

АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК, ПРИМЕНЯЕМЫХ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ МАНЁВРОВ ПОДДЕРЖАНИЯ НИЗКОЙ РАБОЧЕЙ ОРБИТЫ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

© 2021

В. В. Салмин доктор технических наук, профессор, директор НИИ космического машиностроения;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва
sputnik@ssau.ru

В. В. Волоцув кандидат технических наук, доцент кафедры космического машиностроения имени генерального конструктора Д.И. Козлова;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
volotsuev@mail.ru

А. В. Никитин ведущий инженер-конструктор;
АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара;
аспирант;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
alex.nik.job@gmail.com

Проведён анализ массы рабочего тела и моторного времени работы электрореактивных двигательных установок, которые применяются в составе малых космических аппаратов для проведения манёвров поддержания низкой рабочей орбиты. Анализ проведён для малых космических аппаратов с массой в диапазоне от 300 до 1000 кг, функционирующих на рабочих орбитах с высотой в диапазоне от 400 до 600 км. При проведении анализа были приняты значения удельного импульса тяги двигательной установки в диапазоне от 800 до 1600 с. Было использовано методическое обеспечение для оценки величины требуемой характеристической скорости в зависимости от силы аэродинамического сопротивления, а также для оценки величины массы рабочего тела с учётом величины удельного импульса тяги и определения моторного времени работы двигательной установки в зависимости от скорости истечения рабочего тела. Результаты расчётов, приведённые в статье, показывают изменение массы рабочего тела и моторного времени работы в зависимости от высоты орбиты и массы малого космического аппарата и позволяют оперативно производить предварительную оценку основных проектных характеристик электрореактивных двигательных установок, применяемых для проведения манёвров поддержания низкой рабочей орбиты малых космических аппаратов с различными габаритными и массовыми характеристиками в течение заданного срока активного существования.

Электрореактивная двигательная установка; низкая орбита; малый космический аппарат; рабочее тело; поддержание орбиты; моторное время работы

Цитирование: Салмин В.В., Волоцув В.В., Никитин А.В. Анализ характеристик электрореактивных двигательных установок, применяемых для проведения манёвров поддержания низкой рабочей орбиты малых космических аппаратов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20, № 3. С. 65-76. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-3-65-76

Введение

В настоящее время электрореактивные двигательные установки (ЭРДУ) широко используются для формирования и поддержания рабочей орбиты космических аппаратов (КА) различного назначения, функционирующих на низких околоземных орбитах. На КА глобальной спутниковой системы «Starlink» (США, 2019-2021), в которой заплани-

рован запуск около 12 тысяч КА, применяются двигательные установки (ДУ) с двигателем на эффекте Холла с использованием криптона в качестве рабочего тела [1]. КА для исследования Меркурия *VeriColombo* (ЕКА и JAXA, 2018) имеет в составе 4 маневровых электрореактивных двигателя, работающих на ксеноне [2]. На КА *Канопус-В* (Россия, 2012-2018), предназначенных для дистанционного зондирования Земли, была установлена ЭРДУ со стационарным плазменным двигателем СПД-50 (разработчик ОКБ «Факел», г. Калининград) [3]. Геостационарный телекоммуникационный спутник «*EutelSat-172B*» (Франция, 2017) имеет в своём составе ЭРДУ со стационарным плазменным двигателем СПД-140 (разработчик ОКБ «Факел», г. Калининград) [4]. На КА для исследования окружающей среды «*Venüs*» (Израиль, 2017) применяется ЭРДУ с ионным двигателем на эффекте Холла [5].

Малый расход рабочего тела, высокий удельный импульс тяги, возможность регулирования в широких пределах выходных характеристик, приемлемые значения массы и габаритных размеров ЭРДУ определяют эффективность их применения в составе малых КА. К основным характеристикам ДУ относятся: тяга двигателя, удельный импульс тяги, скорость истечения рабочего тела, масса рабочего тела и моторное время работы ДУ [6]. Также важным параметром при оценке параметров ДУ является запас характеристической скорости.

В настоящей статье представлен анализ основных характеристик ЭРДУ, которые могут применяться в составе малых КА для проведения манёвров поддержания низкой рабочей орбиты.

Постановка задачи

В рассматриваемой работе объектом исследования являются малые КА различного назначения, функционирующие на низких орбитах с высотой (H) из диапазона $400 \leq H \leq 600$ км. Величина массы рассматриваемых КА ($m_{КА}$) находится в диапазоне $300 \leq m_{КА} \leq 1000$ кг.

Для расчёта баллистического коэффициента использовался параметр площади миделя КА ($S_{мид}$), который зависит от линейных и угловых геометрических размеров корпуса КА, а также от площади солнечных батарей. В процессе орбитального полёта площадь миделя может меняться при изменении ориентации КА. Для более точного её определения необходимо знать ориентацию аппарата в каждый момент времени. В настоящей работе в качестве исходных данных для исследований было сформировано следующее множество численных значений площади миделя: $1 \leq S_{мид} \leq 3$ м². При этом коэффициент аэродинамического сопротивления в направлении полёта (C_x) был принят равным 2,2.

Для определения запаса характеристической скорости, требуемого для поддержания рабочей орбиты КА, был принят срок активного существования КА ($T_{сак}$), равный 5 годам. Средний индекс уровня солнечной активности (F_0) для определения плотности атмосферы Земли на рассматриваемых орбитах (ρ) был принят равным $150 \cdot 10^{-22}$ Вт/(Гц·м²) [7].

Для анализа основных характеристик ЭРДУ были приняты значения удельного импульса тяги двигательной установки в диапазоне от 800 до 1600 с, характерные для ЭРДУ, в составе которых в качестве двигателя применяются стационарные плазменные двигатели (СПД). В качестве рассматриваемых двигателей выбраны СПД разработки ОКБ «Факел». В расчётах принималось, что вектор силы тяги двигательной установки направлен в положительном направлении по вектору орбитальной скорости КА.

Целью исследований являлось определение пространства численных значений основных характеристик ЭРДУ, применяемых для проведения манёвров поддержания низкой рабочей орбиты малых КА, а именно определение величины требуемой массы рабочего тела в зависимости от величины удельного импульса тяги и определение моторного времени работы в зависимости от скорости истечения рабочего тела ЭРДУ.

**Определение запаса характеристической скорости,
необходимого для поддержания параметров орбиты
в течение срока активного существования**

Суммарный импульс для поддержания параметров рабочей орбиты (I_{Σ}) определяется по формуле [8]:

$$I_{\Sigma} = \Delta V_x m_{КА}, \quad (1)$$

где ΔV_x – запас характеристической скорости; $m_{КА}$ – масса КА. Выразим из формулы (1) величину запаса характеристической скорости:

$$\Delta V_x = \frac{I_{\Sigma}}{m_{КА}}. \quad (2)$$

Для определения суммарного импульса воспользуемся формулой:

$$I_{\Sigma} = F_{СОПР} \tau, \quad (3)$$

где $F_{СОПР}$ – сила аэродинамического сопротивления; τ – срок активного существования КА. Сила аэродинамического сопротивления ($F_{СОПР}$) определяется по формуле [9]:

$$F_{СОПР} = C_x \frac{\rho V^2}{2} S_{мид}, \quad (4)$$

где C_x – коэффициент аэродинамического сопротивления в направлении полёта; ρ – плотность остаточной атмосферы Земли на высоте полёта; V – скорость набегающего на КА аэродинамического потока; $S_{мид}$ – площадь миделя КА.

Формула для нахождения баллистического коэффициента КА ($\sigma_{КА}$) имеет вид:

$$\sigma_{КА} = C_x \frac{S_{мид}}{2 m_{КА}}. \quad (5)$$

Выразим из формулы (5) площадь миделя КА:

$$S_{мид} = \frac{2 m_{КА} \sigma_{КА}}{C_x}. \quad (6)$$

Подставляя формулы (3), (4) и (6) в формулу (2), получаем формулу для определения запаса характеристической скорости, необходимого для поддержания параметров орбиты КА:

$$\Delta V_x = \rho V^2 \sigma_{КА} \tau. \quad (7)$$

На рис. 1 приведена зависимость баллистического коэффициента КА ($\sigma_{КА}$) от массы КА ($m_{КА}$) с учётом площади мишеня КА ($S_{мид}$) из диапазона $1 \leq S_{мид} \leq 3 \text{ м}^2$.

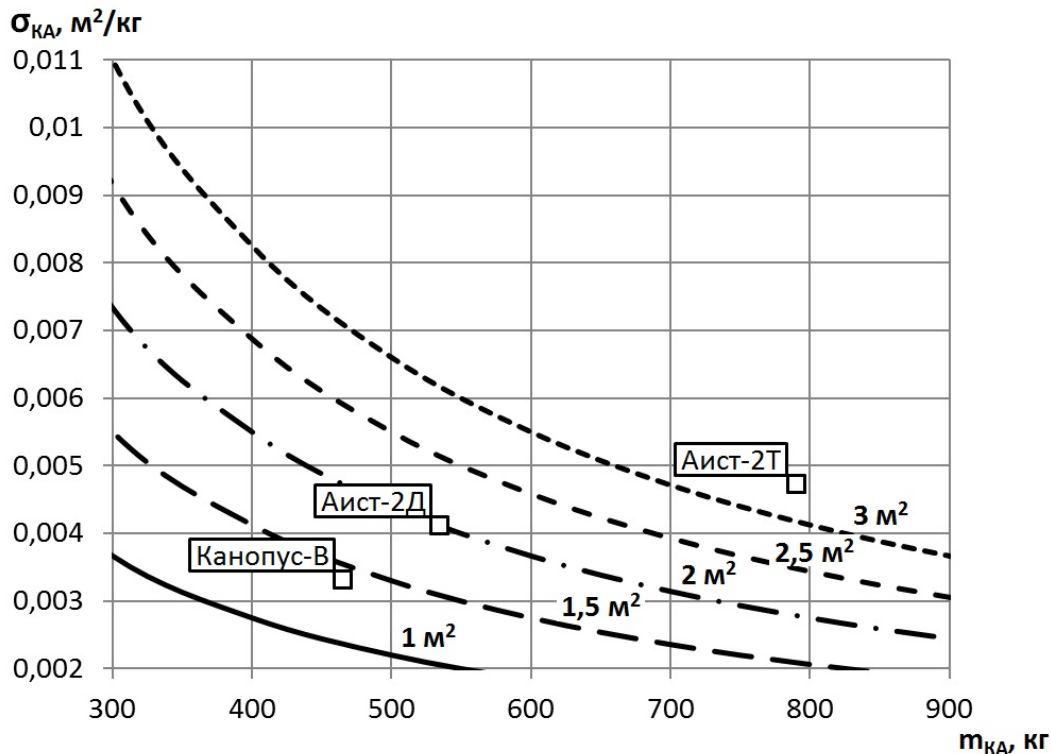


Рис. 1. Зависимость баллистического коэффициента КА от массы КА

Анализируя график на рис. 1, в качестве исходных данных для расчёта запаса характеристической скорости (ΔV_x) принимаем значения баллистического коэффициента КА ($\sigma_{КА}$) в диапазоне от 0,002 до 0,006 $\text{м}^2/\text{кг}$. В результате расчёта, применяя формулу (7), получим зависимость величины запаса характеристической скорости, требуемой для коррекции орбиты в течение срока активного существования (ΔV_x), от высоты орбиты (H) с учётом различных значений баллистического коэффициента КА ($\sigma_{КА}$), приведённую на рис. 2.

На графике рис. 1 указаны точки, соответствующие параметрам современных российских малых КА (Аист-2Д, Канопус-В, Аист-2Т). Анализируя положение точек, в качестве среднего значения баллистического коэффициента КА ($\sigma_{КА}$) принимаем 0,004 $\text{м}^2/\text{кг}$. Исходя из этого, для дальнейшего расчёта принимаем значения величины запаса характеристической скорости, требуемые для поддержания параметров орбиты с высотой из диапазона от 400 до 600 км, которые соответствуют среднему значению баллистического коэффициента КА.

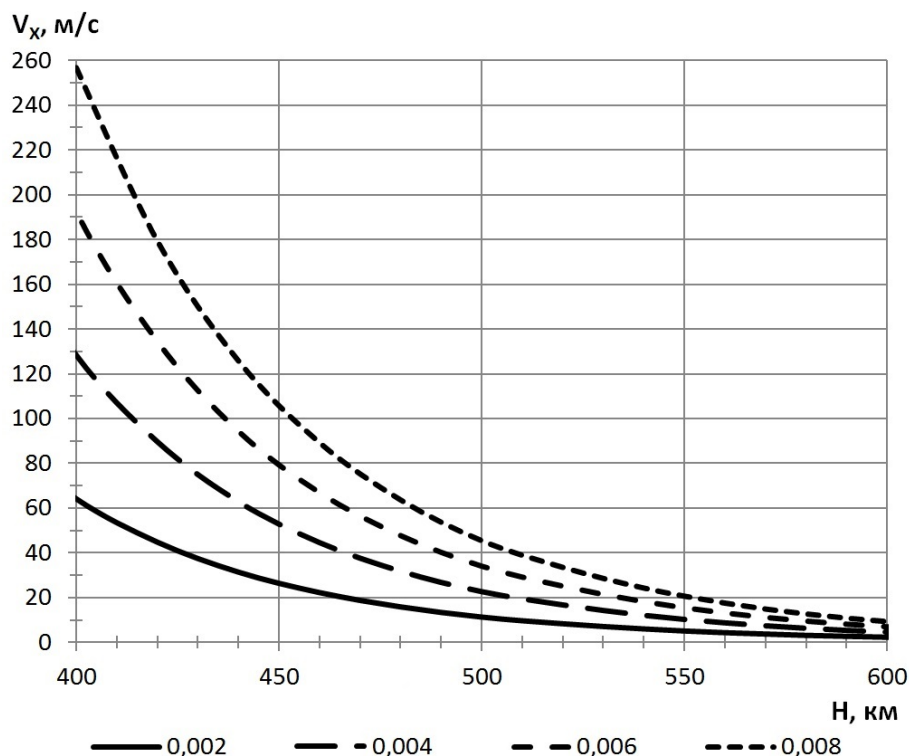


Рис. 2. Зависимость величины запаса характеристической скорости от высоты орбиты

Анализируя зависимость на рис. 2, можно сделать вывод, что требуемая величина запаса характеристической скорости увеличивается более чем в два раза при уменьшении высоты рабочей орбиты на 50 км. К примеру, если на высоте 450 км для поддержания орбиты в течение 5 лет требуемое значение запаса характеристической скорости находится в диапазоне от 27 до 105 м/с, то при функционировании на высоте 400 км это значение возрастает до величин от 64 до 256 м/с. Для обеспечения таких величин требуется повышенный запас рабочего тела и высокая частота проведения манёвров коррекции, что может наложить ограничения на выполнение целевой задачи малого КА.

Определение моторного времени работы двигательной установки и массы рабочего тела

Моторное время работы определяется по формуле:

$$T_M = \frac{m_{PT}}{\dot{m}}, \quad (8)$$

где m_{PT} — масса рабочего тела; \dot{m} — секундный расход рабочего тела ЭРДУ, определяемый по формуле:

$$\dot{m} = \frac{F_T}{I_{уд}}, \quad (9)$$

где F_T — сила тяги ЭРДУ; $I_{уд}$ — удельный импульс тяги ЭРДУ.

Формула для нахождения запаса характеристической скорости с учётом массы рабочего тела (Формула Циолковского) имеет вид [10]:

$$\Delta V_x = I_{уд} \ln \left(\frac{m_0}{m_0 - m_{PT}} \right), \quad (10)$$

где m_0 – начальная масса КА. Из формулы (10) выразим массу рабочего тела:

$$m_{PT} = m_0 - \frac{m_0}{e^{\Delta V_x / I_{уд}}}. \quad (11)$$

Для определения моторного времени работы ЭРДУ (T_M) по формуле (8) необходимо знать секундный расход рабочего тела ЭРДУ (\dot{m}) согласно формуле (9). Основные характеристики СПД разработки ОКБ «Факел» [11; 12] и результаты расчёта секундного расхода приведены в табл. 1.

Таблица 1. Основные характеристики стационарных плазменных двигателей

№	Модель СПД	Удельный импульс тяги, с	Тяга, мН	Ресурс, ч	Секундный расход, кг/с
1	СПД-25	800	7	1200	$0,892 \cdot 10^{-6}$
2	СПД-35	1000	12	2500	$1,22 \cdot 10^{-6}$
3	СПД-50	860	14,3	2250	$1,69 \cdot 10^{-6}$
4	СПД-70	1470	40	3000	$2,84 \cdot 10^{-6}$
5	СПД-100	1600	85	9000	$5,41 \cdot 10^{-6}$

Результаты расчёта массы рабочего тела ЭРДУ, требуемого для поддержания орбиты малых КА массой от 300 до 1000 кг при функционировании на высотах от 400 до 600 км с использованием ЭРДУ разработки ОКБ «Факел» с удельным импульсом тяги в диапазоне от 800 до 1600 с, приведены в табл. 2.

Таблица 2. Результаты расчёта массы рабочего тела

Масса рабочего тела, кг								
Высота орбиты, км	Масса КА, кг							
	300	400	500	600	700	800	900	1000
СПД-25								
400	4,87	6,49	8,11	9,74	11,36	12,98	14,60	16,23
450	2,05	2,73	3,41	4,10	4,78	5,46	6,15	6,83
500	0,87	1,16	1,45	1,74	2,03	2,32	2,60	2,89
550	0,40	0,53	0,67	0,80	0,93	1,07	1,20	1,33
600	0,18	0,24	0,30	0,36	0,42	0,48	0,54	0,60
СПД-35								
400	3,90	5,20	6,50	7,80	9,10	10,40	11,70	13,00
450	1,64	2,19	2,73	3,28	3,83	4,37	4,92	5,47
500	0,69	0,93	1,16	1,39	1,62	1,85	2,08	2,32
550	0,32	0,43	0,53	0,64	0,75	0,85	0,96	1,07
600	0,14	0,19	0,24	0,29	0,33	0,38	0,43	0,48

Окончание табл. 2. Результаты расчёта массы рабочего тела

СПД-50								
400	4,53	6,04	7,55	9,06	10,57	12,08	13,59	15,10
450	1,91	2,54	3,18	3,81	4,45	5,08	5,72	6,35
500	0,81	1,08	1,35	1,62	1,88	2,15	2,42	2,69
550	0,37	0,50	0,62	0,74	0,87	0,99	1,12	1,24
600	0,17	0,22	0,28	0,33	0,39	0,44	0,50	0,55
СПД-70								
400	2,66	3,55	4,43	5,32	6,20	7,09	7,98	8,86
450	1,12	1,49	1,86	2,23	2,61	2,98	3,35	3,72
500	0,47	0,63	0,79	0,95	1,10	1,26	1,42	1,58
550	0,22	0,29	0,36	0,44	0,51	0,58	0,65	0,73
600	0,10	0,13	0,16	0,19	0,23	0,26	0,29	0,32
СПД-100								
400	2,44	3,26	4,07	4,89	5,70	6,52	7,33	8,15
450	1,03	1,37	1,71	2,05	2,39	2,74	3,08	3,42
500	0,43	0,58	0,72	0,87	1,01	1,16	1,30	1,45
550	0,20	0,27	0,33	0,40	0,47	0,53	0,60	0,67
600	0,09	0,12	0,15	0,18	0,21	0,24	0,27	0,30

В табл. 2 приведены расчётные значения массы рабочего тела без учёта потерь в трубопроводах и невыработываемых остатков в блоке хранения рабочего тела.

Расчёты показывают, что масса рабочего тела, требуемая для поддержания параметров орбиты малого КА высотой 400 км в среднем в 27 раз выше, чем масса рабочего тела ДУ для малого КА, имеющего ту же массу и значение баллистического коэффициента, функционирующего на орбите со средней высотой 600 км. При этом с повышением высоты орбиты на каждые 50 км требуемая масса рабочего тела снижается в среднем в 2,3 раза.

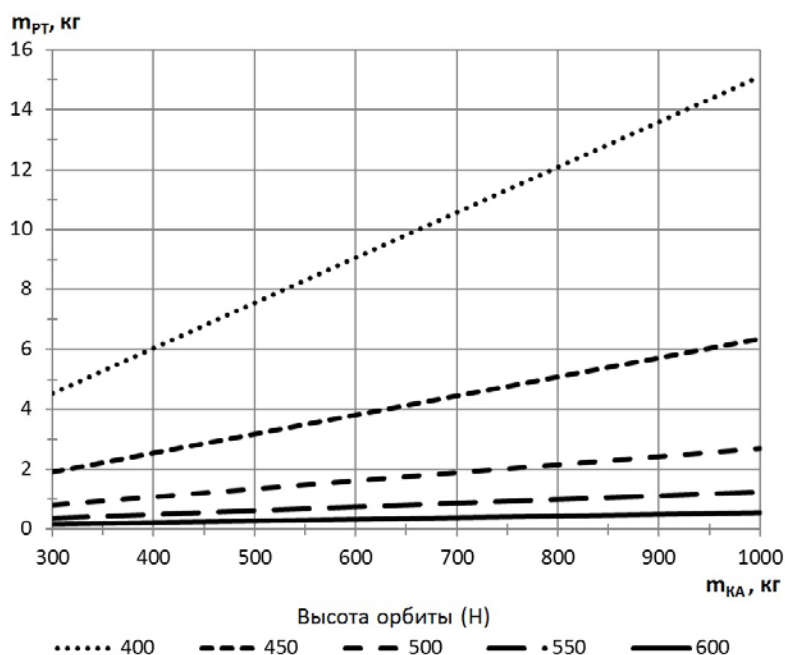


Рис. 3. Зависимость массы рабочего тела от массы КА для различных значений высоты рабочей орбиты при использовании двигателя СПД-50

На рис. 3 приведена зависимость массы рабочего тела (m_{PT}), требуемого для поддержания орбиты двигателем СПД-50, от массы малого КА ($m_{КА}$) для различных значений высоты рабочей орбиты. Из графика видно, что при увеличении массы КА на 100 кг масса рабочего тела для поддержания параметров орбиты КА на одной высоте увеличивается в среднем в 1,2 раза при одинаковой величине удельного импульса тяги.

Определим величину моторного времени работы ЭРДУ по формуле (8) с учётом значений секундного расхода рабочего тела, приведённых в табл. 1. Результаты расчёта моторного времени работы ЭРДУ, которое требуется для поддержания орбиты малых КА массой от 300 до 1000 кг при функционировании на высотах от 400 до 600 км с применением двигателей разработки ОКБ «Факел» с удельным импульсом, находящимся в диапазоне от 800 до 1600 с, приведены в табл. 3.

Моторное время работы показывает общее время работы ДУ за заданный срок активного существования. В табл. 3 выделены значения, которые не входят в область допустимых значений. Ограничения по величине моторного времени работы имеют вид:

$$T_M^{\max} > T_M > T_M^{\min},$$

где T_M^{\max} – максимальное значение моторного времени работы, ограниченное величиной ресурса двигателя (табл. 1); T_M^{\min} – минимальное значение моторного времени работы.

Таблица 3. Результаты расчёта моторного времени работы двигательной установки

Моторное время работы двигательной установки, ч								
Высота орбиты, км	Масса КА, кг							
	300	400	500	600	700	800	900	1000
СПД-25								
400	1516,0	2021,4	2526,7	3032,0	3537,4	4042,7	4548,0	5053,4
450	638,0	850,7	1063,4	1276,1	1488,8	1701,4	1914,1	2126,8
500	270,4	360,5	450,6	540,8	630,9	721,0	811,1	901,3
550	124,7	166,2	207,8	249,3	290,9	332,5	374,0	415,6
600	55,7	74,2	92,8	111,3	129,9	148,4	167,0	185,5
СПД-35								
400	885,8	1181,0	1476,3	1771,6	2066,8	2362,1	2657,4	2952,6
450	372,4	496,6	620,7	744,9	869,0	993,2	1117,3	1241,5
500	157,8	210,4	262,9	315,5	368,1	420,7	473,3	525,9
550	72,7	97,0	121,2	145,5	169,7	194,0	218,2	242,5
600	32,5	43,3	54,1	64,9	75,8	86,6	97,4	108,2
СПД-50								
400	742,5	990,0	1237,5	1485,1	1732,6	1980,1	2227,6	2475,1
450	312,4	416,5	520,7	624,8	728,9	833,1	937,2	1041,3
500	132,4	176,5	220,6	264,7	308,9	353,0	397,1	441,2
550	61,0	81,4	101,7	122,1	142,4	162,8	183,1	203,4
600	27,2	36,3	45,4	54,5	63,6	72,7	81,7	90,8
СПД-70								
400	259,8	346,4	433,0	519,6	606,2	692,8	779,4	866,0
450	109,1	145,5	181,8	218,2	254,6	290,9	327,3	363,7

Окончание табл. 3. Результаты расчёта моторного времени работы двигательной установки

500	46,2	61,6	77,0	92,4	107,8	123,2	138,6	154,0
550	21,3	28,4	35,5	42,6	49,7	56,8	63,9	71,0
600	9,5	12,7	15,8	19,0	22,2	25,3	28,5	31,7
СПД-100								
400	125,4	167,1	208,9	250,7	292,5	334,3	376,1	417,9
450	52,6	70,2	87,7	105,3	122,8	140,4	157,9	175,4
500	22,3	29,7	37,1	44,6	52,0	59,4	66,8	74,3
550	10,3	13,7	17,1	20,5	24,0	27,4	30,8	34,2
600	4,6	6,1	7,6	9,2	10,7	12,2	13,8	15,3

Минимальным значением моторного времени работы (T_M^{\min}) в общем случае является величина, ниже которой целесообразно выбрать другой двигатель с целью уменьшения массы и электропотребления ЭРДУ. Определим минимальным значением моторного времени работы двигателя за срок активного существования малого КА, равного 5 годам, величину $T_M^{\min} = 50$ часов. Таким образом полагаем, что двигатель должен работать не менее 50 минут в месяц.

Анализируя табл. 3, можно сделать вывод, что использование двигателя СПД-25 для малых КА в заданном диапазоне масс на высоте 400 км не представляется возможным из-за ограничения по ресурсу двигателя. Также для малых КА в заданном диапазоне масс нецелесообразно использовать двигатель СПД-70 на высоте 600 км и двигатель СПД-100 на высотах в диапазоне от 550 до 600 км.

Заключение

Проведён анализ массы рабочего тела и моторного времени работы электрореактивных двигательных установок, которые применяются в составе малых космических аппаратов для проведения манёвров поддержания низкой рабочей орбиты. Анализ проведён для малых космических аппаратов с массой в диапазоне от 300 до 1000 кг, функционирующих на рабочих орбитах с высотой в диапазоне от 400 до 600 км. При проведении анализа были приняты значения удельного импульса тяги двигательной установки в диапазоне от 800 до 1600 с.

Расчёты показывают, что масса рабочего тела, требуемая для поддержания параметров орбиты КА высотой 400 км в среднем в 27 раз выше, чем масса рабочего тела ДУ для КА, имеющего ту же массу и значение баллистического коэффициента, функционирующего на орбите со средней высотой 600 км. В диапазоне высот орбиты от 400 до 600 км с уменьшением высоты орбиты на каждые 50 км требуемая масса рабочего тела увеличивается в среднем в 2,3 раза. При увеличении массы КА на 100 кг масса рабочего тела для поддержания параметров орбиты КА на одной высоте увеличивается в среднем в 1,2 раза при одинаковой величине удельного импульса тяги.

Результаты расчётов, приведённые в статье, показывают изменение массы рабочего тела и моторного времени работы в зависимости от высоты орбиты и массы КА и позволяют оперативно производить предварительную оценку основных проектных характеристик электрореактивных двигательных установок, применяемых для проведения манёвров поддержания низкой рабочей орбиты малых космических аппаратов с различными габаритными и массовыми характеристиками в течение заданного срока активного существования.

Библиографический список

1. Holste K., Dietz P., Scharmann S., Keil K., Henning T., Zschätzsch D., Reitemeyer M., Nauschütt B., Kiefer F., Kunze F., Zorn J., Heiliger C. Ion thrusters for electric propulsion: Scientific issues developing a niche technology into a game changer // *Review of Scientific Instruments*. 2020. V. 91, Iss. 6. DOI: 10.1063/5.0010134
2. Ценцура К. Революция в космосе. Всё, что нужно знать о первом корабле с ионным двигателем, который отправился к Меркурию. <https://nv.ua/techno/popscience/2512340.html>
3. Лесневский В.А., Махова Л.И., Михайлов М.В., Ходненко В.П., Хромов А.В. Электрореактивная двигательная установка космического аппарата «Канупус-В» и её огневые испытания // *Известия Томского политехнического университета*. 2011. Т. 319, № 4. С. 144-147.
4. Eutelsat 172В запущен. <https://www.comnews.ru/content/eutelsat-172B-zapushen>
5. Спутник ФКИ. Венус. <https://ecospace.me/VEN%C2%B5S.html>
6. Кульков В.М., Обухов В.А., Егоров Ю.Г., Белик А.А., Крайнов А.М. Сравнительная оценка эффективности применения перспективных типов электроракетных двигателей в составе малых космических аппаратов // *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета)*. 2012. № 3 (34), ч. 1. С. 187-195. DOI: 10.18287/2541-7533-2012-0-3-1(34)-187-195
7. ГОСТ Р 25645.166-2004. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полётов искусственных спутников Земли. М.: Изд-во стандартов, 2004. 23 с.
8. Расчёт заправки и остатков топлива в БХП двигательной установки космического аппарата «Луч-5А» при эксплуатации. Калининград: ОКБ «Факел», 2006.
9. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. Ч. 2. М.: Наука, 1991. 304 с.
10. Власов С.А., Мамон П.А. Теория полёта космических аппаратов: учеб. пособие. СПб: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2007. 435 с.
11. Салмин В.В., Четвериков А.С., Гоголев М.Ю. Расчёт проектно-баллистических характеристик и формирование проектного облика межорбитальных транспортных аппаратов с электрореактивной двигательной установкой с использованием информационных технологий: учеб. пособие. Самара: Изд-во Самарского университета, 2019. 196 с.
12. Макриденко Л.А., Волков С.Н., Горбунов А.В., Салихов Р.С., Ходненко В.П. КА «Канопус-В» № 1 – Первый российский малый космический аппарат высокодетального дистанционного зондирования Земли нового поколения // *Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ*. 2017. Т. 156, № 1. С. 10-20.
13. Власов С.А., Кубасов И.Ю., Селин В.А. Выбор баллистической структуры системы космических аппаратов дистанционного зондирования Земли // *Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского*. 2009. Вып. 625. С. 76-80.
14. Ткаченко И.С., Салмин В.В. Анализ эффективности космических аппаратов-инспекторов с электрореактивными энергодвигательными модулями // *Известия Самарского научного центра РАН*. 2011. Т. 13, № 6. С. 106-115.
15. Волоцуев В.В., Салмин В.В. Анализ циклограммы поддержания низкой рабочей орбиты космического аппарата класса «Аист-2» с помощью электрореактивного двигателя // *Космические аппараты и технологии*. 2020. Т. 4, № 2 (32). С. 61-71. DOI: 10.26732/j.st.2020.2.01
16. Аншаков Г.П., Салмин В.В., Волоцуев В.В. Математические модели поддержания низкой орбиты космического аппарата с помощью электрореактивных двигателей с учётом ограничений по электропитанию // *Сборник трудов IV*

международной конференции и молодёжной школы «Информационные технологии и нанотехнологии» (24-27 апреля 2018 г., Самара). Самара: Новая техника, 2018. С. 2813-2820.

ANALYSIS OF CHARACTERISTICS OF ELECTRIC PROPULSION SYSTEMS INTENDED FOR CARRYING OUT MANEUVERS OF MAINTENANCE OF LOW EARTH WORKING ORBIT OF SMALL SATELLITES

© 2021

- V. V. Salmin** Doctor of Science (Engineering), Professor, Director of Scientific Research Institute of Space Mechanical Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; sputnik@ssau.ru
- V. V. Volotsuev** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of Space Mechanical Engineering named after General Designer D.I. Kozlov; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; volotsuev@mail.ru
- A. V. Nikitin** Leading Design Engineer; Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russian Federation; Postgraduate Student; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; alex.nik.job@gmail.com

An analysis of the mass of the working fluid and motor operating time of electric propulsion systems applied as a part of small spacecraft to carry out maneuvers of maintenance of the low Earth working orbit is carried out. The analysis is carried out for the small spacecraft with the weight in the range from 300 to 1000 kg functioning in working orbits with the height in the range from 400 to 600 km. When carrying out the analysis the values of the specific impulse of the propulsion system in the range from 800 to 1600 sec were accepted. Procedural guidelines for assessing the value of the required characteristic speed depending on the aerodynamic drag force, as well as for assessing the value of mass of the working fluid with account for the value of the specific impulse and defining the motor operating time of the propulsion system depending on the exhaust speed of the working fluid were used. The results of calculations given in the article show that the mass of the working fluid and the motor operating time vary depending on the height of the orbit and the mass of the small spacecraft and allow making quick preliminary assessment of the main design characteristics of the electric propulsion engines used to carry out maneuvers of maintenance of the low Earth working orbit of small spacecraft with different weight dimension characteristics during the prescribed term of active existence.

Electric propulsion system; low Earth orbit; small spacecraft; working fluid; maintenance of an orbit; motor operating time

Citation: Salmin V.V., Volotsuev V.V., Nikitin A.V. Analysis of characteristics of electric propulsion systems intended for carrying out maneuvers of maintenance of low Earth working orbit of small satellites. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2021. V. 20, no. 3. P. 65-76. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-3-65-76

References

1. Holste K., Dietz P., Scharmann S., Keil K., Henning T., Zschätzsch D., Reitemeyer M., Nauschütt B., Kiefer F., Kunze F., Zorn J., Heiliger C. Ion thrusters for electric propulsion: Scientific issues developing a niche technology into a game changer. *Review of Scientific Instruments*. 2020. V. 91, Iss. 6. DOI: 10.1063/5.0010134
2. Tsentsura K. *Revolyutsiya v kosmose. Vse, chto nuzhno znat' o pervom korable s ionnym dvigatelem, kotoryy otpravilsya k Merkuriyu* [Revolution in space]. Available at: <https://nv.ua/techno/popscience/2512340.html>

3. Lesnevskiy V.A., Makhova L.I., Mikhaylov M.V., Khodnenko V.P., Khromov A.V. Electric propulsion system of the «Kanopus-V» spacecraft and its firing tests. *Bulletin of the Tomsk Polytechnic University*. 2011. V. 319, no 4. P. 144-147. (In Russ.)
4. *Eutelsat 172B zapushchen* [Eutelsat 172B is started]. Available at: <https://www.comnews.ru/content/eutelsat-172B-zapushen>
5. *Sputnik FKI. Venus* [Satellite for basic space research. Venus]. Available at: <https://ecoruspace.me/VEN%C2%B5S.html>
6. Kulkov V.M., Obukhov V.A., Yegorov Y.G., Belik A.A., Krainov A.M. Comparative evaluation of the effectiveness of the application of perspective types of electric propulsion thrusters in the small spacecraft. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2012. No. 3 (34), part 1. P. 187-195. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2012-0-3-1(34)-187-195
7. GOST P 25645.166-2004. Earth upper atmosphere. Density model for ballistic support of flights of artificial Earth satellites. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 2004. 23 p. (In Russ.)
8. *Raschet zapravki i ostatkov topliva v BKhp dvigatel'noy ustanovki kosmicheskogo apparata «Luch-5A» pri ekspluatatsii* [Calculation of fuel filling and remaining fuel in the fuel storage and delivery system of the propulsion system of «Luch-5A» spacecraft in operation]. Kaliningrad: Experimental Design Bureau «Fakel» Publ., 2006.
9. Abramovich G.N. *Prikladnaya gazovaya dinamika. Ch. 2* [Applied fluid dynamics]. Moscow: Nauka Publ., 1991. 304 p.
10. Vlasov S.A., Mamon P.A. *Teoriya poleta kosmicheskikh apparatov: ucheb. posobie* [Theory of spacecraft flights: manual]. SPb: Mozhaisky Military Space Academy Publ., 2007. 435 p.
11. Salmin V.V., Chetverikov. A.S., Gogolev M.Yu. *Raschet proektno-ballisticheskikh kharakteristik i formirovanie proektnogo oblika mezhorbital'nykh transportnykh apparatov s elektreaktivnoy dvigatel'noy ustanovkoy s ispol'zovaniem informatsionnykh tekhnologiy: ucheb. posobie* [Calculation of design ballistic data and conceptual design of orbital transfer vehicles with electric propulsion systems using information technologies]. Samara: Samara University Publ., 2019. 196 p.
12. Makridenko L.A., Volkov S.N., Gorbunov A.V., Salikhov R.S., Khodnenko V.P. The first Russian next generation high resolution Earth remote sensing small satellite Canopus-V No. 1. *Electromechanical Matters. VNIEM Studies*. 2017. V. 156, no. 1. P. 10-20. (In Russ.)
13. Vlasov S.A., Kubasov I.Y., Selin V.A. Choice of ballistic structure of a system of Earth remote sensing satellites. *Proceedings of the Mozhaisky Military Space Academy*. 2009. Iss. 625. P. 76-80. (In Russ.)
14. Tkachenko I.S., Salmin V.V. The analysis of efficiency of satellite inspectors with electrojet impellent modules. *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN*. 2011. V. 13, no. 6. P. 106-115. (In Russ.)
15. Volotsuev V.V., Salmin V.V. Analysis of the cyclogram of maintaining a low working orbit of a spacecraft of the AIST-2 class using an electric jet engine. *Spacecrafts and Technologies*. 2020. V. 4, no. 2 (32). P. 61-71. (In Russ.). DOI: 10.26732/j.st.2020.2.01
16. Anshakov G.P., Salmin V.V., Volotsyev V.V. Mathematical models for maintaining a low orbit of a spacecraft with the help of electrically reactive engines with allowance for power limitations. *Proceedings of the 4th International Conference on Information Technology and Nanotechnology, ITNT 2018 (April, 24-27, 2018, Samara)*. Samara: Novaya Tekhnika Publ., 2018. P. 2813-2820. (In Russ.)