

## ВЫБОР ПРОЕКТНОГО ОБЛИКА ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ НАНОСПУТНИКА

© 2019

- И. В. Белоконов** доктор технических наук, профессор, заведующий межвузовской кафедрой космических исследований; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [ibelokonov@mail.ru](mailto:ibelokonov@mail.ru)
- А. В. Ивлиев** кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры экологии и безопасности жизнедеятельности; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [ivlievav@mail.ru](mailto:ivlievav@mail.ru)
- А. М. Богатырев** ассистент межвузовской кафедры космических исследований; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [a.bogatyrev.19@gmail.com](mailto:a.bogatyrev.19@gmail.com)
- А. А. Кумарин** магистрант межвузовской кафедры космических исследований; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [alky\\_samara@mail.ru](mailto:alky_samara@mail.ru)
- И. А. Ломака** аспирант межвузовской кафедры космических исследований; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [igormaka63@gmail.com](mailto:igormaka63@gmail.com)
- С. П. Симаков** аспирант межвузовской кафедры космических исследований; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [simba1393@gmail.com](mailto:simba1393@gmail.com)

Приводятся результаты теоретического и экспериментального исследования прототипа двигательной установки, предназначенной для проведения периодической коррекции орбиты низковысотных научно-образовательных наноспутников. Для этих целей прототип двигательной установки должен обеспечить суммарную характеристическую скорость не менее 20 м/с для наноспутника формата 3U с массой, не превышающей 4,5 кг. При выборе проектного облика учитывались требования по обеспечению безопасности персонала и окружающей среды в процессе испытаний и эксплуатации двигательной установки, возможности попутного запуска ракетой-носителем семейства «Союз», а также с борта Международной космической станции. Разработана электротермическая двигательная установка, для которой в качестве рабочего тела была выбрана «незамерзающая» смесь дистиллированной воды с этиловым спиртом. Показано, что при введении в схему электропитания импульсных накопителей энергии и выделения в циклограмме полёта наноспутника достаточного времени для их заряда, стандартная бортовая система электропитания обеспечивает выдачу одного корректирующего импульса тяги за виток полёта с изменением величины скорости полёта на 0,1 м/с. Изготовленный опытный экземпляр двигателя испытан в атмосфере с укороченными «атмосферными» соплами на «безмоментном» подвесе с использованием высокоскоростной видеоаппаратуры. Измеренная величина тяги соответствовала расчётной и составляла 44 мН.

*Наноспутник; электротермическая двигательная установка; коррекция орбиты; рабочее тело; тяга; прототип лётного варианта.*

**Цитирование:** Белоконов И.В., Ивлиев А.В., Богатырев А.М., Кумарин А.А., Ломака И.А., Симаков С.П. Выбор проектного облика двигательной установки наноспутника // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 3. С. 29-37. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-29-37

## **Введение**

Необходимость коррекции траектории полёта низковысотных научно-образовательных наноспутников (НС) возникает при необходимости увеличения времени существования на орбите, а также при реализации группового полёта. В этом случае с учётом ограниченных возможностей НС возможна коррекция траектории полёта не чаще, чем один раз за виток, а величина одного импульса коррекции составляет не более 0,1-0,2 м/с. Наноспутники стандарта CubeSat, как правило, проектируются из условия продолжительности работы на орбите в течение от полугода до года. С учётом предполагаемого времени активной работы НС и ограниченных энергетических возможностях потребный запас характеристической скорости должен составлять не менее 20-30 м/с [1].

Разработка прототипа лётного варианта двигательной установки (ДУ), ориентированного на использование на НС формата CubeSat3U, является предметом настоящей работы. Основными ограничениями, которые следует учесть при выборе проектного облика ДУ, являются безопасность персонала и окружающей среды в процессе испытаний и эксплуатации, возможность попутного запуска ракетой-носителем семейства «Союз», а также с борта Международной космической станции.

## **Основные положения**

Учитывая опыт разработки двигательных установок малой тяги для космического применения, в работе [1] была проанализирована возможность создания двигателя на холодном газе для НС формата CubeSat3U. Показано, что требуемые параметры по энергетике могут быть обеспечены при использовании в качестве рабочего тела (РТ) газообразного азота, хранящегося в баке под давлением 35 МПа. Высокое давление в баке представляет опасность как на этапе подготовки к запуску, так и на этапе выведения, что препятствует запуску наноспутника в качестве попутной нагрузки. Использование пропана, бутана или гидразина в качестве РТ позволяет уйти от необходимости создания высокого давления в баке и получить более высокие характеристики ДУ, однако ввиду опасности возгорания и токсичности их также нельзя использовать.

Применение воды в качестве РТ позволяет удовлетворить всем предъявляемым требованиям, но требует перехода на более сложную схему построения ДУ – электротермическую ДУ. Например, в МГТУ имени Н.Э. Баумана был разработан экспериментальный электротермический двигатель, для которого в качестве РТ был выбран этиловый спирт [2]. В работе [3] также отмечаются преимущества электротермической схемы ДУ и возможность использования воды в качестве рабочего тела. В работе [4] описана гибридная ДУ для использования на малом спутнике для обеспечения увода космического мусора с орбиты.

Традиционно вначале разрабатывается опытная ДУ, которая необходима для проверки принятых решений, уточнения требуемого конструктивного облика, устранения ошибок. Затем, с учётом экспериментальной отработки опытного экземпляра ДУ, проводится отработка прототипа лётного варианта ДУ, который предназначен для последующей лётной сертификации. Такая технология была принята при разработке ДУ для НС стандарта CubeSat.

## **Выбор проектных параметров**

Традиционная схема опытной электротермической ДУ представлена на рис. 1. Вытеснительная подача жидкого рабочего тела из бака ДУ цилиндрической формы реализовывалась с помощью поршня и спиральных пружин, обеспечивающих избыточное давление не менее 0,05 МПа.



Рис.1. Схема опытной электротермической двигательной установки

Распределитель осуществляет дозирование и подачу РТ в нагреватель разгонных или тормозных сопел, в котором происходит испарение и перегрев пара РТ до требуемой температуры. Далее перегретые пары выбрасываются через сопла Лавала, создавая реактивную тягу.

Анализ возможных вариантов показал, что в качестве РТ предпочтительно использовать дистиллированную воду, которая ввиду малой молекулярной массы позволяет получить высокие скорости истечения пара, не токсична, обладает хорошими экологическими характеристиками. Для предотвращения её замерзания при отсутствии возможности термостатирования целесообразно добавлять этиловый спирт в пропорции, обеспечивающей незамерзание РТ (рис. 2). При этом обеспечивается безопасность и экологичность, однако требуются высокие энергозатраты на нагрев воды до температуры кипения, испарения и на перегрев пара, так как вода имеет высокую теплоту испарения и большую теплоёмкость.

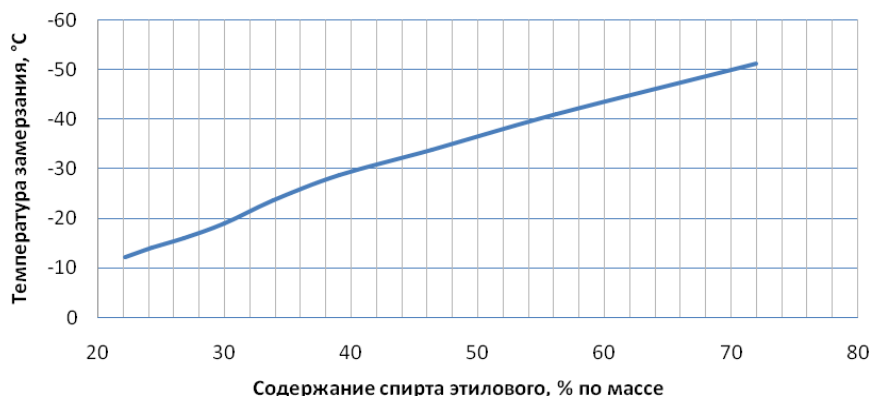


Рис. 2. Температура замерзания смеси воды дистиллированной и спирта этилового

Необходимый расход электроэнергии для обеспечения работы нагревателя электротермического двигателя при применении выбранного РТ показан на рис. 3. При этом принималась масса НС 4,5 кг, а изменение скорости полёта составляло 0,1 м/с.

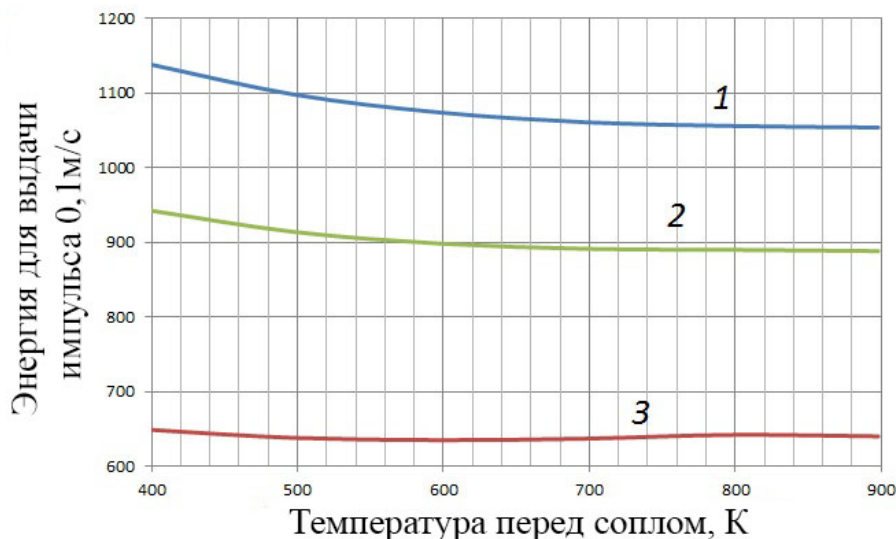


Рис. 3. Энергия в Дж, необходимая для нагрева, испарения и перегрева паров необходимой массы рабочего тела для получения корректирующего импульса 0,1 м/с: 1 – РТ вода дистиллированная; 2 – РТ смесь воды дистиллированной и 40% по массе спирта этилового; 3 – РТ спирт этиловый

В этом случае оценивалась суммарная энергия, необходимая для нагрева, испарения и перегрева пара. В течение одного импульса коррекции потребляемая электрическая мощность изменяется в несколько раз, что важно учитывать при выборе сечения проводников питания нагревателя, подбора суперконденсаторов, обеспечивающих выдачу требуемых токов, выбора силовых ключей. Небольшое снижение суммарной энергии, необходимой для выдачи одного импульса коррекции, при увеличении температуры паров перед соплом объясняется снижением необходимой массы РТ для выдачи единичного импульса коррекции в 0,1 м/с.

На рис. 4 приведены зависимости массы РТ, необходимой для выдачи единичного корректирующего импульса, от температуры перед соплом.

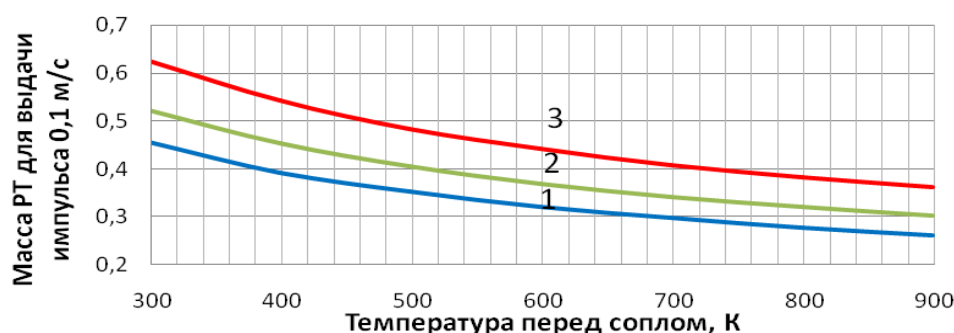


Рис. 4. Необходимый расход рабочего тела в граммах массы в зависимости от температуры перед соплом для получения корректирующего импульса 0,1 м/с: 1 – РТ вода дистиллированная; 2 – РТ смесь воды дистиллированной и 40% по массе спирта этилового; 3 – РТ спирт этиловый

Для снижения расхода РТ целесообразно стремиться к увеличению температуры пара перед соплом. Это также подтверждается рис. 5, на котором показано изменение величины удельного импульса рассматриваемой ДУ в зависимости от температуры пара перед соплом.

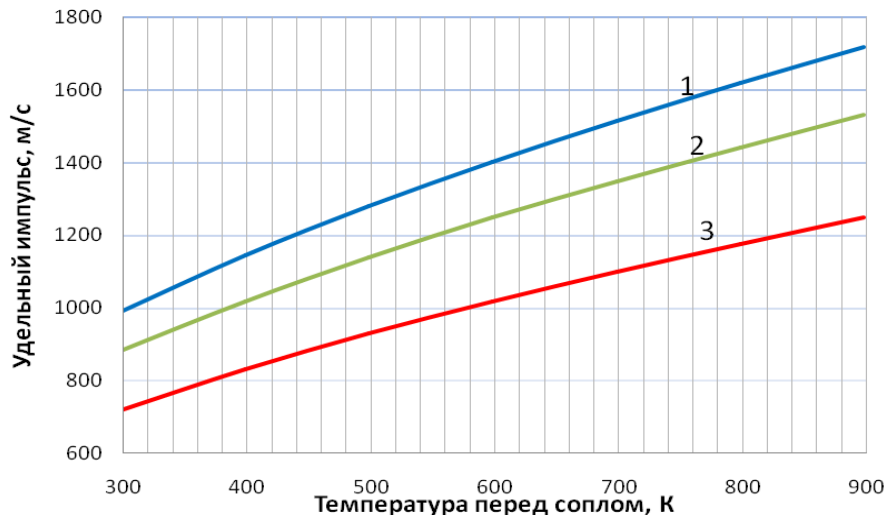


Рис. 5. Максимальная скорость истечения перегретых паров РТ (удельный импульс ДУ, в м/с), в зависимости от температуры перед соплом: 1 – РТ вода дистиллированная; 2 – РТ смесь воды дистиллированной и 40% по массе спирта этилового; 3 – РТ спирт этиловый

Было выполнено математическое моделирование баланса генерируемой и потребляемой наноспутником электроэнергии за сутки полёта, которое показало, что при проведении однократной коррекции траектории на витке средняя мощность генерации электроэнергии бортовой системы электропитания (СЭП) НС CubeSat3U в 1,1...1,5 раза превышает суммарное потребление электроэнергии всеми бортовыми системами и электротермической ДУ.

В таком случае для обеспечения работы ДУ стандартная СЭП наноспутника должна быть дополнена импульсными накопителями, которые накапливают периодически появляющиеся излишки генерации электроэнергии за относительно длительное время и отдают её за короткое время в момент выдачи корректирующего импульса тяги. В качестве таких накопителей было принято решение использовать суперконденсаторы, которые ранее не применялись в проектах наноспутников [1; 5; 6].

### Конструктивная реализация опытной ДУ

Математическое моделирование и поисковые эксперименты подтвердили возможность создания опытного образца электротермического двигателя и позволили перейти к разработке его конструкции. В созданном опытном образце электротермической ДУ тяга создавалась соплами Лаваля – одним тормозным и четырьмя разгонными. Все применяемые сопла были одинаковой геометрии с диаметром критического сечения 0,4 мм, с укороченной для работы при атмосферном давлении и непрофилированной сверхзвуковой частью. Разгонные сопла были установлены на боковой поверхности носового (первого) шпангоута под углом к оси. Такая постановка разгонных сопел позволяет предотвратить потери тяги в полёте при неупругом столкновении молекул РТ с боковыми стенками НС. Тормозное сопло было установлено на переднем по полёту торце, по оси НС.

Испытания ДУ производились в составе опытного блока маневрирования НС, который в дальнейшем будем называть опытным БМНС. ДУ была смонтирована на раме НС, на которой также была смонтирована упрощённая микропроцессорная система управления двигателем, дополнительный аккумулятор, суперконденсаторы, приёмо-

передающая аппаратура. Команды передавались по радиоканалу с персонального компьютера.

В процессе испытаний была выполнена проверка работы нагревателей. Пример изменения напряжений и токов при запитывании ДУ от батареи суперконденсаторов в процессе испытаний представлен на рис. 6, 7.

Анализ результатов эксперимента позволяет сделать вывод, что в начале разряда мощность, отдаваемая суперконденсаторами на нагреватель, составляла 360 Вт, а через 30 с, перед окончанием подачи тока на нагреватель, – 40 Вт.

Определение тяги опытной ДУ выполнялось с помощью пневматического подвеса, момент трения которого был в 50...100 раз меньше, чем ожидаемый момент от импульса тяги. Тяга опытного БМНС определялась с помощью видеосъёмки и последующей обработки полученных изображений вращательного движения коромысла, установленного на пневматическом подвесе.

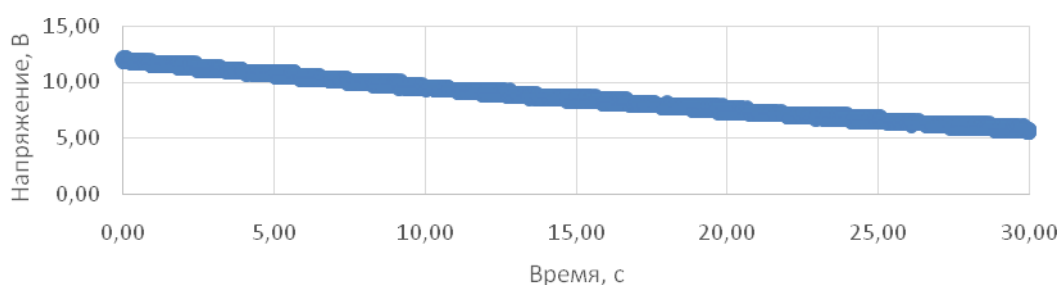


Рис. 6. Изменение напряжения при разряде батареи суперконденсаторов на нагреватель опытной ДУ в течение 30 с

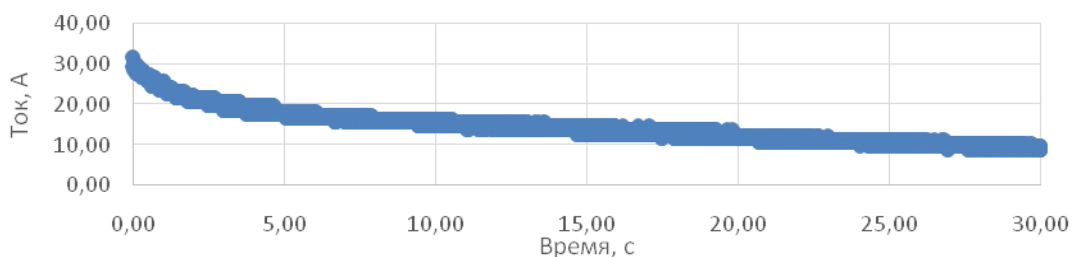


Рис. 7. Изменение тока при разряде батареи суперконденсаторов на нагреватель опытной ДУ в течение 30 с

Средняя тяга за импульс коррекции определялась из соотношения

$$Fd = \varepsilon I ,$$

где  $F$  – средняя за импульс коррекции сила тяги ДУ в Н;  $d = 0,41$  м – параметр стенда (расстояние от оси вращения до точки приложения силы);  $\varepsilon$  – угловое ускорение вращающейся части стенда, возникающее в результате действия импульса тяги, определяемое из обработки изображений видеосъёмки в рад/с<sup>2</sup>;  $I = 1,5142$  кг·м<sup>2</sup> – момент инерции вращающейся части стенда относительно оси вращения. Методика экспериментального определения тяги изложена в [7].

Выполненные измерения тяги при выдаче корректирующего импульса через тормозное сопло БМНС показали, что средняя тяга составляет  $43 \pm 2$  мН. Полученный экспериментальный результат подтвердил ранее выполненное моделирование.

Приобретённый опыт позволил перейти к разработке прототипа лётного варианта электротермической ДУ.

Для выбора параметров прототипа лётного варианта электротермической ДУ были использованы результаты расчётов, приведённые на рис. 4. Одноимпульсное изменение скорости полёта НС на 0,1 м/с для выбранного РТ при температуре перегретого пара 500 К требует затраты массы 0,4 г РТ (рис. 4). Тогда для получения запаса характеристической скорости не менее 20 м/с потребуется более 200 корректирующих импульсов с суммарным расходом массы РТ, равным 80 г.

Концепция наноспутниковой платформы SamSat формата CubeSat3U, разработанной в Самарском университете [8], предполагает размещение обеспечивающих бортовых систем в объёме 1U. Тогда, в предположении размещения полезной нагрузки в пределах (0,5-1)U, для ДУ может быть выделен объём, эквивалентный (1-1,5)U. В таких габаритах ёмкость бака РТ составляет порядка  $1,70 \times 10^{-4} \text{ м}^3$ . При минимальной плотности РТ, равной  $940 \text{ кг/м}^3$ , запас РТ в баке равен примерно 160 г. Этого достаточно для выдачи 400 корректирующих импульсов, при этом запас характеристической скорости составит около 40 м/с, которого вполне хватает для решения большинства задач, связанных с маневрированием НС.

Для управления БМНС разработана специализированная микропроцессорная система управления (МСУ). В состав МСУ входит электронная плата с микропроцессором, установленная в блоке обеспечивающих систем, а также две дополнительные сильноточные платы, которые из соображений обеспечения электромагнитной совместимости расположены непосредственно в блоке ДУ и включают в себя контроллер электроклапана, зарядное устройство, устройство балансировки и силовые ключи. Включение в состав МСУ датчика давления и термопары позволяет контролировать и управлять функционированием ДУ в полёте. Эти данные должны быть включены в телеметрическую информацию, передаваемую с борта НС на Землю.

В настоящее время смонтированный и проверенный на функционирование прототип лётного варианта ДУ подготовлен для проведения автономных наземных испытаний, включая измерение тяги в вакууме.

Последующую лётную сертификацию электротермической ДУ предполагается провести в составе разрабатываемого наноспутника SamSat-M [8].

### Заключение

Обоснован проектный облик двигательной установки наноспутника с электротермическим двигателем, использующим жидкое рабочее тело – дистиллированная вода с добавкой этилового спирта для обеспечения незамерзаемости. Расчёты основных характеристик выбранного варианта двигательной установки показали возможность и перспективность создания её опытного образца, а испытания в атмосферных условиях прототипа подтвердили результаты моделирования.

Впервые было предложено использование в электротермических ДУ суперконденсаторов для достижения высоких скоростей истечения рабочего тела, эффективность которого была подтверждена результатами испытаний.

Предложенный прототип блока маневрирования для наноспутников позволит существенно расширить их область применения на низких орбитах, в том числе для миссий, связанных с обеспечением группового полёта.

### Библиографический список

1. Belokonov I., Ivliev A. Development of a propulsion system for a maneuvering module of a low-orbit nanosatellite // Procedia Engineering. 2017. P. 366-372. DOI: 10.1016/j.proeng.2017.03.317

2. Павлов А.М., Попов А.С. Термоэлектрический двигатель для малых и сверхмалых космических аппаратов // Наука и образование. 2012. № 11. С. 207-216. DOI: 10.7463/1112.0492149

3. Leslabay P., Lauretta R., Pedreira P. The ResistoJet as a simple and cost-effective propulsion system for nano- and microsatellites // 1st IAA Latin American Symposium on Small Satellites: Advanced Technologies and Distributed Systems (March 7-10, 2017).

4. Deluca L.T., Bernelli F., Maggi F., Tadini P., Pardini C., Anselmo L., Grassi M., Pavarin D., Francesconi A., Branz F., Chiesa S., Viola N., Bonnal C., Trushlyakov V., Belokonov I. Active space debris removal by a hybrid propulsion module // Acta Astronautica. 2013. V. 91. P. 20-33. DOI: 10.1016/j.actaastro.2013.04.025

5. Alkali M., Edries M.Y., Khan A.R., Masui H., Cho M. Design considerations and ground testing of electric double-layer capacitors as energy storage components for nanosatellites // Journal of Small Satellites. 2015. V. 4, no. 2. P. 387-405.

6. Kumarin A.A., Kudryavtsev I.A. Modelling the EDLC-based power supply module for a maneuvering system of a nanosatellite // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2018. V. 302. DOI: 10.1088/1757-899x/302/1/012044

7. Симаков С.П., Щербаков М.С. Метод стендовых испытаний микросопел двигательной установки наноспутника, основанный на результатах обработки видеоизображений // Космонавтика и ракетостроение. 2018. № 5 (104). С. 119-129.

8. Belokonov I.V., Avariaskin D.P. Project of the technology testing of the formation flight of low-orbit nanosatellites // Advances in the Astronautical Sciences. 2018. V. 163. P. 657-663.

## SELECTION OF PROJECT STRUCTURE FOR NANOSATELLITE PROPULSION SYSTEM

© 2019

- I. V. Belokonov** Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of the Inter-University Department of Space Research;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[ibelokonov@mail.ru](mailto:ibelokonov@mail.ru)
- A. V. Ivliev** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor  
of the Department of Ecology and Life Safety;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[ivlievav@mail.ru](mailto:ivlievav@mail.ru)
- A. M. Bogatyrev** Assistant Lecturer of the Inter-University Department of Space Research;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[a.bogatyrev.19@gmail.com](mailto:a.bogatyrev.19@gmail.com)
- A. A. Kumarin** Master's Degree Student;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[alky\\_samara@mail.ru](mailto:alky_samara@mail.ru)
- I. A. Lomaka** Postgraduate Student of the Inter-University Department of Space Research;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[igormaka63@gmail.com](mailto:igormaka63@gmail.com)
- S. P. Simakov** Postgraduate Student of the Inter-University Department of Space Research;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[simba1393@gmail.com](mailto:simba1393@gmail.com)

This paper presents the results of theoretical and experimental research of a prototype of a propulsion system for periodical low-Earth orbit correction of research-and-educational nanosatellites. For that purpose, the prototype is to provide at least 20 m/s relative velocity for a 3U CubeSat with a mass not exceeding 4.5 kg. The personnel and environment safety were taken into account during testing and operation along with the ability to be launched as an associated payload by a “Soyuz”-series launch



vehicle or from the ISS. An electro-thermal propulsion system (ResistoJet) was designed with “nonfreezing” mixture of ethanol and distilled water used as the working fluid. It is shown that a standard vehicle power system is capable of initiating one corrective thrust impulse per orbit with flight velocity change of about 0.1 m/s by introducing pulse energy storage units and allocating sufficient time for their charging in the flight profile. The propulsion system prototype was tested in atmospheric conditions. For that purpose shortened “atmospheric” nozzles were used. Testing was carried out using a zero-torque test-bench with high-speed cameras. The measured thrust value was in agreement with the calculated value of 44 mN.

*Nanosatellite; ResistoJet propulsion system; orbit correction; working fluid; thrust; flight prototype.*

**Citation:** Belokonov I.V., Ivliev A.V., Bogatyrev A.M., Kumarin A.A., Lomaka I.A., Simakov S.P. Selection of project structure for nanosatellite propulsion system. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 3. P. 29-37. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-29-37

## References

1. Belokonov I., Ivliev A. Development of a propulsion system for a maneuvering module of a low-orbit nanosatellite. *Procedia Engineering*. 2017. P. 366-372. DOI: 10.1016/j.proeng.2017.03.317
2. Pavlov A.M., Popov A.S. Thermo-electrical motor for small and xsmall space vehicles. *Science and Education*. 2012. No. 11. P. 207-216. DOI: 10.7463/1112.0492149. (In Russ.)
3. Leslabay P., Lauretta R., Pedreira P. The ResistoJet as a simple and cost-effective propulsion system for nano- and microsatellites. *1st IAA Latin American Symposium on Small Satellites: Advanced Technologies and Distributed Systems (March 7-10, 2017)*.
4. Deluca L.T., Bernelli F., Maggi F., Tadini P., Pardini C., Anselmo L., Grassi M., Pavarin D., Francesconi A., Branz F., Chiesa S., Viola N., Bonnal C., Trushlyakov V., Belokonov I. Active space debris removal by a hybrid pro-pulsion module. *Acta Astronautica*. 2013. V. 91. P. 20-33. DOI: 10.1016/j.actaastro.2013.04.025
5. Alkali M., Edries M.Y., Khan A.R., Masui H., Cho M. Design considerations and ground testing of electric double-layer capacitors as energy storage components for nanosatellites. *Journal of Small Satellites*. 2015. V. 4, no. 2. P. 387-405.
6. Kumarin A.A., Kudryavtsev I.A. Modelling the EDLC-based power supply module for a maneuvering system of a nanosatellite. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2018. V. 302. DOI: 10.1088/1757-899x/302/1/012044
7. Simakov S.P., Shcherbakov M.S. Method of testing micronozzles of the propulsion unit of a nanosatellite based on the results of image processing. *Cosmonautics and Rocket Engineering*. 2018. No. 5. C. 119-129. (In Russ.)
8. Belokonov I.V., Avariaskin D.P. Project of the technology testing of the formation flight of low-orbit nanosatellites. *Advances in the Astronautical Sciences*. 2018. V. 163. P. 657-663.