

**КОНТЕЙНЕР ДЛЯ ТРАНСПОРТИРОВКИ ЯДЕРНОЙ ЭНЕРГОУСТАНОВКИ
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**В. В. Двирный¹, Г. В. Двирный², Г. Г. Крушенко^{1,3}¹ Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

E-mail: dvirnyi@mail.ru

² Сибирская пожарно-спасательная академия – филиал Санкт-Петербургского университета государственной
противопожарной службы МЧС России

Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Северная, 1

E-mail: dg1802@mail.ru

³ Институт вычислительного моделирования СО РАН
Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50
E-mail: genry@icm.krasn.ru

Основным источником энергоснабжения искусственных спутников Земли и космических аппаратов (КА) в настоящее время являются солнечные батареи (СБ). Однако они являются источниками тока с нелинейным и нестационарным внутренним сопротивлением. Кроме того, их характеристики в значительной степени изменяются в процессе эксплуатации: при выходе из тени Земли СБ генерируют максимальную энергию, которая с прогревом батареи уменьшается, а со временем СБ деградируют от воздействия ионизирующего излучения космического пространства. При этом также существуют сложности раскрытия и обеспечения требуемой ориентации. Наиболее высокоэффективным и стабильным источником энергии могут служить ядерные энергетические установки (ЯЭУ). Однако при этом важнейшим условием их применения является обеспечение радиационной безопасности при хранении в заводских условиях и транспортировке, для чего применяется транспортировочный контейнер. Представлена оригинальная конструкция контейнера для ЯЭУ КА, важнейшим элементом которого является металлорезиновый амортизатор, представляющий собой металлокомпозит, состоящий из металлической спирали, впрессованной в резину. Его назначение заключается в уменьшении амплитуды вибраций, что предотвращает контейнер от повреждений при транспортировке. С целью повышения физико-механических и эксплуатационных характеристик амортизатора в резину предварительно вводили нанопорошок углерода.

Ключевые слова: космические аппараты, солнечные батареи, ядерные энергетические установки, контейнер, металлорезиновый амортизатор.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 147–153**CONTAINER FOR TRANSPORTATION OF THE NUCLEAR ENERGY INSTALLATION
OF A SPACE VEHICLE**V. V. Dvirnyi¹, G. V. Dvirnyi², G. G. Krushenko^{1,3}¹ Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russian Federation

E-mail: dvirnyi@mail.ru

² Siberian fire and rescue academy – branch of Saint-Petersburg university of State fire service of EMERCOM of Russia
1, Severnaya Av., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

E-mail: dg1802@mail.ru

³ Institute Computational Modeling SB RAS
50, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation
E-mail: genry@icm.krasn.ru

Nowadays the main power supply sources of artificial space satellites of the Earth and space vehicles (SV) are solar batteries (SB). However it is a source of power with nonlinear and unsteady internal resistance. Besides, their characteristics are to a great extent changed in operational process – SB generate maximum energy coming out of shadow of the Earth which decreases with battery warming-up. Further SB degrade by the influence of space ionizing

radiation. At that there are also the difficulties with opening and supplying the demanded orientation. The most effective and stable source of energy can be the nuclear installations (NI). However the most important condition for their use is supplying of radiation safety by the storage at factory conditions and transportation wherefore a transporting container is used. The original construction of the container for NI SV, the most important element of which is a metallic rubber shock-absorber that is a metallic composite consisted of metallic spiral pressed into rubber, is presented in the article. Its destination is in a decreasing of a vibration amplitude that prevents the container from damages during transportation. The nanopowder of carbon was previously introduced into rubber for increasing the physical-mechanical and operational characteristics of shock-absorber.

Keywords: space vehicles, solar batteries, nuclear installations, container, metallic-rubber shock-absorber, nanopowder of carbon.

Искусственные спутники Земли, а также космические аппараты (КА) являются длительно действующими летательными аппаратами (ЛА). Основным первичным источником их энергоснабжения в настоящее время являются солнечные батареи (СБ) [1]. Однако по своей физической природе СБ являются источниками тока с нелинейным и нестационарным внутренним сопротивлением. Кроме того, их характеристики в значительной степени изменяются в процессе эксплуатации: при выходе из тени Земли охлажденные СБ генерируют максимальную энергию, которая с прогревом батареи уменьшается, а со временем СБ деградируют от воздействия ионизирующего излучения космического пространства [2]. При этом также существуют сложности раскрытия и обеспечения требуемой ориентации СБ по отношению к Солнцу, что, например, убедительно показано в патенте РФ № 2509694 [3], текст которого представлен на 14-ти страницах, включая 3 страницы рисунков и математических выражений, а формула изобретения изложена в 55 строчках и заключается в следующем (с сокращениями): «Способ управления ориентацией СБ КА с ограничением угла поворота СБ, заключающийся в том, что определяют заданный угол СБ как положение проекции единичного вектора направления на Солнце на плоскость вращения нормали к ее рабочей поверхности относительно связанных с КА осей координат, измеряют угловое положение нормали к рабочей поверхности СБ относительно связанных с КА осей координат в плоскости вращения СБ с точностью до дискретного сектора соответствующего датчика угла, определяют угловую скорость вращения СБ по времени пересечения СБ границы между дискретными секторами датчика угла, вычисляют расчетный угол относительно измеренного углового положения СБ как произведение угловой скорости СБ на время ее вращения, вращают СБ в направлении уменьшения рассогласования между заданным и расчетным углами, определяют угол разгона СБ и угол торможения, корректируют расчетный угол по измеренному угловому положению указанной нормали в моменты изменения значений датчика угла на величину одного дискретного сектора, задают порог срабатывания, при превышении которого формируется рассогласование между заданным и расчетными углами как:

$$(\alpha_{\text{разг}} + \alpha_{\text{торм}}) < \alpha_{\text{ср}} < \arccos \frac{I_{\min}}{I_{\max}},$$

где $\alpha_{\text{ср}}$ – порог срабатывания; $\alpha_{\text{разг}}$ – угол разгона СБ; $\alpha_{\text{торм}}$ – угол торможения СБ; $I_{\min}$ – минимально допустимый ток, вырабатываемый СБ; $I_{\max}$ – максимально возможный ток, вырабатываемый СБ...

...Присваивают заданному углу значение углового положения ближайшего к нему луча рабочего угла, если положение указанной выше проекции единичного вектора направления на Солнце находится вне рабочего угла, формируют сигнал отказа и прекращают управление СБ, если угловое положение нормали к рабочей поверхности СБ находится вне рабочего угла и при этом изменяется в направлении увеличения угла относительно ближайшего к нему луча рабочего угла».

Таким образом, в настоящее время существуют проблемы применения СБ в КА не только исходя из их «физической» и «механической» специфики, но и при том, что одной из основных тенденций развития ракетно-космической техники является рост эффективности энергетического обеспечения КА.

Анализ альтернативных источников энергии показал, что наиболее высокоэффективным и стабильным источником энергии могут служить ядерные энергетические установки (ЯЭУ) [4; 5]. И работы в этом направлении проводились как американскими, так и российскими научно-исследовательскими и производственными организациями [6].

Первой в мировой практике экспериментальной ЯЭУ стала разработанная по программе Systems for Nuclear Auxiliary Power [7] американская установка SNAP-10A (рис. 1), размещенная на космическом аппарате Snapshot, который был выведен на орбиту 3 апреля 1965 года. Электрическая мощность, обеспечиваемая термоэлектрическим преобразователем, составляла от 500 до 650 Вт. Реактор успешно проработал 43 дня.

Первый советский спутник типа «УС-А» с ЯЭУ был запущен 3 октября 1970 г. [6]. В качестве энергетической установки КА была использована ЯЭУ БЭС-5 (рис. 2) мощностью 3 кВт с термоэлектрическим преобразованием тепловой энергии. За время серийного производства спутников типа «УС-А» удалось увеличить срок активного существования изделий с 45 до 120 суток, а в дальнейшем до 300 суток, при этом были решены задачи по защите бортовой аппаратуры КА от радиационного воздействия ЯЭУ.

В настоящее время, по сообщению директора, генерального конструктора НИКИЭТ (ОАО «Ордена Ленина Научно-исследовательский и конструкторский институт энерготехники имени Н. А. Доллежале») Ю. Г. Драгунова на состоявшейся в Обнинске

25–27 июня 2014 года конференции, посвященной 60-летию со дня пуска Обнинской АЭС, работы в этом направлении ведутся весьма успешно: к настоящему времени в НИКИЭТ в рамках проекта «Создание транспортно-энергетического модуля на основе ядерной энергодвигательной установки мегаваттного класса» [8] завершены испытания системы управления реактором ядерной энергодвигательной установки мегаваттного класса для космического использования.



Рис. 1. ЯЭУ SNAP-10A [7]

Однако при этом важнейшим условием применения КА с ЯЭУ является обеспечение радиационной безопасности [9; 10], в частности, этой проблеме уделена целая глава в фундаментальной монографии специалиста в этой области, генерального директора одного из ведущих разработчиков российской космической техники ФГУП «Конструкторское бюро «Арсенал» им. М. В. Фрунзе» [11] (гл. 4. Некоторые аспекты эксплуатации космических аппаратов с ядерными энергетическими установками; 4.1. Транспортировка и испытания КА с ядерными энергетическими установками на техническом комплексе; 4.5. Специальные требования к РКК для подготовки и запуска КА с ЯЭУ и вероятные последствия аварий при наземной эксплуатации КА с ЯЭУ и при выведении его на орбиту функционирования). В общем случае, транспортировке с завода-изготовителя на космический полигон предшествует хранение КА ЯЭУ в заводских условиях, для чего применяется транспортировочный контейнер.

В технической литературе представлено большое количество конструкций таких контейнеров, и работы в этом направлении продолжают. Важное значение конструкции контейнера можно усмотреть, например, в описании к патенту США № 5438597 [12], изложенном на 18 стр., включая 10 рисунков, в котором в качестве прототипов рассмотрено 25 патентов США и 2 Японии.

Основываясь на анализе патентной и технической литературы, была разработана оригинальная конструкция контейнера для ЯЭУ КА [13], которая схематично представлена на рис. 3.



Рис. 2. ЯЭУ БЭС-5 [6]

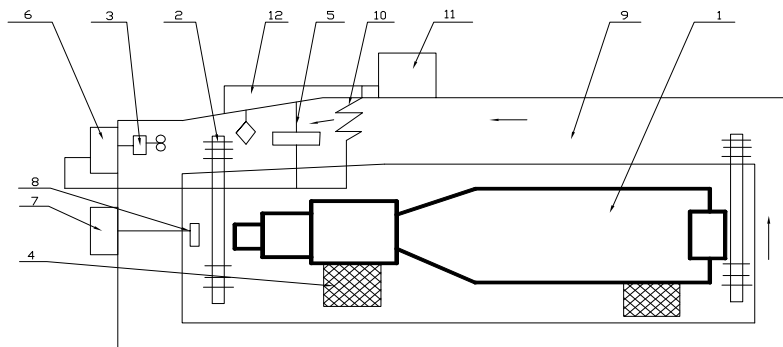


Рис. 3. Транспортировочный контейнер: 1 – ядерная энергетическая установка; 2 – термосифон; 3 – вентилятор; 4 – металлорезиновый амортизатор; 5 – датчик температуры; 6 – система управления температурным режимом; 7 – система поддержания давления азота; 8 – датчик давления; 9 – газопровод; 10 – электронагреватель; 11 – энергетическая установка; 12 – компрессионная холодильная установка [13]

Внутри контейнера, заполненного азотом с давлением $1,2 \text{ кг/см}^2$, не содержатся подвижные части, а тепловой поток выносится в газовод 9 с помощью пассивных тепловых труб, выполненных в виде термосифонов 2, где возврат теплоносителя (аммиак NH_3) осуществляется самотеком под действием силы тяжести. Необходимый нагрев для обеспечения температуры в контейнере выше $+5^\circ\text{C}$ (чтобы не замерз теплоноситель ЯЭУ – эвтектика Na–Kа) обеспечивается нагревателем 10 по сигналу датчика температуры 5. Питание всех потребителей энергии осуществляется от энергетической установки 11.

При необходимости охлаждение осуществляется вентилятором 3, обдувающим оребренные конденсаторы термосифонов через испаритель холодильной машины 12.

Система позволяет поддерживать температуру $20 \pm 1^\circ\text{C}$, что является комфортными и безопасными условиями транспортировки ЯЭУ.

Система поддержания давления 7 азота внутри контейнера по сигналам датчика давления включает компрессор системы 7, обеспечивая давление порядка $1,1 \dots 1,2 \text{ кг/см}^2$.

Радиационная защита контейнера выполнена с использованием материалов в виде конструктивных элементов по аналогии с описанными в патенте РФ № 2042984 [14]. Согласно описанию радиационная защита ЯЭУ содержит контейнер (рис. 4) в виде обечайки 1 с днищами 2 и 3, заполненной монолитным гидридом лития 4, смонтированные на днищах 2 и 3 узлы 5 крепления защиты с другими агрегатами ЯЭУ и силовые элементы 6 внутри монолита, скрепляющие узлы 5 между собой, а также установленные на обечайке узлы 7 крепления коммуникаций установки, на конической обечайке 1 выполнены расположенные вдоль ее образующих зиги 8, а на внутренней ее поверхности в местах расположения узлов 7 установлены крепежные элементы 9, выполненные в виде перфорированных профилированных ребер.

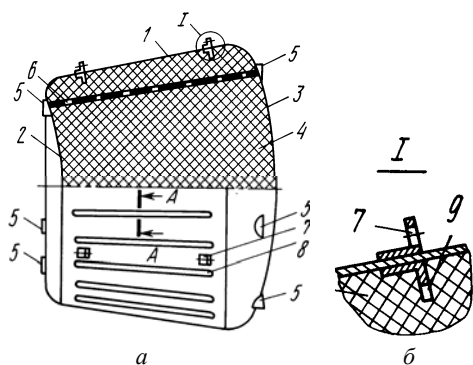


Рис. 4. Конструктивная схема радиационной защиты:
а – общий вид; б – разрез по I [14]

С целью гарантии надежности космической техники в отношении устойчивости против механических воздействий проводятся специальные испытания [15], включающие испытания на действие статических, ударных и вибрационных нагрузок, куда входит и имитация нагрузок при транспортировании.

В этом отношении следует отметить, что важнейшим элементом конструкции контейнера является металлорезиновый амортизатор 4, который представляет собой металлокомпозит, состоящий из металлической спирали, впрессованной в резину. Его назначение заключается в уменьшении амплитуды вибраций в широком диапазоне частот за счет трения на поверхностях спирали, что предотвращает контейнер от повреждений при транспортировке.

С целью повышения прочностных характеристик амортизатора в резину предварительно вводили нанопорошок углерода, который получали из природного скрытокристаллического графита по технологии [16], разработанной отделом инжиниринга минеральных ресурсов Ноттингемского университета [17], по которой графитовую руду с размерами кусочков порядка 10 мм вначале измельчали в щековой мельнице до размеров частиц менее 0,1 мм, удельная поверхность которых составляла $6 \text{ м}^2/\text{г}$, а дальнейшее измельчение производили в центробежно-планетарной мельнице при ускорении 40 g. При этом были подобраны, количественно оптимизированы и интеркалированы в межплоскостное пространство графитовых сеток соответствующие детергенты, которые в процессе обработки позволили разрушить графит, практически не разрушая графитовые сетки. Такое диспергирование графита не приводит к появлению низкомолекулярных соединений со свойствами смол или асфальтенов и поэтому только увеличивает удельную поверхность до $60 \dots 80 \text{ м}^2/\text{г}$ при получении частиц графита со средним размером около 50 нм с содержанием углерода до 91,6 масс. %.

Измельчение с применением центробежно-планетарной мельницы сводится не только к диспергированию, но и к механоактивации измельчаемых частиц, что повышает их энергонасыщенность [18] в результате накопления структурных дефектов, увеличения кривизны поверхности и даже аморфизации кристаллов (в данном случае графита), что усиливает их химическую активность [19], а при использовании в изделиях – улучшает их физико-механические и, как следствие, эксплуатационные характеристики.

Полученный нанопорошок (НП) в количестве 5 масс. % вводили в состав «резиновой смеси» (каучук, технический углерод, кремниевая кислота, сера, масла и смолы, вулканизационные активаторы – по ГОСТ 5513–97 до 20 компонентов) взамен технического углерода и выполняли все технологические операции, связанные с производством протекторных резин [20], в результате чего получали резину, характеристики которой превышали таковые для обычной резины (см. таблицу) [21]. Причем присутствующие в объеме резины наночастицы углерода не только приводят к ее упрочнению [22], но и вследствие того, что важнейшей особенностью ультрадисперсных систем является их исключительно развитая поверхность, вблизи которой находится значительная доля атомов [23], наночастицы также вносят свой антивибрационный вклад за счет уменьшения амплитуды колебаний в результате возникновения эффекта трения на их поверхностях.

Влияние НП графита на свойства протекторных резин

Показатель	Резиновая смесь		
	Стандартный состав	С добавкой 5 масс. ч. нанопорошка графита	
		Величина	Прирост, %
Условное напряжение при 300%-ном удлинении, МПа	9,2	10,1	+9,78
Сопротивление многократному растяжению, 1000 циклов	80	103	+28,75
Сопротивление образованию трещин, 1000 циклов	219	283	+29,22

Полученные данные показывают, что введение нанопорошка природного графита в резину обеспечивает существенное повышение усталостной выносливости в различных режимах деформации. Этот факт следует рассматривать как имеющий большое практическое значение, поскольку упругогистерезисные и усталостные свойства резин во многом определяют эксплуатационные характеристики изготавливаемых из них изделий.

Увеличение прочностных характеристик пластмассы было установлено в исследовании [24], выполненном в университете штата Огайо под руководством проф. Дж. Ланнутти (J. Lannutti). При этом в результате введения в пластмассы двуокиси кремния SiO_2 с размерами частиц до 50 нм их прочность повысилась в 3...4 раза в результате того, что плавящаяся пластмасса заполняет мельчайшие поры в наночастицах, что создает прочные связи между атомами SiO_2 и пластмассой на большой площади поверхности. И нагрузка, воздействующая на нанопластмассу, делится в ее объеме на множество взаимодействий с наночастицами SiO_2 . По мере продвижения трещины в композите она дробится на все меньшие и меньшие трещинки, пока материал не поглотит (рассеет – dissipated) энергию нагрузки. Авторы назвали разработанный способ синергетическим упрочнением или наномасштабным упрочнением. Разработанная нанопластмасса показала такую же теплостойкость, как и пластмассы с графитовыми волокнами, но выдерживали ударные нагрузки в 4...5 раз больше.

Полученные результаты совпадают на качественном уровне с данными, опубликованными известной в области производства и применения нанопорошков фирмой NaBond Technologies Co., Ltd. HONG KONG (also known as 納邦技術有限公司) [25], согласно которым в результате введения в резину нанопорошка карбида кремния SiC повышаются эксплуатационные характеристики изготавливаемых из нее изделий, а также с данными работы [26], в которой описаны положительные эффекты от введения наночастиц оксида алюминия в металлорезиновые композиты, используемые для изготовления тормозных колодок, эксплуатация которых проходит в жестких условиях, включая вибрацию.

Библиографические ссылки

1. Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения / СибГАУ. Красноярск, 2011. 488 с.

2. Токовый преобразователь энергии солнечной батареи в системе электропитания космических аппаратов / Ю. М. Казанцев [и др.] // Известия Томского политехнического ун-та. 2011. Т. 319. № 4. С. 148–153.

3. Пат. 2509694 Российская Федерация. С1 МПК B54G1/44. Способ управления ориентацией солнечной батареи космического аппарата с ограничением угла поворота солнечной батареи / Гордийко С. В., Бурдыгов Б. Г. Заявка № 2012150757/11 от 28.11.2012. Бюл. № 8. 2014.

4. Коротеев А. С., Акимов В. Н., Гафаров А. А. Создание и перспективы применения космической ядерной энергетики в России // Полет. 2008. № 7. С. 3–15.

5. Акатов А. А., Коряковский Ю. С. В космос – на атомной тяге. М.: Изд-во АНО «Информационный центр атомной отрасли», 2012. 24 с.

6. Карасев П. А. Ядерные энергетические установки в космосе // Атомная стратегия. 2007. № 4. С. 16–17.

7. Schmidt G. SNAP overview // General background. February 7. 2011. 78 p. URL: <http://anstd.ans.org/NETS2011/Schmidt.pdf>. (accessed 14.07.2014).

8. НИКИЭТ завершил испытания системы управления реактором космической ЯЭДУ. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.sdelanounas.ru/blogs/50847/> (дата обращения: 14.07.2014).

9. Moracho Ramirez M. J. Nuclear installation safety: International Atomic Energy Agency (IAEA) training programmes, materials and resources. Appendix 3. Infrastructure and Methodologies for the Justification of Nuclear Power Programmes. 2012. P. 919–933.

10. Launius R. D. Reacting to nuclear power systems in space: American public protests over outer planetary probes since the 1980s // Acta Astronautica. 2014. Vol. 96. P. 188–200.

11. Романов А. В. Теория комплексной оптимизации проектирования космических аппаратов с ядерными термоэмиссионными энергетическими установками. СПб.: ООО «НПО «Профессионал», 2010. 474 с.

12. US Patent 5,438,597 Container for transportation and storage of spent nuclear fuel Appl. № 131,971. Oct. 8, 1993. Int. Cl.⁶ G21F 5/012 / Robert A. Lehnert, Robert D. Quinn, Steven E. Sisley, Brandon D. Thomas. Date of Patent August 1, 1995.

13. Возможность применения ядерных энергетических установок в космических аппаратах и проблемы транспортировки / В. В. Двирный [и др.] // Интеллект и наука: Тр. XIII Междунар. молодежной науч. конф. Железногорск, 2013. С. 11–12.

14. Пат. 2042984 Российская Федерация. С1 МПК⁶ G21D1/00. Тепловая радиационная защита космической ядерной энергетической установки / Воробьев А. С., Галкин А. Я., Дубинин А. А. и др. Заявка № 5067111/23 от 15.09.1992. Оpubл. 27.08.1995.

15. Введенский Н. Ю., Пустобаев М. В. Анализ отработки космической техники на механические воздействия в США, ЕС и РФ // Вопросы электромеханики. 2012. Т. 130, № 5. С. 19–26.
16. Обогащение графитовой руды Курейского месторождения / О. М. Смирнов [и др.] // Обогащение руд, 1999. № 1–2. С. 19–22.
17. Preliminary Jameson cell flotation testing of Siberian graphite samples // Report prepared for B. Coope and Association Industrial Mineral Consulting / Department of Mineral Resources Engineering University Nottingham. 1993. 11 p.
18. Болдырев В. В. Механохимия и механическая активация твердых веществ // Успехи химии, 2006. Т. 75, № 3. С. 203–216.
19. Butyagin P. Yu., Pavlichev I. K. Determination of energy yield mechanochemical reactions // Reactivity of Solids. 1986. Vol. 1, Iss. 4. P. 361–372.
20. Опыт использования ультрадисперсного порошка природного скрытокристаллического графита в протекторных резинах / В. А. Полубояров [и др.] // Ультрадисперсные порошки, материалы и наноструктуры : Материалы межрегион. конф. Красноярск : КГТУ, 1996. С. 155–156.
21. Новые возможности использования графитовой руды Курейского месторождения / Г. Г. Крушенко [и др.] // Обогащение руд, 1999. № 5. С. 7–8.
22. Упрочнение металлических, полимерных и эластомерных материалов ультрадисперсными порошками плазмохимического синтеза / М. Ф. Жуков [и др.]. Новосибирск. 1999. 312 с.
23. Зубов В. И. Об особенностях термодинамики ультрадисперсных систем // Физикохимия ультрадисперсных систем : Материалы IV Всерос. конф. М. : МИФИ, 1998. С. 23–26.
24. Toughening at nanoscale makes plastics suitable for aircraft use. Materials Today. 2000. Iss. 3. P. 8.
25. NaBond Technologies Co., Ltd. HONG KONG (also known as 納邦技術有限公司). URL: <http://www.nabond.com/contact.htm>.
26. Effects of epoxidized natural rubber–alumina nanoparticles (ENRAN) composites in semi-metallic brake friction materials / A. Almaslow [et al.]. Wear. 2013. Vol. 302, Iss. 1–2. P. 1392–1396.
- solar battery orientation with limitation of solar battery turn angle]. Patent RF no. 2509694, 2014.
4. Koroteev A. S., Akimov V. N., Gafarov A. A. [Creation and prospects of application space nuclear power engineering in Russia]. *Polet*. 2008, no. 7, p. 3–15 (In Russ.).
5. Akatov A. A., Korjakovskij Ju. S. *V kosmos – na Atomnoj tjage* [In the space on a nuclear-powered]. Moscow, Informatsionnyj tsentr atomnoj otrasli Publ., 2012, 24 p.
6. Karasev P. A. [Nuclear power installations in space]. *Atomnaja strategija*. 2007, no. 4, p. 16–17 (In Russ.).
7. Schmidt G. SNAP overview. General background. February 7. 2011. 78 p. Available at: <http://anstd.ans.org/NETS2011/Schmidt.pdf> (accessed 14.07.2014).
8. SRDIT has completed the testing of the control system reactor space NPPS. Available at: <http://www.sdelanounas.ru/blogs/50847/> (accessed 14.07.2014).
9. Moracho Ramirez M. J. Nuclear installation safety: International Atomic Energy Agency (IAEA) training programmes, materials and resources. Appendix 3. Infrastructure and Methodologies for the Justification of Nuclear Power Programmes, 2012. P. 919–933.
10. Launius R. D. Reacting to nuclear power systems in space: American public protests over outer planetary probes since the 1980. *Acta Astronautica*, March–April 2014. Vol. 96. P. 188–200.
11. Romanov A. V. *Teoriya kompleksnoj optimizatsii proektirovaniya kosmicheskikh apparatov s jadernymi termojemissionnymi jenergeticheskimi ustanovkami* [Theory of complex optimization of design of spacecraft with nuclear thermal emission power installations]. SPb., OOO “NPO “Professional” Publ., 2010, 474 p.
12. US Patent 5,438,597 Container for transportation and storage of spent nuclear fuel Appl. № 131,971 Oct. 8, 1993. Int. Cl.6 G21F 5/012. Robert A. Lehnert, Robert D. Quinn, Steven E. Sisley, Brandon D. Thomas. Date of Patent August 1, 1995.
13. Dvirnyj V. V., Dvirnyj G. V., Kozlov D. O. et al. [The use of nuclear power plants in space vehicles and transportation issues]. *Trudy XIII Mezhdunarodnoj molodezhnoj nauchnoj konferentsii “Intellect i nauka”* [Proc. XIII Int. youth scientific conference “Intellect and science”]. Zheleznogorsk, 2013, p. 11–12 (In Russ.).
14. Vorob'ev A. S., Galkin A. Ja., Dubinin A. A. et al. *Teplovaja radiatsionnaja zashhita kosmicheskoy jadernoj jenergeticheskoy ustanovki* [Thermal radiation protection, space nuclear power installation]. Patent RF, no. 2042984, 1995.
15. Vvedenskij N. Ju., Pustobaev M. V. [Analysis of the testing of space technology to mechanical effects in USA, ES and RF]. *Voprosy jelektromekhaniki*. 2012, vol. 130, no. 5, p. 19–26 (In Russ.).
16. Smirnov O. M., Krushenko G. G., Shhipko M. L. et al. [Benefication of the graphite ore from the Kureyka deposit]. *Obogashhenie rud*. 1999, no. 1–2, p. 19–22 (In Russ.).
17. Preliminary Jameson cell flotation testing of Siberian graphite samples. Report prepared for B. Coope and Association Industrial Mineral Consulting. Department of Mineral Resources Engineering University Nottingham. 1993, 11 p.

References

1. Chebotarev V. E., Kosenko V. E. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespechenija* [Principles of design of spacecraft information support]. Krasnojarsk, SibGAU Publ., 2011. 488 p.
2. Kazancev Ju. M., Gordeev K. G., Lekarev A. F. et al. [Current transformer with solar energy in the power system space appartition]. *Izvestija Tomskogo politekhnicheskogo universiteta*. 2011. vol. 319. no. 4. p. 148–153 (In Russ.).
3. Gordijko S. V., Burdygov B. G. *Sposob upravlenija orientatsiej solnechnoj batarei kosmicheskogo apparata s ogranicheniem ugla povorota solnechnoj batarei*. [Method of control over spacecraft

18. Boldyrev V. V. [Mechanochemistry and mechanical activation of solids]. *Uspekhi khimii*, 2006, vol. 75, no. 3, p. 203–216 (In Russ.).
19. Butyagin P. Yu., Pavlichev I. K. Determination of energy yield mechanochemical reactions. *Reactivity of Solids*, August 1986, vol. 1, Issue 4, p. 361–372.
20. Polubojarov V. A., Krushenko G. G., Cherepanov A. N. et al. [Experience using ultra-dispersed powder of natural cryptocrystalline of graphite in the rubber tread]. *Materialy mezhhregion. konf.* [Proc. interregion. conf.]. Krasnoyarsk, 1996, p. 155–156 (In Russ.).
21. Krushenko G. G., Shhipko M. L., Goncharov V. M. et al. [New possibilities for application of Kureisky graphite ore]. *Obogashhenie rud.* 1999, no. 5, p. 7–8 (In Russ.).
22. Zhukov M. F., Cherskij I. N., Krushenko G. G. et al. *Uprochnenie metallicheskih, polimernykh i jelastomernykh materialov ul'tradispersnymi poroshkami plazmohimicheskogo sinteza* [Hardening of metallic and polymeric and elastomeric materials of ultradispersed powders of plasmachemical synthesis]. Novosibirsk, Nauka Publ., 1999, 312 p.
23. Zubov V. I. About the peculiarities of thermodynamics ultradispersed systems [Ob osobennostjakh termodinamiki ul'tradispersnykh sistem. Fizikokhimija ul'tradispersnyh sistem] *Trudy IV AllRussian conf.* Moscow, 1998, p. 23–26 (In Russ.).
24. Toughening at nanoscale makes plastics suitable for aircraft use. *Materials Today*, 2000. Issue 3. P. 8.
25. NaBond Technologies Co., Ltd. HONG KONG (also known as 納邦技術有限公司). Available at: <http://www.nabond.com/contact.htm> (accessed 14.07.2014).
26. Almaslow A. et al. Effects of epoxidized natural rubber–alumina nanoparticles (ENRAN) composites in semi-metallic brake friction materials. *Wear.* April–May 2013. Vol. 302, Iss. 1–2, p. 1392–1396.

© Двирный В. В., Двирный Г. В., Крушенко Г. Г., 2014