

ИССЛЕДОВАНИЯ НАДЕЖНОСТИ ИМПУЛЬСНОЙ ЭЛЕКТРОТЕРМИЧЕСКОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ НАНОСПУТНИКА

В. Н. Блинов, В. В. Косицын, А. И. Лукьянчик,
П. В. Степень, П. С. Ячменев

Омский государственный технический университет
Россия, 644050, г. Омск, пр. Мира, 11

Рассмотрены актуальные вопросы нормирования и экспериментального подтверждения надежности импульсной двигательной установки для решения задач орбитального маневрирования наноспутников в составе космической орбитальной группировки. Для заданной вероятности безотказной работы $P \geq 0,995$ определены нормированные значения вероятности безотказной работы основных критичных элементов двигательной установки. Приведены результаты ресурсных испытаний и оценки надежности опытного образца двигательной установки с количеством импульсных включений 15700. Полученное фактическое значение вероятности безотказной работы опытного образца двигательной установки составило: $P = 0,9979$, что подтвердило возможность реализации заданной надежности штатной двигательной установки наноспутника.

Ключевые слова: наноспутник, электротермический микродвигатель, двигательная установка, надежность, вероятность безотказной работы.

Введение

Дальнейшее развитие современных наноспутников как в нашей стране, так и за рубежом связано с созданием маневрирующих наноспутников (МНС), позволяющих формировать орбитальные группировки (Рои) наноспутников для решения актуальных прикладных и научных целевых задач [1–9].

Одной из основных служебных систем МНС является двигательная установка [8–10].

Предъявляемые к используемым в составе МНС импульсным электротермическим двигательным установкам (ДУ) требования по минимальным габаритно-массовым характеристикам и реализации высоких значений характеристических скоростей исключает возможность резервирования ДУ на уровне комплектующих функционально обособленных структурных элементов. Резервирование компонентов внутри структурных элементов также ограничено. Вместе с тем надежность ДУ, как показатель качества, определяет надежность функционирования всей орбитальной группировки наноспутников при решении поставленных целевых задач МНС. Это обуславливает новизну ДУ МНС как объекта исследований надежности.

В теории и практике создания орбитальных группировок МНС задача обеспечения надежности ДУ, как свойство сохранять в полете способность решать задачи орбитального маневрирования МНС с требуемыми параметрами и режимами функционирования, относится к приоритетной. Это выдвигает актуальную задачу исследования надежности при создании ДУ.

Практическая значимость проводимых исследований обусловлена нормированием структурных элементов нерезервированной импульсной электротермической ДУ по показателю надежности — вероятность безотказной работы (ВБР) с подтверждением

надежности на этапе ресурсных испытаний опытного образца.

Постановка задачи

Методически на этапе разработки ДУ соответствие требованиям надежности подтверждается расчетным методом с формированием данных о надежности структурных элементов, а на этапе наземной экспериментальной отработки — по результатам ресурсных испытаний на функционирование.

Требования к ресурсным испытаниям сформулированы по результатам анализа основных проектных параметров ДУ, выбранных методом случайного поиска.

В этой связи задача исследований надежности ДУ сформулирована следующим образом:

- нормирование структурных элементов ДУ по ВБР с учетом их функциональной и конструктивной сложности;
- подтверждение нормированных ВБР в ходе ресурсных испытаний ДУ.

Теория

Объектом исследований является импульсная электротермическая ДУ в составе: конструкция; фильтр; клапан электромагнитный; накопительная емкость; бортовая кабельная сеть (БКС); электротермический (электронагревный) микродвигатель (ЭТМД).

Формирование проектно-конструктивного облика импульсной ДУ в составе маневрирующего наноспутника (МНС) на ранних этапах проектирования с ограничением целевой функции в виде запасов топлива для реализации заданной характеристической скорости сводится к выбору основных проектных параметров (ОПП) в виде: диаметр критического

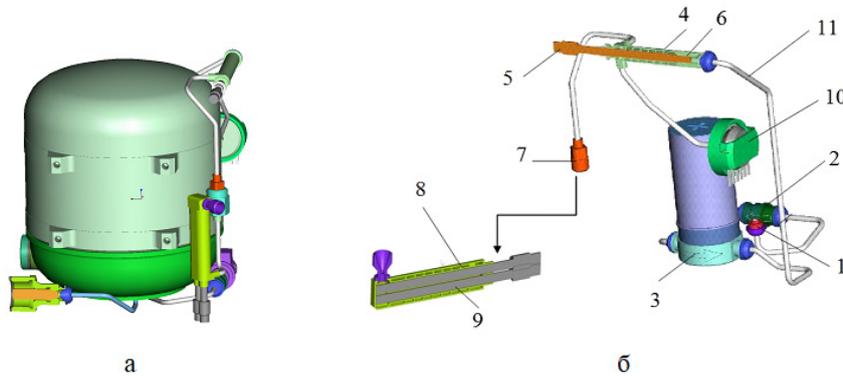


Рис. 1. Общий вид ДУ (а) и элементов автоматики (б):
 1 — входной трубопровод; 2 — фильтр; 3 — электроклапан;
 4 — накопительная емкость; 5 — нагревательный элемент; 6 — дроссель;
 7 — штуцер; 8 — ЭТМД; 9 — нагревательный элемент ЭТМД;
 10 — датчик давления

Fig. 1. General view of the propulsion system (a) and automation elements (b):
 1 — inlet piping; 2 — filter; 3 — electrovalve; 4 — storage reservoir;
 5 — heating element; 6 — throttle; 7 — fitting; 8 — resistor;
 9 — heating element resistor; 10 — pressure sensor

Таблица 1. Основные проектные параметры МНС массой 4 кг
 Table 1. Basic design parameters of a 4 kg nanosatellite

№ п/п	Топливо	$m_{\text{МНС}} = 4 \text{ кг}, V_{\text{хар}} = 100 \text{ м/с}, \Delta V_{\text{хар}} \leq 0,01 \text{ м/с}$									
		$d_{\text{кр}}, \text{мм}$	$d_a, \text{мм}$	$t_k, \text{К}$	$\tau_p, \text{с}$	$\tau_{\text{имп}}, \text{с}$	$p_k, \text{МПа}$	$P_{\text{уд}}^p, \text{с}$	$m_T, \text{кг}$	N	$P_{\text{ЭТМД}}, \text{МН}$
1	Фреон R-134A	1,2	7,0	517	0,2	0,2	4,9	63	0,588	13278	100
2	Аммиак	1,0	8,0	520	0,2	0,2	6,4	160	0,247	15486	100

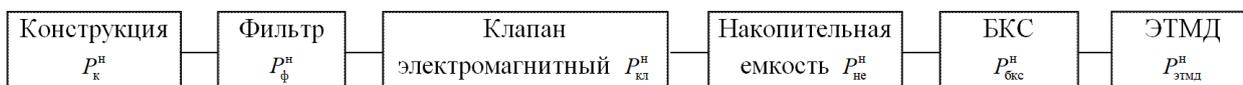


Рис. 2. Структурная схема надежности ДУ
 Fig. 2. Structure scheme of reliability propulsion system

сечения $d_{\text{кр}}$ и среза d_a сопла ЭТМД, температура на входе в критическое сечение сопла t_k , время работы ЭТМД на режиме τ_p и на импульсе последействия $\tau_{\text{имп}}$, давление на входе в критическое сечение сопла p_k ЭТМД [11, 12].

ОПП позволяют определить целевую функцию (требуемые запасы топлива), удельный импульс тяги ЭТМД, тягу ЭТМД и количество включений ДУ, определяющее требование к надежности.

Одним из ограничений проектной задачи является заданное приращение характеристической скорости, реализуемое импульсной ДУ в составе МНС при разовом включении $\Delta V_{\text{хар}} \leq \Delta V_{\text{хар}}^3 = 0,01 \text{ м/с}$. Это приводит к сокращению времени разового включения ДУ и, соответственно, к росту количества включений ДУ N , которое может достигать до 16 000 включений и является определяющим для формирования показателя надежности [12].

Рассматриваемая ДУ и элементы автоматики пневмогидравлической схемы (ПГС) приведены в соответствии с рис. 1.

В табл. 1 приведены одни из возможных значений ОПП ДУ на аммиаке и фреоне R-134A для МНС массой 4 кг, полученные по результатам их выбора методом случайного поиска, а также масса топлива, тяга и удельный импульс тяги ЭТМД при работе на режиме, количество включений N .

Большое значение количества включений N обуславливает актуальную задачу по подтверждению надежности ДУ.

Исходя из назначения ДУ в период орбитального полета, за основной показатель надежности ДУ принята ВБР ДУ в составе МНС. Нормативный уровень ВБР всей ДУ $P_{\text{ВБР}}$ с учетом ДУ-аналогов принят $P_{\text{ВБР}} \geq 0,995$.

ВБР рассчитывается с использованием структурной схемы надежности (ССН). ССН описывает логические отношения и не отражает способ физического соединения элементов. В общем случае ССН представляет собой комбинации последовательных и параллельных (резервирование элементов) схем. ССН импульсной электротермической ДУ в соответствии с ее составом приведена на рис. 2.

Для нормирования ВБР структурных элементов ДУ использован полипропорциональный метод с учетом важности и сложности элементов ПГС.

В основу метода положены следующие допущения:

- наиболее важные (значимые) элементы при прочих равных условиях должны быть и более надежными;
- наиболее сложные элементы при прочих равных условиях будут менее надежными (важность элементов ДУ принята одинаковой и равной 1).

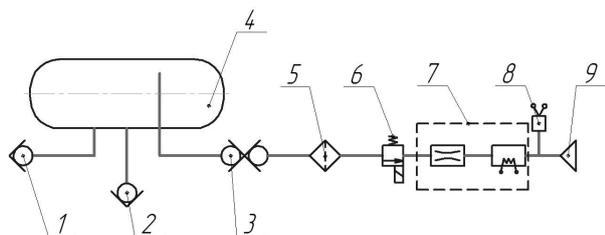


Рис. 3. Схема ПГС ресурсных испытаний опытного образца ДУ:
 1 — муфта заправочная; 2 — муфта дренажная;
 4 — муфта расходная; 5 — фильтр; 6 — электроклапан;
 7 — накопительная емкость; 8 — датчик давления; 9 — ЭТМД
 Fig. 3. The scheme of PHS resource tests of the prototype propulsion system: 1 — filling coupling; 2 — drain coupling; 4 — flow coupling; 5 — filter; 6 — electrovalve; 7 — storage reservoir; 8 — pressure sensor; 9 — resistorjet

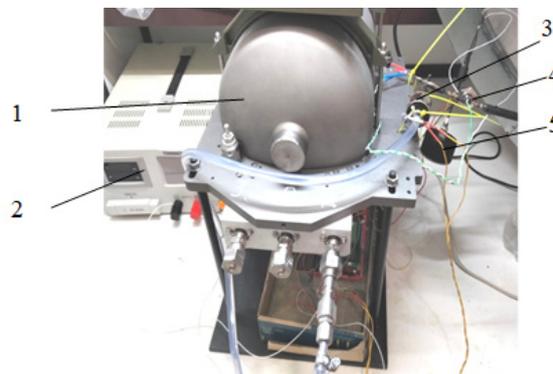


Рис. 4. Общий вид опытного образца импульсной ДУ:
 1 — топливный бак ДУ; 2 — источник питания;
 3 — электроклапан; 4 — ЭТМД; 5 — датчик давления
 Fig. 4. General view of the prototype propulsion system: 1 — fuel tank propulsion system; 2 — power supply; 3 — electrovalve; 4 — resistorjet; 5 — pressure sensor

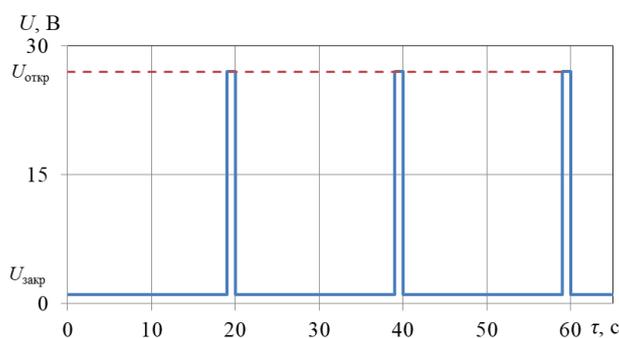


Рис. 5. Циклограмма ресурсных испытаний опытного образца ДУ
 Fig. 5. Cyclogram of resource tests of the prototype propulsion system

Сложность элементов определяется исходя из сведений по элементам-аналогам, по количеству выполняемых функций, количеству функциональных узлов и энергопотреблению.

К наиболее сложным элементам ДУ, не имеющим аналогов, отнесена накопительная емкость. В состав накопительной емкости, выполняющей функции накопителя и испарителя рабочего тела, понижения давления и повышения температуры газа на входе в критическое сечение сопла ЭТМД, входят:

- корпус с винтовыми газовадами во внутренней полости заданного объема;
- автономный нагревательный элемент (НЭ);
- настраиваемый дроссель типа винт — гайка, выполненный на корпусе НЭ и по резьбе контактирующем с корпусом емкости.

Для приведенной ССН РВБР ДУ рассчитывается по формуле [13]:

$$P_{\text{ВБР}} = \prod_{i=1}^j P_i, \quad (1)$$

где P_i — ВБР i -го структурного элемента; j — количество структурных элементов.

ВБР структурных элементов ДУ, прошедших ресурсные испытания с количеством срабатывания N_{cp} и при отсутствии отказов P_i , определяется выражением [13–15]:

$$P_i = 1 - \frac{1}{2(N_{\text{cp}} + 2)}. \quad (2)$$

Среднеквадратическое отклонение оценки σ_p и нижнее доверительное значение P_i^A показателя надежности при отсутствии отказов имеет вид [13–15]:

$$\sigma_p = \frac{1}{2(N_{\text{cp}} + 2)} \sqrt{\frac{5N_{\text{cp}} + 7}{N_{\text{cp}} + 3}}; \quad (3)$$

$$P_i^A = P_i - \frac{1,282\sigma_p}{\sqrt{N_{\text{cp}}}}. \quad (4)$$

Экспериментальные исследования проведены в ходе ресурсных испытаний на изобутане опытного образца импульсной электротермической ДУ в соответствии с рис. 3, рис. 4.

В соответствии с пневмогидравлической системой опытного образца импульсной электротермической ДУ (рис. 3) осуществлена заправка топливного бака рабочим телом — изобутаном весовым методом.

В ходе ресурсных испытаний газообразное рабочее тело из топливного бака по расходной магистрали через фильтрующий элемент подается к элементам автоматики ДУ.

20.2904	2.7142	0.0209	0.3666	0.4911	4896
20.2316	2.7276	0.0518	0.9061	0.5106	4897
20.2736	3.6343	0.0489	0.8134	0.4975	4898
20.3065	3.7293	0.0312	0.5165	0.4955	4899
20.2764	2.9186	0.0366	0.6345	0.5039	4900
20.4454	2.3726	0.0656	1.1861	0.4925	4901
20.2212	2.5371	0.0590	1.0426	0.4960	4902
20.2989	2.7301	0.0400	0.7022	0.4962	4903
20.2748	2.7240	0.0469	0.8231	0.4892	4904
20.2172	2.9657	0.0312	0.5380	0.4928	4905
20.2868	2.9669	0.0338	0.5849	0.5111	4906
20.2656	2.8487	0.0165	0.2876	0.5017	4907
20.2860	3.0140	0.0227	0.3914	0.4948	4908
20.3421	2.9015	0.0503	0.8773	0.5100	4909
20.3001	3.6916	0.0564	0.9363	0.4921	4910
20.1247	3.6282	0.0252	0.4152	0.4828	4911
20.2724	2.7155	0.0450	0.7895	0.4889	4912
20.3701	3.6327	0.0347	0.5816	0.4859	4913
20.2748	3.6818	0.0238	0.3941	0.4872	4914
20.3781	2.3738	0.0340	0.6113	0.4873	4915
20.2164	2.7179	0.0505	0.8834	0.4953	4916
20.3025	3.3382	0.0454	0.7703	0.5152	4917
20.3914	2.9178	0.0206	0.3602	0.5086	4918
20.3349	2.9080	0.0628	1.0952	0.5115	4919
20.2220	3.0238	0.0446	0.7675	0.5149	4920
20.3797	3.7306	0.0166	0.2766	0.4828	4921
20.2964	3.2569	0.0398	0.6777	0.4980	4922
20.2993	2.8666	0.0381	0.6637	0.5161	4923
20.3037	2.9632	0.0271	0.4704	0.4958	4924
20.2928	2.5453	0.0505	0.8963	0.4854	4925
20.2796	3.0189	0.0183	0.3159	0.4830	4926
20.2880	3.3394	0.0210	0.3552	0.5058	4927
20.2800	2.3994	0.0683	1.2219	0.5076	4928
20.1631	2.9104	0.0427	0.7361	0.4879	4929
20.3229	2.3925	0.0577	1.0345	0.4946	4930
20.3853	2.9153	0.0487	0.8510	0.5071	4931
20.3301	3.6432	0.0175	0.2924	0.5201	4932
20.3005	2.9291	0.0338	0.5876	0.5057	4933
20.2760	2.9113	0.0418	0.7261	0.5031	4934
20.3049	3.6404	0.0219	0.3641	0.5154	4935

Рис. 6. Фрагмент телеметрии ресурсных испытаний опытного образца ДУ
Fig. 6. Fragment of telemetry of the prototype resource tests propulsion system

В соответствии с циклограммой работы импульсной электротермической ДУ работа опытного образца ДУ осуществлялась в импульсном режиме, с длительностью единичного включения (время открытия клапана + импульс последствия), равной 1 с. Интервал времени между единичными включениями составлял 19 с, что обеспечивает три включения ДУ в минуту (рис. 5).

В ходе ресурсных испытаний элементов автоматики контрольно-проверочной аппаратурой (КПА) в автоматическом режиме фиксировались следующие параметры:

- общее количество включений ДУ (наработанный ресурс);
- время работы ДУ;
- давление в камере ЭТМД;
- напряжение источника питания;
- падение напряжения на клапане;
- ток, протекающий через обмотку клапана при открытии.

Результаты экспериментов

С учетом опыта эксплуатации применяемых элементов ДУ в изделиях-аналогах и их сложности нормированная ВБР каждого структурного элемента принята следующей:

- ВБР конструкции $P_k^H = 0,9998$;
- ВБР фильтрующего элемента $P_\phi^H = 0,9998$;
- ВБР электроклапана $P_{\text{кл}}^H = 0,999$;
- ВБР накопительной емкости $P_{\text{не}}^H = 0,999$;
- ВБР БКС ДУ $P_{\text{бкс}}^H = 0,9992$;
- ВБР электротермического микродвигателя $P_{\text{этмд}}^H = 0,999$.

С учетом (1) ВБР ДУ по нормированным значениям ВБР структурных элементов составит:

$$P_{\text{ВБР}} = \prod_{i=1}^j P_i = P_k^H \times P_\phi^H \times P_{\text{кл}}^H \times P_{\text{не}}^H \times P_{\text{бкс}}^H \times P_{\text{этмд}}^H = 0,9998 \times 0,9998 \times 0,999 \times 0,999 \times 0,9992 \times 0,999 = 0,9958. \quad (5)$$

Полученное значение ВБР превышает принятый нормативный уровень ВБР ДУ ($P_{\text{ВБР}} \geq 0,995$), что говорит о правильности распределения ВБР между структурными элементами.

Результаты ресурсных испытаний показали работоспособность следующих элементов автоматики опытного образца импульсной электротермической ДУ: фильтрующего элемента, электроклапана, накопительной емкости.

Итогом проведения ресурсных испытаний опытного образца ДУ стала наработка ресурса элементов ДУ в количестве 15700 единичных включений с сохранением работоспособности и возможностью продолжения испытаний при необходимости (рис. 6).

В соответствии с выражением (2) получены ВБР структурных элементов ДУ:

$$P_\phi = 1 - \frac{1}{2(N_{\text{cp}} + 2)} = 1 - \frac{1}{2(15700 + 2)} = 0,999968;$$

$$P_{\text{кл}} = 1 - \frac{1}{2(N_{\text{cp}} + 2)} = 1 - \frac{1}{2(15700 + 2)} = 0,999968;$$

$$P_{\text{не}} = 1 - \frac{1}{2(N_{\text{cp}} + 2)} = 1 - \frac{1}{2(15700 + 2)} = 0,999968. \quad (6)$$

Равенство ВБР структурных элементов ДУ объясняется их совместной работой при проведении ресурсных испытаний, за 15700 единичных включений ни один из элементов не вышел из строя.

В соответствии с выражениями (3–4), среднеквадратическое отклонение и нижнее доверительное значение структурных элементов ДУ составляют:

$$\sigma_p^\phi = \sigma_p^{\text{кл}} = \sigma_p^{\text{не}} = \frac{1}{2(N_{\text{cp}} + 2)} \sqrt{\frac{5N_{\text{cp}} + 7}{N_{\text{cp}} + 3}} = \frac{1}{2(15700 + 2)} \sqrt{\frac{5 \cdot 15700 + 7}{15700 + 3}} = 0,712 \cdot 10^{-4}; \quad (7)$$

$$P_\phi^A = P_\phi - \frac{1,282\sigma_p^\phi}{\sqrt{N_{\text{cp}}}} = 0,999968 - \frac{1,282 \cdot 0,712 \cdot 10^{-4}}{\sqrt{15700}} = 0,999967;$$

$$P_{\text{кл}}^A = P_{\text{кл}} - \frac{1,282\sigma_p^{\text{кл}}}{\sqrt{N_{\text{cp}}}} = 0,999968 - \frac{1,282 \cdot 0,712 \cdot 10^{-4}}{\sqrt{15700}} = 0,999967;$$

$$P_{\text{не}}^A = P_{\text{не}} - \frac{1,282\sigma_p^{\text{не}}}{\sqrt{N_{\text{cp}}}} = 0,999968 - \frac{1,282 \cdot 0,712 \cdot 10^{-4}}{\sqrt{15700}} = 0,999967. \quad (8)$$

С учетом полученных значений (6–8) ВБР опытного образца ДУ составила:

$$P_{\text{ВБР}} = \prod_{i=1}^j P_i = P_{\text{к}}^{\text{н}} \times P_{\text{ф}}^{\text{а}} \times P_{\text{к\lambda}}^{\text{а}} \times P_{\text{не}}^{\text{а}} \times P_{\text{бкс}}^{\text{н}} \times P_{\text{этмд}}^{\text{н}} =$$

$$= 0,9998 \times 0,999967 \times 0,999967 \times 0,999967 \times$$

$$\times 0,9992 \times 0,999 = 0,9979. \quad (9)$$

Выводы и заключение

В результате проведенных исследований для заданной ВБР ДУ были определены нормированные значения ВБР основных элементов, которые составили: ВБР конструкции $P_{\text{к}}^{\text{н}} = 0,9998$, ВБР фильтрующего элемента $P_{\text{ф}}^{\text{н}} = 0,9998$, ВБР электроклапана $P_{\text{к\lambda}}^{\text{н}} = 0,999$, ВБР накопительной емкости $P_{\text{не}}^{\text{н}} = 0,999$, ВБР БКС ДУ $P_{\text{бкс}}^{\text{н}} = 0,9992$, ВБР электротермического микродвигателя $P_{\text{этмд}}^{\text{н}} = 0,999$. При этом ВБР ДУ по нормированным показателям составила $P_{\text{ВБР}} = 0,958$.

В результате проведенных ресурсных испытаний опытного образца ДУ была подтверждена надежность основных элементов автоматики ДУ: фильтрующий элемент, электроклапан, нагревательная емкость, с общим количеством единичных включений 1700.

По результатам ресурсных испытаний полученное фактическое значение вероятности безотказной работы опытного образца двигательной установки составило: $P_{\text{ВБР}} = 0,9979$, что подтвердило возможность реализации заданной надежности штатной двигательной установки наноспутника.

Полученное значение ВБР опытного образца ДУ представляет собой нижнюю границу ВБР. ВБР ДУ будет не менее полученного значения ВБР.

Дальнейшее уточнение ВБР ДУ связано с проведением аналогичных ресурсных испытаний других структурных элементов ДУ, в частности конструкции, бортовой кабельной сети, ЭТМД.

В целом используемый подход может быть применен для обеспечения требуемого значения ВБР ДУ в широком диапазоне в соответствии с целевым назначением ДУ, за счет увеличения общего количества наработанного ресурса структурных элементов ДУ. При этом состав структурных элементов ДУ может быть изменен.

Список источников

1. Sabatinia M., Volpeb R., Palmerinic G. B. Centralized visual based navigation and control of a swarm of satellites for on-orbit servicing // *Acta Astronautica*. 2020. Vol. 171. P. 323–334. DOI: 10.1016/j.actaastro.2020.03.015.
2. Lev D., Myers R. M., Lemmer K. M. [et al.]. The technological and commercial expansion of electric propulsion // *Acta Astronautica*. 2019. Vol. 159. P. 213–227. DOI: 10.1016/j.actaastro.2019.03/058.
3. Krejci D., Lozano P. Space Propulsion Technology for Small Spacecraft // *Proceedings of the IEEE*. 2018. Vol. 106, Issue. 3. P. 362–378. DOI: 10.1109/JPROC.2017.2778747.
4. Narayanasamy A., Ahmad Y. A., Othman M. Nanosatellites constellation as an IoT communication platform for near equatorial countries // *6th International Conference on Mechatronics — ICOM17*. 2017. Vol. 260. 14 p. DOI: 10.1088/1757-899X/260/1/012028.
5. Woellert K., Ehrenfreund P., Ricco A. J. [et al.]. Cubesats: Cost-effective science and technology platforms for emerging and developing nations // *Advances in space research*. 2010. Vol. 47 (4). P. 663–684. DOI: 10.1016/j.asr.2010.10.009.
6. Sarda K., Eagleson S., Caillibot E. [et al.]. Canadian advanced nanospace experiment 2: scientific and technological innovation on a three-kilogram satellite // *Acta Astronautica*. 2006. Vol. 59, Issue 1–5. P. 236–245. DOI: 10.1016/j.actaastro.2006.02.054.

7. Neji B., Hamrouni C., Alimi A. M. [et al.]. Design and prototype of an image capturing and processing system for ERPSat-1 Pico Satellite // *4th International Conference on Recent Advances in Space Technology*. Recent Advances in Space Technologies. 2009. P. 744–749. DOI: 10.1109/RAST.2009.5158290.

8. Romei F., Grubišić A. N. Numerical study of a novel monolithic heat exchanger for electrothermal space propulsion // *Acta Astronautica*. 2019. Vol. 159. P. 8–16. DOI: 10.1016/j.actaastro.2019.03.025.

9. Romei F., Grubišić A. N. Validation of an additively manufactured resistor through experimental and computational analysis // *Acta Astronautica*. 2020. Vol. 167. P. 14–22. DOI: 10.1016/j.actaastro.2019.10.046.

10. Kwan P. W., Huangb X., Zhanga X. Design and testing of a microelectromechanical-system-based high heat flux vaporizing liquid microthruster // *Acta Astronautica*. 2020. Vol. 170. P. 719–734. DOI: 10.1016/j.actaastro.2020.01.017.

11. Блинов В. Н., Лукьянчик А. И., Шалай В. В. Математическая модель для параметрического исследования аммиачной двигательной установки в составе микроспутниковой платформы методом случайного поиска // *Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение*. 2018. Т. 2, № 3. С. 26–34. DOI: 10.25206/2588-0373-2018-2-3-26-34.

12. Блинов В. Н., Косицын В. В., Лукьянчик А. И., Рубан В. И., Степень П. В., Ячменев П. С. Исследования демонстрационного образца импульсной двигательной установки наноспутника // *Динамика систем, механизмов и машин*. 2020. Т. 8, № 3. DOI: 10.25206/2310-9793-8-3-132-142.

13. ГОСТ 27.301-95. Надежность в технике. Расчет надежности. Основные положения. Введ. 1997–01–01. Москва: Изд-во стандартов, 1997. 19 с.

14. ГОСТ 27.402-95. Надежность в технике. Планы испытаний для контроля средней наработки до отказа (на отказ). Часть 1. Экспоненциальное распределение. Введ. 1997–01–01. Москва: Изд-во стандартов, 1997. 41 с.

15. Беляев Ю. К., Богатырев В. А., Болотин В. В. [и др.]. Надежность технических систем: справ. / под ред. И. А. Ушакова. Москва: Радио и связь, 1985. 608 с.

БЛИНОВ Виктор Николаевич, доктор технических наук, профессор (Россия), профессор кафедры «Авиа- и ракетостроение».

SPIN-код: 8934-4313

AuthorID (РИНЦ): 530029

ORCID: 0000-0002-9309-4610

AuthorID (SCOPUS): 56503115200

Адрес для переписки: blinovvictor@yandex.ru

КОСИЦЫН Валерий Владимирович, кандидат технических наук, доцент кафедры «Авиа- и ракетостроение».

SPIN-код: 8766-8891

AuthorID (РИНЦ): 723680

AuthorID (SCOPUS): 56503934600

Адрес для переписки: valera_kositsin@mail.ru

ЛУКЪЯНЧИК Антон Игоревич, старший преподаватель кафедры «Авиа- и ракетостроение».

SPIN-код: 2378-9723

ORCID: 0000-0002-3309-4125

AuthorID (SCOPUS): 57189506536

ResearcherID: O-8722-2016

Адрес для переписки: lukuanchik1991@mail.ru



СТЕПЕНЬ Павел Валерьевич, аспирант, ассистент
кафедры «Авиа- и ракетостроение».

SPIN-код: 4322-5980

AuthorID (РИНЦ): 1004744

Адрес для переписки: stepen2@mail.ru

ЯЧМЕНЕВ Павел Сергеевич, старший преподаватель
кафедры «Авиа- и ракетостроение».

SPIN-код: 4744-0940

ORCID: 0000-0003-3483-4321

AuthorID (SCOPUS): 57193405041

ResearcherID: P-5381-2016

Адрес для переписки: yachmenev-pavel@mail.ru

Для цитирования

Блинов В. Н., Косицын В. В., Лукьянчик А. И., Степень П. В., Ячменев П. С. Исследования надежности импульсной электро-термической двигательной установки наноспутника // Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2021. Т. 5, № 4. С. 75–82. DOI: 10.25206/2588-0373-2021-5-4-75-82.

Статья поступила в редакцию 20.10.2021 г.

© В. Н. Блинов, В. В. Косицын, А. И. Лукьянчик,

П. В. Степень, П. С. Ячменев

RESEARCH ON RELIABILITY OF PULSED ELECTROTHERMAL PROPULSION SYSTEM OF NANOSATELLITE

V. N. Blinov, V. V. Kositsin, A. I. Lukyanchik,
P. V. Stepen, P. S. Yachmenev

Omsk State Technical University,
Russia, Omsk, Mira Ave., 11, 644050

In the paper have been discussed nanosatellite propulsion system normalization actual themes, as well their acknowledgement by the testing results. To secure needed survival probability $P \geq 0,995$, the propulsion system bottlenecks normalized values are defined. The results of propulsion system fatigue test and reliability evaluation also have been presented. The realized count of propulsion system pulse mode switching is 15700. The actual value testing propulsion system survival probability is $P = 0,9979$. That confirms the ability of nanosatellite propulsion system demanded reliability.

Keywords: nanosatellite, resistojet, propulsion system, reliability, survival probability.

References

1. Sabatinia M., Volpeb R., Palmerinic G. B. Centralized visual based navigation and control of a swarm of satellites for on-orbit servicing // *Acta Astronautica*. 2020. Vol. 171. P. 323–334. DOI: 10.1016/j.actaastro.2020.03.015. (In Engl.).
2. Lev D., Myers R. M., Lemmer K. M. [et al.]. The technological and commercial expansion of electric propulsion // *Acta Astronautica*. 2019. Vol. 159. P. 213–227. DOI: 10.1016/j.actaastro.2019.03/058. (In Engl.).
3. Krejci D., Lozano P. Space Propulsion Technology for Small Spacecraft // *Proceedings of the IEEE*. 2018. Vol. 106, Issue. 3. P. 362–378. DOI: 10.1109/JPROC.2017.2778747. (In Engl.).
4. Narayanasamy A., Ahmad Y. A., Othman M. Nanosatellites constellation as an IoT communication platform for near equatorial countries // 6th International Conference on Mechatronics — ICOM17. 2017. Vol. 260. 14 p. DOI: 10.1088/1757-899X/260/1/012028. (In Engl.).
5. Woellert K., Ehrenfreund P., Ricco A. J. [et al.]. Cubesats: Cost-effective science and technology platforms for emerging and developing nations // *Advances in space research*. 2010. Vol. 47 (4). P. 663–684. DOI: 10.1016/j.asr.2010.10.009. (In Engl.).
6. Sarda K., Eagleson S., Caillibot E. [et al.]. Canadian advanced nanospace experiment 2: scientific and technological innovation on a three-kilogram satellite // *Acta Astronautica*. 2006. Vol. 59, Issue 1–5. P. 236–245. DOI: 10.1016/j.actaastro.2006.02.054. (In Engl.).
7. Neji B., Hamrouni C., Alimi A. M. [et al.]. Design and prototype of an image capturing and processing system for ERPSat-1 Pico Satellite // 4th International Conference on Recent Advances in Space Technology. *Recent Advances in Space Technologies*. 2009. P. 744–749. DOI: 10.1109/RAST.2009.5158290. (In Engl.).
8. Romei F., Grubišić A. N. Numerical study of a novel monolithic heat exchanger for electrothermal space propulsion // *Acta Astronautica*. 2019. Vol. 159. P. 8–16. DOI: 10.1016/j.actaastro.2019.03.025. (In Engl.).
9. Romei F., Grubišić A. N. Validation of an additively manufactured resistojet through experimental and computational analysis // *Acta Astronautica*. 2020. Vol. 167. P. 14–22. DOI: 10.1016/j.actaastro.2019.10.046. (In Engl.).
10. Kwan P. W., Huangb X., Zhanga X. Design and testing of a microelectromechanical-system-based high heat flux vaporizing liquid microthruster // *Acta Astronautica*. 2020. Vol. 170. P. 719–734. DOI: 10.1016/j.actaastro.2020.01.017. (In Engl.).
11. Blinov V. N., Lukyanchik A. I., Shalay V. V. Matematicheskaya model' dlya parametricheskogo issledovaniya ammiachnogo dvigatel'noy ustanovki v sostave mikrosputnikovoy platformy metodom sluchaynogo poiska [Mathematical model for the parametric study of ammonia propulsion system in microsatellite platform by random search method] // *Omskiy nauchnyy vestnik. Ser. Aviatcionno-raketnoye i energeticheskoye mashinostroyeniye. Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering*. 2018. Vol. 2, no 3. P. 26–34. DOI: 10.25206/2588-0373-2018-2-3-26-34. (In Russ.).
12. Blinov V. N., Kositsin V. V., Lukyanchik A. I., Ruban V. I., Stepen P. V., Yachmenev P. S. Issledovaniya demonstratsionnogo obraztsa impul'snoy dvigatel'noy ustanovki nanosputnika [Demonstration sample research impulse of the propulsion system of nanosatellite] // *Dinamika sistem, mekhanizmov i mashin. Dynamics of Systems, Mechanisms and Machines*. 2020. Vol. 8, no 3. P. 132–142. DOI: 10.25206/2310-9793-8-3-132-142. (In Russ.).
13. GOST 27.301-95. Nadezhnost' v tekhnike. Raschet nadezhnosti. Osnovnyye polozheniya [Dependability in technics. Dependability prediction. Basic principles]. Moscow, 1997. 19 p. (In Russ.).
14. GOST 27.402-95. Nadezhnost' v tekhnike. Plany ispytaniy dlya kontrolya sredney narabotki do otkaza (na otkaz) [Dependability in technics. Compliance test plans for mean time between failures (to failure). Part 1. Exponential case]. Moscow, 1997. 41 p. (In Russ.).
15. Belyayev Yu. K., Bogatyrev V. A., Bolotin V. V. [et al.]. Nadezhnost' tekhnicheskikh sistem: sprav. [Reliability of technical systems: handbook] / Ed. I. A. Ushakov. Moscow, 1985. 608 p. (In Russ.).

BLINOV Viktor Nikolayevich, Doctor of Technical Sciences, Professor of Aviation and Rocketry Department.
SPIN-code: 8934-4313
AuthorID (RSCI): 530029
AuthorID (SCOPUS): 56503115200
ORCID: 0000-0002-9309-4610
Correspondence address: blinovvictor@yandex.ru
KOSITSIN Valeriy Vladimirovich, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of Aviation and Rocketry Department.
SPIN-code: 8766-8891



AuthorID (RSCI): 723680
AuthorID (SCOPUS): 56503934600
Correspondence address: valera_kositsin@mail.ru
LUKYANCHIK Anton Igorevich, Senior Lecturer
of Aviation and Rocketry Department.
SPIN-code: 2378-9723
ORCID: 0000-0002-3309-4125
AuthorID (SCOPUS): 57189506536
ResearcherID: O-8722-2016
Correspondence address: lukyanchik1991@mail.ru
STEPEN Pavel Valerievich, Graduate Student,
Assistant of Aviation and Rocketry Department.
SPIN-code: 4322-5980
AuthorID (RSCI): 1004744
Correspondence address: stepen2@mail.ru
YACHMENEV Pavel Sergeyevich, Senior Lecturer
of Aviation and Rocketry Department Department.

SPIN-code: 4744-0940
ORCID: 0000-0003-3483-4321
AuthorID (SCOPUS): 57193405041
ResearcherID: P-5381-2016
Correspondence address: yachmenev-pavel@mail.ru

For citations

Blinov V. N., Kositsin V. V., Lukyanchik A. I., Stepen P. V., Yachmenev P. S. Research on reliability of pulsed electrothermal propulsion system of nanosatellite // Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering. 2021. Vol. 5, no. 4. P. 75 – 82. DOI: 10.25206/2588-0373-2021-5-4-75-82.

Received October 20, 2021.

© **V. N. Blinov, V. V. Kositsin, A. I. Lukyanchik,
P. V. Stepen, P. S. Yachmenev**