

МЕТОДИКА ВЫБОРА ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ МАЛОГО РАЗГОННОГО БЛОКА МЕТОДОМ СЛУЧАЙНОГО ПОИСКА

В. Н. Блинов, А. И. Лукьянчик, В. В. Шалай

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

Значительное количество основных проектных параметров малого разгонного блока для группового выведения малых космических аппаратов с двигательной установкой с вытеснительной системой подачи топлива обуславливает актуальность использования метода случайного поиска. Целью работы является создание методики выбора основных проектных параметров малого разгонного блока методом случайного поиска. Математическая модель на основе габаритно-массовой модели расчетного определения масс обеспечивает выбор оптимальной массы разгонного блока с учетом сложных связей исследуемых параметров.

Ключевые слова: адаптер, малый космический аппарат, малый разгонный блок, основные проектные параметры, метод случайного поиска.

Введение

Дальнейшее развитие малых космических аппаратов (МКА) во многом обусловлено возможностью их группового запуска ракетносителями (РН) на орбиты функционирования с использованием специальных адаптеров (рис. 1) [1–4].

Для реализации задач орбитального маневрирования и увода адаптеров на орбиту утилизации в состав адаптеров вводятся малые разгонные блоки (МРБ).

Последовательная компоновка адаптера и МРБ увеличивает общую конструктивную длину, что сокращает зону расположения МКА под головным аэродинамическим обтекателем РН. При совмещенной компоновке МРБ и адаптера повышается плотность компоновки зоны полезного груза под обтекателем РН, что расширяет возможность группового запуска МКА (рис. 2) [1–2].

Взаимовлияние проектно-конструктивных параметров МРБ и адаптера при их совмещенной компоновке ставит задачу оптимизации основных проектных параметров (ОПП). Оптимальный выбор ОПП с решением задачи оптимизации целевой функции — массы системы «Адаптер + МРБ» обеспечивает выполнение задач орбитального маневрирования МРБ с заданной характеристической скоростью и с минимальными массовыми затратами [1–3].

В практике проектирования ракетно-космической техники задача выбора ОПП ракетных средств выведения относится к приоритетной [5–8]. При многомерных параметрических исследованиях успешно используются методы случайного поиска и, в частности, метод случайного сканирования (МСС) [7–10].

Новизна и практическая значимость проводимых исследований обусловлена тем, что

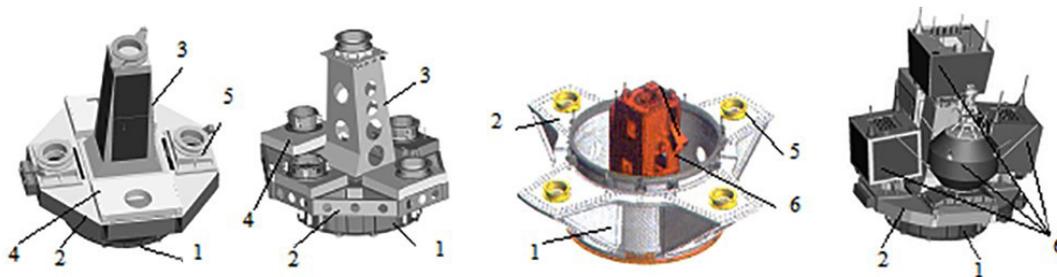


Рис. 1. Схемы адаптеров для группового запуска МКА:

1 — корпус крепления к РН; 2 — платформа установки МКА;
3 — отсек установки МКА верхнего яруса;

4 — поворотная платформа; 5 — кронштейн установки МКА; 6 — МКА

Fig. 1. Adapter schemes for microsatellite group launch:

1 — carrier rocket mount housing; 2 — microsatellite mounting platform;

3 — compartment installation of the microsatellite of the upper tier;

4 — turning platform; 5 — microsatellite mounting bracket; 6 — microsatellite

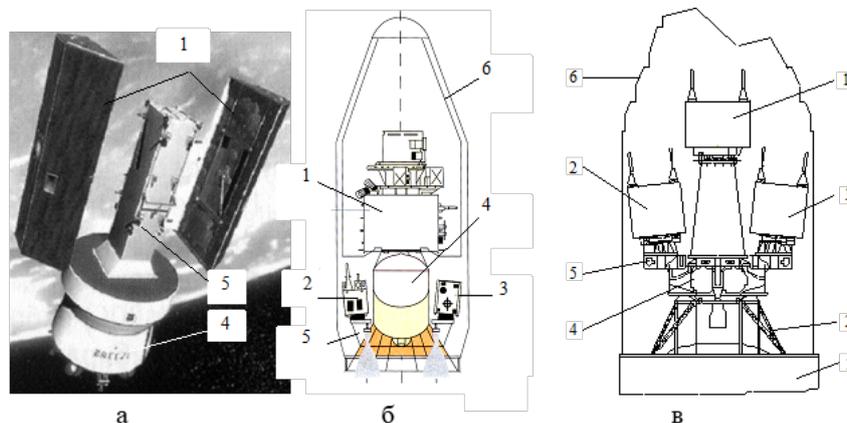


Рис. 2. Последовательная (а) и совмещенная (б, в) компоновка адаптера с МРБ:
1, 2, 3 — МКА; 4 — МРБ; 5 — адаптер; 6 — зона полезного груза РН
Fig. 2. Serial (a) and combined (b, c) adapter layout with SUS:
1, 2, 3 — Microsatellite; 4 — small upper stage; 5 — adapter; 6 — payload area to booster

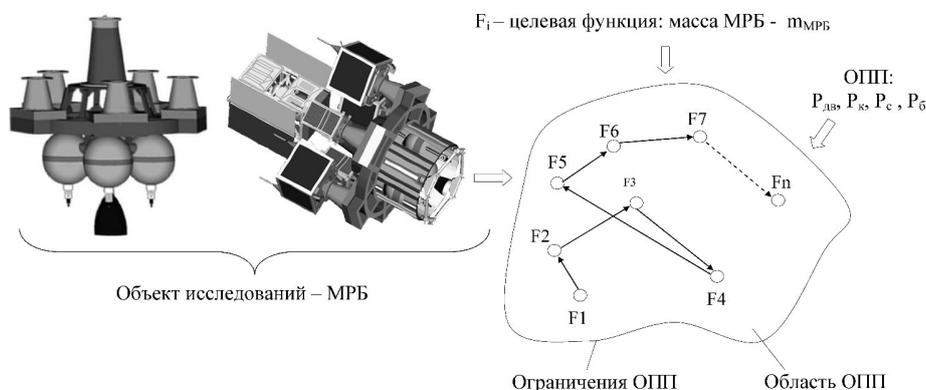


Рис. 3. Схема исследования ОПП МРБ при помощи МСС
Fig. 3. Scheme of research of basic design parameters of small upper stage

в практике проектирования МРБ метод МСС позволяет осуществлять выбор ОПП на основе анализа большого количества их сочетаний с обеспечением квазиоптимальной целевой функции [5, 7, 8].

Постановка задачи

Задача анализа и выбора ОПП МРБ заключается в определении значений ОПП $\{X_1, X_2, \dots, X_n\}$ в заданной области ограничений $\{a_i, b_i\}$, которые обеспечивают минимальную массу МРБ при реализации заданной характеристической скорости (1):

$$m_{\text{МРБ}} = \min F(X_1, X_2, \dots, X_n); a_i \leq X_i \leq b_i, \quad (1)$$

Объектом исследования является МРБ для группового запуска МКА.

Целью работы является исследование ОПП МРБ с использованием МСС. Целевым ограничением при исследованиях является задача межорбитального маневрирования МРБ (выведение МКА с опорной орбиты на заданную рабочую), а также задача увода МРБ на орбиту утилизации.

В качестве ОПП рассмотрены (рис. 3): тяга

двигателя, давление в камере сгорания, давление на срезе сопла маршевого двигателя, давление в баллоне системы надува топливных баков. В качестве целевой функции принята масса конструкции МРБ — $m_{\text{МРБ}}$ (рис. 3).

Теория

Целевой функцией при выборе ОПП является масса конструкции МРБ $m_{\text{МРБ}}$, которую представим в виде (2):

$$m_{\text{МРБ}} = m_{\text{МДВ}} + m_{\text{УДВ}} + m_{\text{ТО}} + m_{\text{СН}} + m_{\text{ПО}} + m_{\text{СУ}} + m_{\text{АД}} + m_{\text{ОП}}, \quad (2)$$

где $m_{\text{МДВ}}$, $m_{\text{УДВ}}$ — масса маршевого двигателя и управляющих микродвигателей; $m_{\text{АД}}^{\text{КДУ}}$ — масса средств адаптации КДУ в МСП; $m_{\text{ТО}}$ — масса топливного отсека из 4-х сферических баков с вытеснительными мембранами; $m_{\text{СН}}$ — масса газобаллонной системы надува топливных баков; $m_{\text{ПО}}$ — масса приборного отсека; $m_{\text{СУ}}$ — масса системы управления с системой измерений; $m_{\text{АД}}$ — масса адаптера для установки МКА; $m_{\text{ОП}}$ — масса отсека переходного для установки на РН.

При выборе ОПП МРБ использован габаритно-массовый метод расчетного определения масс, при котором масса i -го элемента m_i определяется произведением плотности материала γ_i на занимаемый объем V_i (3):

$$m_i = \gamma_i V_i. \quad (3)$$

Так, масса переходного отсека равна (4):

$$m_{\text{оп}} = 2\pi R_{\text{оп}} \delta_{\text{вес}} h_{\text{оп}} \gamma_k, \quad (4)$$

где $R_{\text{оп}} = R_0 k_{\text{оп}}$, $\delta_{\text{вес}}$, $h_{\text{оп}} = k_{\text{квд}} L_{\text{квд}} + k_{\text{сав}} L_{\text{сав}}$, γ_k — радиус, массовая толщина, высота и плотность конструкционного материала отсека переходного; $R_0 = \sqrt[3]{V_0 / (133\pi + \pi k_{\text{шп}})}$ — радиус топливного бака; $k_{\text{оп}} = k_z (k_{\text{го}} + 1)$; $k_{\text{го}} = (2 + k_0) \sqrt{2}$ — обобщенные массовые коэффициенты отсека переходного; k_z — коэффициент радиального зазора между топливными баками и отсеком переходным; k_0 — коэффициент радиального зазора между топливными баками; $k_{\text{квд}} L_{\text{квд}}$ — коэффициент увеличения длины за счет устройства установки и длина камеры сгорания маршевого двигателя; $k_{\text{сав}} L_{\text{сав}}$ — коэффициент увеличения длины за счет перехода от камеры сгорания к соплу и длина маршевого двигателя; $k_{\text{шп}}$, V_0 — коэффициент высоты вертикальной полки шпангоута и объем топливного бака.

Массу МРБ $m_{\text{мрб}}$ представим в виде постоянной массы m_{const} и переменной массы m_{var} , зависящей от ОПП (5):

$$m_{\text{мрб}} = m_{\text{const}} + m_{\text{var}}, \quad (5)$$

Вводятся следующие ограничения при выборе ОПП:

- по тяге маршевого двигателя, Н: $P_{\text{дв}} = 800 - 3600$;
- по давлению на срезе сопла маршевого двигателя, МПа: $P_{\text{с}} = 0,0015 - 0,0018$;
- по давлению в камере сгорания маршевого двигателя, МПа: $P_{\text{к}} = 0,8 - 1,5$;
- по запасам топлива, кг: $10 - 500$;
- по давлению в камере баллона системы наддува, МПа: $P_0 = 10 - 32$.

Алгоритм поиска ОПП с выводом на печать минимальных значений $m_{\text{мрб}}$ и соответствующих им значений ОПП содержит:

- расчет МРБ с выводом на печать всех значений целевой функции $m_{\text{мрб}}$;
- определение квазиоптимальных значений целевой функции;
- формирование программной процедуры отсеивания «плохих» значений целевой функции по схеме (6):

$$m_{\text{мрб}} = m_{\text{мрб}}^{\text{min}} = m_{\text{зад}}; \quad d_m = m_{\text{мрб}} - m_{\text{зад}}; \\ \text{if } d_m < 0 \text{ GOTO } 140 \text{ ELSE } 150, \quad (6)$$

где «140» — строка программы: вывод на печать целевой функции и ОПП; «150» — переход на повторение процедуры случайного поиска целевой функции и ОПП.

Переменными исходными данными для процедуры поиска ОПП МРБ являются:

— масса топлива на реализацию характеристической скорости МРБ совместно с МКА;

— требуемый запас характеристической скорости для увода МРБ без МКА на орбиту утилизации.

Программа выбора ОПП МРБ методом случайного поиска содержит следующие подпрограммы:

- формирование случайных значений ОПП из области допустимых значений;
- ввод переменных исходных данных для поиска ОПП;
- ввод постоянных исходных данных для поиска ОПП: характеристики конструкционного материала, массовые коэффициенты, количество баков, количество двигателей, количество МКА и масса каждого из них, постоянная часть массы адаптера для установки МКА, масса автоматики двигателей, системы наддува, масса системы наддува и системы измерений, масса кабельной сети, плотность топлива и др.;
- габаритно-массовый расчет топливного отсека, маршевого двигателя, отсека переходного, системы наддува;
- расчет удельного импульса тяги маршевого двигателя;
- расчет реализуемых запасов характеристической скорости МРБ с МКА и без них;
- отсеивание «плохих» значений целевой функции и вывод на печать квазиоптимальных значений ОПП.

Для МРБ в качестве задач орбитального маневрирования рассмотрены: выведение МКА с опорной орбиты на рабочую, увод МРБ с рабочей орбиты на орбиту утилизации.

Выведение МКА с опорной орбиты на рабочую рассмотрен как двухимпульсный переход между компланарными круговыми орбитами [10, 11–13] (7):

$$\Delta V_1 = \sqrt{\frac{\mu}{r_0}} \left(\sqrt{\frac{2r}{r_0 + r}} - 1 \right); \\ \Delta V_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_0}} \left(1 - \sqrt{\frac{2r_0}{r_0 + r}} \right), \quad (7)$$

где $\mu = 3,98614 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$ — гравитационный параметр Земли; r_0 , r — высота опорной и рабочей орбиты.

Расчет затрат характеристической скорости на увод МРБ на орбиту утилизации связан с расчетом времени баллистического существования МРБ [11, 12] (8):

$$T_{\text{сущ}} = \frac{e_0^2}{2D} \left(1 - \frac{11}{6} e_0 + \frac{29}{16} e_0^2 + \frac{7}{8} \frac{H}{a_0} \right), \quad (8)$$

где e_0 и a_0 — эксцентриситет и большая полуось орбиты утилизации; H — высота однородной атмосферы;

$$D = \frac{n_0 \chi \rho_0 a_0 I_1(\xi_0)}{\exp(\xi_0 + e_0)}, \\ n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{a_0^3}} \left(1 - \frac{3}{2} \epsilon^2 (1 - e_0^2) (1 - \sin^2 i) \right), \quad (9)$$

Таблица 1. Запасы характеристической скорости на межорбитальный маневр и увод на орбиту утилизации
Table 1. Reference speed budget for orbital transfer maneuver and pull into orbit utilization

№	$H_{кр}$, км	$\Delta V_{хар}^M$, м/с	$\Delta V_{хар}^{yB}$, м/с	$T_{сущ}$, год
1	600	—	90	0,15
2	700	54	120	0,15
3	800	106	148	0,15
4	900	157	176	0,15
5	1000	208	201	0,15

Таблица 2. Результаты исследований ОПП МРБ (увод 201 м/с)
Table 2. Research results of the main design parameters SUS (pull into orbit utilization 201 m/s)

№	$P_{дв}$, кгс	$P_{кр}$, кгс/см ²	$P_{с}$, кг/см ²	$P_{б}$, кг/см ²	m_T , кг	$m_{МРБ}$, кг	ΔV_1 , м/с
1	148	16	0,0092	166	86	231	215
2	114	15	0,0091	208	86	228	213
3	128	15	0,0118	295	86	228	212
4	155	20	0,0146	237	86	229	216
5	103	20	0,0148	88	86	225	213
6	169	15	0,0107	253	86	233	214
7	126	8	0,0117	244	87	234	205
8	171	11	0,0108	267	87	236	210
9	186	11	0,0135	174	87	237	209
10	92	15	0,0129	185	86	224	210
11	158	10	0,0118	258	87	235	208

где ρ_0 — плотность атмосферы в перигее орбиты утилизации; $I_1(\xi)_0$ — функция Бесселя мнимого аргумента;

$$\varepsilon = \frac{209.729}{a_0(1 - e_0^2)},$$

где i_0 — наклонение плоскости орбиты; $\chi = \frac{C_x S_{мид}}{m_{МНС}}$ — коэффициент; $C_x = 2,2 - 2,5$ — коэффициент аэродинамического сопротивления.

Функция Бесселя первого рода порядка n разлагается в ряд (10):

$$I_n(\xi) = \sum_{k=0}^{\infty} \frac{\left(\frac{\xi}{2}\right)^{n+2k}}{k!(n+k)!}. \quad (10)$$

Индекс солнечной активности F_0 принят постоянным и равным его средней интегральной величине на 11-летнем цикле. В расчётах принято $F_{0,ср} = 175 \cdot 10^{-22}$ Вт Гц/м².

Модельная плотность атмосферы в перигее орбиты утилизации равна [11–13] (11):

$$\rho_M = a_0 \exp[a_1 - a_2(h - a_3)^{0,5}], \quad (11)$$

где соответствующие коэффициенты равны:

1) при $600 < h < 1500$, км
 $a_0 = 9,80665$; $a_1 = -23,32353$;
 $a_2 = 0,4008$; $a_3 = 243,19499$;

2) при $180 < h < 600$, км
 $a_0 = 9,80665$; $a_1 = -18,99288$;
 $a_2 = 0,54002$; $a_3 = 113,48581$.

Высота однородной атмосферы определяется [8, 9]:

1) при $h = (700 - 1500)$ км,
 $H = 48,48865 + 0,0871083 h$ ($R = 0,97$)

2) при $h = (300 - 700)$ км,
 $H = 11,70279 + 0,1251604 h$ ($R = 0,98$).

Скорость торможения определяется выражением (12):

$$\Delta V = V_{кр} \sqrt{3 - \frac{R_{кр}}{a_0} - 2\sqrt{1 - e_0}};$$

$$V_{кр} = \sqrt{\frac{gR_3^2}{R_{кр}}}. \quad (12)$$

Таблица 3. Результаты исследований ОПП МРБ (увод 243 м/с)
 Table 3. Research results of the main design parameters SUS
 (pull into orbit utilization 243 m/s)

№	P_{AB} , кгс	P_k , кгс/см ²	P_c , кг/см ²	P_o , кг/см ²	m_T , кг	m_{MRB} , кг	ΔV_1 , м/с
1	134	17	0,009	271	89	230	215
2	155	19	0,0126	210	89	230	215
3	147	17	0,0112	127	89	231	214
4	100	20	0,0119	83	89	226	213
5	196	19	0,01	289	89	235	217
6	112	18	0,0107	145	89	227	214
7	215	18	0,0144	180	90	235	215
8	113	11	0,0109	161	90	229	208
9	92	17	0,0124	176	89	224	211
10	101	16	0,0109	148	89	226	211
11	193	19	0,0102	255	89	235	217

Результаты и обсуждения

МРБ прекращает свое существование после перевода его на критическую орбиту, характеризующую минимально возможными высотой орбиты и периодом обращения. На критической орбите (высота 100–120) км МРБ может сделать не более одного витка вокруг Земли.

В табл. 1 в соответствии с [11, 12] приведены запасы характеристической скорости $\Delta V_{хар}^M$ на межорбитальный маневр с орбиты 600 км, а также на увод на орбиту утилизации $\Delta V_{хар}^{YB}$ для МРБ с «сухой» массой 240 кг и баллистическим коэффициентом 0,012 м²/кг.

При уводе МРБ на орбиту утилизации с высоты $H_{кр} = 1000$ км на эллиптическую критическую орбиту с высотой перигея $H_n = 100$ км потребуются запас характеристической скорости $\Delta V_{хар}^{YB} = 243$ м/с.

Исследования ОПП МРБ приведены для следующих исходных данных:

- количество МКА — 6, масса каждого МКА — 120 кг;
- масса топлива на реализацию характеристической скорости МРБ совместно с МКА — 70 кг;
- запас характеристической скорости для увода МРБ без МКА на орбиту утилизации — 201, 243 м/с.

В качестве предельно минимальной целевой функции принято значение $m_{MRB} = m_{MRB}^{min} = 240$ кг.

Результаты исследований ОПП МРБ с использованием МСС приведены в табл. 2, 3.

Выводы и заключение

На основе разработанной расчетной программы создана методика выбора ОПП МРБ с использованием МСС. Методика апробирована для МРБ в диапазоне масс до 240 кг и может быть распространена на другой массовый ряд МРБ.

Приведенные параметрические исследования ОПП МРБ с использованием МСС для принятых ограничений свидетельствуют о наличии ОПП, обеспечивающих квазиоптимальное значение целевой функции m_{MRB} . Полученные значения ОПП находятся в следующих пределах (на примере табл. 3):

- тяга маршевого двигателя — (92–215) кгс;
- давление в камере сгорания: $P_k = (11–20)$ кгс/см²;
- давление на срезе сопла: $P_c = (0,009–0,0144)$ кгс/см²;
- давление в баллоне системы наддува: $P_o = (83–289)$ кгс/см².

При массе топлива 70 кг реализуется запас характеристической скорости МРБ с установленными МКА $\Delta V_1 = 208–217$ м/с, что обеспечивает межорбитальный маневр МРБ с 600 км на 1000 км.

Запас характеристической скорости $\Delta V_{хар}^{YB} = 201$ м/с для увода МРБ без МКА с орбиты высотой 1000 км на орбиту утилизации обеспечивает срок активного существования МРБ $T_{сущ} = 0,15$ лет. При реализации $\Delta V_{хар}^{YB} = 243$ м/с МРБ переходит на критическую орбиту и прекращает свое существование.

При изменении конструктивно-компоновочной схемы МРБ в предлагаемой методике необходимо доработать габаритно-массовую модель МРБ.

Список источников

1. Пат. 2226482 Российская Федерация, МПК В 64 G 1/64. Устройство для группового выведения космических аппаратов / Маркелов В. В., Алле А. Ю., Иванов Н. Н., Блинов В. Н., Булыгин Ю. В., Европейцев А. А. № 2002115571/02; заявл. 10.06.02; опубл. 10.04.04, Бюл. № 10.
2. Пат. 2260551 Российская Федерация, МПК В 64 G 1/64, F 42 В 15/00. Адаптер для группового запуска микро-спутников / Алле А. Ю., Блинов В. Н., Булыгин Ю. В., Евро-

пейцев А. А., Иванов Н. Н., Касаткин Г. М., Маркелов В. В., Нестеров Б. Ф., Подзоров В. Н. № 2004109765/02; заявл. 30.03.04; опубл. 20.09.05, Бюл. № 26.

3. Blinov V. N., Shalay V. V., Vavilov I. S. Exploring the Possibilities for Improving the Performance of the Adapters used for Launching Multiple Small Space Vehicles on a Single Launch Vehicle // *Indian Journal of Science and Technology*. 2016. Vol. 9, Issue 27. DOI: 10.17485/ijst/2016/v9i27/97681.

4. Bromaghim D. R., LeDuc J. R., Salasovich R. M. [et al.]. Review of the Electric Propulsion Space Experiment (ESEX) Program // *Journal of Propulsion and Power*. 2002. Vol. 18, no. 4. P. 723–730.

5. Алпатов А. П., Сенькин В. С. Комплексная задача оптимизации основных проектных параметров и программ управления движением ракет космического назначения // *Техническая механика*. 2011. № 4. С. 98–113.

6. Сенькин В. С. Оптимизация проектных параметров ракеты-носителя сверхлегкого класса // *Техническая механика*. 2009. № 1. С. 80–88.

7. Батищев Д. И. Поисковые методы оптимального проектирования. М.: Советское радио, 1975. 216 с.

8. Захарова Е. М., Минашина И. К. Обзор методов многомерной оптимизации // *Информационные процессы*. 2014. Т. 14, № 3. С. 256–274.

9. Максимов Г. Ю. Теоретические основы разработки космических аппаратов. М.: Наука, 1980. 320 с.

10. Ткаченко И. С. Методика системного анализа эффективности средств орбитальной инспекции на базе маневрирующих малых космических аппаратов: дис. ... канд. техн. наук. Самара, 2011. 153 с.

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

12. Лукьянчик А. И. Параметрические исследования маневрирующего наноспутника с аммиачным электротермическим микродвигателем // *Информация и космос*. 2018. № 3 (8). С. 157–166.

13. Ходненко В. П., Хромов А. В. Корректирующие двигательные установки для малого космического аппара-

та // *Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ*. 2009. Т. 109, № 2. С. 27–32.

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

ResearcherID: L-1784-2013

Адрес для переписки: blinovvictor@yandex.ru

ЛУКЪЯНЧИК Антон Игоревич, аспирант, ассистент кафедры «Авиа- и ракетостроение».

SPIN-код; 2378-9723; AuthorID (РИНЦ): 798228

AuthorID (SCOPUS): 57189506536

Адрес для переписки: lukuanchik1991@mail.ru

ШАЛАЙ Виктор Владимирович, доктор технических наук, профессор (Россия), заведующий кафедрой «Нефтегазовое дело, стандартизация и метрология», президент ОмГТУ.

SPIN-код; 2322-6820

AuthorID (РИНЦ): 9913

ORCID: 0000-0003-0635-4849

AuthorID (SCOPUS): 35792469000

AuthorID (SCOPUS): 56755298300

AuthorID (SCOPUS): 57190972363

ResearcherID: P-8233-2015

Для цитирования

Блинов В. Н., Лукьянчик А. И., Шалай В. В. Методика выбора основных проектных параметров малого разгонного блока методом случайного поиска // *Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение*. 2019. Т. 3, № 2. С. 95–102. DOI: 10.25206/2588-0373-2019-3-2-95-102.

Статья поступила в редакцию 25.04.2019 г.

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

THE METHOD OF INVESTIGATION OF BASIC PROJECT PARAMETERS OF MICROSATELLITE BY RANDOM SEARCH

V. N. Blinov, A. I. Lukyanchik, V. V. Shalay

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

A significant number of the main design parameters of the small upper stage for the group launch of small spacecraft with a propulsion system with a displacement fuel supply system determines the relevance of the random search method. The aim of the work is to create a method of selecting the main design parameters of the small upper stage by random search. The mathematical model based on the dimensional-mass model of the calculated mass determination provides the choice of the optimal mass of the upper stage, taking into account the complex relationships of the studied parameters.

Keywords: adapter, small spacecraft, small upper stage, basic design parameters, random search method.

References

1. Patent 2226482 Russian Federation, IPC B 64 G 1/64. Ustroystvo dlya gruppovogo vyvedeniya kosmicheskikh apparatov [Device for group launching of spacecraft] / Markelov V. V., Alle A. Yu., Ivanov N. N., Blinov V. N., Bulygin Yu. V., Evropeytsev A. A. No. 2002115571/02. (In Russ.).
2. Patent 2260551 Russian Federation, IPC B 64 G 1/64, F 42 B 15/00. Adapter dlya gruppovogo zapuska mikrosputnikov [Adapter for group launching of microsattellites] / Alle A. Yu., Blinov V. N., Bulygin Yu. V., Evropeytsev A. A., Ivanov N. N., Kasatkin G. M., Markelov V. V., Nesterov B. F., Podzorov V. N. No. 2004109765/02. (In Russ.).
3. Blinov V. N., Shalay V. V., Vavilov I. S. Exploring the Possibilities for Improving the Performance of the Adapters used for Launching Multiple Small Space Vehicles on a Single Launch Vehicle // *Indian Journal of Science and Technology*. 2016. Vol. 9, Issue 27. DOI: 10.17485/ijst/2016/v9i27/97681. (In Engl.).
4. Bromaghim D. R., LeDuc J. R., Salasovich R. M. [et al.]. Review of the Electric Propulsion Space Experiment (ESEX) Program // *Journal of Propulsion and Power*. 2002. Vol. 18, no. 4. P. 723–730. (In Engl.).
5. Alpatov A. P., Senkin V. S. Kompleksnaya zadacha optimizatsii osnovnykh proyektnykh parametrov i programm upravleniya dvizheniyem raket kosmicheskogo naznacheniya [The complex task of optimizing the basic design parameters and programs for controlling the movement of space rockets] // *Tekhnicheskaya mekhanika. Tekhnicheskaya Mekhanika*. 2011. No. 4. P. 98–113. (In Russ.).
6. Senkin V. S. Optimizatsiya proyektnykh parametrov rakety-nositelya sverkhlegkogo klassa [Optimization of Design Parameters of a Launcher of an Ultra-Light Class] // *Tekhnicheskaya mekhanika. Tekhnicheskaya Mekhanika*. 2009. No. 1. P. 80–88. (In Russ.).
7. Batishchev D. I. Poiskovyie metody optimal'nogo proyektirovaniya [Search methods for optimal design]. Moscow, 1975. 216 p. (In Russ.).
8. Zakhharova E. M., Minashina I. K. Obzor metodov mnogomernoy optimizatsii [Review of multidimensional optimization techniques] // *Informatsionnyye protsessy. Information Processes*. 2014. Vol. 14, no. 3. P. 256–274. (In Russ.).
9. Maksimov G. Yu. Teoreticheskiye osnovy razrabotki kosmicheskikh apparatov [Theoretical foundations of the development of spacecraft]. Moscow: Nauka Publ., 1980. 320 p. (In Russ.).
10. Tkachenko I. S. Metodika sistemnogo analiza effektivnosti sredstv orbital'noy inspektzii na baze manevriruyushchikh malykh kosmicheskikh apparatov [Methodology for Systems Analysis of the Efficiency of Orbital Inspection Based on Maneuvering Small Spacecraft]. Samara, 2011. 153 p. (In Russ.).
11. Charushina E. B. Otsenka kharakteristicheskikh skorostey dlya resheniya nekotorykh zadach orbital'nogo manevrirovaniya malykh kosmicheskikh apparatov [Assessment of characteristic velocities for solving some problems of orbital maneuvering of small spacecrafts] // *Aviatsionnaya Promyshlennost'*. 2015. No. 1. P. 33–36. (In Russ.).
12. Lukyanchik A. I. Parametricheskiye issledovaniya manevriruyushchego nanosputnika s ammiachnym elektrotermicheskim mikrodvigatелеm [Parametrical studies of a maneuvering ammonia resistojet nanosatellite] // *Informatsiya i kosmos. Information and Space*. 2018. No. 3 (8). P. 157–166. (In Russ.).
13. Hodnenko V. P., Khromov A. V. Korrektiruyushchiye dvigatel'nyye ustanovki dlya malogo kosmicheskogo apparata [Vernier propulsion systems for small spacecraft] // *Voprosy elektromekhaniki. Trudy VNIIEM. Electromechanical Matters. VNIIEM Studies*. 2009. Vol. 109, no. 2. P. 27–32. (In Russ.).

BLINOV Viktor Nikolayevich, Doctor of Technical Sciences, Professor of Aviation and Rocketry (AVIRS) Department.
SPIN-code: 8934-4313
AuthorID (RSCI): 530029
ORCID: 0000-0002-9309-4610
AuthorID (SCOPUS): 56503115200
ResearcherID: L-1784-2013
Address for correspondence:
blinovvictor@yandex.ru



LUKYANCHIK Anton Igorevich, Graduate Student,
Assistant of AVIRS Department.

SPIN-code: 2378-9723

AuthorID (RSCI): 798228

AuthorID (SCOPUS): 57189506536

Address for correspondence:

lukyanchik1991@mail.ru

SHALAY Viktor Vladimirovich, Doctor of Technical, Sciences, Professor, Head of Oil and Gas Engineering, Standardization and Metrology Department, President of OmSTU.

SPIN-code: 2322-6820; AuthorID (RSCI): 9913

ORCID: 0000-0003-0635-4849

AuthorID (SCOPUS): 35792469000

AuthorID (SCOPUS): 56755298300

AuthorID (SCOPUS): 57190972363

ResearcherID: P-8233-2015

For citations

Blinov V. N., Lukyanchik A. I., Shalay V. V. The method of investigation of basic project parameters of microsatellite by random search // Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering. 2019. Vol. 3, no. 2. P. 95–102. DOI: 10.25206/2588-0373-2019-3-2-95-102.

Received 25 April 2019.

© V. N. Blinov, A. I. Lukyanchik, V. V. Shalay