

УДК 629.7.[036.52+051.5]

## Анализ проектных параметров солнечной энергодвигательной установки для наноспутника

**З.С. Жумаев, Г.А. Щеглов**

*Рассмотрен маневрирующий наноспутник, оснащенный солнечной энергодвигательной установкой с параболическим гелиоконцентратором. Проанализировано влияние основных параметров системы ориентации и стабилизации на траекторию движения наноспутника. На основе решения модельных задач показано, что оснащенный подобной двигательной установкой наноспутник обладает большим запасом характеристической скорости.*

**Ключевые слова:** наноспутник, гелиоконцентратор, энергодвигательная установка, перелет между компланарными орбитами.

## Analysis of design parameters of solar power propulsion systems for nano-satellite

**Z.S. Zhumayev, G.A. Shcheglov**

*The paper describes a maneuvering nanosatellite, equipped with a solar power propulsion system with a parabolic trough collector. The influence of main parameters of the orientation and stabilization system on the movement trajectory of the nanosatellite has been analyzed. Based on the model problems solution it has been shown that the nanosatellite equipped with such propulsion system has a larger stock of the characteristic velocity.*

**Keywords:** nanosatellite, solar thermal collector, thermal rocket, flight between coplanar orbits.

**В** настоящее время нано- и пикоспутники широко используются в образовательных целях, а также для отработки и внедрения новых технологий в космические разработки [1]. Как правило, эти спутники представляют собой орбитальные платформы с неизменными параметрами своей орбиты [2]. Создание двигательной установки для сверхмалых космических аппаратов, масса которых не превышает 10 кг, позволит существенно увеличить срок активного существования и расширить диапазон выполняемых ими задач.

Создание для сверхмалых спутников малогабаритных двигательных установок малой массы, обладающих высокой надежностью и относительно низкой стоимостью, является актуальной проблемой [3]. Разрабатываемые в настоящее время двигательные установки для нано- и пикоспутников класса CubeSat либо не обеспечивают большого запаса характеристической скорости, либо требуют многих месяцев для осуществления маневров. Использование классических жидкостных



**ЖУМАЕВ**  
Зайнулла Серикович  
студент  
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)

**ZHUMAYEV**  
Zajnulla Serikovich  
student  
(MSTU named  
after N.E. Bauman)



**ЩЕГЛОВ**  
Георгий Александрович  
доктор технических наук,  
доцент  
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)

**SHCHEGLOV**  
Georgiy Alexandrovich  
Dr. Sc. Techn., Assoc. Prof.  
(MSTU named  
after N.E. Bauman)

ракетных двигателей (ЖРД) и двигательных установок на сжатом газе на аппаратах такого класса существенно затруднено из-за необходимости миниатюризации элементов пневмогидросистемы [4–7]. Разрабатываемые электрические двигатели [8–10] имеют сверхмалую тягу и высокое энергопотребление, что при малом КПД фотоэлектрических преобразователей требует увеличения площади панелей солнечных батарей и повышает тормозящее воздействие атмосферы на аппарат. Другие двигательные установки, использующие солнечный парус [11] громоздки.

Одним из решений проблемы полноценного маневрирования наноспутника может стать использование солнечной энергодвигательной установки (СЭДУ). Принцип работы СЭДУ заключается в использовании солнечного излучения для увеличения внутренней энергии рабочего тела, выбрасываемого через сопло [12]. Преимуществом СЭДУ по сравнению с традиционными ЖРД является большая экономичность по расходу топлива, а по сравнению с электроракетными двигателями — более высокий КПД преобразования солнечной энергии и меньшее время осуществления маневра. Недостаток установки — наличие на борту приемника солнечного излучения, который необходимо с высокой точностью ориентировать на Солнце.

Известны проекты разгонных блоков с СЭДУ для тяжелых полезных нагрузок, в которых подогрев рабочего тела может осуществляться как с использованием концентраторов солнечного излучения [13, 14], так и с помощью электрических нагревателей [15]. Для малых космических аппаратов массой порядка 100 кг разрабатывается СЭДУ с использованием оптических волноводов [16].

В настоящей работе предлагается проект нано-СЭДУ для университетского наноспутника класса CubeSat с массой менее 10 кг. Данная двигательная установка предназначена только для управления движением центра масс наноспутника. Для управления движением относительно центра масс спутник должен быть оснащен дополнительно системой ориентации и стабилизации.

Схема нано-СЭДУ, представленная на рис. 1, включает в себя бак с рабочим телом, обратный клапан, солнечный концентратор с приемником излучения, аккумулятор давления, бистабильный регулирующий клапан, редукционный клапан, сопло, а также трубопроводы, заправочную горловину, предохранительный клапан и запорную арматуру.

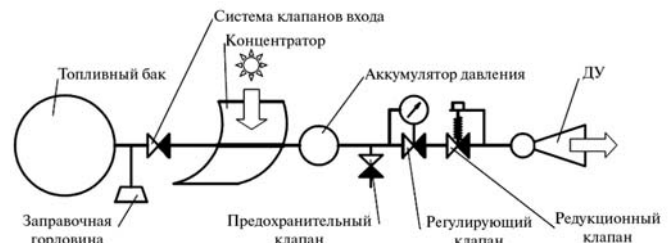


Рис. 1. Схема нано-СЭДУ

Нано-СЭДУ работает в импульсном режиме. В начале цикла порция рабочего тела заполняет рабочую магистраль, включающую приемник излучения и аккумулятор давления. Рабочее тело, нагреваясь в приемнике излучения, увеличивает свою внутреннюю энергию. Когда давление рабочего тела в рабочей магистрали превышает верхний порог срабатывания, регулирующий клапан переходит в открытое устойчивое состояние и начинается подача рабочего тела в реактивный двигатель. Поддержание постоянного давления в камере двигателя обеспечивается редукционным клапаном. За время подачи импульса давление в рабочей магистрали уменьшается и при достижении нижнего порога срабатывания регулирующий клапан переходит в закрытое устойчивое состояние.

Основным элементом двигательной установки является гелиоконцентратор, в фокусе которого находится приемник излучения, где тепловая энергия Солнца преобразуется во внутреннюю энергию рабочего тела. В качестве концентратора выбран параболоцилиндрический рефлектор, поскольку он, имея относительно небольшой коэффициент концентрации по сравнению с параболическим рефлектором, обладает несколькими важными преимуществами как показано на рис. 2:

1) параболоцилиндрический концентратор позволяет более эффективно использовать площадь поверхности, воспринимающей сол-

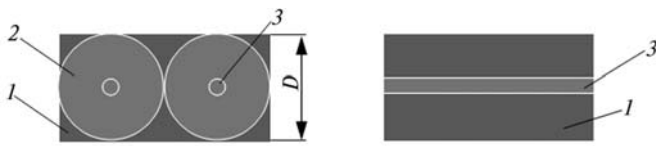


Рис. 2. Площадь, воспринимающая излучение параболоцилиндрического концентратора (1) и параболического концентратора (2), зоны концентрации теплоносителя (3) для этих концентраторов

нечное излучение. Как показано на рис. 2 максимальная площадь проекции параболического концентратора на плоскость, перпендикулярную направлению на Солнце, представляет собой площадь круга диаметром  $D$ . Для двух концентраторов соответственно получим, площадь  $S = 2(\pi D^2 / 4)$ . При использовании в качестве концентратора параболического цилиндра с соотношением сторон  $D \times 2D$  имеем выигрыш в площади соответственно  $\delta = (2D^2 - S) / (2D^2) = 1 - \pi / 4 \approx 21,4\%$ , т. е. два параболических концентратора в такой компоновке не используют  $1/5$  подводимой энергии (в действительности несколько меньше из-за различного затенения зеркал приемником излучения);

2) параболический концентратор имеет существенно меньшую зону концентрации энергии (см. рис. 2, позиция 3), чем параболоцилиндрический. В результате приемник излучения, расположенный в зоне концентрации параболического зеркала, необходимо делать компактным, что приведет к большим скоростям движения теплоносителя и дополнительным тепловым и гидравлическим потерям;

3) при ориентировании параболоцилиндрического концентратора на Солнце не нужно выдерживать точное ориентирование по двум угловым координатам, достаточно повернуть плоскость симметрии сечения параболического цилиндра на угол  $\psi$  до попадания в нее Солнца. Ориентирование по второй координате  $\gamma$  может быть осуществлено с гораздо меньшей точностью, а потеря мощности может быть компенсирована увеличением длины нагревателя, как показано на рис. 3;

4) параболоцилиндрический рефлектор прост в изготовлении и изменение тепловой мощно-

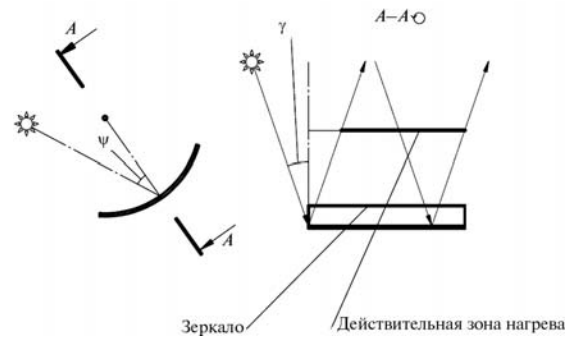


Рис. 3. Углы ориентации параболоцилиндрического концентратора

сти установки легко может быть достигнуто за счет изменения длины концентратора.

Выбор рабочего тела nano-СЭДУ определяется значением газовой постоянной  $R = R_0 / \mu$ , от которой зависит удельный пустотный импульс двигателя:

$$I = w_a \varphi_k \varphi_c + f_a \frac{p_a}{p_k} \frac{\varphi_k}{\varphi_c} \beta;$$

$$f_a = \left( \frac{k-1}{k+1} \right)^{\frac{1}{2}} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \times$$

$$\times \left( 1 - w_a^2 \frac{k-1}{k+1} \left( R T_k \frac{2k}{k+1} \right)^{-1} \right)^{-\frac{1}{k-1}} \times$$

$$\times \left\{ 1 - \left( \frac{p_a}{p_k} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right\}^{-\frac{1}{2}} ;$$

$$\beta = (R T_k)^{\frac{1}{2}} \left[ k^{\frac{1}{2}} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \right]^{-1} ;$$

$$w_a = \left[ R T_k \frac{2k}{k-1} \left\{ 1 - \left( \frac{p_a}{p_k} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right\} \right]^{\frac{1}{2}},$$

где  $p_a$  — давление на срезе сопла;  $p_k$  — давление в камере,  $\varphi_c = 0,97$  — коэффициент, учитывающий потери в сопле;  $\varphi_k = 0,98$  — коэффициент, учитывающий потери в камере;  $k$  — показатель адиабаты;  $R_0$  — универсальная газовая постоянная;  $\mu$  — молекулярная масса рабочего тела.

Наилучшим рабочим телом для СЭДУ является водород, что объясняется его низкой молекулярной массой. Например, при температу-

ре рабочего тела  $T_k = 500$  К, давления в камере  $p_k = 0,25$  МПа и давления на срезе сопла  $p_a = 100$  Па пустотный удельный импульс для водорода  $I = 3\,392$  м/с. Однако для студенческих наноспутников на начальном этапе обработки целесообразно в качестве рабочего тела использовать более безопасную инертную среду, обладающую высокой плотностью и находящуюся в жидкой фазе при нормальных условиях — дистиллированную воду, для которой показатель адиабаты  $k = 4/3$ , газовая постоянная  $R = 461,9$  Дж/(кг·К). При указанных выше условиях для воды удельный пустотный импульс  $I = 1\,182$  м/с.

Для оценки эффективности нано-СЭДУ была решена модельная задача о подъеме высоты круговой орбиты наноспутника массой  $M = 3,58$  кг с запасом рабочего тела — воды  $m = 0,46$  кг.

При определении траектории движения аппарата были использованы упрощающие допущения о том, что космический аппарат (КА) находится на бестеновой орбите в прямой видимости Солнца. Ориентация плоскости орбиты не изменяется: угол наклона плоскости орбиты  $i$  и долгота восходящего узла  $\Omega$  остаются неизменными.

Принято, что рабочее тело нагревается в течение каждого цикла одинаково с начальной температуры  $T_0 = 273$  К до  $T_k = 500$  К, что при  $p_k = 0,25$  МПа,  $p_a = 100$  Па обеспечивает удельный импульс  $I = 1\,182$  м/с.

Также считается, что импульсы от нано-СЭДУ, подаются через равные промежутки времени  $\Delta t = 80$  с, прикладывается мгновенно, так как время подачи импульса много меньше времени нагрева очередной порции рабочего тела. Импульс прикладывается по касательной к траектории

$$\Delta V_j = I \ln \left( \frac{M}{M - j \Delta m} \right),$$

где  $\Delta m$  — расход рабочего тела за один импульс принят равным  $1,023 \cdot 10^{-3}$  кг;  $j = 1, \dots, N$  — номер импульса.

Начав движение с круговой опорной орбиты высотой  $H_0 = 200$  км КА после каждого импульса движется по эллиптической орбите, со следующими параметрами: фокальный параметр  $p$ , эксцентриситет  $e$ , аргумент перигея  $\omega$  и вре-

мя прохождения через перигей  $\tau$  меняются после приложения импульса.

В момент  $t_j$  подачи очередного импульса по известным четырем параметрам эллиптической орбиты  $p_j, e_j, \omega_j, \tau_j$ , считая, что за время подачи импульса положение КА не меняется, можно по приращению скорости  $\Delta V_j$  найти значения параметров следующей эллиптической орбиты  $p_{j+1}, e_{j+1}, \omega_{j+1}, \tau_{j+1}$ :

$$p_{j+1} = \frac{(r_2 V_2 \cos \theta_2)^2}{\mu}; \quad e_{j+1} = \sqrt{1 - \frac{p_{j+1}}{a_{j+1}}};$$

$$\omega_{j+1} = \omega_j + \theta_1 - \theta_2;$$

$$\tau_{j+1} = t_j - (E_2 - e_{j+1} \sin E_2) \sqrt{\frac{a_{j+1}^3}{\mu}};$$

$$\theta_2 = \theta_1 = \arctg \frac{e_j \sin \theta_1}{1 + e_j \cos \theta_1};$$

$$\theta_1 = 2 \arctg \left( \sqrt{\frac{1 + e_j}{1 - e_j}} \operatorname{tg} \frac{E_1}{2} \right);$$

$$\theta_2 = \arccos \left( \frac{V_2 \cos \theta_2}{e_{j+1} \left( \sqrt{(\mu / p_{j+1}) - 1} \right)} \right);$$

$$r_2 = r_1 = \frac{p_j}{1 + e_j \cos \theta_1}; \quad a_{j+1} = -\frac{\mu}{2 h_{j+1}};$$

$$h_{j+1} = \frac{V_2^2}{2} - \frac{\mu}{r_2}; \quad E_2 = 2 \arctg \left( \sqrt{\frac{1 - e_{j+1}}{1 + e_{j+1}}} \operatorname{tg} \frac{\theta_2}{2} \right),$$

где  $\mu$  — гравитационная постоянная;  $\theta$  — угол истинной аномалии;  $a$  — большая полуось эллипса орбиты;  $E$  — угол эксцентрической аномалии; индекс «1» соответствует параметрам движения КА до подачи импульса, «2» — параметрам после подачи импульса.

Приложение импульса по касательной к траектории означает, что угол между вектором скорости и радиус-вектором Земля — КА не изменяется, меняется только модуль вектора скорости:

$$V_2 = \Delta V_j + \sqrt{\frac{\mu}{p_j} \sqrt{(e_j \sin \theta_1)^2 + (1 + e_j \cos \theta_1)^2}}.$$

Проведенный расчет показал что до полной выработки рабочего тела нано-СЭДУ выдаст  $N = 449$  импульсов и обеспечит запас характеристической скорости 162 м/с. Наноспутник после 10-часового маневра окажется на орбите



с радиусом апогея  $r_a \approx 6867$  км и радиусом перигея  $r_p \approx 6840$  км. Таким образом, средняя высота орбиты увеличится на 283 км и составит  $H_1 \approx 483$  км.

Назначением системы ориентации и стабилизации наноспутника с СЭДУ является совмещение оси гелиоконцентратора с направлением на Солнце и совмещение оси сопла реактивного двигателя с касательной к траектории. Взаимная ориентация осей сопла и концентратора определяется выбором рабочей траектории. В данной модельной задаче рассматривается наиболее простая траектория для системы управления: солнечно-синхронная орбита, лежащая в плоскости терминатора, плоскость которой перпендикулярна радиус-вектору «Солнце–Земля». Такой выбор траектории позволяет жестко связать оси двигательной установки и гелиоконцентратора, сделав их взаимно ортогональными.

Эллиптические траектории, по которым движется аппарат, близки к круговым, а значит, открывается возможность отслеживания не касательности импульса к траектории, а ортогональности импульса к местной вертикали. Такое предположение подтверждается баллистическим расчетом: для наноспутника массой  $M = 3,58$  кг с запасом рабочего тела — воды  $m = 0,46$  кг и удельным импульсом рабочего тела  $I = 1182$  м/с, осуществляющем подъем высоты орбиты с опорной круговой орбиты  $H_0 = 200$  км в импульсном режиме с общим числом импульсов 449 и запасом характеристической скорости 232 м/с, параметры конечной орбиты отличаются не более чем на 0,01% как показано в таблице.

Параметры конечной орбиты

Направление приложения импульса	Радиус конечной орбиты, км	
	апогея	перигея
По касательной к траектории	6 867,30	6 840,07
По нормали к местной вертикали (в плоскости траектории)	6 867,24	6 840,14

Таким образом, для ориентации оси сопла можно использовать гравитационную стабилиза-

цию, как показано на рис. 4, а. При этом в качестве конечных грузов для мачт гравитационной стабилизации можно использовать электрические аккумуляторы как показано на рис. 4, б.

При использовании гравитационной стабилизации моменты инерции наноспутника относительно осей  $X_0$  и  $Z_0$ , много больше момента инерции относительно оси  $Y_0$ , что позволяет эффективно использовать по этому каналу более точную стабилизацию с маховичным управлением, необходимую для поддержания ориентации концентратора по наиболее чувствительному углу (см. рис. 3).

Система ориентации, комбинирующая гравитационную и маховичную стабилизации, обеспечивает минимальность массы, минимальное потребление энергии, простоту и надежность конструкции.

Работа системы моделировалась при помощи программного комплекса МВТУ [17]. Структурная схема модели показана на рис. 5. В данной системе отсутствует демпфирование колебаний системы гравитационной стабилизации. Поэтому в ней имеют место свободные незатухающие колебания по углам  $\gamma$  и  $\theta$  (см. рис. 4, а), амплитуда которых определяется длиной штанги и массой конечного груза.

Как видно на рис. 4, а, колебания наноспутника по углу  $\gamma$  влияют на ориентацию гелиоконцентратора и длительность нагрева рабочего тела (см. рис. 3), а колебания по углу  $\theta$  — на направление вектора импульса  $\Delta V_j$ . Для оценки влияния амплитуд колебаний на параметры конечной орбиты проведена серия расчетов при тех же параметрах наноспутника, что и в предыдущем расчете. Масса конечных грузов 0,5 кг. Для нескольких фиксированных значений амплитуды колебаний по углу  $\theta$  было произведено по 50 расчетов траекторий, в которых угол между приращением скорости и нормалью к местной вертикали выбирался случайно для каждого импульса в соответствии с временной функцией распределения, а новое значение вектора скорости определялось по правилу параллелограмма.

По данным расчетов получены среднее значение и стандартные отклонения для высоты апогея и перигея орбиты, приведенные на рис. 6. Расчеты показывают, что приемлемые отклонения имеют место при амплитуде колебаний  $\theta \approx 20^\circ$ .

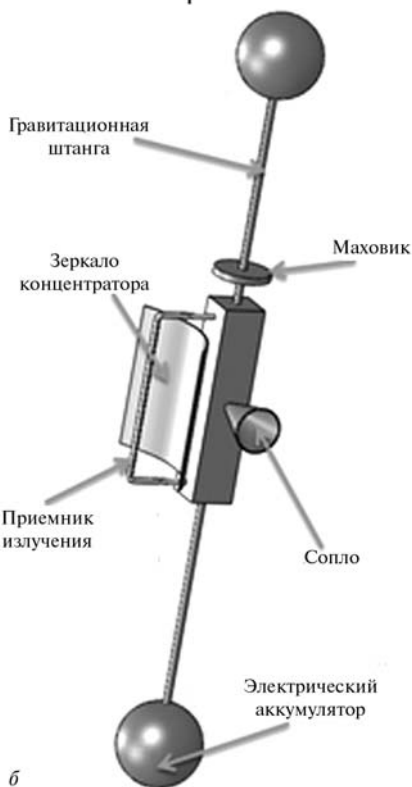
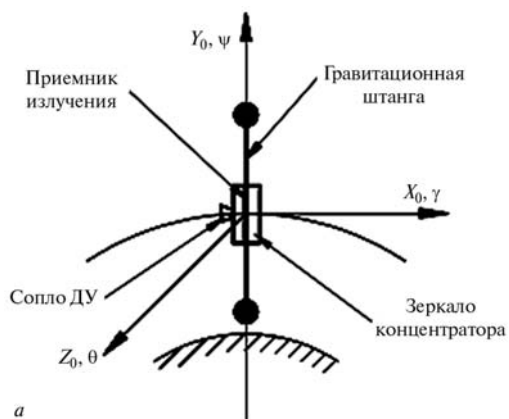


Рис. 4. Схема системы ориентации и стабилизации наноспутника с СЭДУ:

*a* — используемые системы координат;  
*b* — компоновочная схема

По результатам проведенного анализа получены зависимости амплитуды колебаний по углу тангажа и крена от длины штанги, приведенные на рис. 7. Амплитуде колебаний  $\theta \approx 20^\circ$  соответствует длина штанги 2 м и амплитуда колебаний  $\gamma \approx 4^\circ$ .

Проведенное решение модельных задач позволило определить основные проектные параметры маневрирующего наноспутника массой до 4 кг (из которых 0,5 кг приходится на рабочее тело), способного менее чем за сутки под-

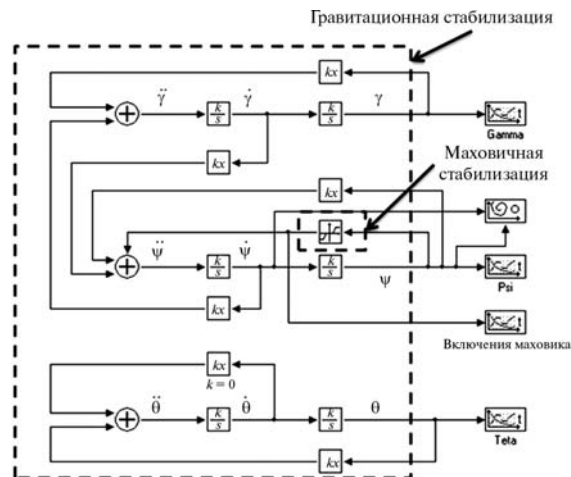


Рис. 5. Структурная схема модели системы ориентации и стабилизации наноспутника с СЭДУ

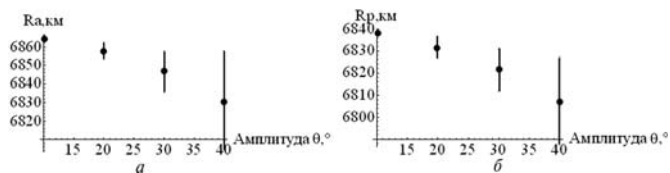


Рис. 6. Среднее значение и стандартное отклонение для высоты апогея (*a*) и перигея (*b*) орбиты в зависимости от амплитуды колебаний наноспутника

нять высоту орбиты более чем на 250 км. Показано, что использование nano-СЭДУ позволяет получить высокий запас характеристической скорости на борту наноспутника при относительно простой системе стабилизации и ориентации. Относительная простота конструкции и невысокие рабочие температуры делают nano-СЭДУ весьма перспективной для маневрирующих наноспутников.

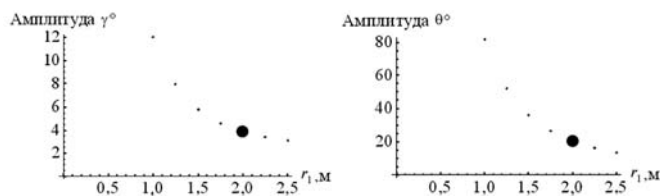


Рис. 7. Зависимость амплитуды колебаний наноспутника от длины штанги гравитационной стабилизации ( $r_1$ )

### Литература

1. University Nanosat Program (UNP) [сайт]. URL: <http://prs.afrl.kirtland.af.mil/UNP/index.html> (дата обращения 07.10.2012).

## References

2. Малые космические аппараты информационного обеспечения / Под ред. В.Ф. Фатеева. М.: Радиотехника, 2010. 320 с.
3. Micropropulsion for small spacecraft./ edited by Micci M. M., Ketsdever A. D. // Progress in Astronautics and Aeronautics, 2000. Vol. 187. AIAA, Reston, VA, 495 p.
4. Micro-heat engines, gas turbines and rocket engines A.H. Epstein et al. // The MIT Microengine Project, 28th AIAA Fluid Dynamics and 4th Shear Flow Control Conference, June, 1997.
5. Janson S.W., Helvajian H., Breuer K. MEMS, Microengineering and Aerospace Systems // AIAA 99—3802. 1999.
6. A Monopropellant Thruster for Nanosatellites//Small Satellite Conference, Logan, Utah, 2002.
7. Investigation of Microthruster Nozzle Performance for Nanosatellite Applications//37th AIAA Fluid Dynamics Conference, AIAA-2007—3985. 2007.
8. Micromachined Propulsion systems for very small satellites [сайт]. URL: <http://lmts.epfl.ch/microthrust> (дата обращения 07.10.2012).
9. Ion electrospray propulsion system for cubesat (iEPS) [сайт]. URL: [http://web.mit.edu/aeroastro/labs/spl/research\\_ieps.htm](http://web.mit.edu/aeroastro/labs/spl/research_ieps.htm) (дата обращения 07.10.2012).
10. Cassady R.J., Hoskins W.A. A micro pulsed plasma thruster (PPT) for the Dawgstar Spacecraft// Proc. IEEE Aerospace Conference. 2000. N 4. P. 7—14.
11. Nanosail-D. Mission Overview [сайт]. URL: <http://www.crestnpr.org/nanosail/> (дата обращения 07. 10. 2012).
12. Solar thermal rocket [электронный ресурс]: статья в электронной энциклопедии // [www.wikipedia.org](http://www.wikipedia.org) [сайт]. URL: [http://en.wikipedia.org/wiki/Solar\\_thermal\\_rocket](http://en.wikipedia.org/wiki/Solar_thermal_rocket) (дата обращения 07.10.2012).
13. Hall C.D. Solar Orbit Transfer Vehicle [электронный ресурс]: статья на сайте // <http://www.dept.aoe.vt.edu> [сайт]. URL: <http://www.dept.aoe.vt.edu/~cdhall/courses/aoe40-65/OldReports/sotv.pdf> (дата обращения 07.10.2012).
14. Sippel M., Kauffmann J. Propulsion 2000 Phase 2, Solar Thermal Propulsion for Upper Stages, Final Report, SART TN-015/2003, DLR-IB 647—2003/13.
15. Разгонные блоки на основе солнечной энергодвигательной установки (СЭДУ) [электронный ресурс]: страница на сайте <http://kerc.msk.ru> [сайт]. URL: [http://kerc.msk.ru/ipg/development/solar/sol\\_eng.shtml](http://kerc.msk.ru/ipg/development/solar/sol_eng.shtml) (дата обращения 07.10.2012).
16. Nakamura T., Sullivan D., McClanahan J.A., Shoji J.M., Partch R., Quinn S. Solar thermal propulsion for small spacecraft // 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint propulsion conference and exhibit, Fort Lauderdale, FL. 2004. P. 1—8.
17. Программный комплекс «Моделирование в технических устройствах» [сайт]. URL: <http://mvtu.power.bmstu.ru/> (дата обращения 07.10.2012).
1. University Nanosat Program [site]. Available at: <http://prs.afrl.kirtland.af.mil/UNP/index.html> (accessed 7 October 2012).
2. *Malye kosmicheskie apparaty informatsionnogo obespecheniia* [Small spacecraft information support] Moscow, Radiotechnics Publ., 2010. 320 p.
3. *Micropropulsion for small spacecraft*. Edited by Micci M. M., Ketsdever A. D. Progress in Astronautics and Aeronautics, 2000. Vol. 187. AIAA, Reston, VA, 495 p.
4. Epstein A.H. Micro-heat engines, gas turbines and rocket engines. The MIT Microengine Project, 28th AIAA Fluid Dynamics and 4th Shear Flow Control Conference, June, 1997.
5. Janson S.W., Helvajian H., Breuer K. MEMS, Microengineering and Aerospace Systems. AIAA 99—3802. 1999.
6. A Monopropellant Thruster for Nanosatellites. Small Satellite Conference, Logan, Utah, 2002.
7. Investigation of Microthruster Nozzle Performance for Nanosatellite Applications. 37th AIAA Fluid Dynamics Conference, AIAA-2007—3985. 2007.
8. *Micromachined Propulsion systems for very small satellites* [site]. Available at: <http://lmts.epfl.ch/microthrust> (accessed 7 October 2012).
9. *Ion electrospray propulsion system for cubesat (iEPS)* [site]. Available at: [http://web.mit.edu/aeroastro/labs/spl/research\\_ieps.htm](http://web.mit.edu/aeroastro/labs/spl/research_ieps.htm) (accessed 7 October 2012).
10. Cassady R.J., Hoskins W.A. A micro pulsed plasma thruster (PPT) for the Dawgstar Spacecraft. Proc. IEEE Aerospace Conference. 2000, no. 4, pp. 7—14.
11. *Nanosail-D. Mission Overview* [site]. Available at: <http://www.crestnpr.org/nanosail/> (accessed 7 October 2012).
12. *Solar thermal rocket* [site] Available at: [http://en.wikipedia.org/wiki/Solar\\_thermal\\_rocket](http://en.wikipedia.org/wiki/Solar_thermal_rocket) (accessed 7 October 2012).
13. Hall C.D. *Solar Orbit Transfer Vehicle* [site] Available at: [http://www.dept.aoe.vt.edu/~cdhall/courses/aoe4065/OldReport s/sotv.pdf](http://www.dept.aoe.vt.edu/~cdhall/courses/aoe4065/OldReport/s/sotv.pdf) (accessed 7 October 2012).
14. Sippel M., Kauffmann J. Propulsion 2000 Phase 2, Solar Thermal Propulsion for Upper Stages, Final Report, SART TN-015/2003, DLR-IB 647—2003/13.
15. *Razgonnye bloki na osnove solnechnoi energodvigatel'noi ustanovki (SEDU)* [site] Available at [http://kerc.msk.ru/ipg/development/solar/sol\\_eng.shtml](http://kerc.msk.ru/ipg/development/solar/sol_eng.shtml) (accessed 7 October 2012).
16. Nakamura T., Sullivan D., McClanahan J.A., Shoji J.M., Partch R., Quinn S. *Solar thermal propulsion for small spacecraft*. 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint propulsion conference and exhibit, Fort Lauderdale, FL. 2004, pp. 1—8.
17. *Programmnyi kompleks «Modelirovanie v tekhnicheskikh ustroistvakh»* [The software package «Simulation in technical devices»]. [site] Available at: <http://mvtu.power.bmstu.ru/> (accessed 7 October 2012).

Статья поступила в редакцию 15.10.2012

## Информация об авторах

**ЖУМАЕВ Зайнулла Серикович** (Москва) — студент кафедры «Аэрокосмические системы». МГТУ им. Н.Э. Баумана (Россия, 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

**ЩЕГЛОВ Георгий Александрович** (Москва) — доктор технических наук, доцент кафедры «Аэрокосмические системы». МГТУ им. Н.Э. Баумана (Россия, 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: [georg@energomen.ru](mailto:georg@energomen.ru)).

## Information about the authors

**ZHUMAYEV Zajnulla Serikovich** (Moscow) — student «Aerospace Systems» Department. MSTU named after N.E. Bauman (BMSTU, building 1, 2-nd Baumanskaya, 5, 105005, Moscow, Russia).

**SHCHEGLOV Georgy Alexandrovich** (Moscow) — Dr. Sc. Techn., Assoc. Prof. «Aerospace Systems» Department. MSTU named after N.E. Bauman (BMSTU, building 1, 2-nd Baumanskaya, 5, 105005, Moscow, Russia, e-mail: [georg@energomen.ru](mailto:georg@energomen.ru)).