

# ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОЕКТНОГО ОБЛИКА МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ЭЛЕКТРОТЕРМИЧЕСКОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ

П. С. Ячменев

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

В работе представлены результаты решения многовариантной задачи формирования проектного облика малого космического аппарата с различными двигательными установками на основе фреонов с электротермическими микродвигателями. В качестве исходных данных определены требуемые запасы характеристических скоростей на поддержание срока активного существования для круговых орбит 350–390 км для малых космических аппаратов с различными площадями миделя. Удельные и габаритно-массовые характеристики двигательных установок малого космического аппарата определены с использованием множества основных проектных параметров, полученных методом случайного поиска. Сформированные ранжированные ряды альтернативных вариантов малых космических аппаратов по мере убывания комплексного суммарного критерия многокритериальным методом расстановки приоритетов для различных принципов проектирования малого космического аппарата с двигательной установкой позволяют выявить наиболее оптимальные проектные решения.

**Ключевые слова:** малый космический аппарат, низкоорбитальная группировка, двигательная установка, электротермический микродвигатель, метод случайного поиска, метод расстановки приоритетов.

## Введение

Традиционный подход к выбору проектного облика малого космического аппарата (МКА) с электротермической двигательной установкой (ДУ) основан на обеспечении минимальной приведенной массы ДУ в составе МКА для заданного срока активного существования (САС) при решении задач орбитального маневрирования МКА [1].

В качестве приведенной массы рассматривается сумма массы топлива, массы конструкции ДУ и массы средств адаптации ДУ в МКА.

Такой подход ориентирован на использование топлив ДУ МКА с высокими значениями удельного импульса тяги без учета его экологических, эксплуатационных свойств, степени его воздействия на обслуживающий персонал при заправке МКА, степени увеличения габаритов ДУ и МКА в целом.

Все это, в конечном итоге, ведет к увеличению стоимости изготовления и эксплуатации ДУ и МКА в целом и оправдан для МКА при единичном, мелкосерийном или серийном производстве МКА.

При массовом производстве МКА для развертывания крупных орбитальных группировок с большим количеством МКА (от 2000 МКА и более), МКА разрабатываются с приоритетом экономичности и простоты проектных и конструкторско-технологических решений, минимизацией наземных испытаний и проведением основного объема испытаний МКА с ДУ в реальных условиях эксплуатации в космическом пространстве [2–4].

Проектный облик МКА с ДУ определяется типом используемого топлива, структурным построением ДУ, а также основными проектными параметрами, обеспечивающими реализацию характеристиче-

ской скорости МКА для решения заданных задач орбитального маневрирования [5, 6].

Основной задачей орбитального маневрирования ДУ МКА, требующей значительных затрат топлива, является обеспечение заданного САС МКА для низких орбит функционирования.

Топлива ДУ, во многом определяющие проектный облик МКА, характеризуются достаточным большим разнообразием, формирующим альтернативные варианты ДУ в целом, а также критериев оценки эффективности топлив ДУ в составе МКА различной значимости [7].

В этой связи актуальной является задача по формированию проектного облика МКА с ДУ для ранних этапов проектирования в составе орбитальной группировки.

Численная задача решается на основе численных исследований проектного облика МКА с ДУ с использованием метода случайного поиска и многокритериальным анализом с использованием метода расстановки приоритетов альтернативных вариантов МКА на основе самовытесняемых топлив в виде различных фреонов и с использованием микродвигателей: электронагревного микродвигателя (ЭНМД) с автономным нагревательным элементом и электродуговым микродвигателем (ЭДМД).

## Постановка задач исследования

Задачами исследования проектного облика МКА с ДУ являются:

— численные исследования требуемых запасов характеристических скоростей МКА при функционировании на низких околоземных орбитах для поддержания САС;

— численные исследования проектных параметров МКА с ДУ;

— численные исследования проектного облика МКА с ДУ.

Проектный облик МКА с ДУ формируется при следующих ограничениях:

- масса МКА: 200 кг;
- площадь миделевого сечения:  $S_m = 0,95 \text{ м}^2$ ,  $S_m = 0,85 \text{ м}^2$ ,  $S_m = 0,75 \text{ м}^2$ .
- орбиты функционирования МКА: околоземные, круговые до 390 км;
- САС: до 3 лет;
- альтернативные топлива: самовытесняемые из топливного бака фреоны (изобутан, R134-A и аммиак);
- используемые электротермические микро-двигатели: ЭНМД с автономным нагревательным элементом и ЭДМД на аммиаке;
- тяга микродвигателей  $P = 30 \text{ мН}$ .

### Теория

Объектом исследования является МКА с ДУ, функционирующих на низких круговых орбитах в составе орбитальной группировки.

Низкие околоземные орбиты характеризуются большим возмущающим воздействием остаточной атмосферы на МКА и, как следствие, малым сроком баллистического существования [8].

Для увеличения времени нахождения МКА на орбите функционирования в состав МКА вводят ДУ.

В этой связи, при построении низкоорбитальных группировок МКА наибольшие запасы характеристической скорости необходимы для выполнения задачи по поддержанию САС.

Средние затраты характеристической скорости за сутки  $\Delta V_{\text{хар}}^{\text{CAC}}$  для компенсации аэродинамического торможения МКА определяются выражением [9–11]:

$$\Delta V_{\text{хар}}^{\text{CAC}} = \frac{\mu C_6 \rho_m 86400}{r_c},$$

где  $C_6 = (C_x S_m / 2m_{\text{МКА}})$  — баллистический коэффициент;  $C_x = 2,2 - 2,5$  — коэффициент аэродинамического сопротивления;  $S_m$  — площадь миделевого сечения МКА;  $m_{\text{МКА}}$  — масса МКА;  $\rho_m$  — плотность атмосферы;  $r_c = a_c = a_0 - \frac{\varepsilon}{a_0 \mu} \left(1 - \frac{\sin^2 i_0}{2}\right)$  — средний радиус орбиты;  $a_c$  — большая полуось средней орбиты;  $a_0$  — большая полуось орбиты;  $i_0$  — наклонение орбиты;  $\varepsilon = 0,263327 \cdot 10^{26}$  — константа потенциала нормального поля притяжения Земли.

Для ДУ МКА рассматриваются:

— ЭНМД на изобутане, R134-A и аммиаке (рис. 1);

— ЭДМД на аммиаке (рис. 2).

Запуски ДУ с ЭНМД на основе автономных нагревательных элементов осуществляются по параллельной схеме, при которой подача электропитания на нагревательный элемент и подача топлива осуществляются одновременно [12].

В ЭДМД тепловое ускорение происходит за счет нагрева рабочего тела в дуговом разряде, генерирующегося между анодом и катодом [13, 14].

Для расчета реализуемых запасов характеристических скоростей ДУ использовано выражение, учитывающее режимы работы микродвигателей [7]:

$$\Delta V = -g_0 P_{\text{YA}}^{\text{B}} \ln \left( \frac{m_{\text{МКА}}^0 - \frac{P}{P_{\text{YA}}} t^{\text{P}} (N-1) - \frac{P}{P_{\text{YA}}^{\text{B}}} t^{\text{B}} N}{m_{\text{МКА}}^0 - \frac{P}{P_{\text{YA}}} t^{\text{P}} (N-1)} \right) - g_0 P_{\text{YA}}^{\text{P}} \ln \left( \frac{m_{\text{МКА}}^0 - \frac{P}{P_{\text{YA}}} t^{\text{B}} N - \frac{P}{P_{\text{YA}}^{\text{P}}} t^{\text{P}} N}{m_{\text{МКА}}^0 - \frac{P}{P_{\text{YA}}} t^{\text{B}} N} \right)$$

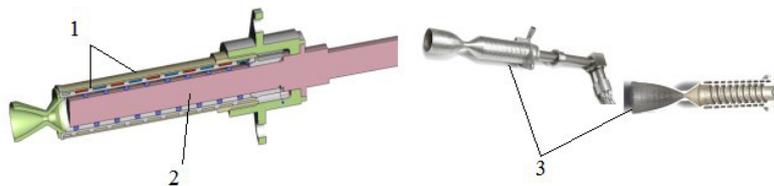


Рис. 1. ЭНМД с автономным нагревательным элементом:

- 1 — корпус с газовадами; 2 — автономный нагревательный элемент;
- 3 — ЭНМД, изготовленный по аддитивной технологии методом лазерного спекания

Fig. 1. Resistojet with autonomous heating element:

- 1 — a housing with gas ducts; 2 — an autonomous heating element;
- 3 — an resistojet manufactured using additive technology by laser sintering

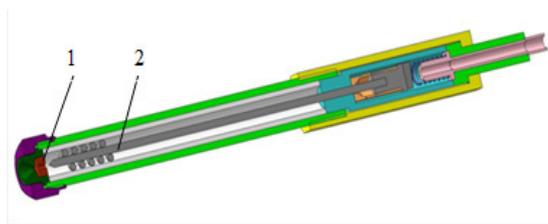


Рис. 2. 3D модель и фотография функционирования ЭДМД: 1 — анод; 2 — катод

Fig. 2. 3D model and photo of arcjet thruster functioning: 1 — anode; 2 — cathode

где  $\Delta V$  — характеристическая скорость;  $P_{уд}^B, P_{уд}^P$  — средний и удельный импульс тяги микродвигателей при выходе на режим и работе на нем;  $m_{МКА}^0$  — стартовая масса МКА;  $t^B$  — время выхода микродвигателей на режим;  $t^P$  — время работы микродвигателей на квазистационарном режиме;  $N$  — количество включений ДУ.

Проведенные экспериментальные исследования ЭДМД по нагреву рабочего тела показали, что функционирование данных электроракетных двигателей характеризуется «пушечным» запуском. Под «пушечным» запуском подразумевается мгновенный выход на стационарный режим нагрева рабочего тела, при котором температура остается постоянной [15]. Поэтому в выражении для определения реализуемых запасов характеристических скоростей ДУ для ЭДМД характеристики  $t^B$  и  $P_{уд}^B$  обнуляются.

Основные характеристики ДУ определяются с помощью математической модели на основе газодинамических функций газового потока [16].

Формирование проектного облика МКА с ДУ осуществляется на основе определения множества основных проектных параметров (ОПП) МКА с ДУ методом случайного поиска, по которым определяются: удельный импульс тяги (для температуры в микродвигателе 1040 К (для ЭНМД)), масса топлива на реализацию заданной характеристической скорости, габариты топливного бака с учетом его удлинения, определяющих геометрию МКА, количество включений ДУ и др. [1, 2, 17].

Для ЭДМД удельный импульс тяги определен по схеме [16]:

- определение удельного импульса тяги по результатам проведенных экспериментальных исследований на азоте с расчетом температуры в камере по замеренной температуре на срезе сопла;
- определение удельного импульса тяги ЭДМД на аммиаке расчетным путем с использованием проведенных расчетно-экспериментальных исследований.

Одним из критериев оценки принятых альтернативных топлив является эксплуатационная безопасность, оцениваемая по следующим характеристикам [18–20]:

- изобутан: вещество малоопасное (ПДК = 300 мг/м<sup>3</sup>); широко используется в бытовых устройствах; плотность 557,4 кг/м<sup>3</sup>; газовая постоянная  $R = 140,3$  Дж/кг·К;
- R134-A: вещество малоопасное (ПДК = 3000 мг/м<sup>3</sup>); широко используется в бытовых устройствах; воспламенение невозможно ни при какой температуре; плотность 1228,4 кг/м<sup>3</sup>; газовая постоянная  $R = 81,5$  Дж/кг·К;
- аммиак: вещество малоопасное (ПДК = 20 мг/м<sup>3</sup>); плотность 611 кг/м<sup>3</sup>; газовая постоянная  $R = 488$  Дж/кг·К.

Для ранжирования МКА с различными ДУ применим многокритериальный метод — метод расстановки приоритетов, для каждого из которых предварительно определяется значимость (весомость) частных критериев в комплексе (суммарном) критерии [22]:

$$P_{\text{компл}} = \sum_{i=1}^n P_i^{\text{отн}} \cdot \rho_i,$$

где  $P_i^{\text{отн}}$  — приоритет  $i$ -го критерия;  $\rho_i$  — значимость  $i$ -го критерия;  $n$  — число критериев.

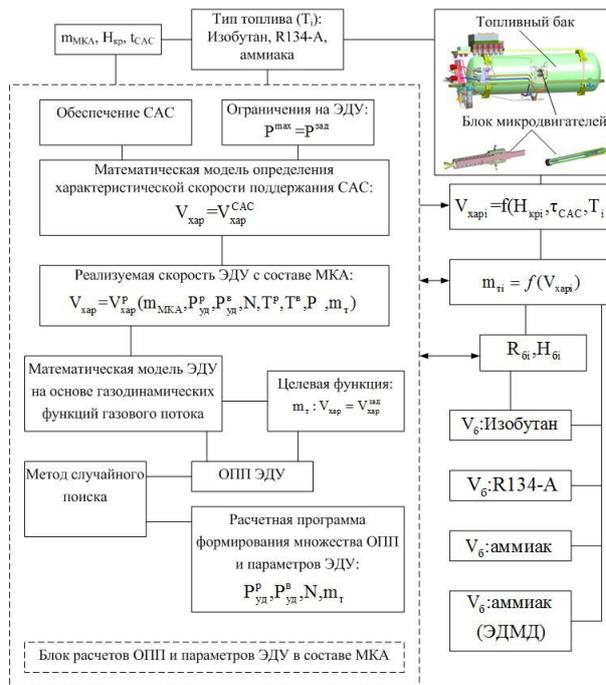


Рис. 3. Алгоритм исследования проектного облика МКА с ДУ  
Fig. 3. Algorithm for studying the design of a maneuvering small spacecraft

Значимость критериев оценивания вариантов определяется принципом проектирования МКА с ДУ для конкретной проектной ситуации с формированием приоритетного критерия.

Для различных сценариев оценки альтернативных вариантов МКА рассмотрены следующие принципы проектирования (наиболее значимые критерии):

- минимальная длина топливного бака для заданного удлинения;
- минимальная масса топлива;
- эксплуатационная безопасность МКА с ДУ (по величине ПДК);
- степень готовности к созданию летного образца ДУ.

В качестве альтернативных вариантов рассматриваются:  $V_1$  — МКА с ДУ с ЭНМД на изобутане;  $V_2$  — МКА с ДУ с ЭНМД на R134-A;  $V_3$  — МКА с ДУ с ЭНМД с на аммиаке;  $V_4$  — МКА с ДУ с ЭДМД на аммиаке.

В качестве критериев рассматриваются:  $K_1$  — длина топливного бака ДУ для заданного удлинения;  $K_2$  — масса топлива ДУ на реализацию заданной характеристической скорости;  $K_3$  — эксплуатационная безопасность ДУ;  $K_4$  — степень готовности к созданию летного образца ДУ.

Алгоритм исследования проектного облика МКА с ДУ приведен в соответствии с рис. 3.

## Результаты расчетов

Результаты расчетов требуемых запасов характеристических скоростей в зависимости от САС МКА на орбите представлены в табл. 1.

Анализ затрат характеристической скорости на поддержание САС показывает:

- для низких орбит затраты характеристической скорости на поддержание САС значительно увеличиваются, что связано с увеличением остаточной плотности атмосферы; например, затраты характеристической скорости с  $t_{CAS} = 1$  год на

**Таблица 1. Требуемые запасы характеристических скоростей в зависимости от САС для МКА массой 200 кг**  
**Table 1. Required reserves of characteristic velocities depending on the period of active existence for a small spacecraft weighing 200 kg**

№	Наименование	$H_{кр} = 350$ км			$H_{кр} = 370$ км			$H_{кр} = 390$ км		
		САС, год								
		1	2	3	1	2	3	1	2	3
1	$\Delta V_{хар}^{САС}$ ( $S_m = 0,95$ м <sup>2</sup> ), м/с	113	226	339	78	156	233	55	110	165
2	$\Delta V_{хар}^{САС}$ ( $S_m = 0,85$ м <sup>2</sup> ), м/с	101	202	303	69	139	208	49	94	148
3	$\Delta V_{хар}^{САС}$ ( $S_m = 0,75$ м <sup>2</sup> ), м/с	89	178	267	61	123	184	43	87	130

**Таблица 2. ОПП и характеристики ДУ с ЭНМД на R134-A**  
**Table 2. Main design parameters and characteristics of a propulsion system with an resistojet on R134A**

№	ОПП					Характеристики		
	$T_{кр}$ , К	$t^p$ , с	$k_{YA}$	$\Delta l$ , мм	$N$	$p_{YA}^B$ , с	$p_{YA}^P$ , с	$t^b$ , с
1	743	1197	1	40	964	53	63	140
2	1040	1170	2	37	893	62	75	288
3	849	1186	6	28	942	57	68	189
4	773	1192	5	22	961	54	65	153
5	859	1160	3	26	955	57	68	194
6	658	1185	4	34	995	51	60	107

**Таблица 3. ОПП и характеристики ДУ МКА**  
**Table 3. Main design parameters and characteristics of small spacecraft propulsion systems**

№	ОПП и характеристики	Тип топлива			
		Изобутан	R134-A	Аммиак	Аммиак (ЭДМД)
1	$p_{YA}^B / p_{YA}^P$ , с	82/99	62/75	172/196	0/300
2	$t^b / t^p$ , с	297/1085	288/1070	300/624	0/600
3	$P_{MA}$ , мН	30	30	30	30
4	$k_{YAA}$	2	2	2	2

$H_{кр} = 350$  км с  $S_m = 0,95$  м<sup>2</sup> увеличиваются на  $\approx 105$  % по сравнению с затратами характеристической скорости с  $t_{САС} = 1$  год на  $H_{кр} = 390$  км с  $S_m = 0,95$  м<sup>2</sup>;

— уменьшение площади миделевого сечения  $S_m$  приводит к снижению запасов характеристических скоростей на поддержание САС; например, для МКА с  $S_m = 0,75$  м<sup>2</sup> на  $H_{кр} = 350$  км запасы характеристической скорости для  $t_{САС} = 1$  год уменьшаются на  $\approx 21$  % в сравнении с МКА с  $S_m = 0,95$  м<sup>2</sup>;

— увеличение САС приводит к увеличению затрат характеристических скоростей; например, для МКА с  $S_m = 0,85$  м<sup>2</sup> на  $H_{кр} = 370$  км запасы характеристической скорости для  $t_{САС} = 3$  года увеличиваются на  $\approx 201$  % в сравнении с МКА с  $S_m = 0,85$  м<sup>2</sup> для  $t_{САС} = 1$  год.

Для проведения исследования проектного облика МКА с ДУ с использованием полученных результатов (табл. 1) выбраны характерные значения запасов характеристической скорости для поддержания САС: 100, 200, 300 м/с.

Проектный облик МКА с ДУ формируется через основные проектные параметры (ОПП), по которым определяются удельные импульсы тяги микродвигателей, требуемые запасы топлива на реализацию характеристической скорости и габаритно-массовые характеристики ДУ (МКА) [1, 5].

ОПП формируются на основе метода случайного поиска для ЭНМД на изобутане, R134-A, аммиаке, а для ЭДМД только на аммиаке.

Пример расчета ОПП и удельных характеристик ДУ с ЭНМД на R134-A представлен в табл. 2.

Из полученного множества ОПП и характеристик выбраны параметры, соответствующие температуре в камере ЭНМД 1040 К. На основе выбранных параметров (табл. 3) определены габаритно-массовые характеристики ДУ МКА (табл. 4–6).

Ранжирование альтернативных вариантов МКА (B1, B2, B3, B4) методом расстановки приоритетов проведено с использованием полученных в табл. 4–6 габаритно-массовых характеристик МКА с ДУ.

Сравнение вариантов по выбранным критериям приведено в табл. 7–10.

Сравнение критериев между собой для приоритетного критерия K1 приведено в табл. 11.

По такому же алгоритму оценены критерии между собой для приведенных выше сценариев оценки и соответствующих им приоритетных критериев (учтены в комплексном суммарном критерии).

Ранжированные ряды альтернативных вариантов МКА с ДУ по мере убывания комплексного суммарного критерия имеет вид:

Таблица 4. Габаритно-массовые характеристики МКА с ДУ с  $\Delta V_{\text{хар}} = 100$  м/с  
 Table 4. Dimensional and mass characteristics of a maneuvering small spacecraft with  $\Delta V_{\text{хар}} = 100$  m/s

№	Характеристика	$m_{\text{МКА}} = 200$ кг			
		Тип топлива ДУ			
		Изобутан	R134-A	Аммиак	Аммиак (ЭДМД)
1	$m_T$ , кг	20	25,9	10,5	6,7
2	$R_0/H_{0T}$ , мм	158/632	132/528	123/493	106/425
3	$V_{0T}$ , л	40,4	24,2	19,7	12,6
4	$m_{0T}$ , кг	3,6	2,1	3,3	2,2
5	$m_T + m_{0T}$ , кг	23,6	28	13,8	8,8
6	$N$	459	457	708	1114

Таблица 5. Габаритно-массовые характеристики МКА с ДУ с  $\Delta V_{\text{хар}} = 200$  м/с  
 Table 5. Dimensional and mass characteristics of a maneuvering small spacecraft with  $\Delta V_{\text{хар}} = 200$  m/s

№	Характеристика	$m_{\text{МКА}} = 200$ кг, $\Delta V_{\text{хар}} = 200$ м/с			
		Тип топлива ДУ			
		Изобутан	R134-A	Аммиак	Аммиак (ЭДМД)
1	$m_T$ , кг	37,4	47,4	20,2	13,1
2	$R_0/H_{0T}$ , мм	194/778	162/645	153/614	133/532
3	$V_{0T}$ , л	77,3	44,4	37,9	24,7
4	$m_{0T}$ , кг	6,7	3,8	6,6	4,3
5	$m_T + m_{0T}$ , кг	44,1	51,2	26,8	17,4
6	$N$	857	837	1364	2192

Таблица 6. Габаритно-массовые характеристики МКА с ДУ с  $\Delta V_{\text{хар}} = 300$  м/с  
 Table 6. Dimensional and mass characteristics of a maneuvering small spacecraft with  $\Delta V_{\text{хар}} = 300$  m/s

№	Характеристика	$m_{\text{МКА}} = 200$ кг, $\Delta V_{\text{хар}} = 300$ м/с			
		Тип топлива ДУ			
		Изобутан	R134-A	Аммиак	Аммиак (ЭДМД)
1	$m_T$ , кг	52,7	65,7	29,1	19,4
2	$R_0/H_{0T}$ , мм	218/872	180/721	173/694	151/606
3	$V_{0T}$ , л	108,8	61,5	54,8	36,5
4	$m_{0T}$ , кг	9,4	5,3	9,5	6,3
5	$m_T + m_{0T}$ , кг	62,1	71	38,6	25,7
6	$N$	1206	1158	1972	3231

Таблица 7. Критерий K1 — длина топливного бака ДУ для заданного удлинения  
 Table 7. Criterion K1 — the length of the fuel tank of the remote control for a given elongation

	$B_1$	$B_2$	$B_3$	$B_4$
$B_1$	1,0	0,5	0,5	0,5
$B_2$	1,5	1,0	0,5	0,5
$B_3$	1,5	1,5	1,0	0,5
$B_4$	1,5	1,5	1,5	1,0

Таблица 8. Критерий K2 — масса топлива ДУ на реализацию заданной характеристической скорости  
 Table 8. Criterion K2 — the mass of the fuel of the remote control for the implementation of a given characteristic speed

	$B_1$	$B_2$	$B_3$	$B_4$
$B_1$	1,0	1,5	0,5	0,5
$B_2$	0,5	1,0	0,5	0,5
$B_3$	1,5	1,5	1,0	0,5
$B_4$	1,5	1,5	1,5	1,0

— для приоритетного критерия K1:  $B_4=0,322$ ;  $B_3=0,29$ ;  $B_2=0,21$ ;  $B_1=0,178$ .

— для приоритетного критерия K2:  $B_4=0,289$ ;  $B_3=0,262$ ;  $B_2=0,229$ ;  $B_1=0,219$ .

— для приоритетного критерия K3:  $B_2=0,276$ ;  $B_4=0,259$ ;  $B_3=0,256$ ;  $B_1=0,223$ .

— для приоритетного критерия K4:  $B_2=0,286$ ;  $B_3=0,285$ ;  $B_1=0,26$ ;  $B_4=0,168$ .

Полученные ранжированные ряды позволяют оценивать альтернативные варианты МКА в зависимости от проектной ситуацию (тот или иной приоритетный критерий).

Таблица 9. Критерий К3 — эксплуатационная безопасность ДУ  
Table 9. Criterion K3 — operational safety of the remote control

	$B_1$	$B_2$	$B_3$	$B_4$
$B_1$	1,0	0,5	1,5	1,5
$B_2$	1,5	1,0	1,5	1,5
$B_3$	0,5	0,5	1,0	1,0
$B_4$	0,5	0,5	1,0	1,0

Таблица 10. Критерий К4 — степень готовности к созданию летного образца ДУ  
Table 10. Criterion K4 — the degree of readiness to create a flight model of the remote control

	$B_1$	$B_2$	$B_3$	$B_4$
$B_1$	1,0	1,0	1,0	1,5
$B_2$	1,0	1,0	1,0	1,5
$B_3$	1,0	1,0	1,0	1,5
$B_4$	0,5	0,5	0,5	1,0

Таблица 11. Сравнение критериев между собой для приоритетного критерия К1  
Table 11. Comparison of criteria among themselves for the priority criterion K1

	$K_1$	$K_2$	$K_3$	$K_4$
$K_1$	1,0	1,5	1,5	1,5
$K_2$	0,5	1,0	0,5	0,5
$K_3$	0,5	1,5	1,0	0,5
$K_4$	0,5	1,5	1,5	1,0

### Выводы

1. Результаты решения задачи орбитального маневрирования МКА по обеспечению САС МКА (1–3) года для низких орбит функционирования в диапазоне от 350 до 390 км характеризуются значительными затратами топлива на ее реализацию от 43 до 339 м/с и являются определяющими при формировании проектного облика МКА из-за топливных баков ДУ большой размерности.

2. Выбор орбиты функционирования и, соответственно, требуемые затраты характеристической скорости МКА определяются решаемой целевой задачей в течение заданного САС. Результаты расчетов параметров ДУ для скоростей 100 м/с, 200 м/с и 300 м/с и различных значений САС из требуемого диапазона скоростей позволяют оценить степень их влияния на проектный облик МКА.

3. Многовариантная задача формирования проектного облика маневрирующего МКА с использованием различных электротермических микродвигателей (ЭНМД с автономным нагревательным элементом, ЭДМД) на основе изобутана, R134-А, аммиака решена как многокритериальная задача оценки альтернатив методом расстановки приоритетов.

4. Повышение точности оценки альтернативных вариантов МКА с ДУ обеспечено формированием множества расчетных и экспериментальных (для ЭДМД) основных проектных параметров и выходных характеристик ДУ, определяющих габаритные размеры МКА, методом случайного поиска с использованием газодинамических функций газового потока.

5. Результаты решения задачи формирования проектного облика маневрирующего МКА с ДУ определяются заложенными принципами проектирования, определяющими значимость следующих критериев оценки альтернативных вариантов МКА: К1 — длина топливного бака ДУ для заданного удлинения, К2 — масса топлива ДУ на реализацию заданной характеристической скорости, К3 — эксплуатационная безопасность ДУ, К4 — степень готовности ДУ к созданию летного образца.

6. Получен следующий ранжированный ряд альтернативных вариантов МКА ( $B_1$  — МКА с ДУ с ЭНМД на изобутане,  $B_2$  — МКА с ДУ с ЭНМД на R134-А,  $B_3$  — МКА с ДУ с ЭНМД на аммиаке,  $B_4$  — МКА с ДУ с ЭДМД на аммиаке):

— для приоритетного критерия К1:  $B_4=0,322$ ;  $B_3=0,29$ ;  $B_2=0,21$ ;  $B_1=0,178$ .

— для приоритетного критерия К2:  $B_4=0,289$ ;  $B_3=0,262$ ;  $B_2=0,229$ ;  $B_1=0,219$ .

— для приоритетного критерия К3:  $B_2=0,276$ ;  $B_4=0,259$ ;  $B_3=0,256$ ;  $B_1=0,223$ .

— для приоритетного критерия К4:  $B_2=0,286$ ;  $B_3=0,285$ ;  $B_1=0,26$ ;  $B_4=0,168$ .

Данные результаты могут быть использованы на ранних этапах проектирования при формировании проектного облика МКА с ДУ.

### Список источников

1. Блинов В. Н., Лукьянчик А. И. Методика массового анализа микроспутников с аммиачной корректирующей двигательной установкой // Космонавтика и ракетостроение. 2019. № 5 (110). С. 90–102.

2. Narayanasamy A., Ahmad Y. A., Othman M. Nanosatellites Constellation as an IoT Communication Platform for Near Equatorial Countries // Proceedings of the 6th International Conference on Mechatronics. ICOM17. 2017. Vol. 260. P. 1–14. DOI: 10.1088/1757-899X/260/1/012028.

3. 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.

4. Saetchnikov V., Semenovich S., Spiridonov A. [et al.]. BSUSat-1 — Research/Educational Lab — One year in orbit // 2020 IEEE International Workshop on Metrology for AeroSpace, MetroAeroSpace 2020 — Proceedings: 7, Virtual, Online, 22–24 June 2020. Virtual, Online. 2020. P. 107–112. DOI: 10.1109/MetroAeroSpace48742.2020.9160137.

5. Блинов В. Н., Ячменев П. С. Методика исследования проектных параметров малого космического аппарата с электродуговой корректирующей двигательной установкой // Космонавтика и ракетостроение. 2020. № 1 (112). С. 121–133.

6. Блинов В. Н., Косицын В. В., Лукьянчик А. И., Степень П. В. Оценка проектных параметров импульсной двигательной установки на воде // Проблемы разработки, изготовления и эксплуатации ракетно-космической техники и подготовки инженерных кадров для авиакосмической отрасли: материалы XVI Всерос. науч.-техн. конф., посвящ. памяти главного конструктора ПО «Полёт» А. С. Клинышкова, Омск, 12–13 апреля 2022 года. Омск: Изд-во ОмГТУ, 2022. С. 24–31.

7. Блинов В. Н., Шалай В. В., Зубарев С. И., Косицын В. В., Рубан В. И., Ходорова Е. В. Исследования электротермических

микродвигателей корректирующих двигательных установок маневрирующих малых космических аппаратов: моногр. Омск: Изд-во ОмГТУ, 2014. 264 с.

8. Старинова О. Л., Хабибулин О. Л. Проектная модель малого метеорологического космического аппарата с солнечным парусом // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2015. Т. 17, № 2. С. 143–150.

9. Чарушина Е. Б. Оценка характеристических скоростей для решения некоторых задач орбитального маневрирования малых космических аппаратов // Авиационная промышленность. 2015. № 1. С. 33–36.

10. ГОСТ 25645.301-83. Расчеты баллистические искусственных спутников Земли. Методика расчета затрат топлива на маневр. Введ. 1995–01–01. Москва: Изд-во стандартов, 1984. 148 с.

11. ГОСТ Р 25645.166-2004. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли. Введ. 2005–01–01. Москва: Изд-во стандартов, 2004. 28 с.

12. Блинов В. Н., Косицын В. В., Лукьянчик А. И. [и др.] Исследование основных проектных параметров импульсной электротермической двигательной установки наноспутников // Космонавтика и ракетостроение. 2022. № 2 (125). С. 75–88.

13. O'reilly D., Kavanagh D. F., Herdrich G. Electric propulsion methods for small satellites: A review // Aerospace. 2021. Vol. 8, № 1. P. 1–30. DOI: 10.3390/aerospace8010022.

14. Shen Y., Tong Y., Wei F. [et al.]. Influences of characteristic parameters on starting-up process of an arcjet thruster // Chinese Journal of Aeronautics. 2020. Vol. 33, Issue 12. P. 3011–3017. DOI: 10.1016/j.cja.2020.03.022.

15. Ячменев П. С., Федянин В. В., Вавилов И. С. Режимы функционирования электродуговых двигателей для малых космических аппаратов // Проблемы разработки, изготовления и эксплуатации ракетно-космической техники и подготовки инженерных кадров для авиакосмической отрасли: материалы XVI Всерос. науч.-техн. конф., посвящ. памяти главного конструктора ПО «Полёт» А. С. Клинышкова, Омск, 12–13 апреля 2022 года. Омск: Изд-во ОмГТУ, 2022. С. 141–144.

16. Blinov V. N., Vavilov I. S., Fedynin V. V. [et al.]. Experimental investigations of nitrogen arcjet thruster with control unit for small spacecrafts // Journal of Physics: Conference Series. 2019. Vol. 1210, № 1. P. 012019-1–012019-7. DOI: 10.1088/1742-6596/1210/1/012019.

17. Минаков И. А. Сравнительный анализ некоторых методов случайного поиска и оптимизации // Известия Самар-

ского научного центра Российской академии наук. 1999. Т. 1, № 2. С. 286–293.

18. Никитин А. А., Рябова Т. В., Василенок А. В., Павловская В. А. Хладагенты и хладоносители систем кондиционирования воздуха // Научный журнал НИУ ИТМО. Серия: Холодильная техника и кондиционирование. 2015. № 3. С. 7–12.

19. Цветков О. Б. Хладагенты, хладоносители и холодильные масла — ностальгия о будущем. URL: [http://holodko.ru/freon/Tsvetkov\\_Themophys.pdf](http://holodko.ru/freon/Tsvetkov_Themophys.pdf) (дата обращения: 21.10.2022).

20. Снытко Ю. Н., Конопелько Л. А., Тюрникова Е. П. Оптико-абсорбционный газоанализатор для контроля ПДК фреонов в воздухе рабочей и жилой зон // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2020. Т. 63, № 9. С. 847–856. DOI: 10.17586/0021-3454-2020-63-9-847-856.

21. Москвин А. Л., Мельниченко А. Н., Диченко О. Ю. Фотометрическое определение аммиака в воздухе рабочей зоны с хроматомембранным концентрированием // Вестник Санкт-Петербургского университета. Физика и химия. 2011. № 4. С. 55–60.

22. Блюмберг В. А., Глуценко В. Ф. Какое решение лучше: метод расстановки приоритетов. Ленинград: Лениздат, 1982. 160 с.

---

**ЯЧМЕНЕВ Павел Сергеевич**, старший преподаватель кафедры «Авиа- и ракетостроение» Омского государственного технического университета, г. Омск.

SPIN-код: 4744-0940

ORCID: 0000-0003-3483-4321

AuthorID (SCOPUS): 57193405041

ResearcherID: P-5381-2016

Адрес для переписки: [yachmenev-pavel@mail.ru](mailto:yachmenev-pavel@mail.ru)

#### Для цитирования

Ячменев П. С. Исследования проектного облика малого космического аппарата с электротермической двигательной установкой // Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2022. Т. 6, № 4. С. 60–68. DOI: 10.25206/2588-0373-2022-6-4-60-68.

Статья поступила в редакцию 25.10.2022 г.

© П. С. Ячменев

# RESEARCH OF DESIGN OF A SMALL SPACECRAFT WITH AN ELECTROTHERMAL PROPULSION SYSTEM

P. S. Yachmenev

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

The paper presents the results of solving the multivariate problem of forming the design of a small spacecraft with various propulsion systems based on freons with electrothermal thrusters. As initial data, the required reserves of characteristic velocities for maintaining the active lifetime for circular orbits of 350-390 km for small spacecraft with different midsection areas are determined. Specific and dimensional-mass characteristics of propulsion systems of small spacecraft are determined using a set of basic design parameters of a small spacecraft obtained by random search. Ranked rows of alternative variants of small spacecraft have been formed as the complex total criterion decreases by the multi-criteria method of prioritization for various principles of designing a small spacecraft with a propulsion system.

**Keywords:** small spacecraft, low-orbit grouping, propulsion system, electrothermal thruster, random search method, prioritization method.

## References

1. Blinov V. N., Luk'yanchik A. I. Metodika massovogo analiza mikrospatnikov s ammiachnoj korrektruyushchej dvigatel'noj ustanovkoj [Methodology of mass analysis of microsattellites with ammonia propulsion system] // Kosmonavtika i raketostroyeniye. *Cosmonautics and Rocket Engineering*. 2019. No. 5 (110). P. 90–102. (In Russ.).
2. Narayanasamy A., Ahmad Y. A., Othman M. Nanosatellites Constellation as an IoT Communication Platform for Near Equatorial Countries // Proceedings of the 6th International Conference on Mechatronics. ICOM17. 2017. Vol. 260. P. 1–14. DOI: 10.1088/1757-899X/260/1/012028. (In Engl.).
3. 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. 323–34. DOI: 10.1016/j.actaastro.2020.03.015. (In Engl.).
4. Saetchnikov V., Semenovich S., Spiridonov A. [et al.]. BSUSat-1 — Research/Educational Lab — One year in orbit // 2020 IEEE International Workshop on Metrology for AeroSpace, MetroAeroSpace 2020 — Proceedings: 7, Virtual, Online, 22–24 June 2020. Virtual, Online. 2020. P. 107–112. DOI: 10.1109/MetroAeroSpace48742.2020.9160137. (In Engl.).
5. Blinov V. N., Yachmenev P.S. Metodika issledovaniya proektnykh parametrov malogo kosmicheskogo apparata c elektrodugovoj korrektruyushchej dvigatel'noj ustanovkoj [Method of research of design parameters of a small spacecraft with an arcjet correcting propulsion system] // Kosmonavtika i raketostroyeniye. *Cosmonautics and Rocket Engineering*. 2020. No. 1 (112). P. 121–133. (In Russ.).
6. Blinov V. N., Kosicyn V. V., Luk'yanchik A. I., Stepen' P. V. Ocenka proektnykh parametrov impul'snoj dvigatel'noj ustanovki na vode [Evaluation of the design parameters of a pulse propulsion system on water] // Problemy razrabotki, izgotovleniya i ekspluatatsii raketno-kosmicheskoy tekhniki i podgotovki inzhenernykh kadrov dlya aviakosmicheskoy otrasli. *Problems of Development, Manufacture and Operation of Rocket and Space Technology and Training of Engineering Personnel for the Aerospace Industry*. Omsk: OmSTU, 2022. P. 24–31. (In Russ.).
7. Blinov V. N., Shalaj V. V., Zubarev S. I., Kosicyn V. V., Ruban V. I., Hodoreva E. V. Issledovaniya elektrottermicheskikh mikrovdigatelye korrektruyushchikh dvigatel'nykh ustanovok maneivriryuyushchikh malyx kosmicheskikh apparatov [Investigation of electrothermal micromotors that correct the propulsion systems of small spacecraft]. Omsk: OmSTU Publ., 2014. 264 p. (In Russ.).
8. Starinova O. L., Habibulin O. L. Proektnaya model' malogo meteorologicheskogo kosmicheskogo apparata s solnechnym parusom [The design model of the small solar sail meteorological spacecraft] // Izvestiya Samarskogo nauchnogo centra Rossijskoj akademii nauk. *Izvestia of Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences*. 2015. Vol. 17, no. 2. P. 143–150. (In Russ.).
9. Charushina E. B. Ocenka harakteristicheskikh skorostej dlya resheniya nekotorykh zadach orbital'nogo manevrovaniya malyx kosmicheskikh apparatov [Assessment of characteristic velocities for solving some problems of orbital maneuvering of small spacecrafts] // Aviacionnaya promyshlennost'. *Aviation Industry*. 2015. No. 1. P. 33–36. (In Russ.).
10. GOST 25645.301-83. Raschety ballisticheskikh iskusstvennykh sputnikov Zemli. Metodika rascheta zatrat topliva na manevr [Calculations of ballistic artificial satellites of the Earth. Methodology for calculating fuel costs per maneuver. Moscow: Izd-vo standartov, 1984. 148 p. (In Russ.).
11. GOST R 25645.166-2004. Atmosfera Zemli verhnaya. Model' plotnosti dlya ballisticheskogo obespecheniya poletov iskusstvennykh sputnikov Zemli [Earth's atmosphere is upper. Density Model for Ballistic Support of Flights of Artificial Earth Satellites]. Moscow: Izd-vo standartov, 2004. 28 pp. (In Russ.).
12. Blinov V. N., Kosicyn V. V., Luk'yanchik A. I., Stepen' P. V., Yachmenev P. S. Issledovanie osnovnykh proektnykh parametrov impul'snoj elektrottermicheskoy dvigatel'noj ustanovki nanospatnikov [Research of the main design parameters pulsed electrothermal propulsion system of nanosatellites] // Kosmonavtika i raketostroyeniye. *Cosmonautics and Rocket Engineering*. 2022. No. 2 (125). P. 75–88. (In Russ.).
13. O'reilly D., Kavanagh D. F., Herdrich G. Electric propulsion methods for small satellites: A review // Aerospace. 2021. Vol. 8, no 1. P. 1–30. DOI: 10.3390/aerospace8010022. (In Engl.).
14. Shen Y., Tong Y., Wei F. [et al.]. Influences of characteristic parameters on starting-up process of an arcjet thruster // Chinese Journal of Aeronautics. 2020. Vol. 33, Issue 12. P. 3011–3017. DOI: 10.1016/j.cja.2020.03.022. (In Engl.).

15. Yachmenev P. S., Fedyanin V. V., Vavilov I. S. Rezhimy funkcionirovaniya elektrodugovyh dvigatelej dlya malyh kosmicheskikh apparatov [Modes of operation of arcjet thrusters for small spacecraft] // Problemy razrabotki, izgotovleniya i ekspluatatsii raketno-kosmicheskoy tekhniki i podgotovki inzhenernyh kadrov dlya aviakosmicheskoy otrasli. *Problems of Development, Manufacture and Operation of Rocket and Space Technology and Training of Engineering Personnel for the Aerospace Industry*. Omsk: OmSTU Publ., 2022. P. 141–144. (In Russ.).

16. Blinov V. N., Vavilov I. S., Fedynin V. V. [et al.]. Experimental investigations of nitrogen arcjet thruster with control unit for small spacecrafts // *Journal of Physics: Conference Series*. 2019. Vol. 1210, no. 1. P. 012019-1–012019-7. DOI: 10.1088/1742-6596/1210/1/012019. (In Engl.).

17. Minakov I. A. Sravnitel'nyy analiz nekotorykh metodov sluchaynogo poiska i optimizatsii [Comparison of different random search and optimization techniques] // *Izvestiya Samarskogo nauchnogo centra Rossijskoy akademii nauk. Izvestia of Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences*. 1999. Vol. 1, no. 2. P. 286–293. (In Russ.).

18. Nikitin A. A., Ryabova T. V., Vasilenok A. V., Pavlovskaya V. A. Hladagenty i hladonositeli sistem kondicionirovaniya vozduha [Refrigerants and coolants of air conditioning systems] // *Nauchnyj zhurnal NIU ITMO. Seriya: Holodil'naya tekhnika i kondicionirovanie. Scientific journal NRU ITMO. Series «Refrigeration and Air Conditioning»*. 2015. No. 3. P. 7–12. (In Russ.).

19. Tsvetkov O. B. Khladagenty, khladonositeli i kholodil'nyye masla — nostalg'giya o budushchem [Refrigerants, coolants and refrigerating oils - nostalgia for the future]. URL: [http://holodko.ru/freon/Tsvetkov\\_Themophys.pdf](http://holodko.ru/freon/Tsvetkov_Themophys.pdf) (accessed: 21.10.2022). (In Russ.).

20. Snytko Yu. N., Konopel'ko L. A., Tyurikova E. P. Optiko-absorbtsionnyj gazoanalizator dlya kontrolya PDK freonov v vozduhe rabochej i zhiloy zon [Optical absorption gas analyzer for

monitoring the maximum permissible concentration of freons in the air of working and living areas] // *Izvestiya vysshih uchebnyh zavedenij. Priborostroenie. Journal of Instrument Engineering*. 2020. Vol. 63, no. 9. P. 847–856. DOI: 10.17586/0021-3454-2020-63-9-847-856. (In Russ.).

21. Moskvina A. L., Mel'nichenko A. N., Dichenko O. Yu. Fotometricheskoe opredelenie ammiaka v vozduhe rabochej zony s hromatomembrannym koncentrirovaniem [Photometrical determination of ammonia in working area air with chromatomembrane preconcentration] // *Vestnik Sankt-Peterburgskogo universiteta. Fizika i himiya. Vestnik of Saint Petersburg University Physics and Chemistry*. 2011. No. 4. P. 55–60. (In Russ.).

22. Blyumberg V. A., Glushchenko V. F. Kakoe reshenie luchshe: metod rasstanovki prioritetoov [Which solution is better: prioritization method]. Leningrad: Lenizdat Publ., 1982. 160 p. (In Russ.).

---

**YACHMENEV Pavel Sergeyeovich**, Senior Lecturer of Aviation and Rocketry Department, Omsk State Technical University, Omsk.

SPIN-code: 4744-0940

ORCID: 0000-0003-3483-4321

AuthorID (SCOPUS): 57193405041

ResearcherID: P-5381-2016

Correspondence address: [yachmenev-pavel@mail.ru](mailto:yachmenev-pavel@mail.ru)

#### For citations

Yachmenev P. S. Research of design of a small spacecraft with an electrothermal propulsion system // *Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering*. 2022. Vol. 6, no. 4. P. 60–68. DOI: 10.25206/2588-0373-2022-6-4-60-68.

Received October 25, 2022.

© P. S. Yachmenev