

УДК 629.783

doi: 10.18698/0536-1044-2020-10-65-74

# Анализ эффективности использования электрореактивных двигателей для поддержания низкой орбиты малого космического аппарата

**В.В. Волоцуев, В.В. Салмин**

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

## An Analysis of the Efficiency of Electric Propulsion Engines for Maintaining a Low Orbit of Small Spacecraft

**V.V. Volotsuev, V.V. Salmin**

Samara National Research University named after S.P. Korolev

Рассмотрена задача поддержания плоских параметров рабочей орбиты малого космического аппарата с помощью электрореактивного двигателя малой тяги. На низких рабочих орбитах из-за наличия остаточной атмосферы Земли на космический аппарат действуют тормозящие аэродинамические силы, которые приводят к уменьшению радиуса орбиты и возможному прекращению полезного целевого функционирования. Проведен анализ временных параметров циклограммы поддержания рабочей орбиты малого космического аппарата с помощью электрореактивного двигателя малой тяги с учетом изменчивости плотности остаточной атмосферы. Циклограмма состоит из участков пассивного и активного движений под действием малой силы тяги. Для исследуемого объекта выбраны подходящие параметры силы тяги электрореактивного двигателя, позволяющие корректировать плоские параметры низкой орбиты. С использованием характеристик силы тяги и удельного импульса электрореактивного двигателя выполнена оценка затрат рабочего тела на коррекцию в течение длительного интервала времени. Результаты анализа показали эффективность применения электрореактивного двигателя с точки зрения затрат рабочего тела на коррекцию.

**Ключевые слова:** малый космический аппарат, электрореактивный двигатель, низкая орбита, коррекция орбиты

This paper examines the problem of maintaining the plane parameters of the working orbit of a small spacecraft using an electric propulsion engine. In low working orbits, due to the Earth's atmosphere, a spacecraft is subjected to aerodynamic drag forces, which results in a decrease in the radius of the orbit and a potential termination of the useful target functioning. The time parameters of the cyclogram for maintaining the working orbit of a small spacecraft with an electric low thrust engine are analyzed taking into account the variability of the atmospheric density. The cyclogram consists of sections of the passive and active movement under the action of the low thrust engine. For the satellite under study, suitable thrust parameters of the electric engine are selected, which allow the correction of the plane parameters of the low orbit. Using the characteristics of the thrust and specific impulse of the electric jet engine, fuel reserves for correction over a long period of time are calculated. The results of the analysis confirm the effectiveness of the electric propulsion engine in terms of fuel consumption for correction.

**Keywords:** small spacecraft, electric propulsion engine, low orbit, orbit correction

Электрореактивные двигатели (ЭРД) все шире используют для коррекции низких околокруговых орбит высотой менее 600 км. Специалисты зарубежных и российских ракетно-космических центров разрабатывают проекты новых низкоорбитальных космических аппаратов (КА) с корректирующими ЭРД.

Одно из первых упоминаний в периодических изданиях об использовании ЭРД на низкоорбитальном КА — наблюдения TacSat-2 (NASA, США), который функционировал с 2006 по 2011 г. на околокруговой орбите с параметрами: высота апогея  $H_a = 424$  км; высота перигея  $H_p = 413$  км; наклонение к плоскости экватора  $i = 40^\circ$ . Масса КА составляла 370 кг [1].

В 2009–2013 гг. с целью гравиметрических измерений Земли на околокруговой орбите высотой порядка 260...280 км функционировал КА GOCE массой 1057 кг. В КА был размещен ЭРД с силой тяги  $F_T \approx 16$  мН, запас рабочего тела (РТ) составлял 30 кг [2].

В 2017 г. запущен КА «Цубаме» (Япония), являющийся частью программы Super Low Altitude Test Satellite (SLATS). В рамках SLATS проведена высококачественная съемка земной поверхности и измерения концентрации атомарного кислорода в верхних слоях атмосферы на высотах ниже 300 км [3, 4].

В Российской Федерации для коррекции параметров рабочей орбиты (РО) на КА «Канопус-В» размещена двигательная установка, включающая в себя два стационарных плазменных двигателя СПД-50 производства ОКБ «Факел» (Россия, г. Калининград). В статье [5] авторы сделали вывод, что подобная двигательная установка эффективна для коррекции

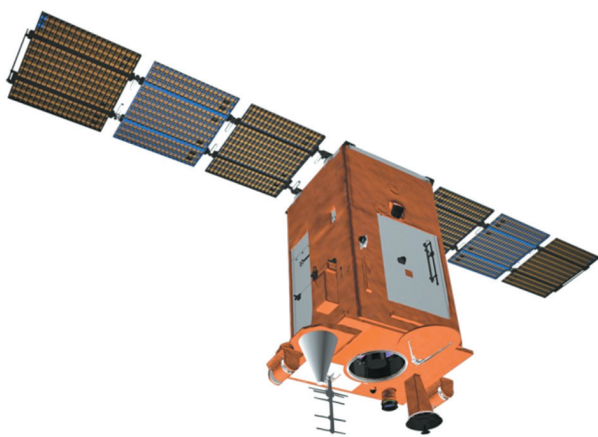


Рис. 1. Внешний вид КА «Аист-2Д»

параметров низкой орбиты КА дистанционного зондирования Земли «Канопус-В».

В настоящее время на орбите находится КА «АИСТ-2Д», запущенный в 2016 г. на околокруговой орбите с параметрами  $H_a = 493$  км,  $H_p = 477$  км,  $i = 94,2^\circ$ . Опыт эксплуатации КА «АИСТ-2Д» (рис. 1) [6] показывает, что за три года функционирования период обращения РО уменьшился на 10 с и, соответственно, средний радиус РО — на 15 км.

Следует отметить, что этот спутник был запущен в период крайне низкой солнечной активности (СА), характеризуемой фиксированным индексом  $F_0 = 50 \cdot 10^{-22}$  Вт/(м<sup>2</sup> · Гц) и менее. При индексе средней СА  $F_0 = 125 \cdot 10^{-22}$  Вт/(м<sup>2</sup> · Гц) и более эволюция орбиты могла происходить быстрее.

Чтобы улучшить целевые характеристики наблюдения поверхности Земли КА семейства «АИСТ-2», можно снизить высоты РО. Но при этом возрастает тормозящее воздействие остаточной атмосферы. Для размещаемой на борту такого спутника корректирующего ЭРД имеются существенные ограничения по массе, габаритным размерам и энергопотреблению.

Цель работы — анализ целесообразности и эффективности применения ЭРД на малых КА для снижения высоты РО.

**Постановка задачи.** Рассмотрим проблему использования ЭРД для поддержания плоских параметров орбиты малых КА семейства «АИСТ-2» в диапазоне высот 400...500 км. Проведем анализ возможных циклограмм включения ЭРД с целью поддержания большой полуоси орбиты и оценим затраты массы РТ на коррекцию в течение длительного интервала времени.

Допускаем, что в процессе проектирования масса КА  $M_{КА}$  может изменяться в диапазоне 500...700 кг, а площадь сечения мидаля спутника  $S_{мид}$  при ориентированном полете приблизительно равна  $(2 \pm 0,2)$  м<sup>2</sup>. Принимаем, что система электропитания КА полностью обеспечивает потребности работы ЭРД на протяжении всех активных витков (не учитываем ограничения по электрической мощности).

На рис. 2 показана область возможных значений баллистического коэффициента  $\sigma_{КА}$  проектируемого КА, определяемого выражением  $\sigma_{КА} = C_x S_{мид} / 2M_{КА}$ , где  $C_x$  — аэродинамический коэффициент сопротивления.

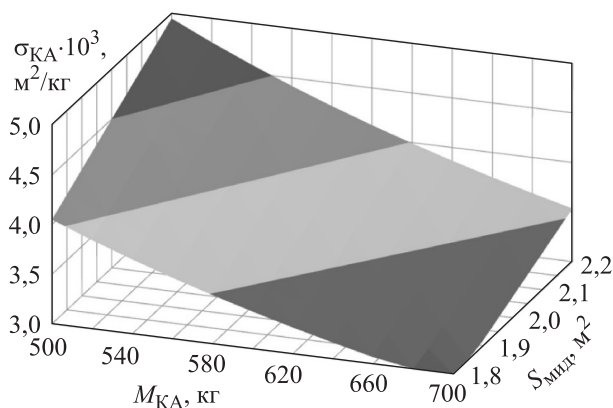


Рис. 2. Область возможных значений баллистического коэффициента  $\sigma_{КА}$  проектируемого КА

Как видно из рис. 2, значения баллистического коэффициента КА при различных проектных решениях будут лежать в диапазоне  $\sigma_{КА} = (3...5) \cdot 10^{-3}$  кг/м<sup>2</sup>. Исследование длительности снижения КА с баллистическим коэффициентом в указанном диапазоне показывает, что спутник может опускаться до плотных слоев атмосферы от 550 (при старте в период высокой СА,  $F_0 = 250 \cdot 10^{-22}$  Вт/(м<sup>2</sup>·Гц) до 1600 сут (при старте в период низкой СА,  $F_0 = 75 \cdot 10^{-22}$  Вт/(м<sup>2</sup>·Гц).

Если запланированный срок существования КА меньше трех лет, то при низкой СА параметры низкой орбиты под действием аэродинамических возмущений эволюционируют слабо, и ее коррекция может не потребоваться (примером является КА «АИСТ-2Д»). Но при средней и высокой СА для достижения трехлетнего срока существования (или более) КА нуждается в поддержании параметров РО. Такая необходимость также возникает, например, при требовании прецизионного поддержания солнечно-синхронной орбиты.

**Методическое и программное обеспечение для анализа силы аэродинамического сопротивления.** Для последующих расчетов в первую очередь требуется анализ и выбор эффективной силы тяги ЭРД с целью поддержания параметров низкой орбиты исследуемого КА. На ранних этапах проектирования под эффективной силой тяги ЭРД будем понимать корректирующую силу, которая превосходит силу аэродинамического сопротивления при различных уровнях СА. Условие эффективного применения можно представить в следующем виде [7]:

$$\frac{1}{T_{\text{сущ}}} \int_0^{T_{\text{сущ}}} F_T(t) dt \geq K_{\text{прев}} \frac{1}{T_{\text{сущ}}} \int_0^{T_{\text{сущ}}} F_{\text{аэр}}(t) dt, \quad (1)$$

где  $T_{\text{сущ}}$  — срок активного существования КА;  $F_T(t)$  и  $F_{\text{аэр}}(t)$  — сила тяги ЭРД и аэродинамического сопротивления на протяжении срока существования КА;  $K_{\text{прев}}$  — коэффициент, показывающий во сколько раз сила тяги ЭРД должна превосходить уровень аэродинамических сил (чем больше  $K_{\text{прев}}$ , тем динамичнее маневр коррекции).

Из выражения (1) следует, что для определения эффективной силы тяги ЭРД в первую очередь необходимо оценить уровень аэродинамических сил, действующих на КА в процессе движения по РО. Для оценки сил аэродинамического сопротивления используем выражение [8–10]

$$F_{\text{аэр}} = \frac{1}{2} C_x S_{\text{мидп}} \rho v^2,$$

где  $\rho$  — плотность остаточной атмосферы Земли;  $v$  — скорость набегающего на КА аэродинамического потока (ее можно считать равной скорости орбитального движения спутника).

Плотность верхней атмосферы Земли является высокодинамичной величиной, зависящей от многих факторов: высоты над поверхностью Земли, уровня СА, геомагнитной возмущенности Земли и др.

В исследованиях использована стандартная модель динамической атмосферы (ГОСТ Р 25645.166–2004. *Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли*). Согласно этому стандарту, плотность атмосферы в диапазоне высот 120...1500 км определяется выражением [11]

$$\rho = \rho_n K_0 (1 + K_1 + K_2 + K_3 + K_4), \quad (2)$$

где  $\rho_n$  — плотность ночной атмосферы;  $K_0$  — изменение плотности атмосферы вследствие отклонения средневзвешенного индекса СА  $F_{81}$  от фиксированного среднесуточного индекса СА  $F_0$ ;  $K_1$  — коэффициент суточного эффекта в распределении плотности;  $K_2$  — коэффициент полугодового эффекта;  $K_3$  — коэффициент, учитывающий изменение плотности, связанное с отклонением среднесуточного индекса СА  $F_{10.7}$  от  $F_{81}$ ;  $K_4$  — коэффициент, учитывающий зависимость плотности атмосферы от геомагнитной активности.

На рис. 3 показано изменение модельной плотности атмосферы в диапазоне высот 400...480 км в одиннадцатилетнем цикле СА с изменением индекса  $F_0$  в интервале  $(75...250) \cdot 10^{-22}$  Вт/(м<sup>2</sup> · Гц). Для расчета применена модель (2).

**Методическое и программное обеспечение для анализа эволюции низкой орбиты.** Для анализа временных параметров циклограмм поддержания РО низкоорбитального КА использована модель циклов коррекции. На низкой орбите под воздействием аэродинамических сил сопротивления наиболее существенно эволюционируют такие параметры как большая полуось орбиты  $A$  и эксцентриситет (либо можно рассматривать радиусы-векторы перигея и апогея орбиты).

Функционально зависимым от указанных параметров является период обращения на РО. Под коррекцией низкой орбиты будем понимать поддержание периода обращения  $T$  и, соответственно, большой полуоси  $A$  в течение длительного интервала времени [12, 13]. Циклограмму коррекции РО (структуру циклов ее

поддержания) с помощью ЭРД можно представить в виде, показанном на рис. 4.

Как видно из рис. 4, циклограмма состоит из отдельных циклов коррекции, включающих в себя участки пассивного и активного движений КА. На пассивных участках ЭРД не включается, а КА выполняет поставленные целевые задачи с помощью установленного на нем оборудования. Пассивный участок длится до тех пор, пока отклонение большой полуоси (периода обращения) не достигнет допустимого значения  $\Delta A_{\text{доп}}$  ( $\Delta T_{\text{доп}}$ ).

За пассивным участком следует активный, на котором ЭРД включается и создает корректирующее ускорение от силы тяги ЭРД  $a_{\text{ЭРД}}$ . Активный участок продолжается пока не восстановятся параметры РО.

За планируемый срок активного существования КА совершит определенное количество циклов коррекции, а суммарное моторное время работы ЭРД будет определяться выражением

$$T_{\text{Смот}} = \sum_{j=1}^n (\gamma_j T_{\text{акт } j}),$$

где  $n$  — количество циклов коррекции в течение срока активного существования КА;  $\gamma_j$  —

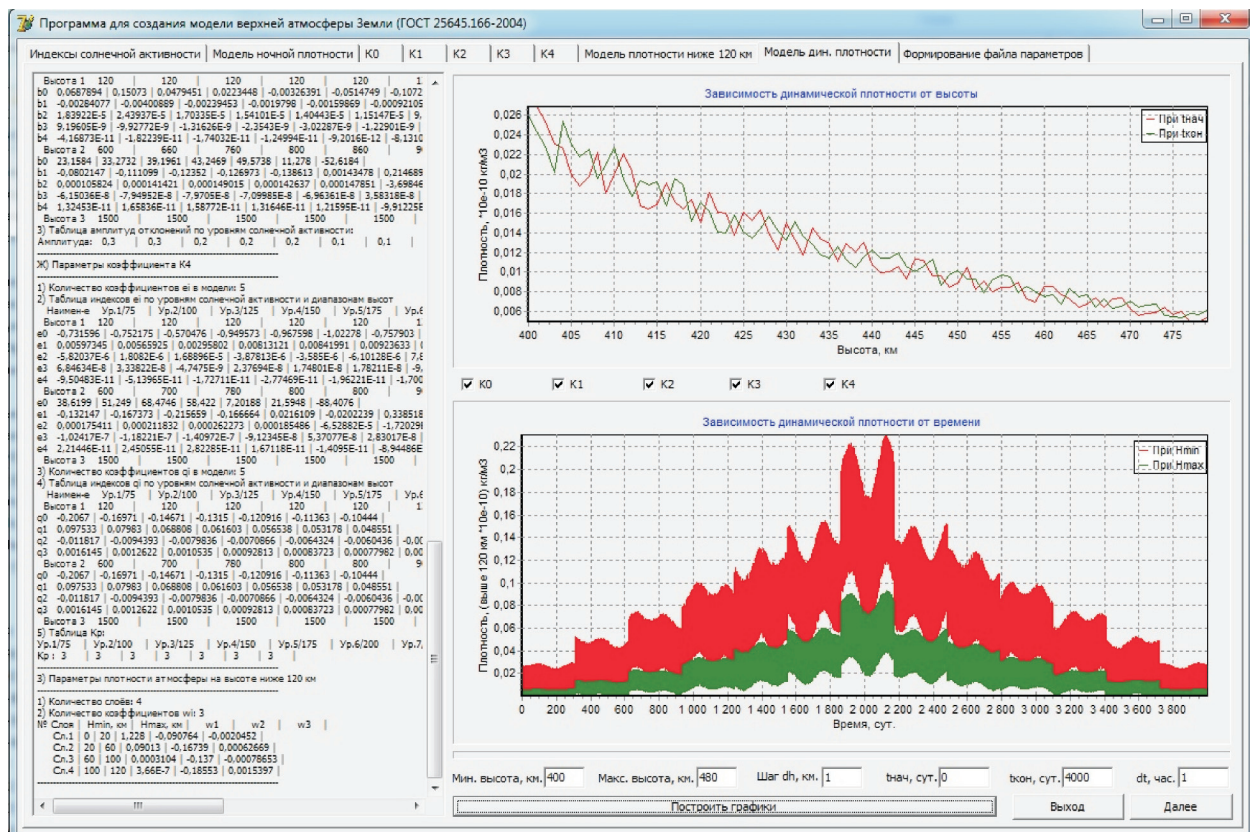


Рис. 3. Цифровая модель изменения плотности остаточной атмосферы в диапазоне высот 400...480 км (по ГОСТ Р 25645.166–2004)

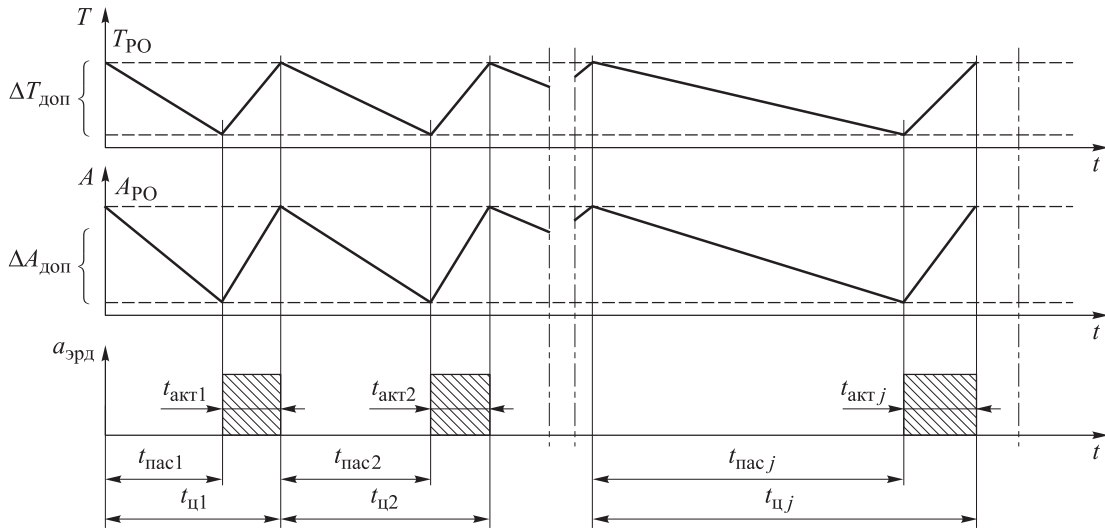


Рис. 4. Циклограмма коррекции РО с помощью ЭРД в течение длительного интервала времени:  
 $T_{PO}$  — период обращения КА на РО;  $A_{PO}$  — большая полуось РО КА;  
 $a_{эрд}$  — корректирующее ускорение от ЭРД;  $t_{цj}$  — продолжительность  $j$ -го цикла коррекции;  
 $t_{актj}$  и  $t_{пасj}$  — время активного и пассивного движений КА в  $j$ -м цикле коррекции

относительное время работы ЭРД на активных витках в  $j$ -м цикле коррекции орбиты.

Расчет временных параметров циклограммы поддержания низкой РО проведен двумя способами: по приближенным классическим (тривиальным и давно описанным) моделям эволюции параметров орбиты под действием малых возмущающих ускорений и численным

моделированием с использованием специального программного обеспечения.

Модель приближенной оценки временных параметров поддержания РО включает в себя следующие выражения [14, 15]:

$$\Delta T = \frac{12\pi^2 A^3}{\mu} \sqrt{\frac{A(1-e^2)}{\mu}} a_{возм} t \text{ при } e \approx 0;$$

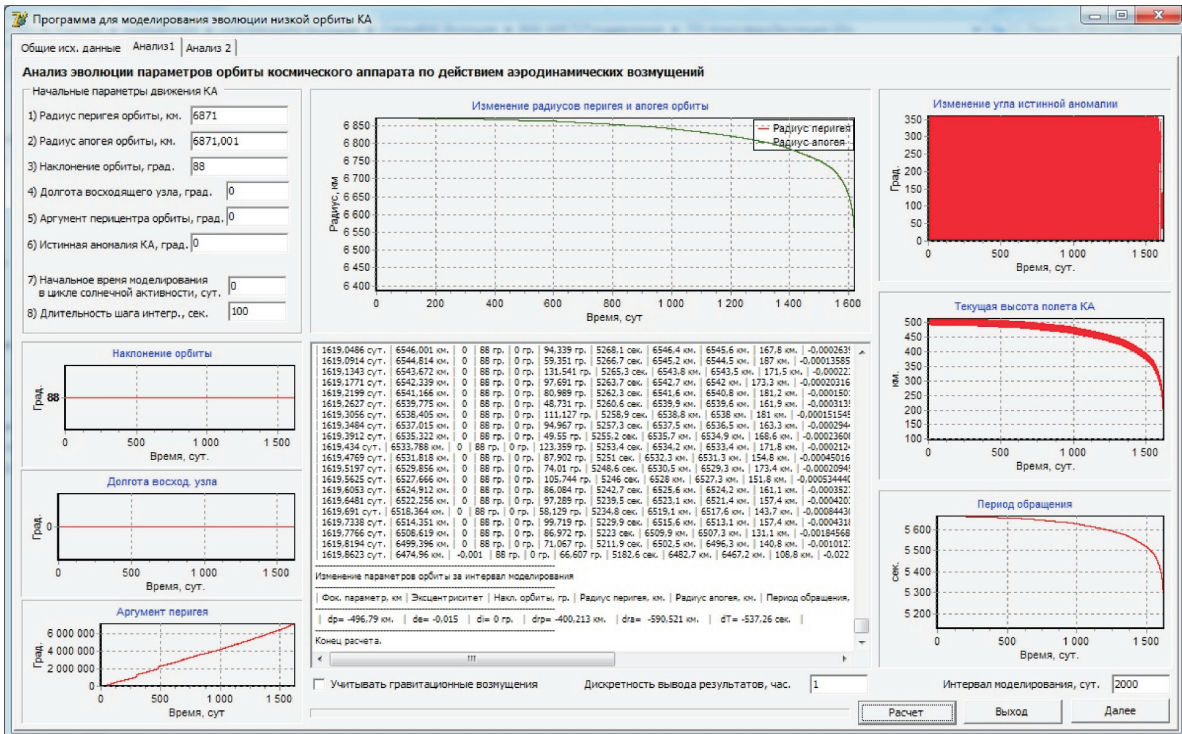


Рис. 5. Моделирование эволюции параметров орбиты под действием аэродинамических возмущений для малого КА с  $\sigma_{КА} = 0,003 \text{ кг/м}^2$

$$a_{\text{возм}} = \begin{cases} a_{\text{ЭРД}} - a_{\text{аэр}} & \text{на активном участке;} \\ -a_{\text{аэр}} & \text{на пассивном участке;} \end{cases}$$

$$a_{\text{ЭРД}} = \frac{F_{\text{T}}}{M_{\text{КА}}}; \quad a_{\text{аэр}} = \sigma_{\text{КА}} \rho(t, H) v^2,$$

где  $\Delta T$  — накопленное отклонение периода обращения спутника от периода обращения РО за  $m$  витков;  $e$  — эксцентриситет орбиты;  $\mu$  — гравитационная постоянная Земли;  $a_{\text{возм}}$  — возмущающее ускорение спутника от действия возмущающих сил (аэродинамических, реактивных корректирующих);  $\rho(t, H)$  — плотность остаточной атмосферы Земли, зависящая от СА (изменяющейся во времени  $t$ ) и высоты орбиты  $H$ .

В основе моделирования с помощью специального программного обеспечения лежит численное интегрирование системы уравнений в окулирующих элементах с учетом возмущающих аэродинамических ускорений и ускорений от силы тяги ЭРД. Элементы интерфейса программы показаны на рис. 5.

**Результаты анализа.** С помощью описанного методического и специального программного обеспечения проведена оценка значений силы аэродинамического сопротивления, которые могут воздействовать на исследуемый КА. В результате анализа при коэффициенте  $K_{\text{прев}} = 5$  получены условия для выбора эффективной силы тяги согласно выражению (1), приведенные в табл. 1.

С учетом данных, приведенных в табл. 1, для анализа временных параметров циклограмм поддержания низкой орбиты исследуемого КА использованы следующие исходные параметры:

- высота низкой околокруговой орбиты  $H = 400, 450$  и  $480$  км;
- допустимое отклонение РО по периоду обращения  $\Delta T = 3$  с;
- баллистический коэффициент КА  $\sigma_{\text{КА}} = 0,003$  и  $0,005$  кг/м<sup>2</sup>;
- сила тяги ЭРД  $F_{\text{T}} = 0,02$  Н;
- удельный импульс ЭРД  $I_{\text{ЭРД}} = 12\,500$  м/с.

Анализ полученных данных показал, что расхождение исследуемых величин при разных способах расчета не превышает 20%. Обобщенные результаты анализа приведены в табл. 2.

Из табл. 2 следует, что использование ЭРД с указанными параметрами дает возможность поддерживать большую полуось орбиты. Время компенсации отклонений по периоду обра-

щения ( $\Delta T = 3$  с) с помощью ЭРД занимает не более одних суток (от 0,4 до 0,7 сут). Время накопления отклонения орбиты на допустимое значение зависит от СА, состояния остаточной атмосферы Земли и высоты орбиты. Время пассивного движения составляет от 4 до 135 сут.

Таблица 1

**Условия для выбора эффективной силы тяги ЭРД при коэффициенте  $K_{\text{прев}} = 5$**

Индекс СА $F_0 \cdot 10^{22}$ , Вт/(м <sup>2</sup> ·Гц)	Условие для силы тяги ЭРД, Н, при высоте орбиты, км		
	400	450	480
75	$F_{\text{T}} > 0,00195$	$F_{\text{T}} > 0,00075$	$F_{\text{T}} > 0,00040$
100	$F_{\text{T}} > 0,00250$	$F_{\text{T}} > 0,00105$	$F_{\text{T}} > 0,00065$
125	$F_{\text{T}} > 0,00260$	$F_{\text{T}} > 0,00110$	$F_{\text{T}} > 0,00065$
150	$F_{\text{T}} > 0,00345$	$F_{\text{T}} > 0,00145$	$F_{\text{T}} > 0,00090$
175	$F_{\text{T}} > 0,00585$	$F_{\text{T}} > 0,00285$	$F_{\text{T}} > 0,00190$
200	$F_{\text{T}} > 0,00970$	$F_{\text{T}} > 0,00515$	$F_{\text{T}} > 0,00365$
250	$F_{\text{T}} > 0,01565$	$F_{\text{T}} > 0,00860$	$F_{\text{T}} > 0,00620$

Таблица 2

**Параметры циклограмм коррекции для КА с площадью миделя  $S_{\text{мид}} = 2$  м<sup>2</sup> при поддержании орбиты с точностью  $\Delta T = 3$  с**

Высота орбиты, км	Индекс СА $F_0 \cdot 10^{22}$ , Вт/(м <sup>2</sup> ·Гц)	Время движения в цикле, сут/витки, при массе КА, кг			
		500		700	
		$T_{\text{пас}}$	$T_{\text{акт}}$	$T_{\text{пас}}$	$T_{\text{акт}}$
400	75	26,0/400	0,4/6	36,4/559	0,6/9
	125	12,8/194		17,9/271	
	150	9,0/133		12,5/186	
	200	5,3/76		7,4/106	
	250	4,2/58	0,5/7	5,8/81	0,6/10
450	75	74,1/1132	0,4/6	103,7/1591	0,6/9
	125	28,4/431		39,7 (603)	
	150	20,2/305		28,2 (427)	
	200	11,5/171		16,1 (240)	
	250	7,0/101		9,7/141	
480	75	134,6/2056	0,4/6	188,4/2878	0,6/9
	125	50,7/771		71,0/1080	
	150	32,6/493		45,6/691	
	200	15,3/228		21,4/320	
	250	9,7/142		13,5/199	

Таблица 3

**Затраты на поддержание орбиты малого КА с площадью миделя  $S_{\text{мид}} = 2 \text{ м}^2$  в течение года при фиксированном состоянии СА и различных значениях массы РТ**

Высота орбиты, км	Индекс СА $F_0 \cdot 10^{22}$ , Вт/(м <sup>2</sup> ·Гц)	Количество циклов за год	Затраты РТ за год, кг
400	75	14,0/10,0	0,78/0,83
	125	28,4/20,3	1,57/1,68
	150	40,7/29,1	2,25/2,41
	200	68,9/49,2	3,81/4,08
	250	87,5/62,5	6,05/6,05
450	75	4,9/3,5	0,27/0,29
	125	12,9/9,2	0,71/0,76
	150	18,1/12,9	1,00/1,07
	200	31,7/22,6	1,75/1,88
	250	52,4/37,4	2,90/3,10
480	75	2,7/1,9	0,15/0,16
	125	7,2/5,1	0,40/0,43
	150	11,2/8,0	0,62/0,66
	200	23,8/17,0	1,32/1,41
	250	37,7/26,9	2,09/2,23

*Примечание.* В числителе дроби указаны значения при массе КА  $M_{\text{КА}} = 500 \text{ кг}$ , в знаменателе — при  $M_{\text{КА}} = 700 \text{ кг}$ .

На основе результатов, приведенных в табл. 2, проведен анализ затрат массы РТ на поддержание низкой РО в течение длительного интервала времени. Оценка этих затрат выполнена по выражению

$$m_{\text{РТ}} = \frac{F_{\text{Т}}}{I_{\text{ЭРД}}} T_{\Sigma\text{мот}}$$

Получены оценки затрат РТ на поддержание орбиты в течение одного года при фиксированном состоянии СА, характеризуемой индексом  $F_0$ . Результаты вычислений приведены в табл. 3.

Для последующего анализа введен показатель эффективности ЭРД для поддержания низкой РО КА, определяемый выражением

$$W_1 = \frac{T_{\text{сущ}}}{m_{\text{РТ}}}$$

где  $m_{\text{РТ}}$  — затраты массы РТ на поддержание РО в течение срока  $T_{\text{сущ}}$ .

Расчет показателя эффективности  $W_1$  проведен для режима коррекции большой полуоси орбиты при отклонении на 2...3 км от первоначального значения. В итоге формально решена задача определения показателя эффективности  $W_1$  для прецизионной коррекции малого КА семейства «АИСТ-2» на околокруговой орбите в диапазоне высот 400...500 км.

Вычислены предельные граничные условия расхода массы РТ и показателя эффективности за пятилетний период для расчетного случая, когда атмосфера во всем интервале моделирования находится в крайних (низком и высоком) состояниях уровня плотности. На рис. 6 приведена зависимость показателя эффективности  $W_1$  от высоты орбиты  $H$  для исследуемого КА с ЭРД за пятилетний период при различных значениях индекса СА  $F_0$ .

Как видно из рис. 6, показатель эффективности исследуемого КА с ЭРД при высоте  $H = 400 \text{ км}$  варьируется в диапазоне 0,2...1,2 лет/кг, при  $H = 450 \text{ км}$  — 0,3...3,4 лет/кг, при  $H = 480 \text{ км}$  — 0,4...6,2 лет/кг. Например, при размещении исследуемого КА на околокруговой орбите высотой 450 км с запасом массы РТ 5 кг позволяет ЭРД поддерживать орбиту минимум 1,5 года (крайне высокая СА во всем временном интервале) и вплоть до 17 лет (крайне низкая СА во всем временном интервале).

Реальные затраты массы РТ будут зависеть от характера изменения СА в конкретную эпоху. Проведена оценка затрат массы РТ ЭРД на поддержание РО при изменяющейся СА в одина-

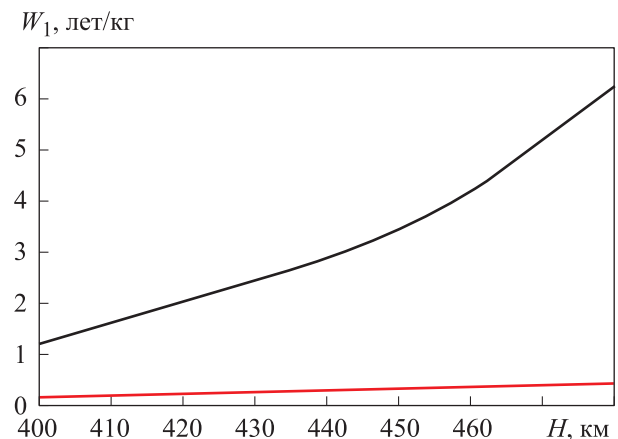


Рис. 6. Зависимость показателя эффективности  $W_1$  от высоты орбиты  $H$  исследуемого КА с ЭРД за пятилетний период при различных значениях индекса СА:  
 —  $F_0 = 75 \cdot 10^{-22} \text{ Вт/(м}^2 \cdot \text{Гц)}$ ;  
 —  $F_0 = 250 \cdot 10^{-22} \text{ Вт/(м}^2 \cdot \text{Гц)}$

дцатилетнем цикле, как в модели на рис. 3. Изменение плотности соответствует такому индексу СА: половину одиннадцатилетнего солнечного цикла  $F_0$  возрастает с  $75 \cdot 10^{-22}$  до  $250 \cdot 10^{-22}$  Вт/(м<sup>2</sup>·Гц), затем падает с  $250 \cdot 10^{-22}$  до  $75 \cdot 10^{-22}$  Вт/(м<sup>2</sup>·Гц).

Исследования показали уменьшение показателя эффективности  $W_1$  с увеличением срока существования КА. Это объясняется тем, что повышается плотность атмосферы и, соответственно, количество циклов коррекции и затрат РТ на них. Для описанной модели с изменяющейся плотностью при сроке существования КА 5 лет и более показатель эффективности при высоте орбиты  $H \approx 400$  км будет варьироваться в пределах 0,2...0,4 лет/кг, при  $H \approx 450$  км — 0,6... 0,8 лет/кг; при  $H \approx 480$  км — 0,9...1,1 лет/кг.

Следует отметить, что согласно ряду прогнозов до 2030-х годов будет низкая СА, характеризующаяся изменением индексов  $F_0 = (50...125) \cdot 10^{-22}$  Вт/(м<sup>2</sup>·Гц) за одиннадцатилетний цикл, т. е. значения показателя эффек-

тивности будут ближе к верхней кривой, показанной на рис. 6.

## Выводы

1. Установлено, что размещение на борту КА семейства «АИСТ-2» (массой 500...700 кг с баллистическим коэффициентом 0,003...0,005 м<sup>2</sup>/кг) ЭРД с силой тяги порядка 0,02 Н и удельным импульсом 12 500 м/с позволяет осуществлять поддержание околокруговой орбиты высотой в диапазоне 400...500 км.

2. Расчетные значения показателя эффективности КА с ЭРД свидетельствуют о том, что пятикилограммовый запас массы РТ позволяет поддерживать орбиту:

- от одного года до двух лет (и более в эпоху низкой СА) на высоте порядка 400 км;
- от трех до четырех лет (и более в эпоху низкой СА) на высоте порядка 450 км;
- от четырех с половиной до пяти с половиной лет (и более в эпоху низкой СА) на высоте порядка 480 км.

## Литература

- [1] *Earth Observation Portal. Tacsat-2.* URL: <https://eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/content/-/article/tacsat2> (дата обращения 15 февраля 2020).
- [2] Известков И. Космические войска запустили европейский спутник. *Новости космонавтики*, 2009, т. 19, № 5(316), с. 38–42.
- [3] *About Super Low Altitude Test Satellite "TSUBAME" (SLATS).* URL: <https://global.jaxa.jp/projects/sat/slats> (дата обращения 15 февраля 2020).
- [4] *Японский спутник установил рекорд. Необычный режим ионного двигателя.* URL: <https://naukatehnika.com/yaponskij-sputnik-ustanovil-rekord.html> (дата обращения 15 февраля 2020).
- [5] Киселев К.В., Медведиков И.А., Ходненко А.В., Хромов В.А., Шляконов Л.В. Результаты летных испытаний корректирующей двигательной установки с двигателем СПД-50 на борту космического аппарата типа «Канопус-В». *Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ*, 2013, т. 137, с. 7–14.
- [6] Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Шахматов Е.В., Ткаченко С.И., Горячкин О.В. *Опытно-технологический малый космический аппарат «АИСТ-2Д»*. Самара, Изд-во СамНЦ РАН, 2017. 324 с.
- [7] Салмин В.В., Волощев В.В., Шиханов С.В. Поддержание заданных орбитальных параметров космического аппарата с помощью двигателей малой тяги. *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета*, 2013, № 4(42), с. 248–254.
- [8] Дубошин Г.Н. *Справочное руководство по небесной механике и астродинамике*. Москва, Наука. Глав. ред. физ.-мат. лит., 1976. 864 с.
- [9] Salmin V.V., Volotsuev V.V., Tkachenko S. I., Kaurov I.V. Improving the Efficiency of Earth Monitoring Missions by Equipping Small Spacecraft AIST-2 with Electric Propulsion. *Procedia Engineering*, 2017, vol. 185, pp. 198–204, doi: 10.1016/j.proeng.2017.03.300
- [10] Salmin V.V., Volotsuev V.V., Safronov S.L., Tkachenko I.S., Raube S.S., Shikhanov S.V., Shikhanova E.G. Application of Electric Propulsion for Low Earth Orbit Station Keeping. *Procedia Engineering*, 2017, vol. 185, pp. 254–260, doi: 10.1016/j.proeng.2017.03.338



- [11] ГОСТ Р 25645.166–2004. *Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли*. Москва, Изд-во стандартов, 2004.
- [12] Аншаков Г.П., Салмин В.В., Волоцуев В.В. Математические модели поддержания низкой орбиты космического аппарата с помощью электрореактивных двигателей с учетом ограничений по электропитанию. *Информационные технологии и нанотехнологии. IV Междунар. конф. и молодежная школа*, Самара, 24–27 апреля 2018, Самара, Новая техника, 2018, с. 2813–2820.
- [13] Салмин В.В., Старинова О.Л., Волоцуев В.В., Петрухина К.В., Ткаченко И.С., Гоголев М.Ю., Четвериков А.С., Матерова И.Л. Оптимизация околоземных и межпланетных миссий космических аппаратов с электрореактивными двигателями установками. *Труды МАИ*, 2012, № 60. URL: <https://mai.ru/upload/iblock/867/optimizatsiya-okolozemnykh-i-mezhplanetnykh-missiy-kosmicheskikh-apparatov-s-elektroreaktivnymi-dvigatelnyimi-ustanovkami.pdf> (дата обращения 5 февраля 2020).
- [14] Салмин В.В., Васильев В.В. Выбор универсальных параметров двигателя малой тяги, предназначенного для поддержания орбиты спутника Земли. *Космические исследования*, 1984, т. 22, № 6, с. 858–866.
- [15] Лебедев В.Н. *Расчет движения космического аппарата с малой тягой*. Москва, АН СССР, 1968. 108 с.

## References

- [1] *Earth Observation Portal. Tacsat-2*. Available at: <https://eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/content/-/article/tacsat2> (accessed 15 February 2020).
- [2] Izvestkov I. Space forces launch European satellite. *Novosti kosmonavтики*, 2009, vol. 19, no. 5(316), pp. 38–42 (in Russ.).
- [3] *About Super Low Altitude Test Satellite “TSUBAME” (SLATS)*. Available at: <https://global.jaxa.jp/projects/sat/slats> (accessed 15 February 2020).
- [4] *The Japanese satellite set a record. Unusual ion engine mode*. Available at: <https://naukatehnika.com/yaponskij-sputnik-ustanovil-rekord.html> (accessed 15 February 2020).
- [5] Kiselev K.V., Medvedikov I.A., Khodnenko A.V., Khromov V.A., Shlyakonov L.V. Results of flight tests of the corrective propulsion system with the SPD-50 engine on Board the Canopus-B spacecraft. *Voprosy elektromekhaniki. Trudy VNIIEМ*, 2013, vol. 137, pp. 7–14 (in Russ.).
- [6] Kirilin A.N., Akhmetov R.N., Shakhmatov E.V., Tkachenko S.I., Goryachkin O.V. *Opytno-tekhnologicheskii malyy kosmicheskii apparat “AIST-2D”* [Experimental and technological small spacecraft “AIST-2D”]. Samara, SamNTS RAN publ., 2017. 324 p.
- [7] Salmin V.V., Volotsuyev V.V., Shikhanov S.V. Spacecraft preset orbital parameters control by means of thrusters. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2013, no. 4(42), pp. 248–254.
- [8] Duboshin G.N. *Spravochnoye rukovodstvo po nebesnoy mekhanike i astrodinamike* [Reference guide to celestial mechanics and astrodynamics]. Moscow, Nauka publ., 1976. 864 p.
- [9] Salmin V.V., Volotsuev V.V., Tkachenko S. I., Kaurov I.V. Improving the Efficiency of Earth Monitoring Missions by Equipping Small Spacecraft AIST-2 with Electric Propulsion. *Procedia Engineering*, 2017, vol. 185, pp. 198–204, doi: 10.1016/j.proeng.2017.03.300
- [10] Salmin V.V., Volotsuev V.V., Safronov S.L., Tkachenko I.S., Raube S.S., Shikhanov S.V., Shikhanova E.G. Application of Electric Propulsion for Low Earth Orbit Station Keeping. *Procedia Engineering*, 2017, vol. 185, pp. 254–260, doi: 10.1016/j.proeng.2017.03.338
- [11] GOST R 25645.166–2004. *Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли* [State Standard R 25645.166–2004. Zemli Earth upper atmosphere. Density model for ballistic support of flights of artificial earth satellites]. Moscow, Standartinform publ., 2004.
- [12] Anshakov G.P., Salmin V.V., Volotsuyev V.V. Mathematical models for maintaining a low orbit of a spacecraft with the help of electrically reactive engines with allowance for power

- limitations. *Informatsionnyye tekhnologii i nanotekhnologii. IV Mezhdunar. konf. i molodezhnaya shkola* [Information technologies and nanotechnologies. IV international conference and youth school]. Samara, 2018, pp. 2813–2820.
- [13] Salmin V.V., Starinova O.L., Volotsuyev V.V., Petrukhnina K.V., Tkachenko I.S., Gogolev M.Yu., Chetverikov A.S., Materova I.L. Optimization of near-earth and interplanetary missions of spacecraft with electric propulsion systems. *Trudy MAI*, 2012, no. 60. Available at: <https://mai.ru/upload/iblock/867/optimizatsiya-okolozemnykh-i-mezhplanetnykh-missiy-kosmicheskikh-apparatov-s-elektroreaktivnymi-dvigatelnyimi-ustanovkami.pdf> (accessed 5 February 2020).
- [14] Salmin V.V., Vasil'yev V.V. Selection of universal parameters of a low-thrust engine designed to maintain the orbit of the Earth's satellite. *Cosmic Research*, 1984, vol. 22, no. 6, pp. 858–866 (in Russ.).
- [15] Lebedev V.N. *Raschet dvizheniya kosmicheskogo apparata s maloy tyagoy* [The calculation of the motion of a spacecraft with low thrust]. Moscow, AN SSSR publ., 1968. 108 p.

Статья поступила в редакцию 15.06.2020

## Информация об авторах

**ВОЛОЦУЕВ Владимир Валериевич** — кандидат технических наук, доцент кафедры космического машиностроения имени генерального конструктора Д.И. Козлова. Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва (443086, Самара, Российская Федерация, Московское шоссе, д. 34, e-mail: volotsuev@mail.ru).

**САЛМИН Вадим Викторович** — доктор технических наук, профессор, директор НИИ космического машиностроения. Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва (443086, Самара, Российская Федерация, Московское шоссе, д. 34, e-mail: sputnik@ssau.ru).

## Information about the authors

**VOLOTSUEV Vladimir Valerievich** — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Department of Space Engineering named after General Designer D.I. Kozlov. Samara National Research University named after S.P. Korolev (443086, Samara, Russian Federation, Moskovskoye Shosse, Bldg. 34, e-mail: volotsuev@mail.ru).

**SALMIN Vadim Victorovich** — Doctor of Science (Eng.), Professor, Director, Research Institute of Space Engineering. Samara National Research University named after S.P. Korolev (443086, Samara, Russian Federation, Moskovskoye Shosse, Bldg. 34, e-mail: sputnik@ssau.ru).

### Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Волоцув В.В., Салмин В.В. Анализ эффективности использования электрореактивных двигателей для поддержания низкой орбиты малого космического аппарата. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2020, № 10, с. 65–74, doi: 10.18698/0536-1044-2020-10-65-74

### Please cite this article in English as:

Volotsuev V.V., Salmin V.V. An Analysis of the Efficiency of Electric Propulsion Engines for Maintaining a Low Orbit of Small Spacecraft. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2020, no. 10, pp. 65–74, doi: 10.18698/0536-1044-2020-10-65-74