

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДЛЯ ПАРАМЕТРИЧЕСКОГО ИССЛЕДОВАНИЯ АММИАЧНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ В СОСТАВЕ МИКРОСПУТНИКОВОЙ ПЛАТФОРМЫ МЕТОДОМ СЛУЧАЙНОГО ПОИСКА

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

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

Большое количество основных проектных параметров аммиачной двигательной установки выдвигает актуальность задачи их поиска методом случайного поиска. Целью исследований является создание математической модели, адаптированной к выбранному методу. Математическая модель по случайным проектным параметрам обеспечивает выбор оптимальной приведенной массы двигательной установки с учетом сложных связей исследуемых параметров, обеспечивающей решение заданных задач маневрирования микроспутника.

Ключевые слова: аммиак, двигательная установка, малый космический аппарат, метод случайного поиска, основные проектные параметры.

Введение

Современный этап развития микроспутников (МС) массой от 5 до 100 кг характеризуется созданием маневрирующих микроспутниковых платформ (МСП) с использованием корректирующих двигательных установок (КДУ) с электротермическими микродвигателями (ЭТМД) на различных компонентах топлива, включая аммиак [1–8]. К МСП с аммиачными КДУ относятся МСП «Угату-сат» (РФ), МС «ВХ-2» (Китай).

Из имеющегося числа проектных параметров аммиачных КДУ в составе МСП можно выделить основные проектные параметры (ОПП), рациональный выбор которых при решении задачи оптимизации целевой функции гарантирует реализацию заданной характеристической скорости МСП при выполнении орбитальных маневров с минимальными массовыми затратами [1–3, 6, 8].

При использовании метода перебора при многомерных параметрических исследованиях КДУ в МСП число варьируемых ОПП ограничено до 2-х, 3-х. В этой связи в практике проектирования ракетно-космической техники для задач многомерного поиска успешно используются методы случайного поиска и, в частности, метод случайного сканирования (МСС) [9, 10].

Суть МСС заключается в том, чтобы перебором на основании генерации случайных значений ОПП в случайных направлениях поиска найти область квазиоптимальных значений целевой функции.

Эффективность проведения параметрических исследований КДУ в составе МСП с использованием МСС определяется адекватностью используемой математической модели требованиям МСС с учетом неограниченного числа ОПП, наличия сложных функциональных связей ОПП самой КДУ и средств ее адаптации в МСП [1, 9–13].

Постановка задачи

Целью исследований является разработка математической модели аммиачной КДУ с ЭТМД в составе МСП, отвечающей требованиям МСС с неограниченным числом ОПП.

В качестве ОПП могут быть рассмотрены (рис. 1): температура и давление в камере ЭТМД T_k, P_k , диаметр критического сечения сопла d_k , диаметр среза сопла d_c , количество включений КДУ N . В качестве целевой функции (рис. 1) принята приведенная масса КДУ $m_{пр}^{КДУ}$, включающая массу КДУ с топливом и массу средств адаптации (СА) КДУ в МКА.

Наилучшие значения целевой функции формируются по условию (1):

$$m_{пр}^{КДУ} < m_{пр. баз}^{КДУ}, \quad (1)$$

где $m_{пр. баз}^{КДУ}$ — базовое значение целевой функции, выводимое на печать в расчетной программе и определяемое по пробным шагам выбора ОПП.



Рис. 1. Схема исследования ОПП КДУ МКА при помощи МСС
Fig. 1. Scheme for studying the basic design parameters of the correcting propulsion system using the random scanning method

Теория

Целевая функция в виде приведенной массы КДУ m_{np}^{KAY} представляется в виде:

$$m_{np}^{KAY} = m_k^{KAY} + m_{ag}^{KAY} + m_T + m(CЭС), \quad (2)$$

где m_k^{KAY} — масса конструкции КДУ; m_{ag}^{KAY} — масса средств адаптации КДУ в МСП; m_T — масса топлива КДУ; $m(CЭС)$ — увеличение массы системы электроснабжения (СЭС) МСП при увеличении энергопотребления для работы КДУ.

В общем случае задача анализа и выбора ОПП КДУ в составе МСП при использовании МСС формулируется так: определить значения ОПП $\{X_1, X_2, \dots, X_n\}$, которые обеспечивают минимальную приведенную массу КДУ в составе МСП при реализации заданной характеристической скорости и удовлетворяют системе ограничений $\{a_i, b_i\}$ на ОПП:

$$m_{np}^{KAY} = \min F(X_1, X_2, \dots, X_n) : a_i \leq X_i \leq b_i, \quad (3)$$

Реализуемые запасы характеристической скорости КДУ в составе МСП, взаимодействие массовых характеристик МСП, тяги ЭТМД, удельного импульса тяги, времени функционирования и количества включений ЭТМД (КДУ) описываются выражением [1]:

$$\begin{aligned} V_{xap}^p = -g_0 P_{yg}^p \times \\ \times \ln \left(\frac{m_{MСП} - \frac{P_{ЭТМД}}{P_{yg}^p} T^p (N-1) - \frac{P_{ЭТМД}}{P_{yg}^p} T^p N}{m_{MСП} - \frac{P_{ЭТМД}}{P_{yg}^p} T^p (N-1)} \right) - \\ - g_0 P_{yg}^p \times \\ \times \ln \left(\frac{m_{MСП} - \frac{P_{ЭТМД}}{P_{yg}^p} T^p N - \frac{P_{ЭТМД}}{P_{yg}^p} T^p N}{m_{MСП} - \frac{P_{ЭТМД}}{P_{yg}^p} T^p N} \right), \quad (4) \end{aligned}$$

где V_{xap}^p — реализуемая характеристическая скорость КДУ в составе МСП; P_{yg}^p — средний удельный импульс тяги ЭТМД при выходе на режим; P_{yg}^p — средний удельный импульс тяги ЭТМД после выхода на режим; $m_{MСП}$ — стартовая масса МСП; $P_{ЭТМД}$ — тяга ЭТМД; T^p — время выхода ЭТМД на режим; T^p — время работы ЭТМД на режиме; N — количество включений ЭТМД (КДУ).

В состав основополагающей математической модели ЭТМД входят параметрические зависимости для расчета тяги ЭТМД $P_{ЭТМД}$ и удельного импульса тяги P_{yA} через газодинамические функции газового потока [1]:

$$P_{ЭТМД} = P_K \cdot F_{kp} \cdot K_T; \quad (5)$$

$$K_T = \left(\lambda_c + \frac{1}{\lambda_c} \right) \cdot \left(\frac{2}{k+1} \right); \quad (6)$$

$$P_{yA} = a_{kp} \cdot K_{yA}; \quad (7)$$

$$a_{kp} = W_{kp} = \sqrt{\frac{2k}{k+1} \cdot \frac{R \cdot T_K}{M_T}}; \quad (8)$$

$$K_{yA} = \left(\lambda_c + \frac{1}{\lambda_c} \right) \cdot \left(\frac{k+1}{2k} \right); \quad (9)$$

$$\begin{aligned} q(\lambda_c) = \frac{F_{kp}}{F_C} = \frac{W_C \rho_C}{W_{kp} \rho_{kp}} = \\ = \lambda_c \left(\frac{k+1}{2} \right)^{1/(k-1)} \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_c^2 \right)^{1/(k-1)}; \quad (10) \end{aligned}$$

$$\tau(\lambda_c) = \frac{T_C}{T_K} = \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_c^2 \right); \quad (11)$$

$$\pi(\lambda_c) = \frac{P_C}{P_K} = \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_c^2 \right)^{k/(k-1)}; \quad (12)$$

$$\left(\frac{k+1}{2} \right)^{1/(k-1)} \cdot \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_c^2 \right)^{1/(k-1)} \cdot \lambda_c - \frac{F_{kp}}{F_C} = 0; \quad (13)$$

$$T_C = T_K \left(\frac{P_C}{P_K} \right)^{\frac{k-1}{k}}, \quad (14)$$

где K_T — безразмерный коэффициент тяги; K_{yA} — безразмерный коэффициент удельного импульса тяги; T_C, T_K — температура газа на срезе сопла и в камере ЭТМД соответственно; $\rho_C, \rho_K, \rho_{kp}$ — плотность газа на срезе сопла, в камере ЭТМД и в критическом сечении сопла соответственно; P_C, P_K — давление газа на срезе сопла и в камере ЭТМД соответственно; F_C, F_{kp} — площадь среза сопла и критического сечения сопла соответственно; W_C — скорость потока газа на срезе сопла; $a_{kp} = W_{kp}$ — скорость потока газа, равная скорости звука в критическом сечении сопла; k — показатель ударной адиабаты используемого газа; R^* — универсальная газовая постоянная; M_T — молярная масса используемого газа; $q(\lambda_c)$ — относительная площадь критического сечения сопла; $\tau(\lambda_c)$ — относительная температура на срезе сопла; $\pi(\lambda_c)$ — относительное давление на срезе сопла; $\lambda_c = W_C / a_{kp}$ — относительная скорость потока газа на срезе сопла.

Результаты экспериментов

Используя выражение для относительной площади критического сечения сопла, получим зависимость квадрата относительной скорости потока газа на срезе сопла — λ_c^2 от самой себя [1]:

$$\lambda_c^2 = \frac{2}{k-1} \left[\left(\frac{k+1}{2} \right) - \left(\frac{F_{kp}}{F_C \sqrt{\lambda_c^2}} \right)^{k-1} \right]. \quad (15)$$

Уравнение (15) решается итерационным методом относительно λ_c .

Средний удельный импульс тяги ЭТМД при выходе на режим P_{yg}^p определяется через среднюю температуру при выходе ЭТМД на квазистационарный режим T_K^{cp} с учетом времени выхода на режим T_B . При использовании МСС функция T_B задана своими значениями в точках с координатами T_m^K, W_n . Функция T_B задается таблицей, которая обрабатывается методами аппроксимации функции с двумя переменными T_m^K, W_n (табл. 1).

Таблица 1. Функция времени выхода на режим от температуры в камере и потребляемой мощности
Table 1. Time-out function from the temperature in the chamber and the power consumption

$T_k, ^\circ\text{C}$	Потребляемая мощность, Вт				
	W_1	W_2	W_3	...	W_n
	Время выхода на режим, с				
T_{k1}	T_{11}^B	T_{12}^B	T_{13}^B	...	T_{1n}^B
T_{k2}	T_{21}^B	T_{22}^B	T_{23}^B	...	T_{2n}^B
T_{k3}	T_{31}^B	T_{32}^B	T_{33}^B	...	T_{3n}^B
...
T_{km}	T_{m1}^B	T_{m2}^B	T_{m3}^B	...	T_{mn}^B

Таблица 2. Результаты обработки запуска летной КДУ с ЭТМД ($W_1=60$ Вт)
Table 2. The results of processing the launch of the flight of correcting propulsion system with micro resistojet (60 W)

№	$T_k, ^\circ\text{C}$	T^B, c	$T_{cp}^K, ^\circ\text{C}$	T^P, c	P_{yg}^B, c	P_{yg}^P, c
1	200	41	127	1159	117	127
2	250	58	155	1142	121	133
3	300	77	184	1123	125	140
4	350	97	214	1103	129	146
5	400	121	247	1079	133	151
6	450	152	283	1048	138	157
7	500	193	324	1007	143	162
8	550	255	374	945	148	167
9	600	395	447	805	157	172

Таблица 3. Затраты мощности на нагрев аммиака
Table 3. Ammonia Heating Power Costs

$T_k, ^\circ\text{C}$	Расход аммиака, мг/с							k
	1,0	5,0	10,0	15,0	20,0	25,0	30,0	
	Затраты мощности на нагрев, Вт							
0	1,2	6,1	12,3	18,4	24,5	30,7	36,8	1,302
50	1,3	6,7	13,3	20,0	26,6	33,3	39,9	1,292
100	1,4	7,2	14,4	21,6	28,8	36,0	43,3	1,279
150	1,6	7,8	15,6	23,4	31,1	38,9	46,7	1,265
200	1,7	8,4	16,8	25,1	33,5	41,9	50,3	1,250
300	1,9	9,6	19,3	28,9	38,6	48,2	57,9	1,222
400	2,2	11,0	22,0	33,0	44,0	55,0	66,0	1,204
500	2,5	12,4	24,9	37,3	49,8	62,2	74,6	1,202
600	2,8	14,0	27,9	41,9	55,9	69,8	83,8	1,218
700	3,1	15,6	31,2	46,8	62,4	78,0	93,6	1,247
800	3,5	17,3	34,7	52,0	69,3	86,7	104,0	1,284
900	3,8	19,1	38,3	57,4	76,6	95,7	114,9	1,318
1000	4,2	21,0	42,0	63,0	84,0	105,0	126,0	1,344

Таблица 4. Изменение относительной скорости потока газа на срезе сопла
Table 4. The change in the relative velocity of the gas flow at the nozzle cutoff

№	λ_c	T_k, K	d_k	d_c	k
1	1,97	533	1,1	2,0	1,22
2	2,4	395	0,8	4,0	1,26
3	2,32	479	1,1	4,0	1,24
4	2,06	377	0,9	2,0	1,27
5	2,61	428	0,8	9,0	1,26
6	2,7	543	0,8	9,0	1,22
7	2,47	618	1,1	5,0	1,19
8	2,52	530	1,0	6,0	1,22
9	2,51	453	1,2	8,0	1,25
10	2,75	572	0,8	10,0	1,21

Таблица 5. Параметры ФЭПов
Table 5. Options photoelectric converters

Тип ФЭП	Удельная мощность, Вт/м ²	КПД, %	Удельная масса фотоэлементов, кг/м ²
Монокристаллический кремний	170–211	13–16	1,4–1,85
Аморфный кремний	80–100	6–10	0,3
Арсенид галлия	289–302	22–23	1,6

Формирование множества $\{T_{mn}^B = f(T_m^K, W_n)\}$ осуществляется обработкой зависимостей температуры в камере ЭТМД (T_k) от времени для заданной потребляемой мощности W , полученных в результате экспериментов или обработкой данных летных испытаний (рис. 2) [1, 14, 15].

При исследовании ОПП с использованием МСС принимается режим функционирования КДУ с ограничением температуры — условный квазистационарный режим (рис. 3) [14].

Варьируемая МСС температура T_k выхода на условный квазистационарный режим представляется в виде полинома, из которого определяется T_K^{cp} и средний удельный импульс тяги при выходе на режим P_{yg}^B :

$$T_K = a_0 + a_1 T_B + a_2 (T_B)^2 + \dots + a_n (T_B)^n. \quad (16)$$

Результаты обработки запуска летной КДУ с мощностью ЭТМД с трубчатым нагревательным элементом $W_1 = 60$ Вт применительно к МС массой 40 кг при реализации характеристической скорости 80 м/с для суммарного времени работы КДУ при единичном запуске 1200 с приведены в табл. 2 и на рис. 4 [15].

Данные для построения множества $\{T_{mn}^B = f(T_m^K, W_n)\}$ при использовании ЭТМД с автономным нагревательным элементом получены на основе сравнения экспериментов при работе на азоте и аммиаке при $W_1 = 60$ Вт и прогнозирования температурных данных для других мощностей (рис. 5–7).

Аммиак в топливном баке КДУ на орбите функционирования МКА находится в жидком состоянии. Для использования аммиака в ЭТМД его нужно газифицировать, при этом условно рассматриваются 4 фазы [1, 17]:

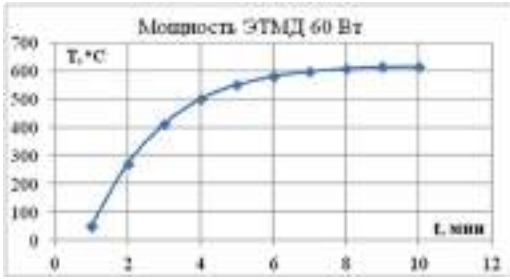


Рис. 2. Зависимость температуры в камере ЭТМД (T_c) с трубчатым нагревательным элементом от времени для потребляемой мощности $W_1=60$ Вт
 Fig. 2. Dependence of the temperature in the chamber of the micro resistor (T_c) with the tubular heating element versus time (60 W)

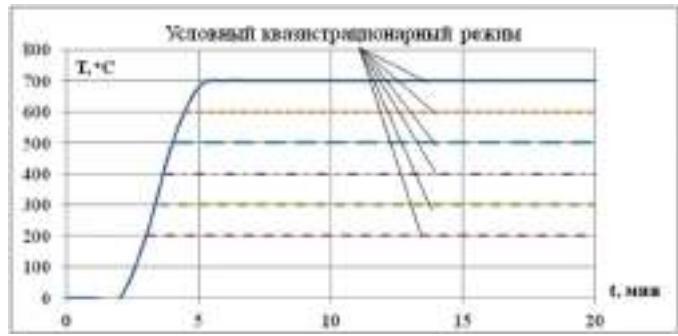


Рис. 3. Изменение параметров ЭТМД при включении по «холодной» схеме с ограничением температуры аммиака (профилированное сопло)
 Fig. 3. Changing the parameters of micro resistor at turning on in a «cold» circuit with a limitation of the ammonia temperature (profiled nozzle)

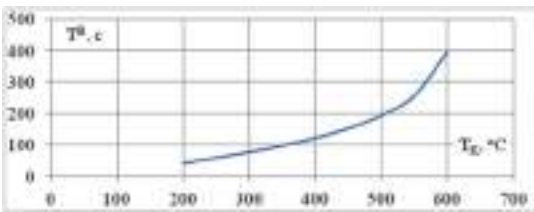


Рис. 4. Время выхода T^b на заданный температурный режим T_k
 Fig. 4. Time of T^b output to the preset temperature mode of T_k

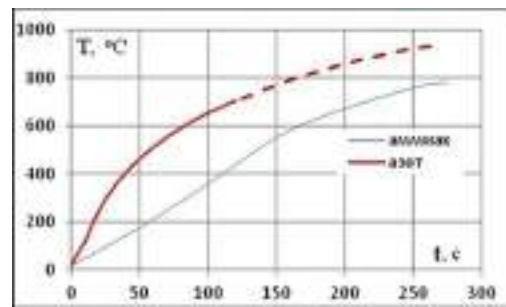


Рис. 5. Зависимость температуры нагрева рабочего тела от времени при мощности 60 Вт
 Fig. 5. Dependence of the temperature of heating of the working fluid on time (60 W)

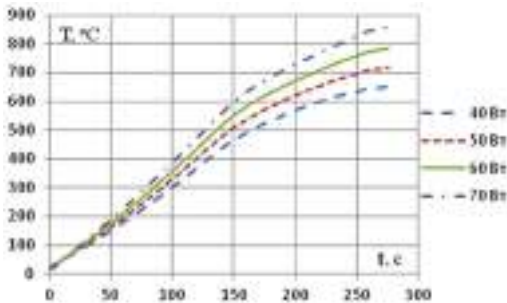


Рис. 6. Зависимость температуры нагрева аммиака от времени при мощности 40–70 Вт
 Fig. 6. Dependence of the temperature of ammonia heating on time (40–70 W)

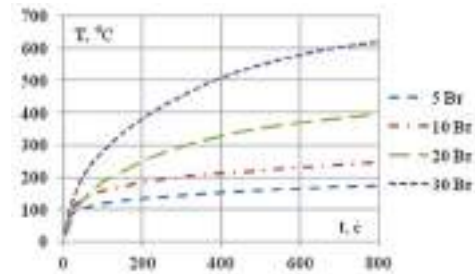


Рис. 7. Зависимость температуры нагрева аммиака от времени при мощности 5–30 Вт
 Fig. 7. Dependence of the temperature of ammonia heating on time (5–30 W)

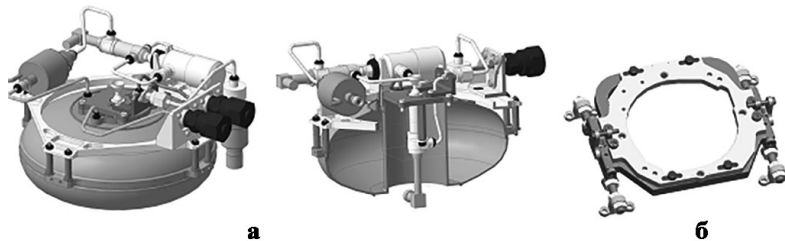


Рис. 8. 3D модель базовой КДУ (а) с системой выставки вектора тяги (б)
 Fig. 8. 3D model of the basic correcting propulsion system (a) with the thrust vector adjustment system (b)

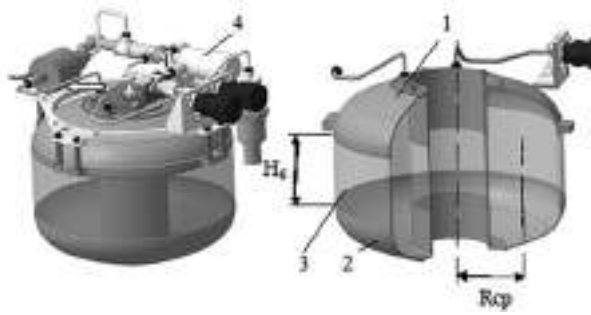


Рис. 9. Схема КДУ с изменяемой высотой бака:
1 — днище бака верхнее; 2 — днище бака нижнее;
3 — цилиндрическая вставка; 4 — автоматика
Fig. 9. Correcting propulsion system scheme
with variable tank height:
1 — the top of the tank; 2 — lower tank bottom;
3 — cylindrical insert; 4 — automation

— испарение аммиака, понижение его давления ≈ 20 кПа и подогрев для гарантированной подачи газовой составляющей в регулятор давления;
— нагрев аммиака до температуры ≈ 400 °С;
— нагрев аммиака в пределах температур от 400 до 1050 °С, при этом аммиак частично разлагается и нагревается смесь газов: аммиак, азот и водород, кроме того, часть энергии нагрева (45,94 кДж/моль) тратится на эндотермическую (с поглощением тепла) реакцию химического разложения аммиака на азот и водород;

— нагрев продуктов разложения (смеси азота и водорода), начиная с температуры 1050 °С.

Воспользуемся расчетными значениями необходимой мощности на нагрев аммиака в зависимости от различных значений расхода аммиака и требуемых температур нагрева [16]. Данные затраты мощности на нагрев аммиака в ЭТМД относятся к функции с двумя переменными — T^k и расход \dot{m} и представлены в табличной форме (табл. 3).

Определение $W = f(T^k, \dot{m})$ с использованием табл. 3 осуществляется методами аппроксимации функций с двумя переменными, а показателя ударной адиабаты $k = f(T^k)$ — методами интерполяции функции одной переменной.

С использованием МСС по полученным зависимостям ударной адиабаты от температуры получено изменение относительной скорости потока газа на срезе сопла λ_c для температуры в камере ЭТМД до 450 °С (табл. 4).

Габаритно-массовая модель КДУ для рассматриваемого диапазона масс МС построена на основе изготовленной полномасштабной аммиачной КДУ с базовой массой топлива $m_{mб}^b = 0,48$ кг (рис. 8, 9).

При этом сухая масса КДУ по (1) представлена в виде:

$$m_{np}^{KAY} = m_{gn}^b + m_{gn}^n + m_k^m + m_{авт} + m_{аг}^{KAY} + m_m, \quad (17)$$

где m_{gn}^b , m_{gn}^n — постоянная масса верхнего (0,47 кг) и нижнего днища бака (0,4 кг); m_k^m — переменная масса бака, зависящая от массы топлива при $m_m > m_{mб}^b$; $m_{авт}$ — масса автоматики КДУ (0,48 кг); $m_{аг}^{KAY}$ — масса средств адаптации КДУ в МСП (0,8 кг); m_m — масса топлива КДУ.

Масса m_k^m определяется выражением (рис. 9):

$$m_k^m = 2\pi R_{cp} 2\delta H_6 \gamma, \quad (18)$$

где δ — толщина торообразной оболочки; γ — плотность конструкционного материала.

Увеличение массы $m(CЭС)$ МСП при увеличении энергопотребления для работы КДУ обусловлено структурным наращиванием СЭС МСП за счет увеличения площади панелей солнечных батарей (БС). Существует прямая зависимость массы панелей БС от дополнительной потребляемой мощности:

$$m(CЭС) = K_{MC}^{CЭС} W_{гон}, \quad (19)$$

где $K_{MC}^{CЭС} = m_{yg} / (W_{yg} K_э)$; m_{yg} — удельная масса БС; W_{yg} — удельная мощность БС; $K_э$ — коэффициент эффективности, учитывающий высоту орбиты МСП, форму БС, ориентацию МСП, характеристики ФЭП.

Коэффициент эффективности в диапазоне высот $H = 700 - 1500$ км составляет [17, 18]:

— для МС с цилиндрической БС $K_э = 0,125 - 0,139$;
— для МС с квадратным поперечным сечением $K_э = 0,103 - 0,113$;

— для МСА с ромбовидным сечением $K_э = 0,135 - 0,155$ (максимальный эффект достигается при остром угле ромба, равном 60° – 65°).

Данные по некоторым типам ФЭПов приведены в табл. 5 [17, 18].

Обсуждение результатов

Принятые в качестве ОПП температура и давление в камере ЭТМД T_k , P_k , диаметр критического сечения сопла d_k , диаметр среза сопла d_c , количество включений КДУ N однозначно определяют целевую функцию в виде приведенной массы КДУ m_{np}^{KAY} , обеспечивающей реализацию заданной характеристической скорости КДУ в составе МСП.

В состав базовой математической модели ЭТМД включены параметрические зависимости для расчета тяги $P_{ЭТМД}$ и удельного импульса тяги $P_{уд}$ через газодинамические функции газового потока.

Средний удельный импульс тяги ЭТМД при выходе на режим P_{yg}^b определен через среднюю температуру при выходе ЭТМД на квазистационарный режим T_k^{cp} с учетом времени выхода на режим T^b .

При использовании МСС принят режим функционирования КДУ с ограничением температуры — условный квазистационарный режим.

Функция T^b задана своими значениями в точках с координатами T_m^k, W_n таблично и обрабатывается методами аппроксимации функции с двумя переменными.

Сформированное множество $\{T_{mn}^b = f(T_m^k, W_n)\}$ основано на результатах обработки проведенных авторами экспериментов, а также данных летных испытаний КДУ. При использовании ЭТМД с автономным нагревательным элементом множество $\{T_{mn}^b = f(T_m^k, W_n)\}$ получено прогнозным путем по результатам экспериментов при работе на азоте и аммиаке при $W_1 = 60$ Вт.

Затраты мощности на нагрев аммиака в ЭТМД являются функциями с двумя переменными — температура и расход, представлены множеством $W = f(T_m^k, \dot{m})$ на основе проведенных расчетов и определяются методами аппроксимации функций с двумя переменными.

Зависимости показателя ударной адиабаты от температуры нагрева аммиака представлены в виде линейных функций, по которым получено изменение относительной скорости потока газа на срезе сопла λ_c для температуры в камере ЭТМД до 450 °С.

Приведенная масса КДУ определена по габаритно-массовому методу с использованием изготовленного полномасштабного образца-прототипа КДУ постоянного диаметра с базовой массой топлива $m_{тб} = 0,48$ кг, разработанного для наноспутника массой 10 кг. С учетом этого, для массы МСП более 10 кг требуемая масса топлива будет превышать базовую массу топлива и дополнительной массой КДУ будет являться масса внешней и внутренней цилиндрической части топливного бака.

Масса средств адаптации КДУ в МСП в виде системы перемещения КДУ в двух взаимно перпендикулярных направлениях для выставки вектора тяги ЭТМД принята по методу прототипа (аммиачная КДУ МСП «Угатусат») с увеличивающим коэффициентом 1,4.

Увеличение массы СЭС $m(СЭС)$ МСП при возможном увеличении энергопотребления для работы КДУ обусловлено увеличением площади БС. Масса $m(СЭС)$ определяется с учетом эффективности работы БС для различных видов БС: цилиндрическая, с квадратным и ромбовидным поперечным сечением.

Выводы и заключение

Разработанная математическая модель МСП с аммиачной КДУ и ЭТМД с автономным нагревательным элементом отвечает требованиям МСС и является основой для составления расчетной программы для параметрических исследований КДУ в составе МСП с использованием МСС.

Генерацией случайных значений ОПП в случайных направлениях впоследствии будет найдена область квазиоптимальных значений целевой функции в виде приведенной массы КДУ $m_{пр}^{КАУ}$, необходимой для реализации заданной характеристической скорости при решении задач орбитального маневрирования наноспутника, с учетом сложных одномерных и двумерных связей исследуемых параметров.

Список источников

1. Блинов В. Н. [и др.]. Исследования электротермических микродвигателей корректирующих двигательных установок маневрирующих малых космических аппаратов: моногр. Омск: Изд-во ОмГТУ, 2014. 264 с. ISBN 978-5-8149-1710-2.

2. Blinov V. N., Vavilov I. S., Kositsin V. V. [et al.]. The studies of small space vehicles ammoniac electrothermal engine units design and structural layout // *Modern Applied Science*. 2015. Vol. 9, no. 5. DOI: 10.5539/mas.v9n5p337.

3. Blinov V. N., Vavilov I. S., Kositsin V. V. [et al.]. Design features and research of electrothermal microthrusters with autonomous heating elements for the purposes of small space vehicle orbital manoeuvring // *Indian Journal of Science and Technology*. 2015. Vol. 8 (27). DOI: 10.17485/ijst/2015/v8i27/82937.

4. Bromaghin D. R., Dulligan J. M., Fife M. J. [et al.]. Review of the electric propulsion space experiment (ESEX) program // *Journal of Propulsion and Power*. 2002. Vol. 18, no. 4. P. 723–730. DOI: 10.2514/2.6009.

5. Coxhill I., Gibbon D., Drube M. The evolution of xenon resistojet propulsion systems at SSTL // 5th International Spacecraft Propulsion Conference. Surrey Satellite Technology Ltd. Tycho House, Surrey Research Park, Guildford, Surrey, GU2 7YE, UK. 2008.

6. Rylov Yu. R., Perkov I. A., Romanovsky Yu. A. Change in the spacecraft environment with an electric thruster in operation // *Proc. Second European Spacecraft Propulsion Conference*. 1997. P. 12–18.

7. Макриденко Л. А., Волков С. Н., Ходненко В. П. Концептуальные вопросы создания и применения малых космических аппаратов // *Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ*. 2010. Т. 114, № 1. С. 15–16.

8. Дел Корто Барадел Н., Дугин Д. А. Микроспутник слежения за солнечной активностью // *Труды МАИ*. 2012. № 51. С. 1–20.

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

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

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

12. Брусов В. С., Барашов В. С. Оптимальное проектирование летательных аппаратов. Многоцелевой подход. М.: Машиностроение, 1989. 364 с.

13. Колос Л. Н. Методы и средства многокритериального оценивания программ и проектов в сфере космических исследований: автореф. дис. ... канд. техн. наук. Киев, 2010.

14. Блинов В. Н., Рубан В. И. Конструктивные особенности и результаты испытаний электротермических микродвигателей на аммиаке с трубчатými нагревательными элементами с коническими и профилированными соплами // *Проблемы разработки, изготовления и эксплуатации ракетно-космической и авиационной техники: сб. тр. VII Всерос. науч.-техн. конф., посвящ. памяти гл. конструктора ПО «Полет» А. С. Клинышкова*. Омск, 2012. С. 10–15.

15. Волоцув В. В., Ткаченко И. С., Сафронов С. Л. Выбор проектных параметров универсальных платформ малых космических аппаратов // *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С. П. Королёва*. 2012. № 2 (33). С. 35–47.

16. Блинов В. Н., Чарушина Е. Б., Рубан В. И. [и др.]. Оценка затрат энергии на нагрев рабочего тела при работе двигательной установки на аммиаке // *Проблемы разработки, изготовления и эксплуатации ракетно-космической техники и подготовки инженерных кадров для авиакосмической отрасли: материалы IX Всерос. науч. конф., посвящ. памяти гл. конструктора ПО «Полет» А. С. Клинышкова*. Омск, 2015. С. 62–69.

17. Максимов Г. Ю. Теоретические основы разработки космических аппаратов. М., 1980. 348 с.

18. Власенков Е. В., Комбаев Т. Ш., Крайнов А. М. [и др.]. Проектный облик перспективного малого космического аппарата с маршевой электроракетной двигательной установкой // *Труды МАИ*. 2013. № 68. С. 1–20.

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

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

SPIN-код: 2378-9723

AuthorID (РИНЦ): 798228

AuthorID (SCOPUS): 57189506536

Адрес для переписки: lukyanchik1991@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

Адрес для переписки: info@omgtu.ru

Для цитирования

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.

Статья поступила в редакцию 19.06.2018 г.

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

MATHEMATICAL MODEL FOR THE PARAMETRIC STUDY OF AMMONIA PROPULSION SYSTEM IN MICROSATELLITE PLATFORM BY RANDOM SEARCH METHOD

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

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

A large number of basic design parameters of the ammonia propulsion system makes the task of their search by the method of random search urgent. The aim of the research is to create a mathematical model that is adapted to the chosen method. Mathematical model for random design parameters provides the choice of the optimal reduced mass of the propulsion system, taking into account the complex relationships of the investigated parameters, which provides the solution of the given tasks of microsatellite maneuvering.

Keywords: ammonia, correcting propulsion device, microsatellite, random search method, basic design parameters.

References

1. Blinov V. N. [et al.]. Issledovaniya elektrotermicheskikh mikrodvigateley korrektruyushchikh dvigateley ustanovok [The researches of correcting power units electro-thermal micromotors of maneuverable small space vehicle]. Omsk: OmSTU Publ., 2014. 264 p. ISBN 978-5-8149-1710-2. (In Russ).
2. Blinov V. N., Vavilov I. S., Kositsin V. V. [et al.]. The studies of small space vehicles ammoniac electrothermal engine units design and structural layout // *Modern Applied Science*. 2015. Vol. 9, no. 5. DOI: 10.5539/mas.v9n5p337. (In Engl.).
3. Blinov V. N., Vavilov I. S., Kositsin V. V. [et al.]. Design features and research of electrothermal microthrusters with autonomous heating elements for the purposes of small space vehicle orbital manoeuvring // *Indian Journal of Science and Technology*. 2015. Vol. 8 (27). DOI: 10.17485/ijst/2015/v8i27/82937. (In Engl.).
4. Bromaghin D. R., Dulligan J. M., Fife M. J. [et al.]. Review of the electric propulsion space experiment (ESEX) program // *Journal of Propulsion and Power*. 2002. Vol. 18, no. 4. P. 723–730. DOI: 10.2514/2.6009. (In Engl.).
5. Coxhill I., Gibbon D., Drube M. The evolution of xenon resistojet propulsion systems at SSTL // 5th International Spacecraft Propulsion Conference. Surrey Satellite Technology Ltd. Tycho House, Surrey Research Park, Guildford, Surrey, GU2 7YE, UK. 2008. (In Engl.).
6. Rylov Yu. R., Perkov I. A., Romanovsky Yu. A. Change in the spacecraft environment with an electric thruster in operation // *Proc. Second European Spacecraft Propulsion Conference*. 1997. P. 12–18. (In Engl.).
7. Makridenko L. A., Volkov S. N., Khodnenko V. P. Kontseptual'nyye voprosy sozdaniya i primeneniya malykh kosmicheskikh apparatov [Conceptual problems on creation and application of small spacecraft] // *Voprosy elektromekhaniki. Trudy VNIIEM. Electromechanical Matters. VNIIEM Studies*. 2010. Vol. 114, no. 1. P. 15–16 (In Russ).
8. Del Korto Baradel N., Dugin D. A. Mikrosputnik slezheniya za solnechnoy aktivnost'yu [Microsatellite tracking solar activity] // *Trudy MAI. Trudy MAI*. 2012. No. 51. P. 1–20. (In Russ).
9. Batishchev D. I. Poiskovyye metody optimal'nogo proyektirovaniya [Search methods for optimal design]. Moscow: Sovetskoye radio Publ., 1975. 216 p. (In Russ).
10. Zakharova 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).
11. Tkachenko I. S. Metodika sistemnogo analiza effektivnosti sredstv orbital'noy inspektsii na baze manevriruyushchikh malykh kosmicheskikh apparatov [Method of system analysis of the effectiveness of orbital inspection means based on maneuvering small space vehicles]. Samara, 2011. 153 p. (In Russ).
12. Brusov V. S., Barashov V. S. Optimal'noye proyektirovaniye letatel'nykh apparatov. Mnogotselovoy podkhod. [Optimal design of aircraft. A multi-purpose approach.]. Moscow: Mashinostroyeniye Publ., 1989. 364 p. (In Russ).
13. Kolos L. N. Metody i sredstva mnogokriterial'nogo otsenivaniya programm i proyektov v sfere kosmicheskikh issledovaniy [Methods and tools for multi-criteria evaluation of programs and projects in the field of space research]. Kiev, 2010. (In Russ).
14. Blinov V. N., Ruban V. I. Konstruktivnyye osobennosti i rezul'taty ispytaniy elektrotermicheskikh mikrodvigateley na ammiake s trubchatymi nagrevatel'nymi elementami s konicheskimi i profilirovannymi soplami [Design features and test results of electrothermal micromotors on ammonia with tubular heating elements with conical and shaped nozzles] // *Problemy razrabotki, izgotovleniya i ekspluatatsii raketno-kosmicheskoy i aviatsionnoy tekhniki. Problemy razrabotki, izgotovleniya i ekspluatatsii raketno-kosmicheskoy i aviatsionnoy tekhniki*. Omsk, 2012. P. 10–15. (In Russ).
15. Volotsuyev V. V., Tkachenko I. S., Safronov S. L. Vybor proyektnykh parametrov universal'nykh platform malykh kosmicheskikh apparatov. [Choice of design parameters of universal platforms of small space vehicles] // *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika S. P. Koroleva. Vestnik of the academician S. P. Korolev Samara University*. 2012. No. 2 (33). P. 35–47. (In Russ).
16. Blinov V. N., Charushina E. B., Ruban V. I. [et al.]. Otsenka zatrat energii na nagrev rabochego tela pri rabote dvigateley ustanovki na ammiake [Estimation of energy costs for heating the working fluid during operation of the propulsion system on ammonia] // *Problemy razrabotki, izgotovleniya i ekspluatatsii raketno-kosmicheskoy tekhniki i podgotovki inzhenernykh kadrov dlya aviakosmicheskoy otrasli. Problemy razrabotki, izgotovleniya i ekspluatatsii raketno-kosmicheskoy tekhniki i podgotovki inzhenernykh kadrov dlya aviakosmicheskoy otrasli*. Omsk, 2015. P. 62–69. (In Russ).
17. Maksimov G. Yu. Teoreticheskiye osnovy razrabotki kosmicheskikh apparatov [Theoretical basis of spacecraft development]. Moscow, 1980. 348 p. (In Russ).
18. Vlasenkov E. V., Kombayev T. Sh., Kraynov A. M. [et al.]. Proyektnyy oblik perspektivnogo malogo kosmicheskogo apparata s marshevoy elektroraketnoy dvigateley ustanovkoy [The design

appearance of a promising small spacecraft with a marching electric propulsion system] // *Trudy MAI. Trudy MAI.* 2013. No. 68. P. 1–20. (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: blinovviktor@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 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

Address for correspondence: info@omgtu.ru

For citations

Blinov V. N., Lukyanchik A. I., Shalay V. V. Mathematical model for the parametric study of ammonia propulsion system in microsatellite platform by random search method // *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.

Received 19 June 2018.

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