

№ 2013615794 «Планирование и обработка результатов испытаний жидкостных ракетных двигателей малых тяг» / А. И. Коломенцев, А. Н. Хохлов ; 2013.

References

1. EADS Astrium, Dvigatel' S10 (Engine S10). Available at: <http://cs.astrium.eads.net/sp/brochures/thrusters/10N%20Thruster.pdf>.

2. EADS Astrium, Dvigatel' S400 (Engine S400). Available at: <http://cs.astrium.eads.net/sp/brochures/apogee-engines/400N%20Engine.pdf>.

3. Kolomentsev A. I., Khokhlov A. N. *Planirovanie i obrabotka rezultatov ispytaniy zhidkostnykh raketnykh dvigatelej malyh tyag* [Planning and analysis of the results of tests of liquid rocket engines of small rods]. Svidetelstvo o gusudarstvennoj registracii programmy dlya AVM № 2013615794, 2013.

© Коломенцев А. И., Хохлов А. Н., 2013

УДК 629.78.001.5

ЭНЕРГЕТИЧЕСКАЯ УСТАНОВКА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ВРАЩАЮЩИМИСЯ АККУМУЛЯТОРНЫМИ БАТАРЕЯМИ

Ц. Г. Надараиа¹, И. Я. Шестаков², А. А. Фадеев², К. В. Надараиа^{3,4}

¹ООО «КВОНТ»

Российская Федерация, 660041, Красноярск, просп. Свободный, 75

²Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева 660014, Российская Федерация, Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
E-mail: yakovlevish@mail.ru

³Дальневосточный федеральный университет 690950, Российская Федерация, Владивосток, ул. Суханова, 8. E-mail: nadaraiakv@mail.ru

⁴Институт химии Дальневосточного отделения Российской академии наук 690022, Российская Федерация, Владивосток, просп. 100-летия Владивостока, 159

Приведена классификация источников питания космического аппарата (КА), основные требования, предъявляемые к источникам питания КА и сравнительная оценка аккумуляторных батарей по удельной энергии. Показаны условия возникновения электростатических разрядов на поверхности КА и их характеристики. Рассматривается энергетическая установка, состоящая из вращающихся аккумуляторных батарей с использованием энергии электростатических зарядов для поддержания заданной частоты вращения. Представлены некоторые явления в проводниках второго рода, возникающие в поле центробежных сил. Приведена упрощенная оценка электрических и центробежных сил, действующих на ионы в электролите. Приведены результаты исследования опытного образца и рекомендации по практическому применению энергетической установки.

Ключевые слова: энергетическая установка космического аппарата, вращающиеся аккумуляторы, аккумуляторные батареи.

PROPULSION OF A SPACECRAFT WITH THE ROTATING BATTERIES

C. G. Nadaraia¹, I. Y. Chestakov², A. A. Fadejev², K. V. Nadaraia^{3,4}

¹“CVONT” LLC

75, Svobodniy Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation

²Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev 31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russian Federation. E-mail: yakovlevish@mail.ru

³Far Easter Federal University 8, Sukhanova str., Vladivostok, 690950, Russian Federation. E-mail: nadaraiakv@mail.ru

⁴Institute of Chemistry of Far Eastern Branch of Russian Academy of Sciences 159, 100-letiya Vladivostoka Av., Vladivostok, 690022, Russian Federation

The classification of the sources of a power spacecraft, the main requirements to the power source AC and the comparative evaluation of the batteries for the specific energy are given. The conditions for the occurrence of electrostatic discharge on the surface of the spacecraft and their characteristics are shown. The energetic system consisting of rotating batteries using the energy of the electrostatic charges to maintain the desired speed is considered. There are some of the phenomena in the conductors of the second kind arising in the field of the centrifugal forces. A simplified assess-

ment of electrical and centrifugal forces acting on the ions in the electrolyte is shown. The results of the research of a prototype and recommendations on the practical application of the energy installation are given.

Keywords: power unit of the spacecraft, rotating batteries, rechargeable batteries.

Одной из важнейших бортовых систем любого космического аппарата (КА), прим. автора), которая, в первую очередь, определяет его тактико-технические характеристики, надежность, срок службы и экономическую эффективность, является система электрообеспечения. Поэтому проблемы разработки, исследования и создания систем электрообеспечения КА имеют первостепенное значение.

От энергетической установки во многом зависит конструктивное исполнение КА: габаритные размеры, масса и срок активного существования на орбите. Выход из строя энергоустановки влечет за собой выход из строя всего аппарата.

Масса бортовой энергетической установки отечественных КА находится в пределах 8–25 % от массы объекта [1], поэтому снижение массы энергоустановки является актуальной проблемой.

В качестве первичных источников для питания бортовых систем КА используются различные генераторы энергии:

- 1) солнечные батареи;
- 2) химические источники тока, в частности:
 - аккумуляторы;
 - гальванические элементы;
 - топливные элементы;
- 3) радиоизотопные источники энергии;
 - ядерные реакторы.

В состав первичного источника входит не только генератор электроэнергии, но и обслуживающие его системы, например система ориентации солнечных батарей.

Основным источником электроэнергии для КА в настоящее время является комбинация солнечных и аккумуляторных батарей.

Солнечные батареи (СБ) выгодно применять для небольших потребляемых мощностей тока из-за большой площади их поверхности и высокого удельного веса. Для получения, например, мощности в 3 кВт требуется батарея, состоящая из 100 000 элементов с общим весом около 300 кг, т. е. при удельном весе в 100 кг/кВт, такие батареи займут площадь более 30 м².

Масса СБ определяется исходя из удельных параметров. В настоящее время удельная масса СБ составляет 2,77 кг/м² для кремниевых и 4,5 кг/м² для арсенид-галлиевых фотоэлектрических преобразователей (ФЭП). СБ с кремниевыми монокристаллическими ФЭП по удельно-массовым характеристикам достигли своего физического предела.

КПД солнечных батарей невелик, он не превышает пока 11–13 %. Это значит, что с 1 м² современных солнечных батарей снимается мощность в 100–160 Вт.

В настоящее время на КА широко используются никель-водородные аккумуляторы, однако, энергомассовые характеристики этих аккумуляторов достигли своего предела (70–80 Вт·ч/кг). Возможность

дальнейшего улучшения удельных характеристик никель-водородных аккумуляторных батарей весьма ограничены и требуют крупных финансовых затрат.

К аккумуляторным батареям (АБ), используемым на КА, предъявляются следующие требования:

- максимальное количество циклов «заряд–разряд»;
- стойкость к перезаряду;
- высокие удельные массогабаритные характеристики;
- широкий диапазон рабочих температур;
- возможность зарядки малыми токами;
- низкие токи саморазряда.

Важнейшей характеристикой химического аккумулятора является удельная энергия, так как она определяет массогабаритные параметры батареи. Другая важная характеристика – это надежность, так как резервирование химических аккумуляторов крайне нежелательно из-за их высокой массы. Используемые в космической технике аккумуляторы, как правило, имеют герметичное исполнение; герметичность обычно достигается с помощью металлокерамических уплотнений.

Помимо основной функции аккумуляторная батарея может играть роль стабилизатора напряжения бортовой сети, так как в рабочем диапазоне температур её напряжение меняется мало при изменении тока нагрузки.

В таблице представлено сравнение аккумуляторных батарей по удельной энергии [2]. Наилучший показатель у литий-полимерных АБ, однако такие батареи достаточно дороги.

Сравнение различных типов аккумуляторных батарей

Тип АБ	Удельная энергия АБ, Вт·ч/кг
Li-Polimer, литий-полимерная	90–150
Li-Ion, литий-ионная	90–150
Ag-Cd, серебряно-кадмиевая	50–60
Ni-H, никель-водородная	50–60
Ni-Cd, никель-кадмиевая	20–50
Свинцово-кислотная	15–40

При прохождении КА в космическом пространстве на него действуют потоки плазмы, электромагнитные излучения с разными длинами волн и многое другое, что составляет космическую среду. Под действием этих факторов КА приобретает некоторый электрический заряд и обусловленный им электрический потенциал относительно окружающей плазмы [3; 4].

Участки поверхности КА заряжаются неодинаково из-за различных условий воздействия внешних факторов на эти участки, из-за различий в электрофизических свойствах материалов. Типичным примером является приобретение неодинаковых зарядов осве-

ценным и неосвещенным участками поверхности КА в сильно разреженной космической плазме. Поскольку поверхность современных КА на 80–90 % покрыта диэлектрическими материалами (терморегулирующими покрытиями, защитными стеклами солнечных батарей и т. п.), потенциалы различным образом заряженных ее участков не могут выровняться.

Электризация диэлектрических материалов КА может вызываться также электронами радиационного пояса Земли с характерными энергиями $\sim 1\text{--}10$ МэВ. Электроны с такими энергиями проникают в диэлектрик на глубину до 1 см, создавая внедренный электрический заряд. Это явление называется объемной электризацией КА, в отличие от рассмотренного выше случая поверхностной электризации, обусловленной воздействием на КА магнитосферной плазмы, частицы которой могут проникнуть в диэлектрик на глубину $\sim 10\text{--}20$ мкм.

Происходит так называемое дифференциальное заряджение, при котором между отдельными участками поверхности КА появляются электрические напряжения, вызывающие электростатические разряды (ЭСР).

Основные характеристики электрических разрядов на КА следующие [5]:

- разность потенциалов до 20 кВ;
- токи разрядов до 100 А;
- длительность фронта ЭСР $10^{-8} - 10^{-7}$;
- длительность ЭСР $10^{-7} - 10^{-6}$;
- энергия ЭСР до 0,2 Дж;
- частота разрядов до 10 Гц.

Импульсные токи, возникающие при ЭСР и протекающие в корпусе КА, кабельных сетях, проложенных на его поверхности, и в элементах аппаратуры, расположенных в специальных экранах или термоконтейнерах, представляют основную опасность для бесперебойного функционирования бортовой радиоэлектронной аппаратуры (БРЭА) КА. Кроме этого, опасность представляют импульсные электромагнитные поля, возникающие при протекании токов разряда. Проникая через неоднородности экранов, они воздействуют на непреднамеренные антенны внутри БРЭА, наводя помеховые токи и напряжения.

Разности потенциалов на поверхностях КА, находящихся на геостационарных орбитах, могут достигать 20 кВ, а средние значения энергии ЭСР составляют 6–200 мДж. В результате ЭСР по корпусу КА протекают импульсные токи амплитудой до 100 А. Они приводят к возникновению ЭМП в элементах кабельных систем БРЭА. ЭМП различной природы, вызванные ЭСР, приводят к кратковременным сбоям и отказам БРЭА, искажению информационных сигналов и сигналов управления, а в отдельных случаях – физическому повреждению бортовых устройств. Из-за высокой сложности реальных конструкций КА и их БРЭА задача определения места разряда и его уровня достаточно сложна и на сегодняшний день не отработана. Это затрудняет разработку методов, средств контроля и предотвращения ЭСР и, соответственно, защиты аппаратуры от его воздействия.

В данной работе предлагается использование электростатических зарядов для восстановления ки-

нетической энергии вращающихся масс путём накопления этих зарядов в ионисторах. Для этого в энергетической установке (рис. 1) аккумуляторные батареи 1 устанавливаются в секторы 2 на вращающемся корпусе 3. Корпус имеет форму диска и вращается относительно оси 4, на которой закреплены постоянные магниты 5. Коаксиально оси на корпусе расположены статорные обмотки 6, в которых наводится ЭДС, необходимая для подзарядки АБ. По периферии корпуса установлены кольца 7 из магнитных материалов (викалой, альнико и др.). Ось устройства находится в центре дискообразного основания 8, на боковой периферийной стенке 9 которого смонтированы статорные обмотки 10, на которые подается напряжение для раскрутки АБ перед стартом КА. Статорные обмотки 10 гальванически связаны с ионисторами (на рис. 1 не показаны). Вращающиеся части энергетической установки играют роль маховичного накопителя.

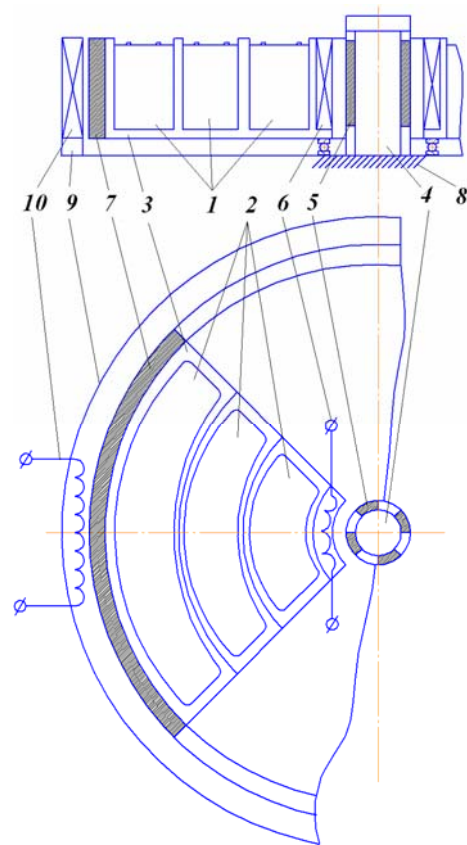


Рис. 1. Энергетическая установка с вращающимися АКБ

Гироскопический эффект, возникающий при вращении АБ, может быть использован для стабилизации КА, что сократит расход рабочего тела на работу двигателей стабилизации.

По мнению авторов [6–8] при вращении проводников второго рода (электролиты в АБ) возникает поляризация электролита и возникает разность потенциалов на электродах. Если разность потенциалов превысит напряжение разложения электролита, то начнется электролиз с выделением продуктов электрохимических реакций. Частоту вращения электро-

лита, при которой начинается поляризация, авторы патента [6] предлагают рассчитать по формуле

$$\omega \geq \sqrt{[q_a q_k (1 - \alpha T)] [16 \pi \epsilon_0 \Delta m \rho h K (R - 0,5h)(2r_B + r_{Li})^2]},$$

где q_a, q_k – электрические заряды аниона и катиона электролита, Кл, в стехиометрическом соотношении; T – абсолютная температура раствора, К; Δm – разность масс гидратированных катиона и аниона, кг; ρ – линейная концентрация тяжелых ионов, м⁻¹; $\rho = 10^3 \sqrt{CN}$, где C – мольная концентрация раствора, моль·л⁻¹, N – число Авогадро, моль⁻¹; h – высота столба раствора, м; K – степень диссоциации электролита, 10⁻² %; R – внутренний радиус емкости, м; α – температурный коэффициент изменения энергии гидратной связи, К⁻¹; ϵ_0 – абсолютная диэлектрическая проницаемость, Ф·м⁻¹; ϵ – относительная диэлектрическая проницаемость воды; r_B – эффективный радиус молекулы воды, м; r_{Li} – эффективный радиус тяжелого иона, м.

Представленная выше математическая зависимость получена в результате эмпирических и теоретических исследований.

Вышеприведенное выражение может быть использовано в случае применения водных растворов. Тем не менее процесс поляризации при вращении будет происходить и в других электролитах, включая гелеобразные и твердые. Однако для получения математического выражения в случае использования неводных электролитов в АБ необходимы теоретические и экспериментальные исследования.

В результате поляризации возникает разность потенциалов между электродами. В статье [8] изложен расчет напряжения между анодом и катодом в аммиачном растворе при линейной скорости периферийного электрода 200 м/с. Снимаемое напряжение при этом может достигать 1 В. Данная методика расчета может быть применена только для аммиачных растворов щелочных металлов в связи с их специфическим поведением в жидком аммиаке, тем не менее, подход, используемый в этой работе, может быть использован для расчета других электрохимических систем.

При конструировании энергетической установки предлагается располагать анод и катод АБ так, чтобы электрическая сила, действующая на ионы, совпадала с силой центробежной. На рис. 2 и 3 показаны схемы расположения электродов аккумуляторов относительно центробежных сил. В литий-ионном и в литий-полимерном аккумуляторах носителем тока является ион лития, в кислотном – ионы водорода и сульфата. Ион сульфата тяжелее иона водорода, поэтому направление центробежной силы, действующей на ион сульфата должно совпадать с направлением электрической силы. Далее приведена оценка электрических и центробежных сил, действующих на ион, без учета релаксационного и электрофоретического эффектов.

Масса электрона $m_e = 0,91 \cdot 10^{-27}$ (г). Заряд электрона $q = -1,6 \cdot 10^{-19}$ (Кл). Тогда заряд иона лития $q_{Li^+} = +1,6 \cdot 10^{-19}$ (Кл).

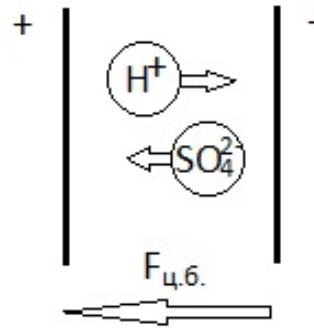


Рис. 2. Схема расположения электродов литий-ионного аккумулятора в поле центробежных сил

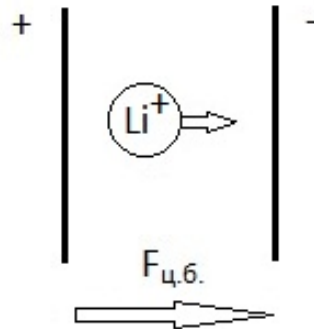


Рис. 3. Схема расположения электродов кислотного аккумулятора в поле центробежных сил

Напряженность электрического поля между электродами

$$E = \frac{U}{\delta} = \frac{F_{эл}}{q},$$

откуда $F_{эл}$ – сила, действующая на заряд

$$F_{эл} = Eq.$$

Масса атома лития

$$m_{Li} = \frac{M}{N_A} = \frac{6,941}{6,02 \cdot 10^{23}} = 1,156 \cdot 10^{-23} \text{ г.}$$

Напряжение на литиевых аккумуляторах $U = 3,6$ В, расстояние между электродами $\delta = 1$ (мм), тогда напряженность электрического поля будет равна

$$E = \frac{3,6}{1 \cdot 10^{-3}} = 3,6 \cdot 10^3 \text{ В/м.}$$

Для никель-кадмиевого, никель-цинкового аккумуляторов напряженность электрического поля $E = 18 \cdot 10^3$ (В/м), $\delta = 2$ (мм) тогда электрическая сила определится:

$$F_{эл} = 3,6 \cdot 10^3 \cdot 1,6 \cdot 10^{-19} = 5,76 \cdot 10^{-16} \text{ Н.}$$

Центробежная сила определяется известным выражением:

$$F_{цб} = \frac{mV^2}{R} = m\omega^2 R.$$

Примем радиус вращающихся масс $R = 0,25$ м. При $n = 3000$ об/мин угловая скорость вращения составит $\omega = 314$ рад/с. Центробежная сила определится как

$$F_{цб} = 1,156 \cdot 10^{-23} \cdot 314^2 \cdot 0,25 = 0,28 \cdot 10^{-18} \text{ Н.}$$

Из расчетов видно, что центробежная сила при повышении числа оборотов приближается к значению электрической силы. С учётом электрофоретического эффекта электрическая сила, действующая на ион, будет меньше расчетной, а центробежная сила будет больше, поэтому следует ожидать, что эти силы будут соизмеримы. В связи с этим ориентацию электродов относительно центробежных сил необходимо учитывать при проектировании подобных энергетических установок.

Модель подобной конструкции была создана и испытана при числе оборотов 3 000 об./мин. При этом направление действия электрических и центробежных сил совпадало. Электрическое напряжение литий-ионных аккумуляторных батарей при испытаниях увеличилось на 2–5 %, целостность корпуса батарей не нарушалась. Использование кинетической энергии вращающихся АБ по ориентировочным расчётам позволит сократить массу бортовой энергетической установки на 5–7 % (за счет использования электростатического заряда, образующегося на поверхности КА, а также за счет уменьшения габаритно-массовых характеристик солнечных батарей).

Данное устройство может быть использовано в режиме резервного источника энергии при повреждении солнечных батарей от космического мусора и других аномалий.

Таким образом, можно сделать следующие выводы:

1. Размещение АБ на вращающейся платформе позволит использовать кинетическую энергию массы.
2. Для восполнения кинетической энергии вращающейся массы перспективно применение электростатического электричества, образующегося на КА, тем самым отпадает необходимость в антистатической защите.
3. Расчеты показывают, что электрические и центробежные силы, действующие на ионы в электролите, соизмеримы, поэтому при конструировании энергетической установки АБ нужно располагать так, чтобы направления действия вышеназванных сил совпадали.
4. Под действием центробежных сил в электролите происходит поляризация, что позволит пополнять запасы электрической энергии на борту КА.
5. Ориентировочный расчет показывает, что использование кинетической энергии вращающихся АБ позволит уменьшить массу энергетической установки КА на 5–7 % без учёта поляризации.
6. Испытания экспериментального образца с литий-ионными аккумуляторами в лабораторных условиях подтвердили правильность расчётов и предположений.

Библиографические ссылки

1. Гущин В. Н. Основы устройства космических аппаратов. М. : Машиностроение, 2003. 272 с.
2. Химические источники тока : справочник / под ред. Н. В. Коровина и А. М. Скундина. М. : МЭИ. 2003. 740 с.
3. Акишин А. И., Новиков Л. С. Электризация космических аппаратов // Новое в жизни, науке, технике. Сер. Космонавтика, астрономия. № 3. М. : Знание. 1985. 73 с.

4. Электризация космических аппаратов в магнитосферной плазме / Л. С. Новиков, В. Н. Милеев, К. К. Крупников, А. А. Маклецов. В кн.: Модель космоса. Т. 2. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов / под ред. Л. С. Новикова. М. : КДУ, 2007. С. 236–275.

5. Дорофеев Р. Ю. Особенности моделирования процессов электризации КА в орбитальных условиях эксплуатации // Электромагнитные поля и электронные системы. 2012. Т. 17, № 5. С. 20–24.

6. Пат. РФ № 2174162. Устройство для преобразования энергии / Г. И. Кудимов, В. В. Студенников. Опубл. 27.09.2001.

7. Кудимов Г. И., Студенников В. В. Водородная энергетика: этап практических решений : сб. статей. М. : МИС-РТ, 1999. № 18-1. С. 1–18.

8. Макаров А. Ф. Хемозлектрический гравитоллиз В. В. Студенникова как возможность прямого преобразования тепловой энергии в электричество [Электронный ресурс]. URL: <http://www.sciteclibrary.ru/rus/catalog/pages/7494.html> (дата обращения: 01.10.2013).

References

1. Gushin V. N. *Osnovi ustroystva kosmicheskikh apparatov* (The basic structure of spacecraft). Moscow, Machine building, 2003, 272 p.
2. Korovina N. V., Skundina A. M. *Himicheskie istochniki toka* (Chemical sources of a current). Moscow, MPEI, 2003, 740 p.
3. Akichin A. I., Novikov L. S. [Electrification of spacecraft]. *Novoye v zhizni, nauke, tekhnike. Ser. Kosmonavtika, asronomia* [New in Life, Science, Technology. Series aerospace, electronics]. Moscow, Znanie, 1985, no. 3, 73 p.
4. Novikov L. S., Mileev V. N., Krupnikov K. K., Maklecev A. A. [Electrification of spacecraft in the magnetospheric plasma]. *Model' kosmosa. T. 2. Vozdeystviye kosmicheskoy sredy na materialy i oborudovaniye kosmicheskikh apparatov* [Model of space. Vol. 2. Effects of the space environment on materials and equipment for spacecraft]. Moscow, KDU, 2007, p. 236–275.
5. Dorofeev R. U. *Electromagnitnie polya i elektronnie sistemi*, no. 5 (17), 2012, p. 20–24.
6. Kudimov G. I., Studennikov V. V. *Ustroystvo dlya preobrazovaniya energii* [Device for transformation of energy]. Patent RF, no. 2174162, 2001.
7. Kudimov G. I., Studennikov V. V. *Vodorodnaya energetika: etap prakticheskikh pecheniy* (Hydrogen energy: the stage of practical solutions), Moscow, MIS-RT, 1999, p. 1–18.
8. Makarov A. F. *Khemoelektricheskiy gravitoliz V. V. Studennikova kak vozmozhnost' pryamogo preobrazovaniya teplovooy energii v elektrichestvo* (Chemo electric gravitoliz for V. V. Studennikova – as the possibility of direct conversion of thermal energy into electricity). Available at: <http://www.sciteclibrary.ru/rus/catalog/pages/7494.html> (accessed 1 October 2013).

© Надараица Ц. Г., Шестаков И. Я., Фадеев А. А., Надараица К. В., 2013