УДК 629.764 EDN UXFFXC

О возможности использования на сверхнизкоорбитальных космических аппаратах отечественных двигателей малой тяги

© И.А. Соболев

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Российская Федерация

Рассмотрен подход к определению минимальной высоты орбиты, на которой возможно функционирование сверхнизкоорбитального космического аппарата дистанционного зондирования Земли. Изучено влияние ограничений, накладываемых продолжительностью включения двигателя, относительной массой рабочего тела и ресурсом двигателя по числу включений. Исследования проведены для космических аппаратов с различными значениями массы и баллистического коэффициента. Для рассмотрения выбран диапазон орбит высотой 200…250 км, размещение космического аппарата на которых позволяет существенно улучшить разрешение существующих оптических систем и снизить массу, габариты и стоимость разрабатываемых. Двигательная установка сверхнизкоорбитального космического аппарата создается на основе отечественных плазменных двигателей СПД-70, СПД-100В, СПД-140Д, имеющих практику летной эксплуатации, и ионного двигателя ИД-200, прошедшего наземную отработку.

Ключевые слова: *дистанционное зондирование Земли, оптико-электронная аппаратура, сверхнизкая орбита, низкоорбитальные космические аппараты, стационарный плазменный двигатель, ионный двигатель, СПД-40, СПД-50, СПД-70М, СПД-100В, СПД-140Д, ИД-200*

Введение. В настоящее время актуальным вопросом дистанционного зондирования Земли в рамках решения ряда специальных хозяйственных и оборонных задач является повышение разрешающей способности орбитальных средств наблюдения [1, 2]. Решение этой задачи возможно тремя основными путями. Первый путь лежит через создание крупногабаритных объективов и оптико-механических блоков, для чего требуется решить большое количество сложных инженерных и технологических задач, что неизбежно ведет к возрастанию трудоемкости и стоимости создания космического аппарата (КА). Второй путь заключается в снижении размеров единичного чувствительного элемента светочувствительных матриц. Однако при неизменной высоте орбиты возможности повышения разрешающей способности остаются ограниченными дифракционным пределом. Помимо этого, существующие матрицы с малыми размерами единичного пикселя создавались для работы в наземных условиях, и для подтверждения их работоспособности в космическом пространстве требуется провести ряд серьезных опытно-конструкторских работ и орбитальных экспериментов.

Третьим путем является снижение высоты рабочей орбиты КА. В этом случае достигается не только существенное снижение габаритов, массы и стоимости целевой оптической аппаратуры, но и смещение границы, обусловленной дифракционным пределом. Однако эксплуатация КА на сверхнизкой орбите сопряжена с повышенным влиянием на КА внешних факторов, определяющим из которых будет сопротивление атмосферы. Решение данной проблемы видится в применении двигателей малой тяги, периодически активируемых для подъема орбиты при достижении нижней допустимой границы высоты.

В предыдущих работах [3, 4] был предложен концептуальный облик сверхнизкоорбитального КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), предназначенного для функционирования в диапазоне высот 200…250 км, и состав группировки, обеспечивающей требуемую кратность покрытия поверхности Земли.

Цель данной работы — анализ возможных диапазонов высот, на которых обеспечивается функционирование такого КА при варьируемых массовых и баллистических характеристиках. При этом рассматриваются двигательные установки, которые построены на основе отечественных плазменных и ионных двигателей, обладающих разными характеристиками.

Двигательная установка и схема коррекции орбиты. Для парирования атмосферного сопротивления на сверхнизких высотах необходимо использовать двигательную установку (ДУ) малой тяги. Наиболее известным примером практической реализации такого решения является исследовательский спутник GOCE [5], в состав ДУ которого входили два ионных двигателя T5 [6], обеспечивавших постоянную тягу в диапазоне от 1 до 25 мН. Для GOCE, целевой задачей которого являлось исследование гравитационного поля Земли, была необходима постоянная компенсация аэродинамического сопротивления. Для КА ДЗЗ такая циклограмма работы ДУ уже неприемлема, поскольку будет препятствовать выполнению целевой задачи. В связи с этим в рассматриваемом случае следует обеспечивать дискретное включение ДУ, чтобы парировать падение высоты орбиты.

Аппараты ДЗЗ, как правило, размещаются на солнечно-синхронных орбитах. Таким образом, наиболее целесообразным представляется осуществлять два включения в околополярных областях — в этом случае работа ДУ выполняется в районах, задания на съемку в которых выдаются наименее часто, парирование падения высоты по двухимпульсной схеме не приводит к изменению круговой формы орбиты, большая часть витка остается доступной для реализации работы целевой аппаратуры, а в случае необходимости проведения съемки в околополярных областях циклограмма относительно просто адаптируется к выполнению такого «нештатного» задания.

Тем не менее, как было показано в работе [4], на орбитах высотой 200…250 км в случае включения двигательной установки для поддержания высоты на каждом витке при сроке активного существования миссии $T_{\text{а.с}}$ = 5 лет потребное число включений в несколько раз превышает заявленный ресурс имеющихся двигателей по включениям. Таким образом, имеет смысл подбирать схему коррекции орбиты исходя из полной выработки ресурса по включениям за срок активного существования миссии:

$$T_{\text{рес}}^{\text{вкл}} = \frac{365,25 \cdot 24 \cdot 3600 \cdot T_{\text{а.с}}}{n_{\text{рес}} / n_{\text{корр}}^{\text{вкл}}}, \qquad (1)$$

где $T_{\text{рес}}^{\text{вкл}}$ — периодичность проведения коррекции, выбранная из полной выработки ресурса по включениям, с; $T_{\text{а.с}}$ — срок активного существования миссии, лет; $n_{\text{рес}}$ — ресурс выбранного двигателя по числу включений; $n_{\text{корр}}^{\text{вкл}}$ — число включений в ходе одной коррекции.

В этом случае коррекция осуществляется на каждом k-м витке, где k определяется из соотношения $k = \left[T_{\text{рес}}^{\text{вкл}} / T_{\text{орб}} \right]$ (здесь $T_{\text{орб}}$ — орбитальный период КА, с, квадратные скобки означают округление вверх до ближайшего целого).

Ресурс двигателя по включениям является характеристикой конкретного двигателя. Характеристики существующих двигателей и результаты расчета периодичности коррекций, которые будут рассматриваться в данной работе, приведены в табл. 1.

Таблица 1

Характеристики двигателей малой тяги, рассматриваемых в данной работе

Параметр	Тип двигателя							
	СПД-40	СПД-50	СПД-70	СПД-70М	СПД-100В	СПД-140Д	СПД-140Д	ИД-200
Топливо	Криптон	Ксенон	Ксенон	Криптон	Ксенон	Ксенон	Криптон	Ксенон
Источник	[11]	[7]	[7, 10]	[7, 10]	[7]	[7]	[7]	[8, 9]
Удельный импульс, с	950	1200	1470	1380	1540	1870	1925	6500
Тяга, мН	10,1	18	39,2	38	83	271	232	100
Массовый расход конструктивный, кг/с	$1,08 \cdot 10^{-6}$	$1,53 \cdot 10^{-6}$	$2,72 \cdot 10^{-6}$	$2,81 \cdot 10^{-6}$	$5,49 \cdot 10^{-6}$	$1,48 \cdot 10^{-6}$	$1,23 \cdot 10^{-6}$	$1,57 \cdot 10^{-6}$
Ресурс по времени, ч	5000	5000	3100	7000	9000	19000	19000	20000
Ресурс по включениям	11000	11000	3000	11000	8800	9000	9000	8000

Окончание табл. 1

Параметр	Тип двигателя							
	СПД-40	СПД-50	СПД-70	СПД-70М	СПД-100В	СПД-140Д	СПД-140Д	ИД-200
Мощность, Вт	250	300	675	900	1350	4500	4500	5000
Масса, кг	~1 (нет точных данных)	1,23	2,7	2,35	3,5	8,5	8,5	9,5
Периодичность коррекций $T_{\text{рес}}^{\text{вкл}}$:								
с	28689	28689	105192	28688	35860	35064	35064	39447
ч	8,0	8,0	29,2	8,0	10,0	9,7	9,7	11,0
витков	6	6	20	6	7	7	7	8

Определение высоты орбиты функционирования КА. Согласно работе [12], величину падения высоты орбиты КА за сутки можно найти из соотношения

$$\Delta h_{\text{сут}} = -2\frac{S_M}{M_{\text{КА}}}\rho\sqrt{\mu_{\text{З}}\left(R_{\text{З}} + h_{\text{орб}}\right)}, \tag{2}$$

где S_M — площадь миделя КА, м^2; $M_{\text{КА}}$ — масса КА, кг; ρ — плотность атмосферы на высоте орбиты КА, кг/м^3; $\mu_{\text{З}}$ — гравитационный параметр Земли, $\mu_{\text{З}} = 398600{,}5$ км^3/с^2; $R_{\text{З}}$ — средний радиус Земли, $R_{\text{З}} = 6371$ км; $h_{\text{орб}}$ — высота орбиты КА, км.

После учета размерностей и исключения констант формула (2) принимает вид

$$\Delta h_{\text{сут}} = -2\frac{S_M}{M_{\text{КА}}}\rho\sqrt{\left(R_{\text{З}} + h_{\text{орб}}\right)}\cdot 54{,}55\cdot 10^{12},\ \text{км/сут}. \tag{3}$$

Тогда падение высоты орбиты за виток определим как отношение

$$\Delta h_{\text{вит}} = \frac{\Delta h_{\text{сут}} T_{\text{орб}}}{86400},\ \text{км}, \tag{4}$$

где $T_{\text{орб}}$ — орбитальный период, с.

Падение высоты за период между коррекциями будет

$$\Delta h_{\text{корр}} = k\Delta h_{\text{вит}}. \tag{5}$$

Эта величина существенно меньше высоты орбиты и, тем более, ее радиуса. Так, при $M_{\text{КА}}$ = 1000 кг и S_M = 1 м^2 при среднем уровне

солнечной активности по оценкам, проведенным в соответствии с [12], падение высоты орбиты за сутки составит около 800 м с начальной высоты 250 км и около 3000 м с начальной высоты 200 км. За один виток падение высоты составит около 50 м и 180 м соответственно, т. е. при ожидаемой периодичности коррекции на 6-7 витке разница высот составит 300 м и 1100 м. Учитывая малый угол наклона траектории перехода и вводимое далее ограничение на время работы ДУ не более нескольких минут, для проектных оценок принимать во внимание гравитационные потери в ходе проведения маневра коррекции в рамках этой работы не будем. Таким образом, величину затрат характеристической скорости на маневр можно в первом приближении оценить как разницу орбитальных скоростей на орбитах до и после коррекции:

$$\Delta V_{\text{орб}} = \sqrt{\mu_{\text{З}}}\left(\sqrt{\frac{1}{R_{\text{З}} + h_{\text{орб}} - \Delta h_{\text{корр}}}} - \sqrt{\frac{1}{R_{\text{З}} + h_{\text{орб}}}}\right). \qquad (6)$$

Именно эту разность скоростей необходимо компенсировать за счет работы ДУ. Зная характеристики двигателя и принимая во внимание пренебрежимо малую разницу радиусов орбит по сравнению с радиусом начальной орбиты, можно оценить потребные затраты рабочего тела на маневр коррекции:

$$\Delta m_{\text{корр}} = M_{\text{КА}}\left(1 - e^{-\frac{\Delta V_{\text{орб}}}{g I_{\text{эфф}}}}\right). \qquad (7)$$

Здесь $I_{\text{эфф}}$ — эффективный удельный импульс ДУ, определяемый с учетом противодействия атмосферы на высоте орбиты по зависимости

$$I_{\text{эфф}} = \frac{nP - X_a}{gn\dot{m}}, \text{ с}, \qquad (8)$$

где n — число двигателей в ДУ; P — тяга одного двигателя, Н; X_a — сопротивление атмосферы, Н; $\dot{m}$ — конструктивный массовый расход рабочего тела для одного двигателя, кг/с.

Время работы ДУ в ходе осуществления маневра коррекции определяем из соотношения

$$T_{\text{корр}} = \frac{\Delta m_{\text{корр}}}{n\dot{m}}, \text{ с},$$

а время одного включения рассчитываем по формуле

$$T_{\text{вкл}} = \frac{\Delta m_{\text{корр}}}{n_{\text{корр}}^{\text{вкл}} n\dot{m}}. \qquad (9)$$

Затраты рабочего тела на коррекцию за год

$$m_{\text{корр}}^{\text{год}} = \frac{\Delta m_{\text{корр}} n_{\text{в}}^{\text{год}}}{k}, \tag{10}$$

где $n_{\text{в}}^{\text{год}} = \dfrac{365,25 \cdot 24 \cdot 3600}{T_{\text{орб}}}$ — число витков за год.

Долю ресурса двигателя по времени работы, который будет выработан за срок активного существования, находим так:

$$\delta_{\text{рес}}^{\text{вр}} = \frac{n_{\text{в}}^{\text{ас}} T_{\text{корр}}}{k T_{\text{рес}} 3600}, \tag{11}$$

где $n_{\text{в}}^{\text{ас}} = n_{\text{в}}^{\text{год}} T_{\text{ас}}$ — число витков за срок активного существования, $T_{\text{ас}}$ — срок активного существования, лет; $T_{\text{рес}}$ — ресурс двигателя, ч.

Долю ресурса двигателя по числу включений, который будет выработан за срок активного существования, рассчитываем по формуле

$$\delta_{\text{рес}}^{\text{вкл}} = \frac{n_{\text{в}}^{\text{ас}} n_{\text{корр}}^{\text{вкл}}}{k n_{\text{рес}}}, \tag{12}$$

где $n_{\text{рес}}$ — ресурс двигателя по включениям.

Для осуществления маневра коррекции орбиты необходимо иметь запас энергии:

$$E_{\text{корр}} = \frac{n N_{\text{дв}} T_{\text{вкл}} n_{\text{корр}}^{\text{вкл}}}{3600}, \text{ Вт·ч},$$

где $N_{\text{дв}}$ — мощность одного двигателя, Вт.

Средневитковая мощность, выделяемая на работу ДУ, определяется из выражения

$$W_{\text{ср}}^{\text{ДУ}} = \frac{n N_{\text{дв}} T_{\text{вкл}} n_{\text{корр}}^{\text{вкл}}}{k T_{\text{орб}}}, \text{ Вт}.$$

Результаты исследований. В ходе исследований рассматривались несколько вариантов КА, различавшихся значением массы и баллистического коэффициента $\sigma = \dfrac{S_M}{M_{\text{КА}}}$ (м^2/кг). При этом выбирались значения $M_{\text{КА}}$, равные 1000 кг, 750 кг, 500 кг и 100 кг, а также баллистических коэффициентов σ, составляющих 0,0005 м^2/кг; 0,001 м^2/кг и 0,002 м^2/кг.

Исходные данные в части величины плотности атмосферы на заданной высоте брались в соответствии с приведенными в [13]. При этом в рассмотрение принимались три уровня солнечной активности: минимальный ($F_{10,7}$ = 65·10^{-22} Вт/(м^2·Гц)), средний ($F_{10,7}$ = = 150·10^{-22} Вт/(м^2·Гц)) и максимальный ($F_{10,7}$ = 275·10^{-22} Вт/(м^2·Гц)).

Начальная высота орбиты КА $h_{орб}$ выбиралась в диапазоне 150…250 км. Для каждого из вариантов КА при каждом из условий состояния атмосферы определялась величина суточного падения орбиты в соответствии с зависимостью (3) и падения высоты за виток согласно выражению (4). Затем для всех вариантов рассматривалась двигательная установка на основе каждого из типов двигателей, приведенных в табл. 1. При этом определялись: периодичность проведения коррекции по (1), падение высоты за срок периодичности коррекции по (5), разница орбитальных скоростей по (6), масса топлива, затрачиваемого на коррекцию, по (7), время одного включения ДУ по (9), годовые затраты топлива на коррекцию по (10), выработка ресурса по времени работы по (11) и по числу включений — по формуле (12).

При осуществлении коррекции число включений двигательной установки принято $n_{корр}^{вкл}$ = 2, что соответствует работе ДУ в ходе выполнения маневра при пролете северных и южных полярных областей. Кроме того, такая схема маневра позволяет избежать искажения круговой формы орбиты. Было также принято, что срок активного существования миссии $T_{а.с}$ составляет 5 лет. Поскольку уровень солнечной активности изменяется циклически, потребный запас рабочего тела на этот срок в первом приближении можно оценить суммой годовых расходов, вычисленных для последующих годов. При этом принималось, что в наихудшем возможном варианте на середину срока активного существования приходится пик солнечной активности, в наилучшем — его минимум, в «среднем» же варианте на середину срока приходится год со средним уровнем солнечной активности.

На все рассчитанные варианты накладывались следующие ограничения:

1) продолжительность одного включения ДУ не должна превышать 600 с;

2) масса рабочего тела не должна быть более 14 % от начальной массы КА;

3) общее время работы ДУ за срок активного существования не должно превышать ресурса двигателя по времени работы.

Время выхода двигательной установки на режим номинальной тяги, согласно [14], измеряется десятками секунд, что пренебрежимо мало по сравнению с продолжительностью витка и много меньше

ожидаемого времени работы ДУ, поэтому в данной работе его влияние на маневр не учитывается.

С конструктивной позиции рассматривались варианты космического аппарата, в состав ДУ которого входят один или два двигателя.

Результатом расчетов для каждого случая является минимальная высота орбиты, на которой указанное ограничение еще выполняется. Таким образом, для каждого из сочетаний $M_{\text{КА}}$ и σ, а также для каждого типа ДУ выявляются три минимальные высоты орбиты, соответствующие ограничениям 1–3. Минимальная высота орбиты, на которой КА с заданной ДУ и заданным сочетанием $M_{\text{КА}}$ и σ еще будет работоспособен, является максимальной из трех полученных.

Оценка результатов. Результаты расчетов по критериям 1–3 сведены в табл. 2–9. Для сокращения объема вычислений высоты определялись с шагом в 5 км. Ячейка с итоговой (максимальной из трех полученных) величиной высоты орбиты, являющейся решением для рассматриваемого случая, выделена зеленым цветом. Прочерк означает, что данный критерий не выполняется на орбитах, высота которых ниже верхней границы рассматриваемого диапазона (т. е. для выполнения этого критерия в данных условиях необходимая минимальная высота орбиты превышает 250 км), а значит, при указанных ограничениях данный случай не имеет решения.

Таблица 2

Минимальные высоты орбит при массе КА, равной 1000 кг, и одном двигателе в составе ДУ

Уровень солнечной активности	Критерий, определяющий минимальную высоту орбиты	СПД–70	СПД–100В	СПД–140Д	ИД–200	СПД–70М (криптон)	СПД–140Д (криптон)
Баллистический коэффициент 0,0005 м²/кг							
Минимальный	Продолжительность: маневра	–	225	190	225	245	195
	заправки топливом	190	185	180	160	190	175
	ресурса по времени работы	225	180	150	165	205	150
Средний	Продолжительность: маневра	–	–	210	250	–	215
	заправки топливом	205	195	190	165	205	185
	ресурса по времени работы	250	190	150	170	225	150
Максимальный	Продолжительность: маневра	–	–	225	–	–	230
	заправки топливом	215	205	195	170	215	195
	ресурса по времени работы	–	200	150	175	245	150

Окончание табл. 2

Уровень солнечной активности	Критерий, определяющий минимальную высоту орбиты	СПД–70	СПД–100В	СПД–140Д	ИД–200	СПД–70М (криптон)	СПД–140Д (криптон)
Баллистический коэффициент 0,001 м²/кг							
Минимальный	Продолжительность: маневра	–	250	210	245	–	215
	заправки топливом	210	205	195	175	210	195
	ресурса по времени работы	250	195	160	175	225	160
Средний	Продолжительность: маневра	–	–	235	–	–	240
	заправки топливом	230	220	210	185	230	210
	ресурса по времени работы	–	215	165	190	–	165
Максимальный	Продолжительность: маневра	–	–	–	–	–	–
	заправки топливом	245	235	225	190	245	225
	ресурса по времени работы	–	230	170	200	–	170
Баллистический коэффициент 0,002 м²/кг							
Минимальный	Продолжительность: маневра	–	–	235	–	–	235
	заправки топливом	235	230	220	195	235	220
	ресурса по времени работы	–	215	170	190	245	175
Средний	Продолжительность: маневра	–	–	–	–	–	–
	заправки топливом	–	245	235	205	–	235
	ресурса по времени работы	–	240	180	210	–	185
Максимальный	Продолжительность: маневра	–	–	–	–	–	–
	заправки топливом	–	–	–	215	–	–
	ресурса по времени работы	–	–	190	225	–	195

Таблица 3

Минимальные высоты орбит при массе КА, равной 750 кг, и одном двигателе в составе ДУ

Уровень солнечной активности	Критерий, определяющий минимальную высоту орбиты	СПД–70	СПД–100В	СПД–140Д	ИД–200	СПД–70М (криптон)	СПД–140Д (криптон)
Баллистический коэффициент 0,0005 м²/кг							
Минимальный	Продолжительность: маневра	–	215	185	215	235	185
	заправки топливом	190	185	180	160	190	180
	ресурса по времени работы	215	175	150	160	195	150

Окончание табл. 3

Уровень солнечной активности	Критерий, определяющий минимальную высоту орбиты	СПД–70	СПД–100В	СПД–140Д	ИД–200	СПД–70М (криптон)	СПД–140Д (криптон)
Средний	Продолжительность: маневра	–	245	200	240	–	205
	заправки топливом	200	195	190	165	205	190
	ресурса по времени работы	240	185	150	165	215	150
Максимальный	Продолжительность: маневра	–	–	210	–	–	215
	заправки топливом	210	205	195	170	215	195
	ресурса по времени работы	–	190	150	170	230	150
Баллистический коэффициент 0,001 м²/кг							
Минимальный	Продолжительность: маневра	–	240	200	235	–	205
	заправки топливом	210	205	195	175	210	195
	ресурса по времени работы	240	185	155	170	215	155
Средний	Продолжительность: маневра	–	–	220	–	–	235
	заправки топливом	225	220	210	180	230	210
	ресурса по времени работы	–	205	155	180	240	160
Максимальный	Продолжительность: маневра	–	–	240	–	–	245
	заправки топливом	240	235	225	190	245	220
	ресурса по времени работы	–	215	160	185	–	165
Баллистический коэффициент 0,002 м²/кг							
Минимальный	Продолжительность: маневра	–	–	225	–	–	230
	заправки топливом	230	225	215	190	235	220
	ресурса по времени работы	225	205	165	185	240	170
Средний	Продолжительность: маневра	–	–	250	–	–	–
	заправки топливом	–	245	235	205	–	235
	ресурса по времени работы	250	230	175	200	–	175
Максимальный	Продолжительность: маневра	–	–	–	–	–	–
	заправки топливом	–	–	–	215	–	–
	ресурса по времени работы	–	250	180	215	–	185

Таблица 4

Минимальные высоты орбит при массе КА, равной 500 кг, и одном двигателе в составе ДУ

Уровень солнечной активности	Критерий, определяющий минимальную высоту орбиты	СПД–70	СПД–100В	СПД–140Д	ИД–200	СПД–70М (криптон)	СПД–140Д (криптон)
Баллистический коэффициент 0,0005 м²/кг							
Минимальный	Продолжительность: маневра	–	205	175	205	225	180
	заправки топливом	185	185	175	155	190	175
	ресурса по времени работы	205	165	150	150	185	150
Средний	Продолжительность: маневра	–	225	185	225	250	190
	заправки топливом	200	195	185	160	200	185
	ресурса по времени работы	225	175	150	155	200	150
Максимальный	Продолжительность: маневра	–	245	195	240	–	200
	заправки топливом	210	205	195	165	210	195
	ресурса по времени работы	245	180	150	160	210	150
Баллистический коэффициент 0,001 м²/кг							
Минимальный	Продолжительность: маневра	–	225	190	225	245	195
	заправки топливом	205	205	195	170	210	195
	ресурса по времени работы	225	180	150	165	205	150
Средний	Продолжительность: маневра	–	–	–	250	–	215
	заправки топливом	220	220	210	180	225	210
	ресурса по времени работы	–	190	150	170	225	150
Максимальный	Продолжительность: маневра	–	–	225	–	–	230
	заправки топливом	235	235	220	185	240	220
	ресурса по времени работы	–	200	150	175	245	155
Баллистический коэффициент 0,002 м²/кг							
Минимальный	Продолжительность: маневра	–	250	210	245	–	215
	заправки топливом	230	225	215	185	230	215
	ресурса по времени работы	245	195	160	175	225	160
Средний	Продолжительность: маневра	–	–	–	–	–	240
	заправки топливом	250	245	235	200	–	235
	ресурса по времени работы	235	215	165	185	–	165

Окончание табл. 4

Уровень солнечной активности	Критерий, определяющий минимальную высоту орбиты	СПД–70	СПД–100В	СПД–140Д	ИД–200	СПД–70М (криптон)	СПД–140Д (криптон)
Максимальный	Продолжительность: маневра	–	–	–	–	–	–
	заправки топливом	–	–	–	210	–	250
	ресурса по времени работы	–	230	170	195	–	170

Таблица 5

Минимальные высоты орбит при массе КА, равной 100 кг, и одном двигателе в составе ДУ

Уровень солнечной активности	Критерий, определяющий минимальную высоту орбиты	СПД–40 (криптон)	СПД–50М	СПД–70	СПД–70М (криптон)	СПД–100В
Баллистический коэффициент 0,0005 м²/кг						
Минимальный	Продолжительность: маневра	215	200	210	180	165
	заправки топливом	200	190	185	185	180
	ресурса по времени работы	185	175	165	155	150
Средний	Продолжительность: маневра	240	220	230	195	175
	заправки топливом	210	205	195	200	195
	ресурса по времени работы	200	185	175	160	150
Максимальный	Продолжительность: маневра	–	230	250	205	180
	заправки топливом	225	215	205	205	200
	ресурса по времени работы	210	190	180	165	150
Баллистический коэффициент 0,001 м²/кг						
Минимальный	Продолжительность: маневра	240	220	230	195	180
	заправки топливом	220	210	200	205	200
	ресурса по времени работы	205	185	180	165	150
Средний	Продолжительность: маневра	–	245	–	215	195
	заправки топливом	240	225	215	220	215
	ресурса по времени работы	225	205	190	175	150
Максимальный	Продолжительность: маневра	–	–	–	230	205
	заправки топливом	250	240	230	235	230
	ресурса по времени работы	240	215	205	180	155

Окончание табл. 5

Уровень солнечной активности	Критерий, определяющий минимальную высоту орбиты	СПД–40 (криптон)	СПД–50М	СПД–70	СПД–70М (криптон)	СПД–100В
Баллистический коэффициент 0,002 м²/кг						
Минимальный	Продолжительность: маневра	–	240	–	215	200
	заправки топливом	240	230	225	225	225
	ресурса по времени работы	225	205	195	180	160
Средний	Продолжительность: маневра	–	–	–	240	220
	заправки топливом	–	–	245	245	245
	ресурса по времени работы	245	230	215	195	165
Максимальный	Продолжительность: маневра	–	–	–	–	235
	заправки топливом	–	–	–	–	–
	ресурса по времени работы	–	250	230	205	170

Таблица 6

Минимальные высоты орбит при массе КА, равной 1000 кг, и двух двигателях в составе ДУ

Уровень солнечной активности	Критерий, определяющий минимальную высоту орбиты	СПД–70	СПД–100В	СПД–140Д	ИД–200	СПД–70М (криптон)	СПД–140Д (криптон)
Баллистический коэффициент 0,0005 м²/кг							
Минимальный	Продолжительность: маневра	–	205	175	205	225	180
	заправки топливом	185	185	180	160	190	180
	ресурса по времени работы	205	165	150	150	185	150
Средний	Продолжительность: маневра	–	225	185	225	250	190
	заправки топливом	200	195	185	160	200	185
	ресурса по времени работы	225	170	150	155	200	150
Максимальный	Продолжительность: маневра	–	245	195	240	–	200
	заправки топливом	210	210	195	165	210	195
	ресурса по времени работы	245	175	150	155	210	150
Баллистический коэффициент 0,001 м²/кг							
Минимальный	Продолжительность: маневра	–	225	190	225	245	195
	заправки топливом	205	205	195	170	210	190
	ресурса по времени работы	225	180	150	165	205	150

Окончание табл. 6

Уровень солнечной активности	Критерий, определяющий минимальную высоту орбиты	СПД–70	СПД–100В	СПД–140Д	ИД–200	СПД–70М (криптон)	СПД–140Д (криптон)
Средний	Продолжительность: маневра	–	–	210	250	–	215
	заправки топливом	220	220	210	180	225	210
	ресурса по времени работы	–	190	150	170	225	150
Максимальный	Продолжительность: маневра	–	–	220	–	–	230
	заправки топливом	235	230	220	185	240	220
	ресурса по времени работы	225	200	150	175	245	155
Баллистический коэффициент 0,002 м²/кг							
Минимальный	Продолжительность: маневра	–	250	210	245	–	215
	заправки топливом	230	225	215	190	230	215
	ресурса по времени работы	250	195	160	175	225	160
Средний	Продолжительность: маневра	–	–	235	–	–	240
	заправки топливом	250	245	235	200	–	235
	ресурса по времени работы	235	215	165	190	–	165
Максимальный	Продолжительность: маневра	–	–	–	–	–	–
	заправки топливом	–	–	–	210	–	250
	ресурса по времени работы	–	230	170	195	–	170

Таблица 7

Минимальные высоты орбит при массе КА, равной 750 кг, и двух двигателях в составе ДУ

Уровень солнечной активности	Критерий, определяющий минимальную высоту орбиты	СПД–70	СПД–100В	СПД–140Д	ИД–200	СПД–70М (криптон)	СПД–140Д (криптон)
Баллистический коэффициент 0,0005 м²/кг							
Минимальный	Продолжительность: маневра	250	195	170	195	215	170
	заправки топливом	185	180	180	155	190	180
	ресурса по времени работы	195	160	150	150	180	150
Средний	Продолжительность: маневра	–	215	180	215	240	180
	заправки топливом	200	195	190	160	200	185
	ресурса по времени работы	215	165	150	150	190	150

Окончание табл. 7

Уровень солнечной активности	Критерий, определяющий минимальную высоту орбиты	СПД–70	СПД–100В	СПД–140Д	ИД–200	СПД–70М (криптон)	СПД–140Д (криптон)
Максимальный	Продолжительность: маневра	–	230	185	230	–	190
	заправки топливом	210	205	195	165	210	195
	ресурса по времени работы	230	170	150	150	200	150
Баллистический коэффициент 0,001 м²/кг							
Минимальный	Продолжительность: маневра	–	215	185	215	240	185
	заправки топливом	205	200	195	170	205	195
	ресурса по времени работы	215	170	150	155	195	150
Средний	Продолжительность: маневра	–	240	200	240	–	205
	заправки топливом	220	215	210	175	225	210
	ресурса по времени работы	240	180	150	160	215	150
Максимальный	Продолжительность: маневра	–	–	210	–	–	215
	заправки топливом	235	230	220	180	235	220
	ресурса по времени работы	–	190	150	165	230	150
Баллистический коэффициент 0,002 м²/кг							
Минимальный	Продолжительность: маневра	–	240	200	235	–	205
	заправки топливом	225	225	215	185	230	215
	ресурса по времени работы	235	185	155	170	215	155
Средний	Продолжительность: маневра	–	–	220	–	–	230
	заправки топливом	250	245	235	195	250	235
	ресурса по времени работы	–	205	155	180	240	160
Максимальный	Продолжительность: маневра	–	–	240	–	–	245
	заправки топливом	–	–	250	205	–	250
	ресурса по времени работы	240	215	160	190	–	165

Таблица 8

Минимальные высоты орбит при массе КА, равной 500 кг, и двух двигателях в составе ДУ

Уровень солнечной активности	Критерий, определяющий минимальную высоту орбиты	СПД–70	СПД–100В	СПД–140Д	ИД–200	СПД–70М (криптон)	СПД–140Д (криптон)
Баллистический коэффициент 0,0005 м²/кг							
Минимальный	Продолжительность: маневра	240	185	160	185	205	165
	заправки топливом	185	180	175	155	185	175
	ресурса по времени работы	185	150	150	150	170	150
Средний	Продолжительность: маневра	–	200	170	200	225	170
	заправки топливом	195	190	185	160	195	185
	ресурса по времени работы	200	155	150	150	180	150
Максимальный	Продолжительность: маневра	–	215	175	210	240	175
	заправки топливом	205	200	190	160	205	190
	ресурса по времени работы	210	160	150	150	185	150
Баллистический коэффициент 0,001 м²/кг							
Минимальный	Продолжительность: маневра	–	205	175	205	225	180
	заправки топливом	205	200	195	170	205	195
	ресурса по времени работы	205	165	150	150	185	150
Средний	Продолжительность: маневра	–	225	185	225	250	190
	заправки топливом	220	215	205	175	220	205
	ресурса по времени работы	225	170	150	155	200	150
Максимальный	Продолжительность: маневра	–	245	195	240	–	200
	заправки топливом	230	230	220	180	235	220
	ресурса по времени работы	240	175	150	160	210	150
Баллистический коэффициент 0,002 м²/кг							
Минимальный	Продолжительность: маневра	–	225	190	225	245	195
	заправки топливом	225	225	215	185	225	215
	ресурса по времени работы	225	180	150	165	205	150
Средний	Продолжительность: маневра	–	–	210	250	–	215
	заправки топливом	245	245	235	195	250	235
	ресурса по времени работы	–	190	150	170	225	150
Максимальный	Продолжительность: маневра	–	–	220	–	–	230
	заправки топливом	–	–	250	205	–	250
	ресурса по времени работы	–	200	150	175	245	155

Таблица 9

Минимальные высоты орбит при массе КА, равной 100 кг, и двух двигателях в составе ДУ

Уровень солнечной активности	Критерий, определяющий минимальную высоту орбиты	СПД–40 (криптон)	СПД–50М	СПД–70	СПД–70М (криптон)	СПД–100В
Баллистический коэффициент 0,0005 м²/кг						
Минимальный	Продолжительность: маневра	195	180	190	165	155
	заправки топливом	195	190	180	185	180
	ресурса по времени работы	170	160	155	150	150
Средний	Продолжительность: маневра	215	195	205	175	160
	заправки топливом	210	200	195	195	190
	ресурса по времени работы	180	165	155	150	150
Баллистический коэффициент 0,001 м²/кг						
Максимальный	Продолжительность: маневра	230	205	220	180	165
	заправки топливом	220	210	200	205	200
	ресурса по времени работы	185	170	160	150	150
Минимальный	Продолжительность: маневра	215	200	210	180	165
	заправки топливом	215	210	200	205	200
	ресурса по времени работы	185	175	165	155	150
Средний	Продолжительность: маневра	240	220	230	190	175
	заправки топливом	235	225	215	220	215
	ресурса по времени работы	200	180	175	155	150
Максимальный	Продолжительность: маневра	–	235	–	200	180
	заправки топливом	–	240	230	235	230
	ресурса по времени работы	210	190	180	160	150
Баллистический коэффициент 0,002 м²/кг						
Минимальный	Продолжительность: маневра	235	220	230	195	180
	заправки топливом	240	230	225	225	220
	ресурса по времени работы	205	185	180	165	150
Средний	Продолжительность: маневра	–	245	–	215	195
	заправки топливом	–	–	245	245	240
	ресурса по времени работы	225	205	190	175	150

Окончание табл. 9

Уровень солнечной активности	Критерий, определяющий минимальную высоту орбиты	СПД–40 (криптон)	СПД–50М	СПД–70	СПД–70М (криптон)	СПД–100В
Максимальный	Продолжительность: маневра	–	–	–	230	205
	заправки топливом	–	–	–	–	–
	ресурса по времени работы	245	215	202	180	155

Полученные результаты позволяют сделать следующие выводы.

Эффективность ДУ существенно зависит не только от абсолютной массы КА, но и от его баллистического коэффициента. Следовательно, если масса КА равна 500…1000 кг и в составе ДУ имеется только один двигатель, то уже при значении σ = 0,001 м^2/кг аппарат может функционировать лишь при минимальном уровне солнечной активности. Для обеспечения функционирования КА при среднем уровне необходимо использовать в составе ДУ двигатель СПД-140Д, обладающий максимальной тягой среди рассматриваемых.

Как было показано в [4], при стремлении получить разрешающую способность на уровне 0,25…0,3 м диаметр главного зеркала объектива, который определяет поперечное сечение КА, будет достигать 0,56 м. Если на КА применяется аэродинамическая стабилизация, то, принимая диаметр конуса-стабилизатора равным 1 м, площадь миделева сечения КА можно оценить в 0,785 м, что при значении σ = 0,001 м^2/кг соответствует массе КА 785 кг. Если, опираясь на характеристики ранее существовавших сверхнизкоорбитальных аппаратов («Космос–149», «Космос–320», GOCE, Tsubame), оценивать возможную площадь миделева сечения в 1,1 м, то масса КА составит 1100 кг. Для сравнения — масса единственного из вышеперечисленных КА, осуществлявшего долговременную миссию (GOCE), составляла 1077 кг. Таким образом, ориентировочное значение σ = = 0,001 м^2/кг и диапазон масс 700…1000 кг являются адекватными для низкоорбитальных КА высокого разрешения.

Отсюда следует, что ориентировочное значение σ = 0,001 м^2/кг является адекватной оценкой для низкоорбитальных КА ДЗЗ сверхвысокого разрешения, а массы таких КА при применении существующей элементной базы надлежит оценивать в 700…1000 кг. Меньшая масса допустима при меньшем миделевом сечении, т. е. при уменьшении диаметра главного зеркала оптической аппаратуры. Этот шаг возможен при снижении требуемой разрешающей способности (например, при разрешении 0,5 м диаметр главного зеркала будет составлять 0,35 м, при разрешении 1 м — 0,17…0,2 м). При сохранении требуемого

сверхвысокого разрешения (0,25…0,3 м) диаметр объектива можно уменьшить путем применения ПЗС-матриц с меньшим размером пикселя (до 2-3 мкм), однако работоспособность таких матриц в условиях космического пространства (прежде всего, по критерию радиационной стойкости) еще должна быть проверена опытным путем.

Полученные результаты также показывают, что для обеспечения функционирования КА массой 700…1000 кг во всем диапазоне солнечной активности следует опираться на ДУ, включающую в себя не менее двух двигателей с высоким абсолютным значением тяги (СПД-100В, СПД-140Д, ИД-200). Представляет интерес и анализ возможности использования в составе ДУ КА массой 700…1000 кг перспективных двигателей типа СПД-230 и ИД-500, обладающих высоким значением тяги, которые в данной работе не обсуждались.

Малые КА массой 100…200 кг следует рассматривать прежде всего в качестве демонстраторов технологии полета на низких орбитах либо аппаратов ДЗЗ с разрешением не лучше 1,5…2 м, но с существенно более узкой шириной полос захвата и обзора по сравнению со средне- и высокоорбитальными КА ДЗЗ, имеющих те же характеристики. Большая масса и особенно энергопотребление двигателей СПД-140 и ИД-200 делает их применение на малых КА трудноосуществимым, поскольку с учетом массы рабочего тела, системы хранения и системы подачи полная масса только ДУ будет в этом случае приближаться к 50 % от массы КА, а требуемая дополнительная площадь солнечных батарей значительно повысит баллистический коэффициент. Однако, как показывают приведенные результаты, даже один двигатель типа СПД-70 или СПД-70М при такой массе КА и рассматриваемых значениях баллистического коэффициента обеспечивает его работу в указанном диапазоне высот при всех уровнях солнечной активности. В благоприятных условиях возможно функционирование КА на высотах 200 км и даже ниже. При значении $\sigma = 0{,}0005$ м^2/кг работа аппарата при всех уровнях солнечной активности обеспечивается даже малыми двигателями типа СПД-40 или СПД-50, которые при низких уровнях хорошо себя показывают и при $\sigma = 0{,}001$ м^2/кг.

Следует отметить, что в большинстве случаев полученная минимальная высота орбиты определяется ограничением на время единичного включения ДУ. При смягчении этого ограничения высота орбиты может быть понижена. Помимо того, в дальнейших исследованиях необходимо обратить внимание на более подробный расчет баллистики перелета между орбитами с пренебрежимо малой разницей высот с использованием двигателя малой тяги, а также учет суммарных гравитационных потерь в ходе всех маневров, выполненных за время существования спутника.

В данной работе не рассматривалось влияние на сверхнизкоорбитальный КА таких факторов, как эрозия поверхности в результате

воздействия атмосферы, тепловой нагрев по причине аэродинамического сопротивления и т. д. Их воздействие подлежит отдельным исследованиям и анализу.

Заключение. Проанализированы возможности функционирования КА ДЗЗ в диапазоне высот 200…250 км при построении его двигательной установки с использованием освоенных отечественной промышленностью двигателей малой тяги. Показано, что ДУ КА массой 700…1000 кг должна включать в себя минимум два двигателя, сравнимым с СПД-100В, СПД-140Д или ИД-200 по своим характеристикам. Эксплуатация на сверхнизких орбитах малых КА массой на уровне 100 кг может обеспечиваться ДУ на основе двигателей СПД-70, при этом диапазон высот доступных орбит оказывается даже несколько выше, чем для более тяжелых КА.

Исследования показывают принципиальную реализуемость сверхнизкоорбитального КА ДЗЗ на основе двигателей из рассмотренной линейки моделей.

ЛИТЕРАТУРА

[1] Космические снимки сверхвысокого разрешения. *ИННОТЕР*. URL: https://innoter.com/articles/kosmicheskie-snimki-sverkhvysokogo-razresheniya (дата обращения: 23.11.2023).

[2] Гарбук С.В., Гершензон В.Е. *Космические системы дистанционного зондирования Земли*. Москва, Изд-во А и Б, 1997, 296 с.

[3] Соболев И.А. Построение группировки низкоорбитальных космических аппаратов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2024, вып. 2. EDN VSZKZS https://engjournal.bmstu.ru/articles/2337/2337.pdf

[4] Соболев И.А. Проектный облик сверхнизкоорбитального космического аппарата дистанционного зондирования Земли. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2024, вып. 4. EDN ZYCUKF https://engjournal.bmstu.ru/articles/2351/2351.pdf

[5] A Jevel in ESA's Crown. *ESA* URL: https://www.esa.int/esapub/bulletin/bulletin133/bul133c_fehringer.pdf (дата обращения: 12.12.2024).

[6] Randall P.N., Lewis R.A., Clark S.D., Hall K.W. T5 Performance, Industrialization and Future Applications. In: *The 36th International Electric Propulsion Conference, University of Vienna, Austria September 15-20, 2019*. URL: https://electricrocket.org/2019/688.pdf (дата обращения: 12.12.2024).

[7] Абраменков Г.В., Вертаков Н.М., Дронов П.А., Каплин М.А., Приданников С.Ю. Ракетные двигатели АО «ОКБ «Факел» для космических аппаратов опыт летного применения и новые разработки. *Космическая техника и технологии*, 2023, № 4 (43), с. 36–55.

[8] Ловцов А.С., Селиванов М.Ю., Томилин Д.А., Шпгпйда А.А., Шашков А.С. Основные результаты разработок центра Келдыша в области ЭРДУ. *Известия РАН. Энергетика*, 2020, № 2, с. 3–15.

[9] Ракетные двигатели. *Центр Келдыша*. *Официальный сайт*. URL: https://keldysh-space.ru/nasha-deyatelnost/raketno-kosmicheskaya-deyatelnost/raketnye-dvigateli/ (дата обращения: 26.01.2024).

[10] Космодемьянский Е.В., Лесневский В.А., Жасан В.С., Нстеренко А.Н., Гниздор Р.Ю., Приданников С.Ю. Опыт разработки и эксплуатации ЭРДУ АО «ОКБ Факел» на базе СПД-70. *Материалы VII Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы ракетно-космической техники» (VII Козловские чтения).* Самара, Изд-во СамНЦ РАН, 2021, с. 34–42.

[11] Грдличко Д.П., Захарченко В.С., Калязин В.Г., Ким В.П., Коркунов М.В., Лесневский В.А. [и др.]. Исследование возможности разработки конкурентоспособного стационарного плазменного двигателя малой мощности, работающего на ксеноне и криптоне. *Известия РАН. Энергетика*, 2019, № 3, с. 26–39.

[12] Чернов А.А., Чернявский Г.М. *Орбиты спутников дистанционного зондирования Земли. Лекции и упражнения*. Москва, Радио и связь, 2004, 200 с.

[13] *ГОСТ 25645.101–83. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для проектных баллистических расчетов искусственных спутников Земли*. Москва, 1983, 168 с.

[14] Ганзбург М.Ф., Кропотин С.А., Мурашко В.М., Попов А.Н., Севастьянов Н.Н., Смоленцев А.А. и др. Итоги десятилетней эксплуатации электроракетных двигательных установок в составе двух телекоммуникационных космических аппаратов «Ямал-200» на геостационарной орбите. *Космическая техника и технологии,* 2015, № 4 (11), с. 25–39.

Статья поступила в редакцию 14.10.2025

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Соболев И.А. О возможности использования на сверхнизкоорбитальных космических аппаратах отечественных двигателей малой тяги. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2025, вып. 2. EDN UXFFXC

Соболев Иван Анатольевич — канд. техн. наук, доцент кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: sobolevia@bmstu.ru

On a possibility of using domestic low-thrust engines in the ultra-low-orbit spacecraft

© I.A. Sobolev

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russian Federation

The paper considers an approach to determining the minimum orbital altitude, where operation of an ultra-low-orbit spacecraft for the Earth remote sensing is possible. It analyzes the influence of limitations imposed by the engine activation duration, relative mass of the working fluid, and engine service life in terms of the number of activations. The study is conducted for spacecraft with different mass and ballistic coefficient values. The range of orbits within the altitudes of 200...250 km is selected for consideration. Spacecraft position in these orbits makes it possible to improve significantly resolution of the existing optical systems, reduce the mass and dimensions, as well as the cost of those being developed. Propulsion system for the ultra-low-orbit spacecraft is created based on the SPD-70, SPD-100V and SPD-140D domestic plasma engines having experience in the flight operation, and the ID-200 ion engine, which passed the ground testing.

Keywords: *Earth remote sensing, optical-electronic equipment, ultra-low orbit, low-orbit spacecraft, stationary plasma engine, ion engine, SPD-40, SPD-50, SPD-70M, SPD-100V, SPD-140D, ID-200*

REFERENCES

[1] Kosmicheskie snimki sverkhvysokogo razresheniya [Ultra-high-resolution space images]. *INNOTER*. Available at: https://innoter.com/articles/kosmicheskie-snimki-sverkhvysokogo-razresheniya (accessed November 23, 2023).

[2] Garbuk S.V., Gershenzon V.E. *Kosmicheskie sistemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli* [Space systems for the Earth remote sensing]. Moscow, A i B Publ., 1997, 296 p.

[3] Sobolev I.A. Postroenie gruppirovki nizkoorbitalnykh kosmicheskikh apparatov [Constructing a constellation of the low-orbit spacecraft]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2024, iss. 2. EDN VSZKZS. https://engjournal.bmstu.ru/articles/2337/2337.pdf

[4] Sobolev I.A. Proektnyi oblick sverkhnizkoorbitalnogo kosmicheskogo apparata distantsionnogo zondirovaniya Zemli [Design of the ultra-low orbit Earth remote sensing spacecraft]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2024, iss. 4. EDN ZYCUKF. https://engjournal.bmstu.ru/articles/2351/2351.pdf

[5] A Jewel in ESA's Crown. *ESA*. Available at: https://www.esa.int/esapub/bulletin/bulletin133/bul133c_fehringer.pdf (accessed December 12, 2024).

[6] Randall P.N., Lewis R.A., Clark S.D., Hall K.W. T5 Performance, Industrialization and Future Applications. In: *The 36th International Electric Propulsion Conference, University of Vienna, Austria September 15–20, 2019*. Available at: https://electricrocket.org/2019/688.pdf (accessed December 12, 2024).

[7] Abramenkov G.V., Vertakov N.M., Dronov P.A., Kaplin M.A., Pridannikov S.Yu. Raketnye dvigateli AO "OKB "Fakel" dlya kosmicheskikh apparatov: opyt letnogo primeneniya i novye razrabotki [Propulsion units of JSC EDB Fakel for spacecraft: flight experience and new developments]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii — Space Engineering and Technologies*, 2023, no. 4 (43), pp. 36–55.

[8] Lovtsov A.S., Selivanov M.Yu., Tomilin D.A., Shpgpida A.A., Shashkov A.S. Osnovnye rezultaty razrabotok tsentra Keldysha v oblasti ERDU [The main results of electric propulsion development at Keldysh Research Center. *Izvestiya RAN. Energetika — Proceedings of the Russian Academy of Sciences. Power Engineering*, 2020, no. 2, pp. 3–15.

[9] Raketnye dvigateli [Rocket engines]. *Tsentr Keldysha. Ofitsialnyi sayt* [Keldysh Research Center. Official website]. Available at: https://keldysh-space.ru/nasha-deyatelnost/raketno-kosmicheskaya-deyatelnost/raketnye-dvigateli/ (accessed January 26, 2024).

[10] Kosmodemyansky E.V., Lesnevsky V.A., Zhasan V.S., Nsterenko A.N., Gnizdor R.Yu., Pridannikov S.Yu. Opyt razrabotki i ekspluatatsii ERDU AO "OKB Fakel" na baze SPD-70 [Experience in the development and operation of the ERPU of JSC EDB Fakel based on the SPD-70]. In: *Materialy VII Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii "Aktualnye problemy raketno-kosmicheskoy tekhniki (VII Kozlovskie chteniya)* [Proceedings of the VII All-Russian Scientific and Technical Conference "Actual Problems of Rocket and Space Technology" (VII Kozlov Readings)]. Samara, SamNTs RAN Publ., 2021, pp. 34–42.

[11] Grdlichko D.P., Zakharchenko V.S., Kalyazin V.G., Kim V.P., Korkunov M.V., Lesnevsky V.A. et al. Issledovanie vozmozhnosti razrabotki konkurentnosposobnogo statsionarnogo plazmennogo dvigatelya maloy tyagi, rabotayushchego na ksenone i kriptone [Study of a possibility of developing a competitive low-power stationary plasma engine operating on xenon and krypton]. *Izvestiya RAN. Energetika — Proceedings of the Russian Academy of Sciences. Power Engineering*, 2019, no. 3, pp. 26–39.

[12] Chernov A.A., Chernyavsky G.M. *Orbity sputnikov distantsionnogo zondirovaniya Zemli* [Orbits of the Earth remote sensing satellites]. Moscow, Radio i Svyaz Publ., 2004, 200 p.

[13] *GOST 25645.101–83. Atmosfera Zemli verkhnyaya. Model plotnosti dlya proektnykh ballisticheskikh raschetov iskusstvennykh sputnikov Zemli* [Earth upper atmosphere. Density model for project ballistic computations of artificial Earth satellites]. Moscow, 1983, 168 p.

[14] Ganzburg M.F., Kropotin S.A., Murashko V.M., Popov A.N., Sevastyanov N.N., Smolentsev A.A. et al. Itogi desyatiletney ekspluatatsii elektroraketnykh dvigatelnykh ustanovok v sostave dvukh telekommunikatsionnykh kosmicheskikh apparatov "Yamal-200" na geostatsionarnoy orbite [Results of ten-year operation of electric thrusters within two telecommunication spacecraft Yamal-200 in geostationary orbit]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii — Space Engineering and Technology*, 2015, no. 4 (11), pp. 25–39.

Sobolev I.A., Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University.
e-mail: sobolevia@bmstu.ru