

## Механизм раскрытия дипольной антенны наноспутника

© А.В. Крамлих, И.А. Ломака, С.В. Шафран

Самарский национальный исследовательский университет имени академика  
С.П. Королёва, Самара, 443086, Россия

*Рассмотрено проектирование механизма раскрытия антенно-фидерного устройства наноспутника посредством плавкого элемента. К этому механизму предъявляются такие основные требования, как относительная простота конструкции, надежность, а также достаточно простая процедура наземной отработки. Для того чтобы им соответствовать, был разработан лабораторный образец такого механизма раскрытия с применением фиксации его створки на легкоплавких элементах (из сплава Розе) для наноспутников формата CubeSat. Также была отработана технология контроля раскрытия створки с помощью измерения проводимости легкоплавкого элемента. Проведенный комплекс испытаний созданного лабораторного образца на вибростенде и в термовакуумной камере, а также серия функциональных испытаний показали, что созданный образец по сравнению с ближайшими коммерческими аналогами имеет существенно меньшие габаритные размеры и меньшее количество компонентов, что повышает его надежность.*

**Ключевые слова:** наноспутник, механизм раскрытия антенн, фиксация легкоплавкими элементами, антенно-фидерное устройство, сплав Розе

**Введение.** Количество запусков наноспутников (НС) возрастает с каждым годом [1], что сопровождается повышением требований к надежности механических устройств раскрытия антенн [2]. Поэтому перед разработчиками встают такие проблемы, как уменьшение массы и объема этих устройств, снижение их энергопотребления, лимитация на резервирование системы связи в целом.

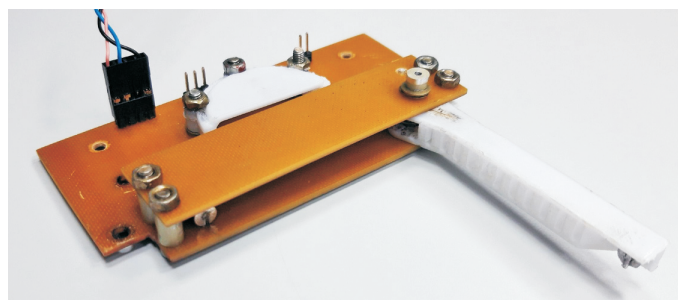
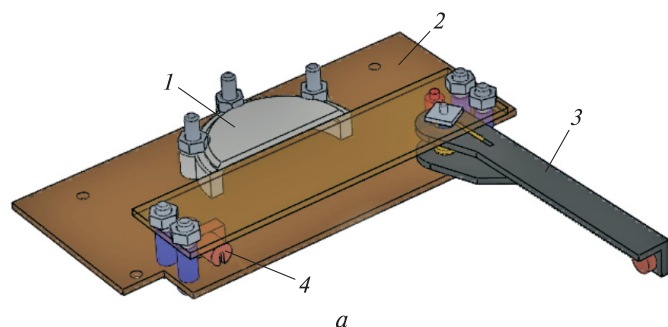
Традиционно на НС формата CubeSat (с габаритными размерами  $10 \times 10 \times 10$  см и массой не более 1,33 кг) подпружиненные подвижные части антенны фиксировались с помощью легкоплавких полимерных нитей (например, нейлоновой лески), расплавляемых тонкой нихромовой проволокой [3] или резистором [4]. Однако такое решение имеет два существенных недостатка [5], обусловленных необходимостью строго следовать сложной процедуре фиксации механизма раскрытия. Во-первых, это значительно затрудняет многократные испытания механизма, так как повышаются трудозатраты. Во-вторых, уложить и зафиксировать створки в собранном НС после нештатного раскрытия при перевозке или при проведении предполетных испытаний практически невозможно.

Следует заметить, что существуют и другие механизмы раскрытия антенны, устанавливаемые на конструктивно более сложных НС. Например, для раскрытия зеркальных параболических антенн используют планетарные передачи [6], которые содержат большое

количество элементов, снижающих надежность системы, а также требующих значительного количества затрат энергии для раскрытия. Кроме того, у них велико отношение массы механизма раскрытия к массе антенно-фидерного устройства. В общем, применять подобные механизмы раскрытия со сложными кинематическими зацеплениями нецелесообразно для НС размером менее 6U (юнитов) [7].

Целью работы является разработка лабораторного образца механизма раскрытия вибраторных антенн, обладающего по сравнению с аналогами улучшенными функциональными характеристиками благодаря использованию плавкого элемента из сплава Розе. Такое решение позволило объединить в одном жестком узле конструкции силовую часть, удерживающую подпружиненную створку, и плавкую составляющую.

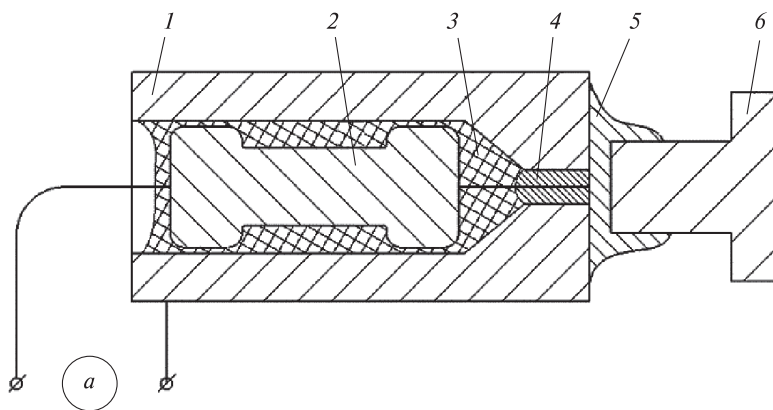
**Проектирование и создание лабораторного образца.** Для исследования применимости рассматриваемого способа фиксации створки было проведено материальное моделирование с использованием лабораторного образца, спроектированного на основе модуля антенн НС SamSat-218 [8]. Механизм раскрытия (рис. 1) состоит из установленных на основании 2 створки 3 с зафиксированной на ней антенной, нагревательного элемента 4 с резистором, ложемент 1 для свернутой антенны, элементов системы контроля раскрытия.



**Рис. 1.** Трехмерная модель (а) и изготовленный лабораторный образец (б) механизма раскрытия:

1 — ложемент антенны; 2 — основание из текстолита; 3 — створка;  
4 — нагревательный элемент

Нагревательный элемент состоит из медного корпуса *1*, в который заключен резистор *2* с номинальным сопротивлением 2,6 Ом (рис. 2). Передача теплоты от резистора *2* к корпусу обеспечивается теплопроводным компаундом *3*.



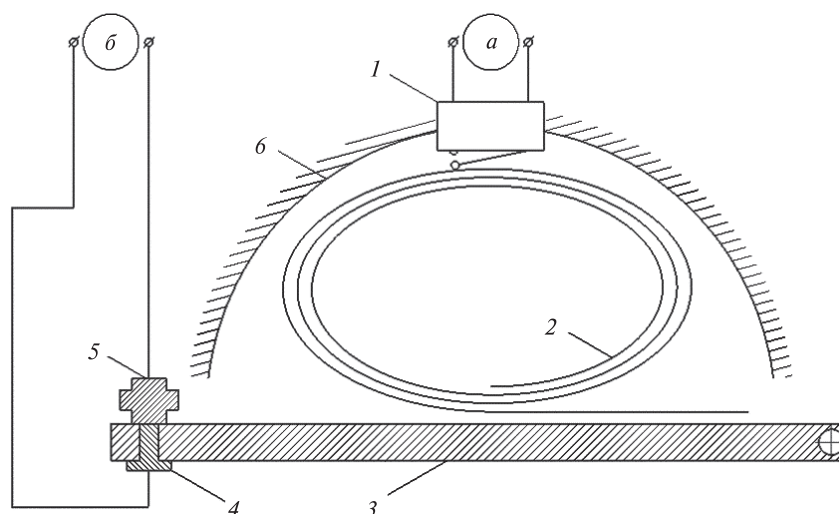
**Рис. 2.** Разрез нагревательного элемента:

*a* — выводы нагревательного элемента; *1* — медный корпус нагревателя; *2* — резистор; *3* — теплопроводный компаунд; *4* — оловянно-свинцовый припой; *5* — сплав Розе; *6* — медный контактный элемент на створке

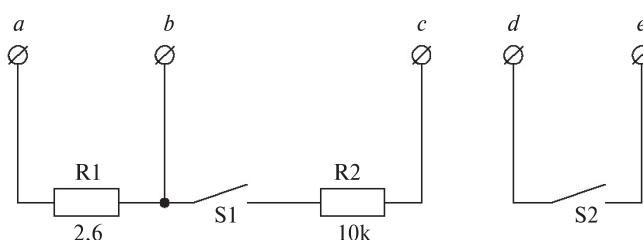
На створке находится ответный медный контактный элемент *6*, который спаян с нагревательным элементом посредством сплава Розе *5*, удерживающего подпружиненную створку от раскрытия. Створка и ложемент свернутой антенны были изготовлены из ABS-пластика с использованием аддитивных технологий.

Основанием механизма служит лист однослойного текстолита, на котором размещены контакты для подачи тока на нагревательный элемент, контакты для измерения проводимости легкоплавкого элемента, а также контакты контура системы контроля раскрытия, состоящей из двух независимых контуров (рис. 3). Первый контур представляет собой концевой выключатель, подпружиненный свернутой внутри ложемента антенной. При ее раскрытии давление на концевой выключатель пропадает и контакт размыкается. Второй контур обеспечивает контроль сопротивления контакта «створка — нагреватель», размыкающийся при успешном раскрытии створки антенны. Таким образом, происходит дублирование контроля раскрытия антенны без существенного увеличения массы и усложнения конструкции.

Упрощенная принципиальная схема нагревательного элемента (рис. 4) содержит резистор *R1* в нагревателе и токоограничивающий резистор *R2*. На клеммы *a* и *b* подается ток для раскрытия створки. С клеммы *c* снимается ток мониторинга второго контура. Первый контур раскрытия представлен контактами *d* и *e*.



**Рис. 3.** Схема расположения двух контуров системы контроля раскрытия: *a* — первый контур контроля раскрытия; *b* — второй контур контроля; *1* — концевой выключатель; *2* — антенно-фидерное устройство; *3* — створка; *4* — медный контактный элемент створки; *5* — нагревательный элемент; *6* — ложемент антенно-фидерного устройства

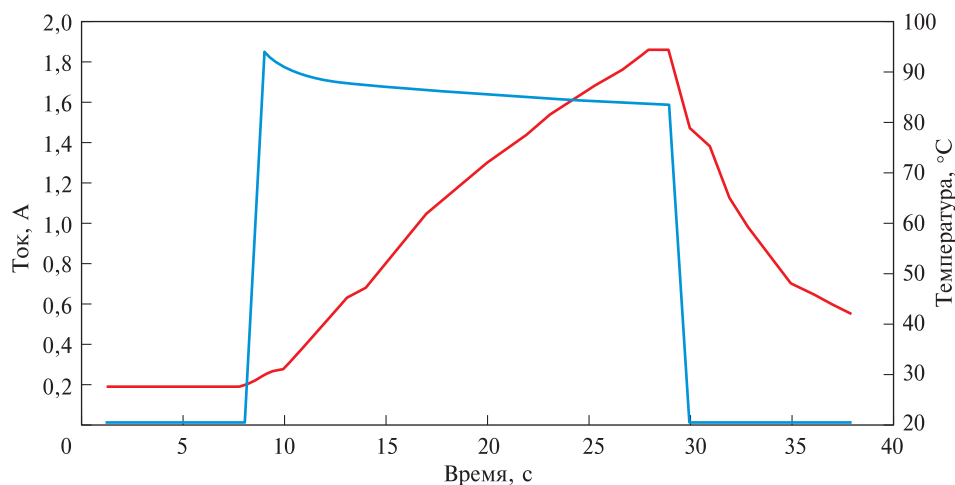


**Рис. 4.** Упрощенная принципиальная схема нагревательного элемента с двумя контурами контроля раскрытия:

*R1* — резистор, находящийся в нагревательном элементе; *R2* — токоограничивающий резистор второго контура контроля раскрытия; *S1* — контакт «створка — нагреватель»; *S2* — концевой выключатель первого контура контроля раскрытия

Лабораторный образец был спроектирован и изготовлен на базе оборудования Центра наноспутниковых технологий Самарского университета [9]. Механизм раскрытия фиксируется в результате расплавления элемента из сплава Розе при протекании тока через резистор. Зависимости тока и температуры от времени представлены на рис. 5.

Раскрытие створки происходит следующим образом: когда температура удерживающего подпружиненную створку сплава Розе достигает точки его плавления, составляющей примерно 98 °С [10], створка раскрывается и удерживается усилием пружины.



**Рис. 5.** График зависимости тока (—) и температуры (—) нагревательного элемента от времени при раскрытии створки антенны при комнатной температуре

При расплавлении сплава Розе сначала срабатывает второй контур раскрытия, так как при малых углах раскрытия створки электрический контакт «створка — нагреватель» исчезает (см. рис. 1, б). При этом антенна все еще остается в свернутом виде. Постепенно выходя из ложеента (см. рис. 1, б) и раскручиваясь, антенна снижает давление на концевой выключатель, что вызывает срабатывание первичного контура раскрытия (см. рис. 1, а). Это означает, что створка раскрылась. В нормальных условиях среднее время раскрытия лежит в диапазоне 15...20 с при рассеиваемой на резисторе мощности, равной 10 Вт. При более низких температурах предполагается возрастание времени раскрытия.

**Проведение испытаний лабораторного образца.** Для созданного лабораторного образца были проведены серия испытаний на вибростенде и в термовакуумной камере, а также функциональные испытания.

Виброиспытания проходили на вибрационной электродинамической испытательной установке ВСВ-202-150 [11] при установке образца в двух положениях: в горизонтальном положении (рис. 6, а), когда нагрузки в месте контакта создают деформацию на срез, и в вертикальном положении (рис. 6, б), когда вибрация создает в месте контакта нагрузки, вызванные центральным растяжением и сжатием.

Для указанных положений лабораторного образца были проведены испытания на различных режимах, в том числе испытание широкополосной случайной вибрацией (ШСВ), моделирующей вывод НС на орбиту на ракете-носителе семейства «Союз» с синусоидальным сигналом, который имеет изменяющуюся частоту, и с ударными нагрузками (рис. 7).

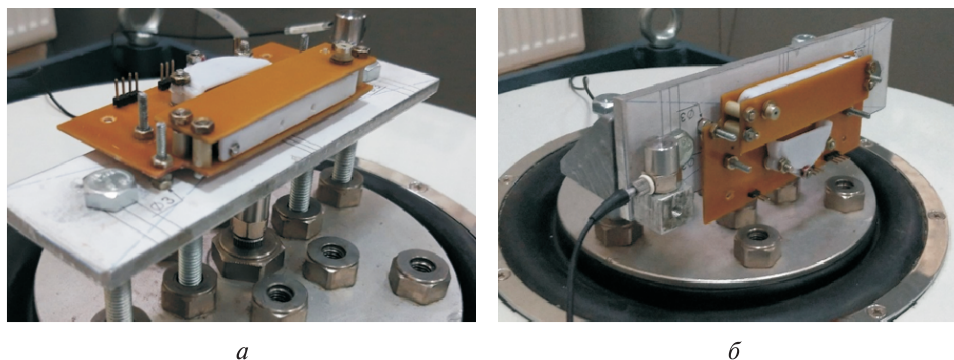


Рис. 6. Лабораторный образец антенны, размещенный на вибростенде в горизонтальном (а) и вертикальном (б) положении

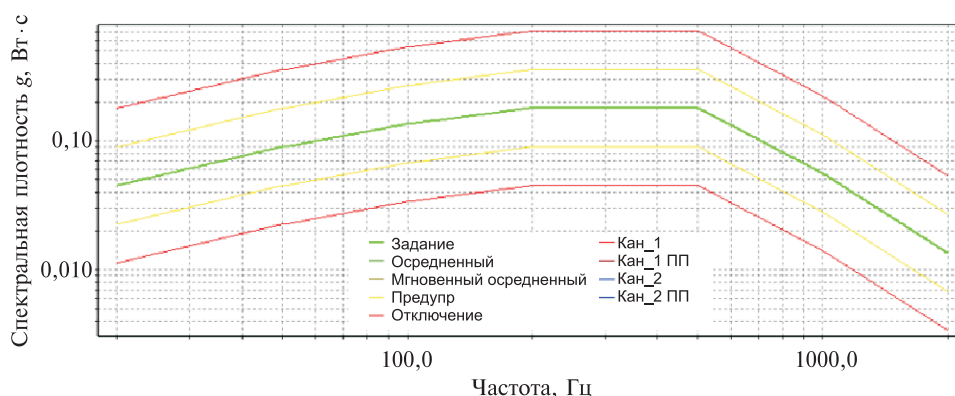


Рис. 7. Спектр программы испытания широкополосной случайной вибрацией

При проведении серии испытаний на вибростенде не было выявлено разрушающего или деградирующего воздействия на лабораторный образец вибраций до 4000 Гц и ударных нагрузок. После каждого из испытаний было проведено успешное раскрытие створки. На лабораторном образце низкочастотных резонансов выявлено не было.

Термовакuumные испытания проводились в испытательной камере глубокого вакуума УП-125ТХД [12]. Во время раскрытия на медном контакте, закрепленном на створке, оставались частицы сплава Розе в расплавленном состоянии. Не успевшие охладиться частицы сплава при быстром вращательном движении створки отрываются в открытый космос. Следовательно, нужно было провести оценку опасности создания космического мусора из частиц сплава при раскрытии антенны. Для этого образец был охлажден и при давлении в камере  $9,7 \cdot 10^{-5}$  мм рт. ст. было проведено раскрытие створки.

Отделившиеся частицы сплава Розе и медной проволоки диаметром 0,06 мм были рассмотрены под микроскопом (рис. 8). При сравнении их размеров установлено, что диаметр частицы сплава не пре-

вышал 0,03 мм. Было принято, что частица имеет форму шара, а поскольку плотность сплава Розе равна  $9800 \text{ кг/м}^3$  [13], ее масса получилась равной  $1,4 \cdot 10^{-10} \text{ кг}$ . Следовательно, эти частицы при движении с первой космической скоростью, составляющей 7,91 км/с, будут иметь кинетическую энергию 0,005 Дж, которую можно считать пренебрежимо малой.



Рис. 8. Отделяющиеся от контакта на створке при раскрытии размеры частиц сплава Розе и частиц медной проволоки

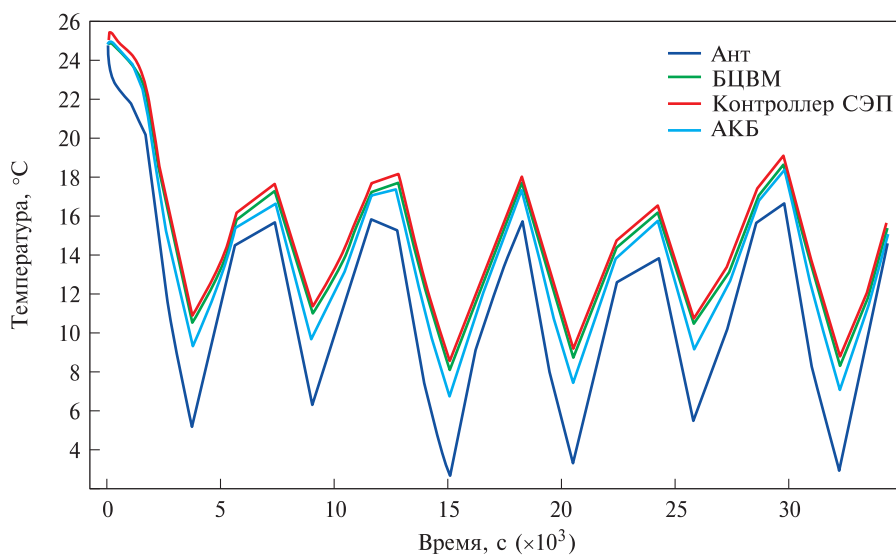


Рис. 9. Моделирование теплового режима наноспутника на солнечно-синхронной орбите:

Ант — антенна; БЦВМ — бортовая цифровая вычислительная машина; СЭП — система электропитания; АКБ — аккумуляторные батареи

Для получения оценки влияния внешней температуры на процесс раскрытия антенны было проведено моделирование теплового режима наноспутника на солнечно-синхронной орбите высотой 550 км (рис. 9).

Результаты моделирования показали, что максимальная температура антенны составляла примерно 16 °С, т. е. была значительно ниже температуры плавления сплава Розе. Следовательно, в процессе полета не должно происходить самопроизвольного раскрытия антенн.

**Заключение.** Для того чтобы улучшить функциональные характеристики механизма раскрытия вибраторных антенн, имеет смысл использовать сплав Розе в качестве плавкого элемента. Это позволяет объединить в одном жестком узле конструкции силовую часть, удерживающую подпружиненную створку, и плавкий элемент. Для проверки эффективности принятого конструкторского решения был создан лабораторный образец механизма раскрытия створки антенно-фидерного устройства для НС формата CubeSat. На основании анализа результатов вибрационных и функциональных испытаний можно сделать вывод, что предложенный в данной статье принцип фиксации створки вполне может эффективно заменить традиционную для НС фиксацию с помощью полимерных нитей. Использование сплава Розе не приводит к снижению устойчивости конструкции к вибрационным нагрузкам широкополосной случайной вибрацией. Кроме того, процесс спайки нагревательного элемента со створкой занимает существенно меньше времени, чем подготовка лески для фиксации.

Было проведено сравнение характеристик антенн производства ISIS [4], GomSpace [14] и разработанного лабораторного образца. Механизм раскрытия существующих коммерчески доступных модулей антенн и разработанного лабораторного образца приведены ниже:

Сравниваемые модули	Площадь, занимаемая перегреваемыми элементами, см <sup>2</sup>
ISIS CubeSat Antenna System for 1U/3U с одним контуром раскрытия [4] .....	3 (3 элемента)
GomSpace Omnidirectional canted turnstile UHF antenna system с одним контуром раскрытия [14] .....	6 (4 элемента)
Лабораторный образец с двумя контурами раскрытия .....	2 (2 элемента)

Сравнение трех образцов позволяет сделать вывод, что разработанный авторами механизм раскрытия антенно-фидерного устройства наноспутника вполне способен конкурировать с современными зарубежными коммерческими аналогами.



Работа выполнена в рамках проекта 0777-2020-0018, финансируемого из средств государственного задания победителям конкурса научных лабораторий образовательных организаций высшего образования, подведомственных Минобрнауки России.

#### ЛИТЕРАТУРА

- [1] *SpaceWorks* — аэрокосмическая компания. URL: [http://commercialspace.pbworks.com/w/file/attach/63814514/2013.02%20SpaceWorks\\_NanoMicrosat\\_Market.pdf](http://commercialspace.pbworks.com/w/file/attach/63814514/2013.02%20SpaceWorks_NanoMicrosat_Market.pdf) (дата обращения 24.01.20).
- [2] Патраев В.Е., Максимов Ю.В. Методы обеспечения надежности бортовой аппаратуры космических аппаратов длительного функционирования. *Известия высших учебных заведений. Приборостроение*, 2008, № 8, с. 5–12.
- [3] Gardiner J. Suitability of Nickel Chromium Wire Cutters as Deployable Release Mechanisms on CubeSats in Low Earth Orbit. *Physics Capstone Project*, 2015, 24 p.
- [4] *ISIS* — *Innovative Solutions in Space*. URL: <https://www.isispace.nl/wp-content/uploads/2019/08/ISIS-Antenna-Systems-Brochure-V2R-web.pdf> (дата обращения 27.01.20).
- [5] Kailaje A., Tapadia P., Ganti H., Brindavan M., Paliva A., Thakurta V., Kumar A. Implementation of Wire Burn Deployment Mechanism Using COTS Resistors and Related Investigations. *IEEE Aerospace Conference*, 2019. DOI: 10.1109/AERO.2019.8741776
- [6] Sauder J., Chahat N., Hodges R., Peral E., Rahmat-Samii Y., Thomson M. Lessons Learned from a Deployment Mechanism for a Ka-band Deployable Antenna for CubeSats. *Proceedings of the 44th Aerospace Mechanisms Symposium*. NASA Glenn Research Center, 2018, pp. 361–373. URL: <https://www.esmats.eu/amspapers/pastpapers/pdfs/2018/sauder.pdf>
- [7] *Space.com* URL: <https://www.space.com/34807-cubesats-pack-origami-radar-dish.html> (дата обращения 25.01.20).
- [8] Kirillin A., Belokonov I., Timbai I., Kramlikh A., Melnik M., Ustiugov E., Egorov A., Shafran S. SSAU nanosatellite project for the navigation and control technologies demonstration. *Procedia Engineering*, 2015, no. 104, pp. 97–106.
- [9] *Центр наноспутниковых технологий*. URL: <https://spacetest.ru/> (дата обращения 25.01.20).
- [10] Jensen B. Onion's Fusible Alloy. *Journal of Chemical Education*, 2010, no. 87, pp. 1050–1051.
- [11] *Ростех* — *испытательное оборудование*. URL: <https://rosteh.ru/catalog/products/electrodynamical-vibration-test-setup-shakers/> (дата обращения 26.01.20).
- [12] *УниверсалПрибор* — *испытательное и виброакустическое оборудование*. URL: <http://xn--80aajzhcnfck0a.xn--p1ai/PublicDocuments/1305494.pdf> (дата обращения 26.01.20).
- [13] Singh J., Singh H., Sharma J., Singh P., Singh T. Fusible alloys: A potential candidate for gamma rays shield design. *Progress in Nuclear Energy*, 2018, no. 108. DOI: 10.1016/j.pnucene.2018.04.002
- [14] *GomSpace* — *ведущий производитель и поставщик наноспутниковых решений*. URL: <https://gomspace.com/UserFiles/Subsystems/datasheet/gomspace-ant430.PDF> (дата обращения 27.01.20).

Статья поступила в редакцию 25.03.2020

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Крамлих А.В., Ломака И.А., Шафран С.В. Механизм раскрытия дипольной антенны наноспутника. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2021, вып. 3. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2021-3-2062>

**Крамлих Андрей Васильевич** — канд. техн. наук, доцент, доцент межвузовской кафедры космических исследований Самарского университета. Навигация и управление в космосе. e-mail: [kramlikh@mail.ru](mailto:kramlikh@mail.ru)

**Ломака Игорь Андреевич** — аспирант межвузовской кафедры космических исследований Самарского университета. Наноспутники, оптимизация, конструкция. e-mail: [igorlomaka63@gmail.com](mailto:igorlomaka63@gmail.com)

**Шафран Степан Вячеславович** — аспирант кафедры электротехники Самарского университета. Навигация, микроэлектроника, наноспутники. e-mail: [kddk.mailbox@gmail.com](mailto:kddk.mailbox@gmail.com)

## Deployment mechanism for nanosatellite dipole antenna

© A.V. Kramlikh, I.A. Lomaka, S.V. Shafran

Samara National Research University, Samara, 443086, Russia

*The paper focuses on the design of the deployment mechanism for a nanosatellite with a fusible element. The main requirements for this mechanism were: relative simplicity of design, reliability, as well as simplification of the ground testing procedure. Using the principle of fixation on fusible elements, Rose's alloy in particular, we designed a laboratory prototype of the antenna feed deployment mechanism for CubeSats. Furthermore, we developed a technology of flap deployment control by measuring the conductivity of the fusible element. We carried out a set of tests of the created laboratory prototype on a vibration stand and in a thermal vacuum chamber, as well as a series of functional tests. Comparison of the created prototype with the closest commercial analogs showed that a significant gain in the dimensions of the structure was achieved, as well as the number of elements of the mechanism itself was reduced, which positively affect reliability.*

**Keywords:** nanosatellite, antenna deployment mechanism, fixation with fusible elements, antenna feed, Rose's alloy

*The work was carried out within the framework of the project 0777-2020-0018, funded from the state assignment for the winners of the competition of scientific laboratories of educational institutions of higher education, subordinate to the Ministry of Education and Science of Russia.*

### REFERENCES

- [1] *SpaceWorks — aerokosmicheskaya kompaniya* [SpaceWorks — Aerospace company]. Available at: [http://commercialspace.pbworks.com/w/file/attach/63814514/2013.02%20SpaceWorks\\_NanoMicrosat\\_Market.pdf](http://commercialspace.pbworks.com/w/file/attach/63814514/2013.02%20SpaceWorks_NanoMicrosat_Market.pdf) (accessed January 24, 20).
- [2] Patraev V.E., Maksimov Yu.V. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Priborostroyeniye — Journal of Instrument Engineering*, 2008, no. 8, pp. 5–12.
- [3] Gardiner J. Suitability of Nickel Chromium Wire Cutters as Deployable Release Mechanisms on CubeSats in Low Earth Orbit. *Physics Capstone Project*, 2015, paper 24.
- [4] *ISIS — Innovative Solutions in Space*. Available at: <https://www.isispace.nl/wp-content/uploads/2019/08/ISIS-Antenna-Systems-Brochure-V2R-web.pdf> (accessed January 27, 20).
- [5] Kailaje A., Tapadia P., Ganti H., Brindavan M., Paliva A., Thakurta V., Kumar A. Implementation of Wire Burn Deployment Mechanism Using COTS Resistors and Related Investigations. *IEEE Aerospace Conference*, 2019. DOI: 10.1109/AERO.2019.8741776
- [6] Sauder J., Chahat N., Hodges R., Peral E., Rahmat-Samii Y., Thomson M. Lessons Learned from a Deployment Mechanism for a Ka-band Deployable Antenna for CubeSats. *Proceedings of the 44th Aerospace Mechanisms Symposium*. NASA Glenn Research Center, 2018, pp. 361–373. Available at: <https://www.esmats.eu/amspapers/pastpapers/pdfs/2018/sauder.pdf>
- [7] *Space.com*. Available at: <https://www.space.com/34807-cubesats-pack-origami-radar-dish.html> (accessed January 25, 2020).
- [8] Kirillin A., Belokonov I., Timbai I., Kramlikh A., Melnik M., Ustiugov E., Egorov A., Shafran S. SSAU nanosatellite project for the navigation and control technologies demonstration. *Procedia Engineering*, 2015, 104, pp. 97–106.

- [9] *Tsentr nanosputnikovykh tekhnologiy* [Center for Nanosatellite Technologies]. Available at: <https://spacetest.ru/> (accessed January 25, 2020).
- [10] Jensen B. Onion's Fusible Alloy. *Journal of Chemical Education*, 2010, no. 87, pp. 1050–1051.
- [11] *Rostekh — ispytatelnoe oborudovanie* [Rostech — testing equipment]. Available at: <https://rosteh.ru/catalog/products/electrodynamic-vibration-test-setup-shakers/> (accessed January 26, 2020).
- [12] *UniversalPribor — ispytatelnoe i vibroakusticheskoe oborudovanie* [Universal-Pribor — test and vibroacoustic equipment]. Available at: <http://xn--80aajzhcnfck0a.xn--p1ai/PublicDocuments/1305494.pdf> (accessed January 26, 2020).
- [13] Singh J., Singh H., Sharma J., Singh P., Singh T. Fusible alloys: A potential candidate for gamma rays shield design. *Progress in Nuclear Energy*, 2018, vol. 108. DOI: 10.1016/j.pnucene.2018.04.002
- [14] *GomSpace — vedushchii proizvoditel i postavshchik nanosputnikovykh resheniy* [GomSpace is a leading manufacturer and supplier of nanosatellite solutions]. Available at: <https://gomspace.com/UserFiles/Subsystems/datasheet/gs-ds-nanocom-ant430.pdf> (accessed January 27, 2020).

**Kramlikh A.V.**, Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Interuniversity Department of Space Research, Samara National Research University. Research interests: control and navigation in space. e-mail: [kramlikh@mail.ru](mailto:kramlikh@mail.ru)

**Lomaka I.A.**, post-graduate student, Interuniversity Department of Space Research, Samara National Research University. Research interests: nanosatellites, optimization, engineering. e-mail: [igorlomaka63@gmail.com](mailto:igorlomaka63@gmail.com)

**Shafran S.V.**, post-graduate student, Department of Electrical Engineering, Samara National Research University. Research interests: avigation, microelectronics, nanosatellites. e-mail: [kddk.mailbox@gmail.com](mailto:kddk.mailbox@gmail.com)