

УДК 629.8:531.395

Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-73-80

**Для цитирования:** Привод из материала с эффектом памяти формы для трансформируемых космических конструкций / В. Н. Зимин, А. В. Крылов, В. С. Филиппов, А. О. Шахвердов // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 1. С. 73–80. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-73-80.

**For citation:** Zimin V. N., Krylov A. V., Filippov V. S., Shakhverdov A. O. Actuator made of a material with a shape memory effect for transformable space structures. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 1, P. 73–80. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-73-80.

## **Привод из материала с эффектом памяти формы для трансформируемых космических конструкций**

В. Н. Зимин<sup>\*</sup>, А. В. Крылов, В. С. Филиппов, А. О. Шахвердов

Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана  
(национальный исследовательский университет)

Российская Федерация, 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., 5, корп. 1

<sup>\*</sup>E-mail: zimin@bmstu.ru

*Трансформируемые конструкции представляют собой особый класс больших космических систем. Они доставляются на орбиту в плотно упакованном состоянии. При достижении необходимых параметров орбиты осуществляется их раскрытие или трансформация. Форма трансформируемой конструкции жестко фиксируется по завершении процесса трансформации, при этом нагрузки на её составные элементы носят ударный характер. Усложнение конструктивных схем и габаритов современных трансформируемых космических систем вследствие повышения их эксплуатационных функциональных возможностей приводит к необходимости совершенствования их массовых характеристик. Так, к настоящему времени за рубежом и в нашей стране проработано много вариантов трансформируемых конструкций космических антенн, отношение массы зеркал которых к их площадям снизилось до 0,5–1,5 кг/м<sup>2</sup>. Дальнейшее совершенствование массовых характеристик трансформируемых космических конструкций возможно с использованием материалов с эффектом памяти формы для создания приводов, обеспечивающих управляемое безударное их раскрытие из транспортного состояния в рабочее положение. В предлагаемом силовом приводе с эффектом памяти формы применен активный элемент в виде проволоки, изготовленной из материала никелида титана, нагреваемого в процессе работы путем пропускания через него электрического тока. Экспериментально-теоретические исследования модели привода из материала никелида титана подтвердили принципиальную возможность его использования для развертывания перспективных космических трансформируемых конструкций. В процессе проведения испытаний были определены основные характеристики модели привода, а именно усилие срабатывания, рабочий ход и время срабатывания.*

*Ключевые слова:* трансформируемая космическая конструкция, активный элемент, привод, эффект памяти формы, материал никелид титана, экспериментальные исследования.

## **Actuator made of a material with a shape memory effect for transformable space structures**

V. N. Zimin<sup>\*</sup>, A. V. Krylov, V. S. Filippov, A. O. Shakhverdov

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

<sup>\*</sup>E-mail: zimin@bmstu.ru

*Transformable structures represent a special class of large space systems. They are delivered into orbit in a tightly packed state. When the required parameters of the orbit are reached, their opening or transformation is carried out. The shape of the transformed structure is rigidly fixed upon completion of the transformation process. At the same time, shock loads occur on its constituent elements. The complication of design schemes and the increase in the dimensions of modern transformable space systems due to the increase in their operational functionality leads to the necessity of improving their mass characteristics. To date, many variants of transformable structures of space antennas have been developed abroad and in our country, the ratio of the mass of mirrors to their areas has decreased to 0.5–1.5 kg/m<sup>2</sup>. Further improvement of transformable space structures is possible with the use of materials with the shape memory effect to create actuators that ensure controlled shock-free opening of these structures from the transport state to the working position. Experimental and theoretical studies of the actuator model made of titanium nickelide material have confirmed the fundamental possibility of its use for the deployment of promising transformable space structures. During the tests, the main characteristics of the actuator model were determined, namely: the actuation force, the working stroke and the actuation time.*

*Keywords: transformable space structure, active element, actuator, shape memory effect, material titanium nickelide, experimental studies.*

### Введение

Проектирование и создание больших космических конструкций сопряжено с решением многих технических и механических проблем, обусловленных уникальностью систем (рис. 1).

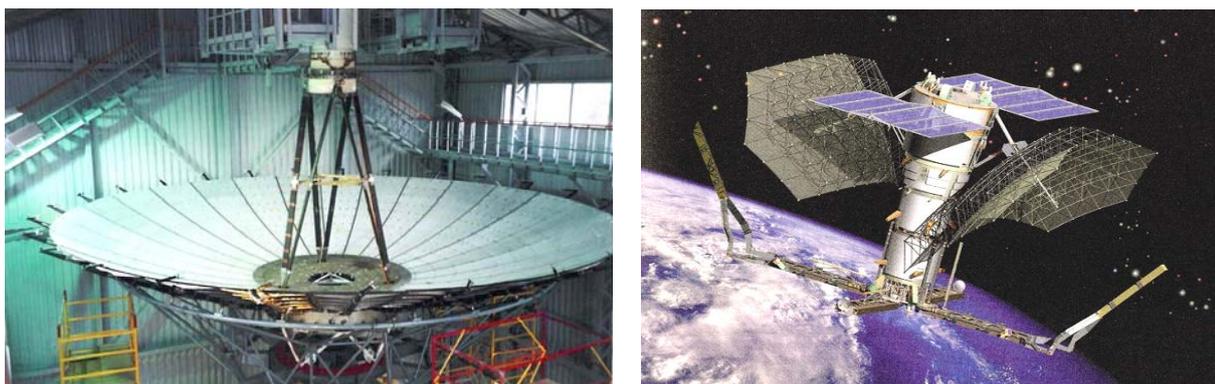


Рис. 1. Трансформируемые крупногабаритные космические антенны

Fig. 1. Transformable large-sized space antennas

Главная особенность – сочетание противоречивых требований: существенное увеличение геометрических размеров и обеспечение требуемой жесткости при весьма ограниченной массе материала несущего силового каркаса [1].

Трансформируемые крупногабаритные космические конструкции, разворачиваемые в космосе, в силу своих габаритных размеров имеют относительно большую массу, что порождает большие трудности с их доставкой на орбиту. Неизбежное усложнение конструктивных схем перспективных трансформируемых крупногабаритных космических систем вследствие повышения требований к их эксплуатационным функциональным возможностям, обеспечение жесткости конструкций в рабочем положении, сохранение первоначальной геометрии в процессе эксплуатации может привести к увеличению их массовых характеристик. Задача снижения массовых характеристик подобных конструкций, несомненно, является актуальной.

В области создания крупногабаритных космических антенн к настоящему времени достигнуты значительные успехи, связанные с увеличением коэффициента разворачивания (отношение диаметров в рабочем и транспортном положениях) и отношением массы рефлектора в рабочем состоянии к его площади [2–8]. Дальнейшая минимизация массы трансформируемых космиче-

ских конструкций связана с возможностью использования материалов с эффектом памяти формы (ЭПФ) для создания приводов как для их раскрытия, так и для управления формой параболических антенн [9; 10]. Другое направление применения материалов с ЭПФ связано с гашением колебаний космических конструкций.

Материал с ЭПФ представляется целесообразным использовать как активный элемент приводов, развертывающих крупногабаритные трансформируемые космические конструкции. Приводы с активным элементом из материала с ЭПФ позволят управлять процессом раскрытия, при этом избавят от необходимости использовать всевозможные демпферы для гашения ударных нагрузок, которые возникают, например, при использовании обычных пружин, развертывающих конструкцию за счет предварительно запасенной упругой энергии [11]. Приводы с активным элементом из материала с ЭПФ могут быть выполнены в форме проволоки, пружины или ленты [12–14]. Для определения деформационно-силовых характеристик активных элементов силового привода, выполненных в виде проволоки диаметром 1,5 мм из материала никелида титана, был проведен комплекс экспериментальных исследований.

### 1. Экспериментальные исследования

Активные элементы предварительно подвергались различным видам температурной обработки. Термообработка проводилась с целью устранения возможных внутренних напряжений. На этом этапе температура нагрева печи варьировалась от 450 до 850 °С. Время термообработки активных элементов варьировалось от 30 до 60 мин, при этом охлаждение происходило в печи. Далее к активному элементу прикладывалось растягивающее усилие, которое создавало в его сечениях растягивающее напряжение. Затем активный элемент нагревался путем пропускания через него электрического тока. Температура активного элемента в момент начала сокращения им своей длины составляла порядка 70–80 °С. Для оценки стабильности параметров активного элемента силового привода, таких как рабочий ход (уменьшение относительного удлинения активного элемента) и усилие срабатывания (усилие, создаваемое активным элементом), были проведены следующие испытания. К активному элементу прикладывалось растягивающее усилие (рис. 2, *а*). Далее активный элемент нагревался. Нагрев активного элемента после деформирования проводился на экспериментальной установке, представленной на рис. 2, *б*.



Рис. 2. Экспериментальные установки: *а* – для деформирования активных элементов; *б* – для определения основных характеристик активных элементов

Fig. 2. Experimental setups: *a* – for deformation of active elements; *b* – for determining the main characteristics of active elements

В ходе испытаний контролировались следующие параметры активного элемента: температура, электрическое сопротивление, рабочий ход и усилие срабатывания. Для измерения температуры использовались два метода: контактный и бесконтактный. При контактном методе был применен набор из датчиков термопары, размещенных по длине активного элемента. При бесконтактном измерении температуры использовался тепловизор, измеряющий излучение активного элемента в ИК-диапазоне. В процессе экспериментальных исследований было установле-

но, что бесконтактное измерение температуры имеет существенное преимущество перед контактным измерением. При использовании контактного метода измерения отчетливо фиксировалась значительная задержка в показаниях датчиков по сравнению с реальной температурой активного элемента, фиксируемой тепловизором.

Основными функциональными параметрами силового привода с активным элементом, выполненным из материала с ЭПФ, являются создаваемое усилие, время срабатывания и величина рабочего хода. Величина рабочего хода определяется изменением относительного удлинения активного элемента в процессе его нагрева. Время срабатывания активного элемента силового привода определяется временем его прогрева до температуры окончания обратного мартенситного превращения. В таблице приведены экспериментально полученные результаты времени срабатывания активных элементов силового привода при изменении напряжения, подводимого к ним.

**Время срабатывания активных элементов силового привода при изменении напряжения, подводимого к ним**

№ п/п	Рабочая длина (мм)	Напряжение (В)	Сила тока (А)	Среднее время срабатывания (с)	Рабочий ход (%)
1	175	1,9	7,8–8,7	230	5,7
2	173	2,0	8,2–9,1	110	5,7
3	175	2,1	8,6–9,5	65	5,7
4	175	2,2	9,1–10,1	40	5,7
5	175	2,3	9,4–10,4	35	5,7
6	175	2,4	9,8–10,8	30	5,7
7	174	2,5	10,2–11,1	25	5,7
8	175	2,6	10,6–11,5	20	5,7
9	175	2,7	11,1–12,0	15	5,7
10	175	2,8	11,5–12,5	10	5,7
11	174	2,9	11,9–12,8	10	5,7

При изменении напряжения источника питания время срабатывания активного элемента силового привода изменялось. Однако, несмотря на разное время срабатывания силового привода, рабочий ход активного элемента оставался постоянным.

## 2. Модель функционирования привода

В настоящее время предложены разные модели, описывающие кинетику мартенситных превращений, закономерности накопления и возврата деформаций при различных режимах взаимодействия. Однако математические сложности описания поведения материалов с ЭПФ, необходимость использования в математических моделях существенного количества фактических экспериментальных данных пока не позволили разработать инженерные методики расчета силовых приводов с активными элементами, изготовленными из материалов с ЭПФ [15; 16]. Поэтому основную роль сегодня играют экспериментальные методы при конструировании подобных силовых приводов.

В процессе наземных испытаний можно принять, что изменение тепловой энергии активного элемента силового привода равно количеству теплоты, поступившему за счет электрической энергии, минус тепловые потери от естественной конвекции

$$cm \frac{dT}{dt} = RI^2 - \alpha S(T - T_c), \quad (1)$$

где  $c$  – удельная теплоемкость активного элемента;  $m$  – масса активного элемента;  $T$  – температура активного элемента;  $t$  – время;  $R$  – сопротивление материала активного элемента;  $I$  – сила тока в активном элементе при испытаниях;  $\alpha$  – коэффициент теплообмена;  $S$  – площадь поверхности теплообмена;  $T_c$  – температура окружающей среды.

При расчете изменения температуры активного элемента силового привода проводился подбор коэффициента теплообмена. При проведении численного эксперимента полученные результаты хорошо коррелировались с результатами экспериментальных исследований. В расчете учитывались изменения сопротивления и теплоемкости активных элементов в процессе нагрева.

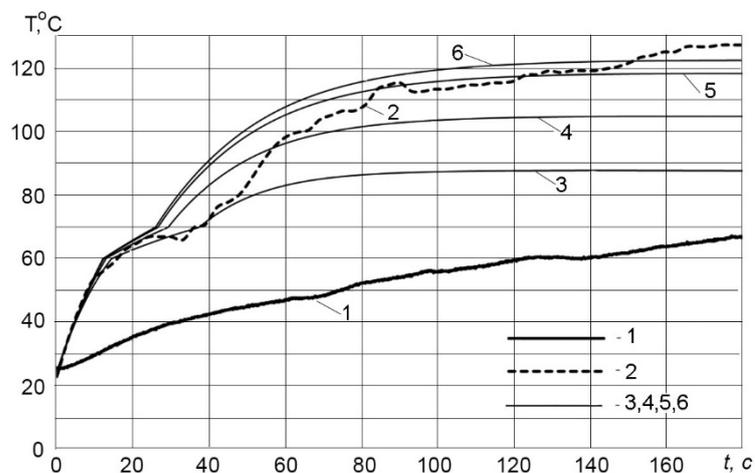


Рис. 3. Результаты испытаний и численных расчетов изменения температуры активного элемента:

1 – при измерении датчиком; 2 – при измерении тепловизором;  
3–6 – при расчетных коэффициентах теплообмена  $\alpha$ , равных 70, 55, 47 и 45

Fig. 3. Test results and numerical calculations of the temperature change of the active element:

1 – when measured by a thermocouple; 2 – when measured by a thermal imager;  
3–6 – calculated with heat transfer coefficients  $\alpha$  equal to 70, 55, 47 and 45

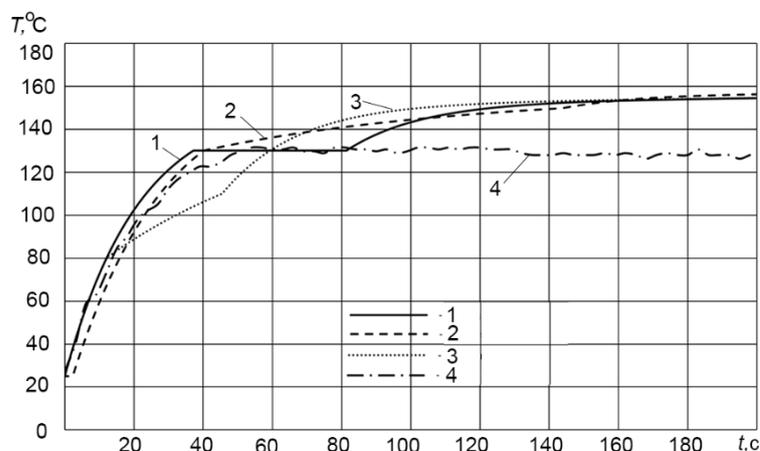


Рис. 4. Результаты испытаний и численных расчетов:

1, 2 – при расчетных значениях коэффициента  $k$ , равных 1; 0,5;  
3 – изменение теплоемкости активного элемента;  
4 – при измерении температуры активного элемента тепловизором

Fig. 4. Test results and numerical calculations:

1, 2 – calculated with values of the coefficient  $k$  equal to 1, 0.5;  
3 – change in the heat capacity of the active element;  
4 – measuring the temperature of the active element with a thermal imager

Для учета скрытой теплоты фазового превращения  $Q$ , которая при нагреве поглощается, а при охлаждении выделяется в интервале температур обратного и прямого превращения, соответственно, можно записать уравнение (1) в следующем виде:

$$cm \frac{dT}{dt} = RI^2 - \alpha S(T - T_c) - Q. \quad (2)$$

До температуры начала фазовых превращений температура активного элемента рассчитывается по формуле (1), после достижения температуры начала фазовых превращений температура активного элемента определяется по формуле (2). После того, как фазовые превращения заканчиваются, температура активного элемента снова рассчитывается по формуле (1).

Алгоритм расчета перемещения активного элемента силового привода строится следующим образом. На каждом временном шаге  $\Delta t$  подсчитывается энергия  $Q'$ , ушедшая на фазовые превращения, следующим образом:

$$Q' = k \cdot (RI^2 \Delta t - \alpha S(T_1 - T_c) \Delta t),$$

где  $k$  – коэффициент, определяемый численным экспериментом, характеризующий часть тепловой энергии, которая уходит на фазовые превращения за  $\Delta t$ ;  $T_1$  – температура активного элемента на предыдущем временном шаге  $\Delta t$  (рис. 4).

### 3. Обсуждение результатов

В результате экспериментальных исследований получены температурные зависимости деформаций памяти формы и деформационно-силовые зависимости для активных элементов, работающих в условиях одноосного сжатия. Время срабатывания активного элемента определяется временем его прогрева до температуры окончания обратного мартенситного превращения. При изменении напряжения источника питания время срабатывания активного элемента силового привода с ЭПФ изменялось. Однако, несмотря на разное время срабатывания силового привода, рабочий ход активного элемента оставался постоянным.

Анализируя полученные результаты экспериментальных исследований, можно сделать вывод, что активный элемент при работе в условиях осевого сжатия имеет большие значения восстанавливающей силы (развиваемое усилие), но относительно малые перемещения (рабочий ход). Обеспечение больших перемещений активными элементами силового привода с ЭПФ требует значительных линейных размеров проволоки, выполненной из материала никелида титана. Этот недостаток легко преодолеть за счет схемы укладки длинного проволочного активного элемента в составных звеньях трансформируемой космической конструкции.

### Заключение

У активных элементов из материалов с ЭПФ управляющим воздействием может быть только температурное поле. При этом наряду с задачей деформирования возникает необходимость решать задачу теплопроводности. Обе эти задачи являются нелинейными и связанными. Поэтому в настоящее время методы проектирования силовых приводов с ЭПФ основаны на большом количестве экспериментальных данных и аппроксимируемых зависимостях деформации памяти формы их активных элементов. В ходе количественных и качественных исследований активных элементов силового привода с ЭПФ было установлено, что он пригоден для весьма медленных плавных движений. Поэтому силовые приводы с ЭПФ могут обеспечить «управляемое» раскрытие перспективных трансформируемых крупногабаритных космических конструкций, исключая динамические нагрузки ударного характера на их составляющие элементы при срабатывании замковых устройств, фиксирующих раскрытое рабочее состояние систем на орбите.

### Библиографические ссылки

1. Механика больших космических конструкций / Н. В. Баничук, И. И. Карпов, Д. М. Климов и др. М. : Факториал, 1997. 302 с.
2. Лопатин А. В., Рутковская М. А. Обзор конструкций современных трансформируемых космических антенн : ч. 1 // Вестник СибГАУ. 2007. № 2. С. 51–57.

3. Лопатин А. В., Рутковская М. А. Обзор конструкций современных трансформируемых космических антенн : ч. 2 // Вестник СибГАУ. 2007. № 3. С. 78–81.
4. Пономарев С. В. Трансформируемые рефлекторы антенн космических аппаратов // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2011. № (16). С. 110–119.
5. Footdale J. N., Banik, J. System Design Study of a Deployable Reflector Antenna with Flexible Shell Segments // In 3rd AIAA Spacecraft Structures Conference. 2016. P. 0698.
6. Prospects of large deployable reflector antennas for a new generation of geostationary Doppler weather radar satellites / E. Im, M. Thomson, H. Fang et al. // In AIAA SPACE 2007 Conference & Exposition. 2007. P. 9917.
7. Hasanzade V., Sedighy S. H., Shahravi M. Compact Deployable Umbrella Antenna Design With Optimum Communication Properties // Journal of Spacecraft and Rockets. 2017. No. 54(3). P. 782–788.
8. Zheng F. Affordable System Conceptual Structure Design of New Deployable Spaceborne Antenna // In 33rd AIAA International Communications Satellite Systems Conference and Exhibition. 2015. P. 4343.
9. Truss mounting in space by shape memory alloys / V. A. Likhachev, A. I. Razov, A. G. Cherniavsky et al. // In Proceedings of the First International Conference on Shape Memory and Superelastic Technologies, California, USA. 1994. P. 245–248.
10. Riad A., Ainamany A., Benzohra M. The shape memory alloy actuator controlled by the Sun's radiation // Materials Research Express. 2017. Vol. 4, No. 7. P. 075701.
11. Mathematical modeling of the deployment of a large transformable space structure / V. N. Zimin, Z. Zikun, A. V. Krylov, S. A. Churilin // AIP Conference Proceedings. 2019. Vol. 2171. Doi: 10.1063/1.5133168.
12. Optimal design of shape memory alloy wire bundle actuators / K. J. De Laurentis, A. Fisch, J. Nikiteczuk, C. Mavroidis // In Proceedings 2002 IEEE International Conference on Robotics and Automation (Cat. No. 02CH37292). 2002. Vol. 3. P. 2363–2368.
13. Schiedeck F., Hemsel T., Wallaschek J. The use of shape memory alloy wires in actuators // Solid state Phenomena. 2006. Vol. 113. P. 195–198.
14. Liang C., Rogers C. A. Design of memory alloy Actuators // Journal of intelligent material systems and structures. 1997. Vol. 8. P. 303–313.
15. Методика проектирования силовых приводов из материала с эффектом памяти формы для ракетно-космической техники / В. А. Барвинок, В. И. Богданович, А. А. Грошев и др. // Известия Самарского науч. центра Рос. акад. наук. 2013. Т. 15, № 6. С. 272–277.
16. Zimin V. N., Krylov A. V., Shakhverdov A. O. Development of the mathematical model of the force actuator for deployment of large-sized space structures Journal of Physics // Conference Series. 1902. No. 1. P. 012115.

## References

1. Banichuk N. V., Karpov I. I., Klimov D. M. et al. *Mekhanika bol'shikh kosmicheskikh konstruksiy* [Mechanics of large space structures]. Moscow, Factorial Publ., 1997, 302 p.
2. Lopatin A. V., Rutkovskaya M. A. [Review of the designs of modern transformable space antennas (Part 1)]. *Vestnik SibGAU*. 2007, No. 2, P. 51–57 (In Russ.).
3. Lopatin A. V., Rutkovskaya M. A. [Review of the designs of modern transformable space antennas (Part 2)]. *Vestnik SibGAU*. 2007, No. 3, P. 78–81 (In Russ.).
4. Ponomarev S. V. [Transformable reflectors of spacecraft antennas]. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika*. 2011, No. (16), P. 110–119 (In Russ.).
5. Footdale J. N., Banik, J. System Design Study of a Deployable Reflector Antenna with Flexible Shell Segments. *In 3rd AIAA Spacecraft Structures Conference*. 2016, P. 0698.
6. Im E., Thomson M., Fang H., Pearson J., Moore J., Lin J. Prospects of large deployable reflector antennas for a new generation of geostationary Doppler weather radar satellites. *In AIAA SPACE 2007 Conference & Exposition*. 2007, P. 9917.

7. Hasanzade V., Sedighy S. H., Shahravi M. Compact Deployable Umbrella Antenna Design With Optimum Communication Properties. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2017, No. 54(3), P. 782–788.
8. Zheng F. Affordable System Conceptual Structure Design of New Deployable Spaceborne Antenna. In *33rd AIAA International Communications Satellite Systems Conference and Exhibition*. 2015, P. 4343.
9. Likhachev V. A., Razov A. I., Cherniavsky A. G., Kravchenko Y., Trusov S. N. Truss mounting in space by shape memory alloys. *Proc. 1-st Int. Conf. on Shape Memory and Superelastic Technologies* (California, USA). 1994, P. 245–248.
10. Riad A., Ainamany A., Benzohra M. The shape memory alloy actuator controlled by the Sun's radiation. *Materials Research Express*. 2017, Vol. 4, No. 7, P. 075701.
11. Zimin V. N., Zikun Z., Krylov A. V., Churilin S. A. Mathematical modelling of the deployment of a large transformable space structure. *AIP Conference Proceedings*. 2019, Vol. 2171. Doi: 10.1063/1.5133168.
12. De Laurentis K. J., Fisch A., Nikitzuk J., Mavroidis C. Optimal design of shape memory alloy wire bundle actuators. In *Proceedings 2002 IEEE International Conference on Robotics and Automation* (Cat. No. 02CH37292). 2002, Vol. 3, P. 2363–2368.
13. Schiedeck F., Hemsel T., Wallaschek J. The use of shape memory alloy wires in actuators. *Solid state Phenomena*. 2006, Vol. 113, P. 195–198.
14. Liang C., Rogers C. A. Design of memory alloy Actuators. *Journal of intelligent material systems and structures*. 1997, Vol 8, P. 303–313.
15. Barvinok V. A., Bogdanovich V. I., Groshev A. A. et al. Methodology for designing power drives from material with shape memory effect for rocket and space technology. *Bulletin of the Samara Scientific Centre of the Russian Academy of Sciences*. 2013, Vol. 15, No. 6, P. 272–277.
16. Zimin V. N., Krylov A. V., Shakhverdov A. O. Development of the mathematical model of the force actuator for deployment of large-sized space structures. *Journal of Physics: Conference Series*. 1902, No. 1, P. 012115.

© Зимин В. Н., Крылов А. В., Филиппов А. О., Шахвердов А. О., 2022

---

**Зимин Владимир Николаевич** – доктор технических наук, старший научный сотрудник, заведующий кафедрой космических аппаратов и ракет-носителей; Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана (национальный исследовательский университет). E-mail: zimin@bmstu.ru.

**Крылов Алексей Владимирович** – кандидат технических наук, доцент кафедры космических аппаратов и ракет-носителей; Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана (национальный исследовательский университет). E-mail: kav1982@bmstu.ru.

**Филиппов Василий Сергеевич** – техник отдела научно-технической информации Научно-исследовательского института специального машиностроения; Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана (национальный исследовательский университет). E-mail: vs.filippov@mail.ru.

**Шахвердов Артур Олегович** – инженер Научно-исследовательского института специального машиностроения; Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана (национальный исследовательский университет). E-mail: shah@bmstu.ru.

**Zimin Vladimir Nikolaevich** – Dr. Sc., senior scientific staff member, head of the department “Spacecraft and launch vehicles”; Bauman Moscow State Technical University (national research University). E-mail: zimin@bmstu.ru.

**Krylov Alexey Vladimirovich** – Cand. Sc., associate professor of the department “Spacecraft and launch vehicles”; Bauman Moscow State Technical University (national research University). E-mail: kav1982@bmstu.ru.

**Filippov Vasily Sergeevich** – technician of the Department of Scientific and Technical Information of Research Institute of Special Engineering; Bauman Moscow State Technical University (national research University). E-mail: vs.filippov@mail.ru.

**Shakhverdov Artur Olegovich** – engineer of Research Institute of Special Engineering; Bauman Moscow State Technical University (national research University). E-mail: shah@bmstu.ru.

---