторые аспекты моделирования динамики трансформируемых космических конструкций. *Сибирский журнал науки и технологий*, 2019, т. 20, № 1, с. 68–73.
- [12] Зарубин В.С. Математическое моделирование в технике. М., Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011.
- [13] Виттенбург Й. Динамика систем твердых тел. М., Мир, 1980.
- [14] Крылов А.В., Чурилин С.А. Методика определения напряженно-деформированного состояния элементов трансформируемых многозвенных конструкций. *Известия высших учебных заведений. Физика*, 2013, т. 56, № 7/3, с. 170–172.
- [15] Иванов А.П. Динамика систем с механическими соударениями. М., Международная программа образования, 1997.

**Джан Цыкунь** — аспирантка кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

**Зимин Владимир Николаевич** — первый проректор — проректор по научной работе, д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

**Крылов Алексей Владимирович** — канд. техн. наук, доцент, заместитель заведующего кафедрой «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

**Чурилин Сергей Александрович** — ведущий инженер кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

**Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:**

Джан Ц., Зимин В.Н., Крылов А.В. и др. К расчету напряженно-деформированного состояния трансформируемой крупногабаритной космической конструкции. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2020, № 1, с. 4–15. DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2020-1-4-15>

## ON COMPUTING THE STRESS-STRAIN STATE OF A TRANSFORMABLE LARGE-SCALE SPACE STRUCTURE

Z. Zhang  
V.N. Zimin  
A.V. Krylov  
S.A. Churilin

zikuozhangbmstu@gmail.com  
zimin@bmstu.ru  
kav1982@bmstu.ru  
churilin@bmstu.ru

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

---

### Abstract

Design and development of transformable large-scale space structures requires thoroughly analysing their operating conditions and existing internal and external forces, as well as determining the stress-strain state of load-bearing frameworks. As a rule, complete full-scale tests of orbital operation of transformable structures is impossible on Earth. This fact means that the problem of developing mathematical models that properly simulate mechanical properties of such structures becomes crucial for their design. These models should allow design computations to be carried out efficiently and various layouts to be analysed. We present our procedure of computing the stress-strain state for load-bearing framework elements using deployment of a 20 m diameter annular antenna as an example. The stress-strain state of the load-bearing frame elements is determined by impact loads generated during deployment when adjacent links are mounted on locking plates. In order to determine these impact loads, we computed framework deployment parameters, calculating the velocities of framework elements at the moments when they come into contact with the locking plates. We then assume the velocities obtained for the transformable load-bearing framework links to be the initial conditions for a finite element model of the structure used to compute its stress-strain state. As a result, the calculations yielded equivalent stresses generated in the load-bearing framework components during deployment

### Keywords

*Transformable structure, load-bearing framework, stress-strain state, deployment*

Received 21.10.2019

Accepted 18.11.2019

© Author(s), 2020

---

### REFERENCES

- [1] Lopatin A.V., Rutkovskaya M.A. The review of designs of modern transformed space antennas (Part 1). *Vestnik SibGAU im. akademika M.F. Reshetneva*, 2007, no. 2, pp. 51–57 (in Russ.).

- [2] Ponomarev S.V. Transformable reflectors of spacecraft antennas. *Vestn. Tomsk. gos. un-ta. Matem. i mekh.*, 2011, no. 4, pp. 110–119 (in Russ.).
- [3] Gorovtsov V.V., Zhiryakov A.V., Telepiev P.P., et al. Dynamic analysis and design approach to transformable structures of the “EXOMARS” landing module. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*, 2016, no. 4, pp. 75–80 (in Russ.).
- [4] Kuznetsova A.O. Research of the dynamics of the motion of uncovered mechanical systems with elastic ties. *Vestnik SibGAU im. akademika M.F. Reshetneva*, 2005, no. 3, pp. 135–138 (in Russ.).
- [5] Bakulin D.V., Ososov N.S., Shchiblev Yu.N. Modeling dynamics of opening large-sized solar batteries. *Matem. modelirovanie* [Mathematical Models and Computer Simulations], 2004, no. 6, pp. 88–92 (in Russ.).
- [6] Borzykh S.V., Il'yasova I.R. Simulation and experimental development of deployment of large-sized multi-link solar batteries of spacecrafts. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2012, no. 8, p. 60–68 (in Russ.). DOI: 10.18698/2308-6033-2012-8-447
- [7] Boykov V.G. Modeling of mechanical systems dynamics in EULER software package. *SAPR i grafika*, 1998, no. 1, pp. 38–48 (in Russ.).
- [8] Shchesnyak C.S., Romanov A.V., Khitrov I.V., et al. Design and calculation of large opening structures using MSC.Software package. *CADmaster*, 2009, no. 2-3, pp. 28–36 (in Russ.). Available at: [https://www.cadmaster.ru/magazin/articles/cm\\_47-48\\_03.html](https://www.cadmaster.ru/magazin/articles/cm_47-48_03.html)
- [9] Banichuk I.V., Karpov I.I., Klimov D.M., et al. *Mekhanika bol'shikh kosmicheskikh konstruktsiy*. Moscow, Faktorial Publ., 1997.
- [10] Krylov A.V. Investigation of the antenna deployment behavior. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie* [Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building], 2013, no. 12, pp. 45–50 (in Russ.). DOI: 10.18698/0536-1044-2013-12-45-50
- [11] Zhang Z., Zimin V.N., Krylov A.V., et al. The definite questions of simulation of transformable space structures dynamics. *Sibirskiy zhurnal nauki i tekhnologii* [Siberian Journal of Science and Technology], 2019, vol. 20, no. 1, pp. 68–73 (in Russ.).
- [12] Zarubin V.S. *Matematicheskoe modelirovanie v tekhnike* [Mathematical modeling in engineering]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2011.
- [13] Wittenburg J. *Dynamics of systems of rigid bodies*. Teubner, 1977.
- [14] Krylov A.V., Churilin S.A. Method of the stress-strain state determination for elements of transformable multi-link constructions. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Fizika*, 2013, vol. 56, no. 7/3, pp. 170–172 (in Russ.).
- [15] Ivanov A.P. *Dinamika sistem s mekhanicheskimi soudareniyami* [Dynamics of systems with mechanical collisions]. Moscow, Mezhdunarodnaya programma obrazovaniya Publ., 1997.

**Zhang Z.** — Post-Graduate Student, Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

**Zimin V.N.** — First Vice-Rector — Vice-Rector for Research Work, Dr. Sc. (Eng.), Professor, Head of Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

**Krylov A.V.** — Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Deputy Head of Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

**Churilin S.A.** — Leading Engineer, Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

**Please cite this article in English as:**

Zhang Z., Zimin V.N., Krylov A.V., et al. On computing the stress-strain state of a transformable large-scale space structure. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2020, no. 1, pp. 4–15 (in Russ.).

DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2020-1-4-15>