

Математический эксперимент при создании крупногабаритных трансформируемых конструкций

© Джан Цыкунь

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Большие космические конструкции доставляются на космические орбиты в транспортном плотноупакованном состоянии, приведение их в рабочее положение связано с реализацией процесса раскрытия (трансформации). Отработка процесса раскрытия в наземных условиях оказывается чрезвычайно дорогостоящим делом. Поэтому особую роль при проектировании трансформируемых систем играют методики, сочетающие проведение наземных испытаний макетов конструкций и математических экспериментов, использующих разработанные расчетные модели, адекватно описывающие их поведение в процессе испытаний. Моделирование процесса раскрытия конструкции в ходе наземных испытаний проведено на примере макета конструкции силового каркаса кольцевой антенны диаметром 4 м. Сравнение результатов расчета с соответствующими экспериментальными данными позволило уточнить параметры упоров в расчетной схеме. С помощью разработанной расчетной модели и уточненных параметров упоров было проведено моделирование процесса раскрытия макета конструкции в условиях космического пространства.

Ключевые слова: трансформируемая конструкция, силовой каркас, антенна, испытания, макет, раскрытие, развертывание, динамика, моделирование, математический эксперимент

Введение. Проблема создания навесных систем с габаритами, превышающими размеры космических аппаратов, сводится к разработке складных конструкций, удовлетворяющих таким противоречивым требованиям, как минимальный вес и объем в сложенном транспортном состоянии и высокая жесткость рабочей формы в раскрытом положении в космосе [1–3]. Размеры складных трансформируемых конструкций в транспортном и рабочем состояниях могут отличаться в десятки раз [4, 5]. Конструктивная схема трансформируемых конструкций содержит в себе множество элементов, соединенных шарнирными узлами, которые фиксируют рабочую форму по завершении раскрытия. Трансформацию конструкции обеспечивают силовые приводы, в качестве которых применяются пружины, электродвигатели, приводы, использующие материалы с эффектом памяти формы. Сложности, возникающие при моделировании в наземных испытаниях условий эксплуатации изделия в космосе, требуют создания дорогостоящих крупногабаритных стендов [6]. Важную роль здесь играют методики, сочетающие проведение наземных испытаний на моделях и численных экспериментов, позволяющих с наименьшими затрата-

ми определять параметры проектируемых трансформируемых космических конструкций.

Рассматривается макет силового каркаса кольцевой космической антенны, представляющий собой многоэлементную конструкцию с шарнирными узлами, содержащими пружины, обеспечивающие ее раскрытие, и упоры, поддерживающие форму плоского многоугольника с диаметром вписанной окружности 4 м в рабочем развернутом состоянии [7]. Макет трансформируемого силового каркаса состоит из двух пакетов профилированных прямоугольных панелей 590×230 мм (по 9 панелей в пакете), шарнирно связанных одним концом с жестким основанием, а другим — с короткой замыкающей панелью. Для проверки работоспособности макета раскрываться и принимать необходимую форму были проведены испытания. Ряд экспериментов по раскрытию макета был проведен на гладкой металлической поверхности, при этом для уменьшения воздействия силы трения на процесс разворачивания шарнирные узлы конструкции дополнительно снабжались фторопластовыми роликами. Другие эксперименты по раскрытию были проведены в водной среде, при этом обезвешивание конструкции обеспечивалось использованием пенопластовых пластин, соединенных с ее элементами — панелями. Для обеспечения плавного раскрытия в водной среде в экспериментах дополнительно был использован электропривод, регулирующий динамику движения короткой замыкающей панели.

Проведенные предварительные исследования выявили сложности, возникающие при моделировании в наземных испытаниях процесса раскрытия и принятия рабочей формы даже уменьшенного макета кольцевой антенны без создания соответствующих стендов. Поэтому для проведения математического эксперимента с целью обоснования функциональной пригодности создаваемого трансформируемого силового каркаса при гарантированной эксплуатации в космосе необходимо разработать соответствующую расчетную модель.

Цель статьи — представить расчетную модель для исследования динамики раскрытия макета многозвенной плоской трансформируемой космической конструкции, используемую в процессе разработки и при проведении испытаний конструкции в земных условиях. Привести результаты математического эксперимента, который при использовании разработанной модели позволяет уточнить параметры макета трансформируемой конструкции, провести расчет его раскрытия и принятия рабочей формы в космических условиях, в которых должна функционировать полноразмерная конструкция.

Расчетная модель. Для расчетов принимается простая, достаточно хорошо учитывающая особенности конструкции расчетная мо-

дель в виде системы абсолютно твердых тел, связанных между собой шарнирными узлами [8–10]. Массы и моменты инерции твердых тел принимаются равными массам и моментам инерции реальных звеньев каркаса. При определенном относительном положении смежных звеньев (панелей) во время раскрытия на них накладываются связи, ограничивающие их взаимное угловое смещение. Технически связи выполняются в виде различного рода упоров, которые моделируются упругими и демпфирующими элементами с соответствующими характеристиками.

Пружины кручения, расположенные в шарнирах, также моделируются упругими и демпфирующими элементами. Силовая характеристика каждого упругодемпфирующего элемента определяется следующим соотношением:

$$M_i(\varphi_i, \omega_i) = c_i(\varphi_{\text{закр}_i} - \varphi_i) - \mu_i\omega_i,$$

где c_i — коэффициент жесткости i -го упругого элемента; φ_i — текущий угол разворачивания i -го звена; $\varphi_{\text{закр}_i}$ — 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 $\varphi_{\text{упор}_i}$, соответствующего их рабочему положению, происходит постановка звеньев на упоры. Постановка на упор моделируется упругим и демпфирующим элементами с нелинейной зависимостью момента от угла разворачивания:

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

где $c_{\text{упор}_i}$ — коэффициент жесткости i -го упругого элемента; $\mu_{\text{упор}_i}$ — коэффициент вязкого трения i -го демпфирующего элемента; $\varphi_{\text{упор}_i}$ — значение угла разворачивания i -го звена, при котором происходит постановка на упор.

В процессе движения смежные звенья модели могут совершать вращение навстречу друг другу и соприкасаться. В модели предусмотрены упоры, препятствующие контакту звеньев. Они представлены упругими элементами с нелинейной зависимостью момента от угла разворачивания:

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

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

Результаты расчета. Расчетная модель силового каркаса построена в программном комплексе MSC.Adams. Для учета влияния сил сопротивления на процесс раскрытия силового каркаса на металлической поверхности при численном эксперименте в расчетную модель были введены силы в шарнирные узлы, действующие в течение всего процесса раскрытия, которые вычислялись по следующим соотношениям:

$$\vec{F}_i = F_{ix} \vec{i} + F_{iy} \vec{j};$$

$$F_{ix} = \frac{|\vec{F}_i| v_{ix}}{|\vec{v}_i|};$$

$$F_{iy} = \frac{|\vec{F}_i| v_{iy}}{|\vec{v}_i|},$$

где v_{ix} , v_{iy} — проекции вектора скорости \vec{v}_i в i -м шарнирном узле на оси Ox и Oy системы координат Oxy ; $|\vec{v}_i|$ — модуль вектора скорости в i -м шарнирном узле; \vec{i}, \vec{j} — орты системы координат Oxy ; $|\vec{F}_i|$ — модуль силы в i -м узле, конкретное значение которого подбиралось из условия подобия форм раскрытия, полученных в процессе испытаний и в результате расчета, в соответствующие моменты времени разворачивания. Направление вектора \vec{F}_i в каждый момент времени противоположно направлению вектора скорости \vec{v}_i .

На рис. 1 приведены результаты предварительных испытаний на раскрытие на металлической поверхности (эксперимент № 1) и соответствующие расчетные формы раскрытия, полученные с использованием разработанной модели.

На рис. 2 приведены результаты дополнительных испытаний на раскрытие на металлической поверхности (эксперимент № 2) и соответствующие расчетные формы раскрытия, полученные с использованием разработанной модели.

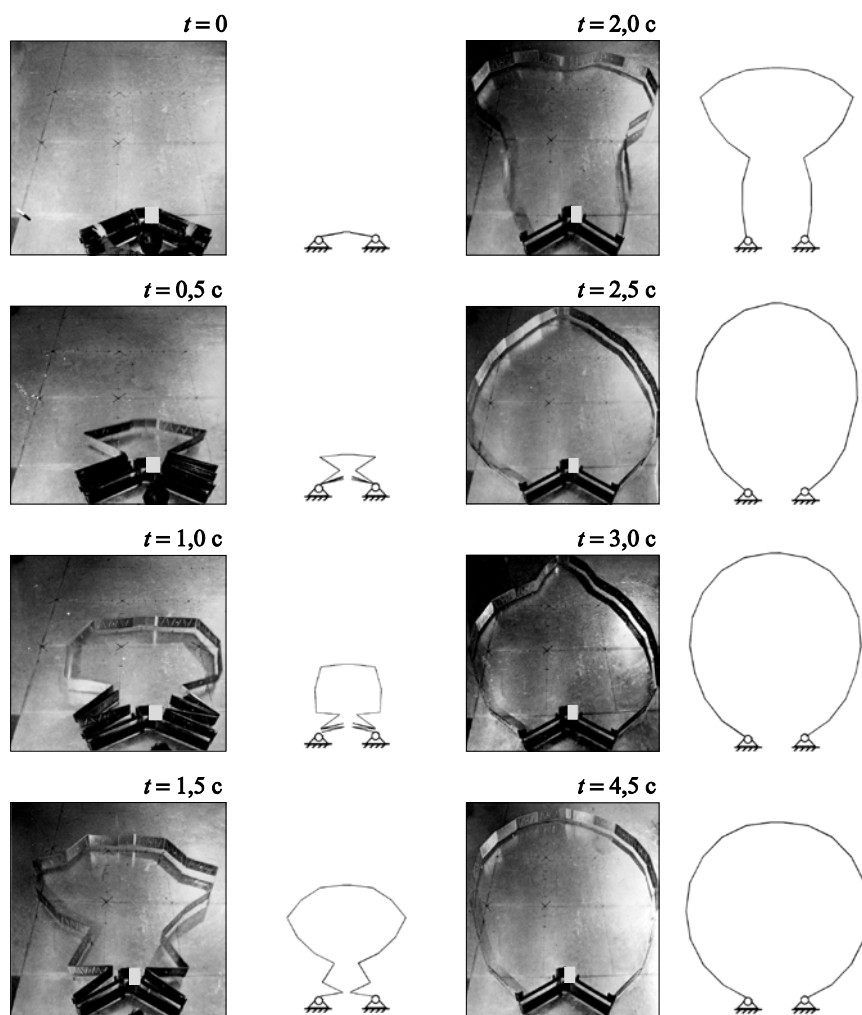


Рис. 1. Сравнение результатов эксперимента на металлической поверхности (эксперимент № 1) и соответствующего расчета в MSC.Adams

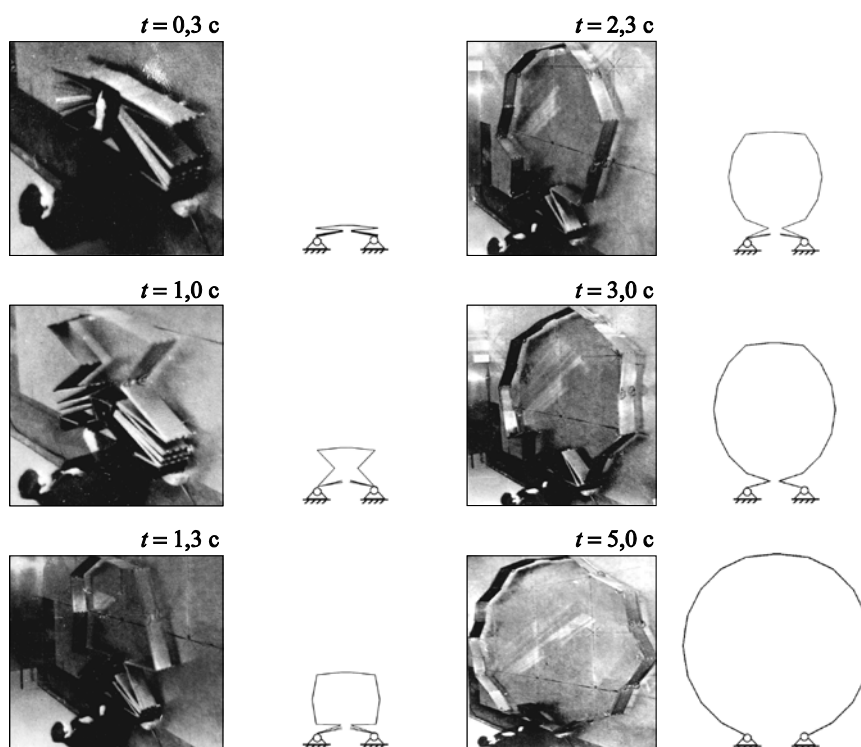


Рис. 2. Сравнение результатов эксперимента на металлической поверхности (эксперимент № 2) и соответствующего расчета в MSC.Adams

На рис. 3 приведены результаты испытаний в водной среде (эксперимент № 3) и соответствующие расчетные формы раскрытия, полученные с использованием разработанной модели.

Для учета влияния сил сопротивления водной среды и электропривода на процесс раскрытия силового каркаса при численном эксперименте в расчетную модель были введены следующие моменты и силы.

1. Моменты, действующие в шарнирных узлах в течение всего процесса раскрытия, которые вычислялись по следующему соотношению:

$$M_{\text{сопр}_i} = -M_0 \omega_i^2,$$

где ω_i — относительная угловая скорость смежных звеньев. Значение M_0 подбиралось из условия подобия форм раскрытия, полученных в процессе испытаний и в результате расчета, в соответствующие моменты времени разворачивания.

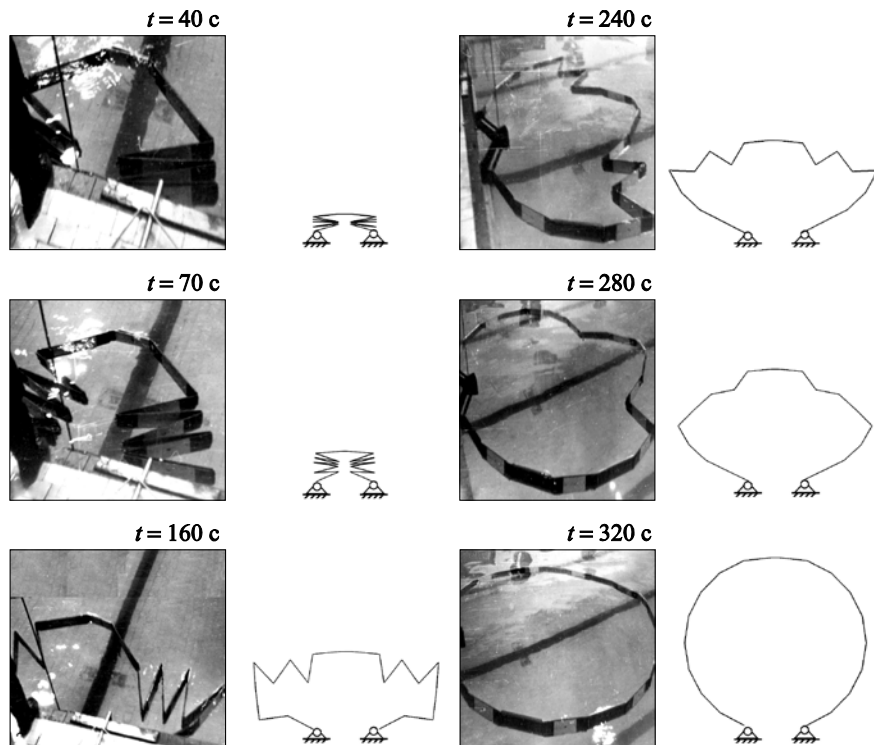


Рис. 3. Сравнение результатов эксперимента на воде (эксперимент № 3) и соответствующего расчета в MSC.Adams

2. Сила, приложенная к замыкающей панели, значение которой вычислялось по следующему соотношению:

$$F_{\text{зам}} = \begin{cases} F_{\text{зам1}} \cdot |\vec{v}_{\text{зам}}| & \text{при } u_{\text{зам}} < u_F; \\ F_{\text{зам2}} \cdot |\vec{v}_{\text{зам}}| & \text{при } u_{\text{зам}} \geq u_F, \end{cases}$$

где $|\vec{v}_{\text{зам}}|$ — модуль вектора скорости замыкающей панели; $u_{\text{зам}}$ — перемещение замыкающей панели; u_F — значение перемещения замыкающей панели, при котором сила $F_{\text{зам}}$ меняет свое значение на меньшее. Значения $F_{\text{зам1}} > F_{\text{зам2}}$ подбирались из условия подбора форм раскрытия, полученных в процессе испытаний и в результате расчета, в соответствующие моменты времени развертывания. Направление силы $F_{\text{зам}}$ в каждый момент времени противоположно направлению вектора скорости $\vec{v}_{\text{зам}}$.

3. Силы, приложенные к выбранным симметрично расположенным шарнирным узлам левого и правого пакетов, значения которых вычислялись по соотношению:

$$F_{c1} = F_{c2} = \begin{cases} F_c & \text{при } t < t_F; \\ 0 & \text{при } t \geq t_F, \end{cases}$$

где t_F — момент времени, до которого действуют силы F_{c1} и F_{c2} . Значение F_c подбиралось из условия подобия форм раскрытия, полученных в процессе испытаний и в результате расчета, в соответствующие моменты времени развертывания. Силы F_{c1} и F_{c2} направлены под углом 45° к направлению развертывания конструкции против направления движения.

На рис. 4 представлены расчетные формы свободного раскрытия силового каркаса в космических условиях, когда нет сил сопротивления процессу развертывания (сил трения, сил сопротивления водной среды).

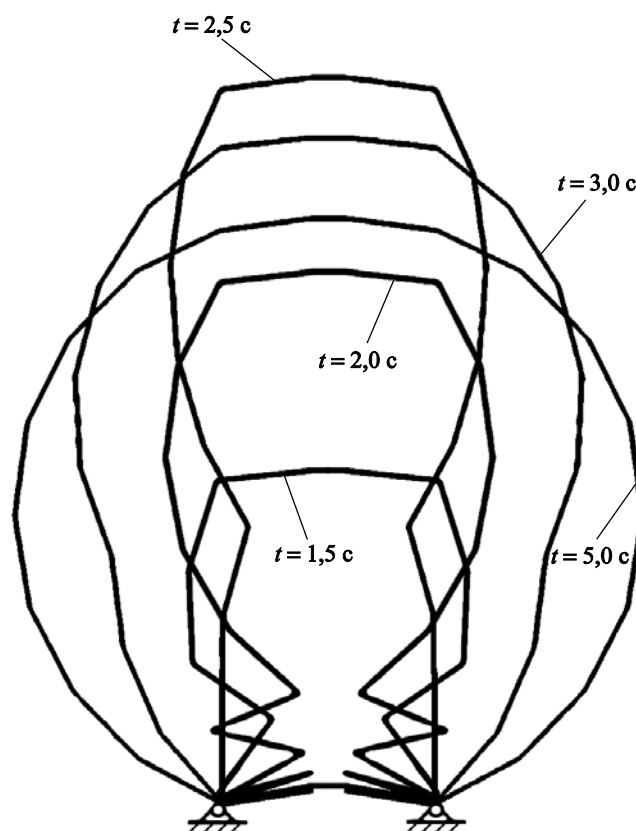


Рис. 4. Формы раскрытия конструкции в условиях космического пространства

На рис. 5 представлено перемещение замыкающей панели в процессе раскрытия макета трансформируемого силового каркаса как для развертывания в условиях космического пространства (свободного полета), так и при предварительных (эксперимент № 1) и дополнительных (эксперимент № 2) экспериментальных исследованиях на металлической поверхности.

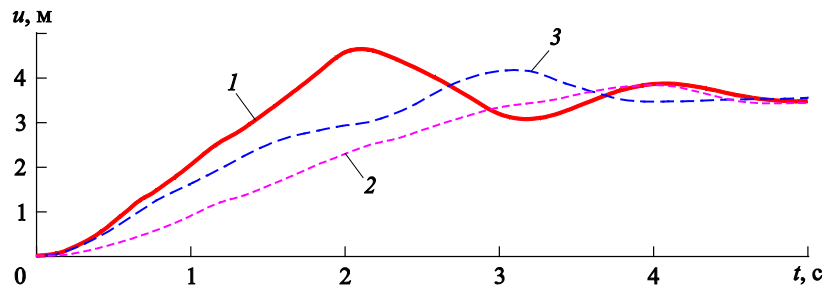


Рис. 5. Перемещение замыкающей панели:

1 — расчет для условий космического пространства; 2 — расчет, соответствующий эксперименту на металлической поверхности (эксперимент № 1); 3 — расчет, соответствующий эксперименту на металлической поверхности (эксперимент № 2)

На рис. 6 представлено перемещение замыкающей панели в процессе раскрытия макета трансформируемого силового каркаса как для развертывания в условиях космического пространства (свободного полета), так и при экспериментальных исследованиях в водной среде. Верхняя временная шкала на рис. 6 соответствует условиям свободного полета, нижняя временная шкала — эксперименту на воде.

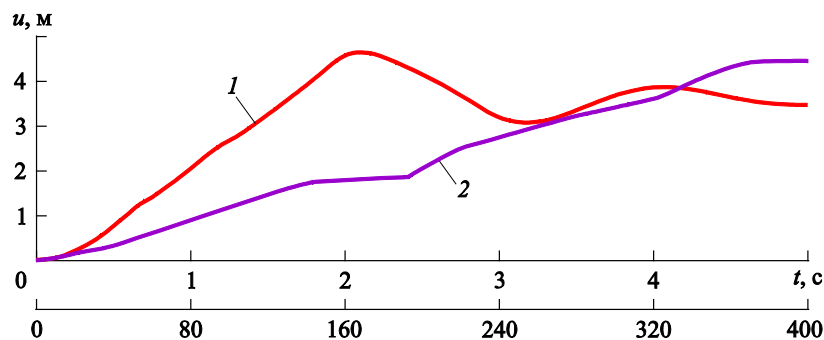


Рис. 6. Перемещение замыкающей панели:

1 — расчет для условий космического пространства; 2 — расчет, соответствующий эксперименту на воде (эксперимент № 3)

Проведенные расчеты показывают, что с использованием разработанной математической модели на основе уточненных характеристик упоров, полученных при сравнении результатов наземных ис-

пытаний макета конструкции и результатов математического эксперимента, можно получить представление о разворачивании крупногабаритной трансформируемой конструкции как в условиях наземных испытаний при действии на конструкцию сил сопротивления процессу разворачивания различной природы, так и в условиях космического пространства, когда силы сопротивления разворачиванию не действуют.

Заключение. Разработана расчетная модель для исследования динамики раскрытия макета многозвенной плоской трансформируемой космической конструкции, в том числе при проведении ее испытаний в земных условиях.

Математический эксперимент, использующий разработанную модель, позволил уточнить параметры макета трансформируемой конструкции, провести расчет его раскрытия и принятия рабочей формы в космических условиях, в которых должна функционировать полноразмерная конструкция.

Предложенный подход можно рассматривать как альтернативную возможность проверки и обоснования функциональной пригодности разрабатываемых перспективных трансформируемых космических конструкций.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Лопатин А.В., Рутковская М.А. Обзор конструкций современных трансформируемых космических антенн (Часть 1). *Вестник Сибирского аэрокосмического университета имени академика М.Ф. Решетнева*, 2007, № 2, с. 51–57.
- [2] Лопатин А.В., Рутковская М.А. Обзор конструкций современных трансформируемых космических антенн (Часть 2). *Вестник Сибирского аэрокосмического университета имени академика М.Ф. Решетнева*, 2007, № 3, с. 78–81.
- [3] Пономарев С.В. Трансформируемые рефлекторы антенн космических аппаратов. *Вестник Томского государственного университета. Математика и механика*, 2011, № 4 (16), с. 110–119.
- [4] Zheng F. Affordable System Conceptual Structure Design of New Deployable Spaceborne Antenna. *33th AIAA International Communications Satellite Systems Conference and Exhibition*, 2015, p. 4343.
- [5] Hasanzade V., Sedighy S.H., Shahravi M. Compact Deployable Umbrella Antenna Design with Optimum Communication Properties. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2017, 54 (3), pp. 782–788. DOI: 10.2514/1.A33710
- [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, вып. 8 (8). DOI: 10.18698/2308-6033-2012-8-447
- [7] Zimin V., Krylov A., Churilin S., Zikun Zh. Mathematical modeling of transformable space structure dynamics. *EPJ Web of Conferences*, 2019, vol. 221. DOI: 10.1051/epjconf/201922101018

- [8] Крылов А.В., Чурилин С.А. Моделирование разворачивания многозвенных замкнутых космических конструкций. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2012, вып. 8 (8). DOI: 10/18698/2308-6033-2012-8-449
- [9] Крылов А.В. Исследование процесса раскрытия антенного контура. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2013, № 12, с. 45–50.
- [10] 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.

Статья поступила в редакцию 20.12.2019

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Цыкунь Дж. Математический эксперимент при создании крупногабаритных трансформируемых конструкций. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 1. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-1-1949>

Джан Цыкунь — аспирантка кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: zikunzhangbmstu@gmail.com

Mathematical experiment when developing large deployable structures

© Zhang Zikun

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

Large space structures are carried into space orbits in a folded densely packed position, whereas putting them into working position refers to the process of structure deployment. The ground-based deployment tryout appears to be extremely expensive, therefore, when developing deployable structures, methods that combine the ground-based tests of physical models of the structure and carrying out of mathematical experiments using designed models for calculation, which appropriately show how the structure behaves during the tests, have their special place. Simulation of such structures deployment during the ground-based tests is performed using as an example a physical model of the circle load-bearing folding frame with diameter of 4 m. A comparison of the results of calculations and the relevant ground-based tests findings helps clarify characteristics of the stops, which are used in the designed models for calculation. Using the designed models for calculation and the clarified stops characteristics, simulation of deployment of the physical model of the structure in the outer space environment is performed.

Keywords: *deployable structure, deployment, transformable structure, load-bearing frame, antenna, test, experiment, mathematical experiment, numerical experiment, model, simulation, dynamics*

REFERENCES

- [1] Lopatin A.V., Rutkovskaya M.A. Obzor konstruktsyi sovremennykh transformiruyemykh kosmicheskikh antenn (Chast' 1) [The review of designs of modern transformed space antennas Part 1]. *Siberian Journal of Science and Technology*, 2007, no. 2, pp. 51–57 (in Russ.).
- [2] Lopatin A.V., Rutkovskaya M.A. Obzor konstruktsyi sovremennykh transformiruyemykh kosmicheskikh antenn (Chast' 2) [The review of designs of modern transformed space antennas Part 2]. *Siberian Journal of Science and Technology*, 2007, no. 3, pp. 78–81 (in Russ.).
- [3] Ponomarev S.V. Transformiruyemye reflektory antenn kosmicheskikh apparatov [Transformable reflectors of spacecraft antennas]. *Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics*, 2011, no. 4 (16), pp. 110–119 (in Russ.).
- [4] Zheng F., Chen M. Affordable System Conceptual Structure Design of New Deployable Space-borne Antenna. In: *33th AIAA International Communications Satellite Systems Conference and Exhibition*. Published Online: 3 Sep 2015 <https://doi.org/10.2514/6.2015-4343>
- [5] Hasanzade V., Sedighy S.H., Shahravi M. Compact Deployable Umbrella Antenna Design with Optimum Communication Properties. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2017, 54, 1–5. DOI:10.2514/1.A33710
- [6] Borzikh S.V., Ilyasova I.R. Modelirovaniye i eksperimental'naya otrabotka protsessa raskrytiya krupnogabaritnykh mnogozvennykh solnechnykh batarey kosmicheskikh apparatov [Simulation and experimental development of deployment of large-sized multi-link solar batteries of spacecrafts]. *Engineering Journal: Science and Innovation*, 2012, no. 8 (8) (in Russ.). DOI: 10.18698/2308-6033-2012-8-447

- [7] Zimin V., Krylov A., Churilin S., Zikun Z. Mathematical modeling of transformable space structure dynamics. *EPJ Web of Conferences* 221, 01018 (2019). <https://doi.org/10.1051/epjconf/201922101018>
- [8] Krylov A.V., Churilin S.A. Modelirovaniye razviortyvaniya mnogozvennykh zamknutykh kosmicheskikh konstruktsiy [Simulation of deployment of multilink closed space structure]. *Engineering Journal: Science and Innovation*, 2012, no. 8 (8). DOI: 10/18698/2308-6033-2012-8-449
- [9] Krylov A.V. Issledovaniye protsessa raskrytiya antennoy kontura [Investigation of the antenna deployment behavior]. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2013, no. 12 (657), pp. 45–50.
- [10] Krylov A.V., Churilin S.A. Metodika opredeleniya napriazhionno-deformirovannogo sostoyaniya elementov transformiruyemykh mnogozvennykh konstruktsiy [Methods of deployable multilink structures elements stressed state investigation]. *Izvestiya vysshykh uchebnykh zavedeniy. Fizika (Russian Physics Journal)*, 2013, vol. 56, no. 7–3, pp. 170–172 (in Russ.).

Zhang Zikun, postgraduate student, Spacecraft and Carrier Rockets Department, Bauman Moscow State Technical University. Research interests: dynamics of large deployable space structures. e-mail: zikunzhangbmstu@gmail.com