

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ СРЕДСТВ УВОДА С ОРБИТЫ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Г. П. Аншаков, А. В. Крестина✉, И. С. Ткаченко

*Самарский национальный исследовательский университет им. акад. С. П. Королёва,
г. Самара, Российская Федерация*

В настоящее время для увода малых космических аппаратов с орбиты предлагается использование различных способов. В работе проведен анализ наиболее реализуемых и перспективных из них. Поставлена задача оценки эффективности системы увода малого космического аппарата с орбиты, в рамках которой сформированы критерий и основные показатели эффективности с учетом проектных особенностей. В качестве методологической основы оценки эффективности использовался метод относительной интегральной оценки. С помощью разработанного алгоритма расчета коэффициентов интегральной относительной оценки для каждого способа увода определен наиболее эффективный вариант построения системы при заданных коэффициентах приоритета и с учетом накладываемых проектных ограничений. Для анализа эффективности были выбраны бестопливные средства увода и три типа двигательных установок – электрореактивная, твердотопливная и жидкостная. Анализ эффективности был проведен для аппаратов с различными массовыми и целевыми характеристиками, результатом является выбор типа системы увода и расчет ее параметров. Показана зависимость способа увода от целевого назначения аппарата, высоты и наклона орбиты его функционирования, а также от требований, предъявляемых к массе, стоимости и другим проектным параметрам.

Ключевые слова: малый космический аппарат, космический мусор, система увода с орбиты, оценка эффективности, метод относительной интегральной оценки.

Введение

Проблема образования космического мусора в последние годы встает крайне остро в связи с большим количеством малых космических аппаратов (МКА), выводимых на низкие околоземные орбиты (НОО). В скором будущем на этих орбитах будут развернуты многоспутниковые группировки, количество аппаратов в которых будет достигать нескольких тысяч.

Межведомственным координационным комитетом по космическому мусору были определены две наиболее важные области околоземного пространства, где время существования космических аппаратов (КА) не должно превышать 25 лет [1]. Этими областями являются наиболее «засоренные» НОО и геосинхронные орбиты. Однако развертывание многоспутниковых группировок выходит за пределы ожидаемого количества КА на орбите Земли.

Ограничение длительного существования КА на НОО требует на начальном этапе проектирования включать в состав бортовых систем аппарата средство для его увода с орбиты по истечению срока активного существования [2], что является отдельной сложной научно-технической задачей, так как требуется учитывать особенности функционирования каждого спутника. В связи с этим возникает задача оценки эффективности системы увода МКА с орбиты функционирования. Ее решение становится необходимым еще и по той причине, что потеря управления над вышедшим из строя спутником может являться угрозой для функционирования других аппаратов на орбите из-за возможного столкновения.

1. Обзор средств увода малых космических аппаратов с орбиты

Во время исследования был проведен анализ предлагаемых на настоящий момент методов борьбы с проблемой образования космического

✉ stasy2403@yandex.ru

мусора, которая получила широкое распространение в работах отечественных и зарубежных авторов [3–12]. Преимущества и недостатки различных способов увода приведены в табл. 1.

Таблица 1

Преимущества и недостатки способов увода с орбиты

Тип системы увода		Преимущества	Недостатки
Пассивные (бестопливные)	Тросовая система	1) Малая масса. 2) Низкая стоимость.	1) Сложность изготовления. 2) Сложность программы экспериментальной отработки. 3) Длительное время увода. 4) Большое энергопотребление.
	Аэродинамическая система	1) Низкая стоимость. 2) Использование естественных внешних сил. 3) Малая масса.	1) Использование только на орбитах с высотой до 800 км. 2) Сложность развертывания конструкции. 3) Уязвимость к микрометеоритам. 4) Длительное время увода.
	Солнечный парус	1) Использование естественных внешних сил. 2) Малая масса. 3) Низкая стоимость.	1) Уязвимость к микрометеоритам. 2) Использование на орбитах ниже 2000 км невозможно.
Активные (топливные)	Жидкостный ракетный двигатель малой тяги (ЖРД МТ)	1) Широкий диапазон тяги. 2) Высокая степень летной отработки.	1) Токсичное топливо. 2) Низкий удельный импульс.
	Твердотопливный ракетный двигатель малой тяги (ТРД МТ)	1) Малое количество элементов и подсистем. 2) Высокая надежность. 3) Длительные сроки хранения топлива.	1) Однократное включение. 2) Фиксированный общий импульс.
	Электрореактивная двигательная установка (ЭРДУ)	1) Высокий удельный импульс. 2) Экологичное топливо.	1) Низкая тяга. 2) Высокая стоимость. 3) Длительное время увода. 4) Высокое энергопотребление.

Наибольшее количество МКА функционируют на орбитах в диапазоне от 300 до 800 км, где момент светового давления не оказывает существенного влияния на движение аппарата, в связи с чем использование солнечного паруса на орбитах ниже 800 км не представляется возможным. Поэтому по результатам анализа данных табл. 1 были выделены наиболее перспективные способы увода МКА различной массы с орбиты – аэродинамическая [13] и тросовая системы, ЭРДУ, ЖРД МТ и ТРД МТ.

2. Постановка задачи

Оценка эффективности системы увода МКА с орбиты требует формирования системы критериев и показателей эффективности, которые представляют собой совокупность важнейших параметров, характеризующих объект с различных сторон и учитывающих его функциональные особенности [14].

При формировании показателей из множества возможных параметров необходимо учитывать существенность показателя для рассматриваемого типа объекта, а также количественную определяемость показателя.

На основе анализа возможных способов увода КА с орбиты определены следующие показатели эффективности системы увода МКА, приведенные к безразмерным относительным величинам с помощью нормирования:

1) Относительное время увода, с:

$$\hat{T} = \frac{T_y}{T_{\text{сущ}}}, \tag{1}$$

где T_y – время увода МКА в плотные слои атмосферы при использовании системы увода, час; $T_{\text{сущ}}$ – время баллистического существования МКА при естественном спуске с орбиты функционирования за счет силы аэродинамического сопротивления, час.

2) Относительная масса системы увода, кг:

$$\hat{M} = \frac{M_c}{M_{КА} + M_c}, \quad (2)$$

где M_c – масса системы увода МКА с орбиты, которая включает в себя суммарную массу конструкции всех элементов и подсистем, а также массу топлива в случае использования двигательных установок (ДУ), кг; $M_{КА}$ – масса МКА, кг.

3) Удельное энергопотребление системы увода, Вт:

$$\hat{W} = \frac{W_c}{W_{СЭП}}, \quad (3)$$

где W_c – потребляемая системой увода МКА с орбиты мощность, необходимая на включение и функционирование системы, Вт; $W_{СЭП}$ – мощность системы электропитания МКА, Вт.

4) Технологичность системы увода S – условный показатель, отражающий конструктивную сложность изготовления элементов и системы увода в целом. Для определения показателя технологичности используется метод экспертных оценок. Обобщенный показатель технологичности системы состоит из частных показателей [15]: S_1 – показатель, характеризующий трудоемкость изготовления конструкции; S_2 – показатель, характеризующий степень использования стандартных и нормализованных деталей; S_3 – показатель, характеризующий сложность выполнения работ по техническому обслуживанию изделий, в том числе требования по квалификации и составу персонала для проведения этих работ; S_4 – показатель, характеризующий сложность экспериментальной обработки.

Далее производится расчет числовых значений каждого из частных показателей технологичности для анализируемых видов систем:

$$S_j = S_{j\text{cp}} \cdot W_j, \quad (4)$$

где $S_{j\text{cp}}$ – средний балл по j -му показателю; W_j – весовой коэффициент важности j -го частного показателя технологичности.

Для определения обобщенного показателя технологичности необходимо суммировать частные показатели:

$$S = \sum_{j=1}^n S_j,$$

где S_j – нормируемый j -ый показатель оценки технологичности; n – общее число показателей.

5) Относительная стоимость системы увода:

$$\hat{C} = \frac{C_c}{C_{КА}}, \quad (5)$$

где C_c – стоимость изготовления, сборки и испытаний системы увода МКА с орбиты, руб.;

$C_{КА}$ – стоимость создания, выведения и эксплуатации МКА, руб.

6) «Надежность» системы увода R – обобщенный показатель, отражающий возможность включения системы увода МКА с орбиты, вероятность ее безотказной работы и выполнения целевой функции. Состоит из частных показателей оценки «надежности» системы: R_1 – показатель, характеризующий количество подсистем в составе системы увода; R_2 – показатель, характеризующий условия включения системы; R_3 – показатель, характеризующий длительность хранения и стабильность рабочего тела; R_4 – показатель, характеризующий токсичность рабочего тела.

Назначение частных показателей «надежности» проводится экспертами. Далее производится расчет числовых значений каждого из частных показателей для анализируемых видов систем:

$$R_i = R_{i\text{cp}} \cdot W_i, \quad (7)$$

где $R_{i\text{cp}}$ – средний балл по i -му показателю; W_i – весовой коэффициент важности i -го частного показателя «надежности».

Для определения обобщенного показателя необходимо суммировать частные показатели:

$$R = \sum_{i=1}^k R_i,$$

где R_i – i -ый частный показатель оценки «надежности»; k – общее число частных показателей.

Весовые коэффициенты важности показателей технологичности и «надежности» W_j и W_i назначаются методом экспертных оценок с учетом условий:

$$\sum_{j=1}^n W_j = 1; \quad \sum_{i=1}^k W_i = 1.$$

Ограничимся рассмотрением шести указанных выше показателей в задаче анализа эффективности системы увода, так как они достаточны и отражают основные характеристики КА и их систем.

Критерий эффективности системы увода МКА с орбиты можно представить в виде:

$$\bar{E} = E(\hat{T}, \hat{M}, \hat{W}, S, \hat{C}, \hat{R})^T \rightarrow \max. \quad (7)$$

Зависимость между показателями эффективности в явном виде установить крайне сложно из-за их различной физической сущности. Это определило выбор метода анализа эффективности системы – метода относительной интегральной оценки. Таким образом, задачу выбора средства увода МКА и оценки его эффективности можно сформулировать как задачу максимизации критерия эффективности \bar{E} .

3. Метод относительной интегральной оценки

Метод относительной интегральной оценки объединяет в себе свойства метода свертки и метода выделения главного критерия, поэтому он может использоваться при выборе состава системы увода МКА с орбиты для оценки эффективности на ранних этапах проектирования [16]. Сравнение одной альтернативы с другой ведется на основе совокупного коэффициента относительной интегральной оценки, что является преимуществом данного метода [17].

Для реализации метода интегральной относительной оценки эффективности системы увода МКА с орбиты необходимо определить значимость показателей, то есть величины их коэффициентов приоритета (коэффициенты весомости), что является определенным недостатком, так как процесс их поиска содержит субъективную составляющую (мнение экспертов, лица, принимающего решения (ЛПР) и т. д.). В данной задаче коэффициенты приоритета показателей эффективности системы α_j назначаются ЛПР. Конечной целью оценки является минимизация времени увода, соответственно показатель относительного времени увода аппарата является превалирующим. Это учитывается на этапе формирования комбинации коэффициентов приоритета: $\alpha_1 = 0,25$; $\alpha_2 = 0,15$; $\alpha_3 = 0,15$; $\alpha_4 = 0,15$; $\alpha_5 = 0,15$; $\alpha_6 = 0,15$.

За определением приоритетов показателей следует непосредственно расчет коэффициентов интегральной относительной оценки (КИО) системы увода МКА с орбиты. Для показателей, значения которых при повышении эффективности системы уменьшаются ($\hat{T}, \hat{M}, \hat{W}, S, C$), КИО определяется по формуле:

$$K_j = \frac{E_{j \text{ баз}}}{E_j}. \quad (8)$$

Для показателей, значения которых при повышении эффективности системы увеличиваются (R), КИО определяется по формуле:

$$K_j = \frac{E_j}{E_{j \text{ баз}}}. \quad (9)$$

Совокупный коэффициент интегральной относительной оценки системы определяется по сумме M показателей, взвешенных по их значимости с помощью коэффициентов приоритета [17]:

$$K_{\text{ио}} = \frac{\sum_{j=1}^M K_j \alpha_j}{\sum_{j=1}^M \alpha_j}. \quad (10)$$

4. Алгоритм анализа эффективности системы увода малых космических аппаратов с орбиты

Выбранные для анализа эффективности средства увода подходят для применения на МКА массой от 1 до 1000 кг, функционирующих на орбитах от 300 до 800 км и не оснащенных двигательных установкой [19].

Для аппаратов нано- и микро- класса при формировании альтернативных вариантов построения системы увода необходимо определить наличие системы ориентации и стабилизации на борту аппаратов, которая в большинстве случаев ограничивается пассивными средствами. В связи с этим логично формирование альтернатив для систем увода подобных аппаратов на базе пассивных (бестопливных) средств (табл. 1). При этом необходимо учитывать мощность системы энергопитания (СЭП) на борту таких спутников. В случае если рассматриваемый МКА оснащен системой управления движением и, соответственно, активной системой ориентации и стабилизации для анализа эффективности выбираются двигательные установки – активные (топливные) средства увода (табл. 1).

Однако после длительного срока существования на орбите может произойти отказ или деградация бортовых систем спутника, что влияет на вероятность корректной выдачи двигателем тормозного импульса в нужном направлении. Для этого в анализе эффективности рассматриваются также варианты построения системы увода на базе пассивных методов: аэродинамическая и тросовая системы.

При формировании группы альтернативных вариантов построения системы увода МКА с орбиты учитываются следующие факторы:

- альтернативы имеют одинаковые цели;
- показатели экономической эффективности базируются на независимой от года создания и развертывания системы единой шкале цен;
- приоритеты всех показателей инварианты для всех альтернатив.

После описания альтернативных вариантов построения системы увода определяются основные проектные параметры систем увода [14], показатели эффективности системы увода и КИО по каждому показателю и в совокупности. Важным шагом алгоритма является оценка запасов мощности СЭП для включения того или иного варианта построения системы. В случае недостатка энергии эта конфигурация исключается из рассмотрения, так как невозможно обеспечить функционирование системы увода. Выбор рационального варианта построения системы увода МКА с орбиты осуществляется из условия максимума

совокупного КИО. Структурная схема алгоритма анализа эффективности представлена на рис. 1. После выбора варианта построения системы уво-

да становится возможным создание проектной модели аппарата, оснащенного выбранной системой увода.

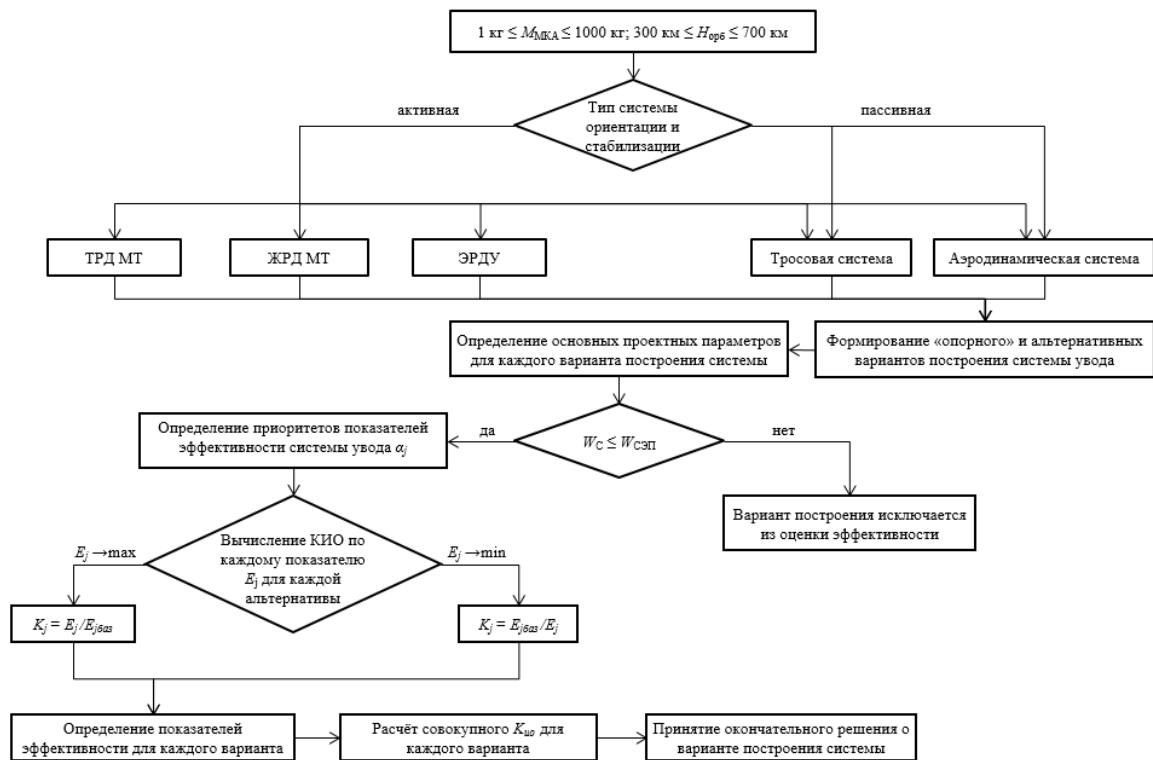


Рис. 1. Структурная схема алгоритма оценки эффективности системы увода МКА

5. Апробация разработанного алгоритма

Для апробации алгоритма были выбраны пять МКА, характеристики которых представлены в

табл. 2 [18]. Расчетный срок баллистического существования (СБС) каждого аппарата при фиксированном уровне солнечной активности $1 \cdot 10^{-20}$ Вт/(м²·Гц) превышает 25 лет, что подтверждает необходимость оснащения средствами увода с орбиты.

Таблица 2

Основные параметры рассматриваемых МКА

Название МКА	Назначение	Страна изготовления	Орбита функционирования		Масса, кг	Элементы (тип) системы управления движением	Среднее расчетное значение СБС, лет	Мощность СЭП, Вт
			Высота, км	Наклонение, град.				
CanX-7	Научные исследования	Канада	635	97,4	3,5	Магнитометры (пассивная)	51	8
АИСТ-1	Научные исследования	РФ	625	82,4	40,0	Магнитометры (пассивная)	66	12
ТЕТ-1	Отработка технологий	Германия	510	97,8	120,0	Двигатели-маховики (активная)	30	70
SciSat-1	Научные исследования	Канада	650	73,9	260,0	Двигатели-маховики (активная)	71	110
АИСТ-2Д	Дистанционное зондирование Земли	РФ	490	97,3	530,0	Двигатели-маховики (активная)	28	285

В качестве «опорного» (О) и пяти альтернативных вариантов для аппаратов «CanX-7» и «АИСТ-1» были сформированы шесть конфигураций аэродинамической (АС) и тросовой (ТС) системы с различными геометрическими параметрами, представленными в табл. 3.

Для оценки эффективности системы увода с орбиты аппаратов «TET-1», «SciSat-1» и «АИСТ-2Д» в качестве «опорного» и альтернативных вариантов построения помимо пассивных способов увода выбраны шесть ДУ, тип и параметры которых представлен в табл. 4 [19–23].

Таблица 3

Варианты построения системы увода МКА nano- и микро-класса с орбиты

МКА	Вариант построения системы	Способ увода	Длина троса, м / Диаметр надувного баллона, м	Толщина троса, м
CanX-7	О	АС	0,4	–
	A1	АС	1,0	–
	A2	АС	2,5	–
	A3	АС	4,0	–
	A4	ТС	500	$1,0 \cdot 10^{-5}$
	A5	ТС	1000	$1,0 \cdot 10^{-5}$
	A6	ТС	500	$3,5 \cdot 10^{-5}$
АИСТ-1	О	АС	1,0	–
	A1	АС	2,0	–
	A2	АС	4,0	–
	A3	АС	8,0	–
	A4	ТС	1000	$1,6 \cdot 10^{-5}$
	A5	ТС	2000	$1,6 \cdot 10^{-5}$
	A6	ТС	1000	$7,0 \cdot 10^{-5}$
	A7	ТС	2000	$7,0 \cdot 10^{-5}$

Таблица 4

Варианты построения системы увода МКА с орбиты

Вариант построения системы	Способ увода	Рабочее тело	Тип двигателя	Удельный импульс, м/с	Тяга, Н	Потребляемая мощность, Вт	Длина троса, м / Диаметр надувного баллона, м	Толщина троса, м
О	ЭРДУ	Ксенон	ПлаС-34	13243	0,03	70	–	–
A1	АС	Азот	–	–	–	–	20	–
A2	АС	Азот	–	–	–	–	40	–
A3	ТС	–	–	–	–	–	3000	$1,5 \cdot 10^{-4}$
A4	ТС	–	–	–	–	–	5000	$1,5 \cdot 10^{-4}$
A5	ЭРДУ	Ксенон	ПлаС-40	17168	0,04	100	–	–
A6	ЖРД МТ	НДМГ / АГ	17Д58Э	2688	13,30	27	–	–
A7	ЖРД МТ	Кислород / водород	Океан-О	4071	30,00	28	–	–
A8	ТРД МТ	ПБ/ПА	755 NsMotor	1835	37,00	42	–	–
A9	ТРД МТ	ПБ/ПА	STAR 4G	2717	25,80	16	–	–

Рассмотрим пример применения разработанного алгоритма для МКА «ТЕТ-1».

СБС аппарата, а также время его увода с помощью АС определяется по формуле [24]:

$$T_y = \frac{2M_{КА}}{3\rho_m C_x S_M} \sqrt{\frac{a}{\mu}} \cdot X(e, z), \quad (11)$$

где

$$X(e, z) = \frac{3e}{4} \left\{ 1 + \frac{7e}{6} + \frac{5e^2}{16} + \frac{1}{2z} \left(1 + \frac{11e}{12} + \frac{3}{4z} + \frac{3}{4z^2} \right) + O\left(e^3, \frac{1}{4z^4}\right) \right\},$$

где $M_{КА}$ – масса КА, кг; ρ_m – плотность атмосферы на перигее орбиты (ГОСТ 25645.101-83), кг/м³; $I_0(z)$ – функция Бесселя порядка $k = 0$ и 1 и аргумента $z = ae/H_{\rho_{пер}}$; $e = 0$ – эксцентриситет орбиты; S_M – площадь мишени, м²; μ – гравитационная постоянная, м³·с⁻²; $C_x = 2...2,3$ – коэффициент аэродинамического сопротивления; a – большая полуось орбиты, м.

Время увода МКА с тросовой системой определяется по следующей зависимости [24]:

$$T_y = \frac{MR_T}{12L^2 B_M^2 R_3^6 \cos^2 \alpha \cos^2 \lambda} (r_1^6 - r_2^6), \quad (12)$$

где

$$\cos^2 \lambda = \frac{1}{16} \left\{ 6 + 2 \cos 2i + 3 \cos [2(i - \varphi)] + 2 \cos 2\varphi + 3 \cos [2(i - \varphi)] \right\},$$

где i – наклонение орбиты, град; $\varphi = 11$ – наклонение оси магнитного поля Земли, град; L – длина троса, м; $R_T = L\rho_{уд}/S_T$ – сопротивление троса, Ом; S_T – площадь сечения троса, м²; α – угол между осью троса и местной вертикалью, принимаемый равным 0°; $M = M_{КА} + M_{ЭДКТС}$ – общая масса МКА с системой, кг; B_M – величина магнитной индукции на геомагнитном экваторе, Тл; r_1 – начальная высота орбиты, м; r_2 – конечная высота орбиты, м.

Для МКА, оснащенного ДУ, время увода с орбиты определяется с помощью соотношения:

$$T_y = (M_T/F_T)I_{уд}, \quad (13)$$

где $I_{уд}$ – удельный импульс, м/с; F_T – сила тяги двигательной установки, Н; M_T – масса топлива, кг:

$$M_T = M_{КА} \left[1 - \exp(-\Delta V/I_{уд}) \right], \quad (14)$$

где ΔV – приращение характеристической скорости для перехода с начальной орбиты на конечную, м/с:

$$\Delta V = V_{орб} \left[1 - \sqrt{\frac{2(\tilde{r}-1)}{(\tilde{r} \sec \theta_{вх}^*)^2 - 1}} \right], \quad (15)$$

где $\theta_{вх}^* = 0...3$ – угол входа МКА в плотные слои

атмосферы, град; $V_{орб} = \sqrt{\frac{\mu}{r^{(0)}}}$ – скорость движения

аппарата по круговой начальной орбите радиуса

$r^{(0)}$, м/с; $\tilde{r} = \frac{r^{(0)}}{R_{атм}} = \frac{r^{(0)}}{R_3 + 150}$ – радиус условной

границы атмосферы, м.

Затем определяем массу системы для каждого варианта построения, которая определяется путем суммирования масс основных подсистем и рабочего тела.

Масса аэродинамической системы увода определяется следующим образом:

$$M_{АСУ} = M_{АУ} + M_{СН}, \quad (16)$$

где $M_{АУ} = M_{об} + M_{КХ}$ – масса аэродинамического устройства, включающая массу надувной оболочки $M_{об} = \rho_o V_o$ и массу контейнера хранения $M_{КХ} = \rho_{КХ} k_o V_o$; кг; ρ_o – плотность материала оболочки, кг/м³; $V_o \approx S_{об} \delta \approx 4\pi r^2 \delta$ – объем оболочки, м³; $k_o = 0,04...0,06$ – статистический коэффициент складывания; δ – толщина оболочки, м; $\rho_{КХ}$ – плотность материала контейнера хранения, кг/м³; $S_{об}$ – площадь оболочки, м²; $M_{СН} = M_{СП} + M_{ГТ} + M_{КВ}$ – масса системы наддува, кг; $M_{СП} = \gamma_{СП} \cdot M_{ГТ}$ – масса системы подачи газа, кг; $\gamma_{СП} = 0,4$ – удельная массовая характеристика системы подачи газа [10]; $M_{ГТ}$ – масса газогенератора, определяется характеристиками выбранного прототипа, кг.

Масса контроллера включения $M_{КВ}$ по статистическим данным не должна превышать 7 % от массы газогенератора.

Масса ТС определяется следующим образом:

$$M_{ЭДКТС} = M_{СР} + M_{ЭДГ}, \quad (17)$$

где $M_{СР} = 0,02 \cdot M_{КА}$ – масса системы развертывания (по статистическим данным не превышает 2 % от массы КА [7]), кг; $M_{ЭДГ} = \rho_T V = \rho_T S_T L_T$ – масса троса, кг; ρ_T – плотность материала электродинамического троса, кг/м³; $S_T = \pi d_T^2/4$ – площадь сечения электродинамического троса, м²; L_T – длина электродинамического троса, м. Как правило, для космических тросов используется алюминий, который имеет удельное сопротивление 27,4 нОм·м и плотность 2700 кг/м³.

Для расчета массы ДУ на этапе проектирования можно использовать следующие зависимости:

$$M_{ЭРДУ} = p \cdot M_T, \quad (18)$$

$$M_{ЖРДМТ} = q \cdot M_T,$$

$$M_{ТРДМТ} = r \cdot M_T,$$

где M_T – масса топлива, рассчитываемая по формуле (12), кг; $p = 1,3...1,5$ – статистический ко-

эффицент, учитывающий массу конструкции и элементов ЭРДУ; $q = 1,4$ – статистический коэффициент, учитывающий массу конструкции и элементов ЖРД МТ; $r = 2,3$ – статистический коэффициент, учитывающий массу конструкции и элементов ТРД МТ.

Стоимость создания системы увода может быть определена путем суммирования стоимости изготовления (затраты на создание, испытания и работы по сборке) и стоимости материалов и топлива:

$$C_c = C_{и} + C_{м}, \tag{19}$$

где $C_{и}$ – стоимость изготовления системы, $C_{м}$ – стоимость материалов для изготовления системы.

Стоимость изготовления системы зависит от трудоемкости, которая характеризуется временем, затрачиваемым на изготовление, сборку и испытания изделия. Суммируя время определенных операций, может быть определена общая трудоемкость в нормо-часах. При проектировочном расчете можно руководствоваться статистическими данными о трудоемкости изготовления изделия:

$$C_{и} = MPOГ \cdot c, \tag{20}$$

где $MPOГ$ – минимальный размер оплаты труда, руб.; c – количество нормо-часов, необходимых для изготовления системы увода, н.ч. [25].

Стоимость материалов и топлива для аэродинамической системы увода определяется формулой:

$$C_{м}^{AC} = C_{о} + C_{кx} + C_{г}, \tag{21}$$

где $C_{г} = \dot{c}_{г} \cdot m_{г}$ – стоимость газа для наполнения надувного баллона, руб.; $\dot{c}_{г}$ – удельная стоимость одного килограмма газа, руб./кг; $m_{г}$ – масса газа, кг; $C_{о} = \dot{c}_{м}^o \cdot S_{нб}$ – стоимость материала оболочки, руб.; $\dot{c}_{м}^o$ – стоимость одного квадратного метра материала оболочки, в качестве которого в проектах-аналогах используются майлар, каптон и алюминий, руб./м²; $C_{кx} = \dot{c}_{м}^{кx} \cdot M_{кx}$ – стоимость контейнера хранения оболочки, руб.; $\dot{c}_{м}^{кx}$ – стоимость одного килограмма материала контейнера, руб./кг.

Стоимость материалов для изготовления ТС определяется по формуле:

$$C_{м}^{TC} = C_{эдт} + C_{сп}, \tag{22}$$

где $C_{эдт} = \dot{c}_{м} \cdot M_{эдт}$ – стоимость материалов для изготовления электродинамического троса, руб.; $C_{сп} = \dot{c}_{м}^{сп} \cdot M_{сп}$ – стоимость материалов для изготовления системы разворачивания, руб.; $\dot{c}_{м}$ – удельная стоимость 1 кг материала изготовления троса или системы разворачивания, руб./кг [7].

Стоимость ДУ определяется путем суммирования статистической стоимости двигателя и произведения удельной стоимости 1 кг топлива на массу требуемого для увода топлива.

Мощность, необходимая на разворачивание аэродинамической системы увода МКА с орбиты, определяется мощностью выбранного газогенератора. Мощность, необходимая на включение ДУ, определяется характеристиками выбранного прототипа.

Мощность, необходимую на разворачивание ТС, можно определить как:

$$W_{эдктс} = IU = I^2 R = U^2 / R, \tag{23}$$

где U – напряжение в электродинамическом тресе, В; $R = \rho_{уд} L_{т} / S_{т}$ – сопротивление электродинамического троса, определяемое по зависимости, Ом; $\rho_{уд}$ – удельное сопротивление материала электродинамического троса, Ом·м.

Результаты расчета проектных параметров системы увода для МКА «ТЕТ-1» с помощью вышеприведенных формул представлены в табл. 5.

Таблица 5

Основные проектные параметры системы увода

Вариант	M_c , кг	W_c , Вт	T_y , ч	C_c , тыс. руб.	$C_{ка}$, тыс. руб.
О	1	70	113,91	4720	200 000
A1	7	50	172,35	1180	
A2	15	70	43,09	1376	
A3	3	12	7444,92	1659	
A4	4	7	4470,99	1998	
A5	1	100	85,51	6336	
A6	6	27	3,80	7471	
A7	4	40	1,69	7977	
A8	15	42	1,35	4841	
A9	10	16	0,98	5161	

Таблица 6

Значения показателей эффективности систем увода МКА «ТЕТ-1»

Вариант	\hat{T}	\hat{M}	\hat{W}	S	\hat{C}	R
О	0,00044444	0,0097	1,00	4,94	0,0236	5,05
A1	0,00067243	0,0583	0,71	4,90	0,0059	3,56
A2	0,00016811	0,1135	1,00	4,99	0,0069	3,56
A3	0,02904736	0,0209	0,17	5,66	0,0083	3,34
A4	0,01744416	0,0313	0,10	5,78	0,0100	3,34
A5	0,00033362	0,0120	1,43	5,04	0,0317	5,39
A6	0,00001481	0,0491	0,39	2,94	0,0374	3,02
A7	0,00000661	0,0336	0,57	2,98	0,0399	3,48
A8	0,00000528	0,1128	0,60	6,42	0,0242	6,28
A9	0,00000382	0,0797	0,23	6,52	0,0258	6,42

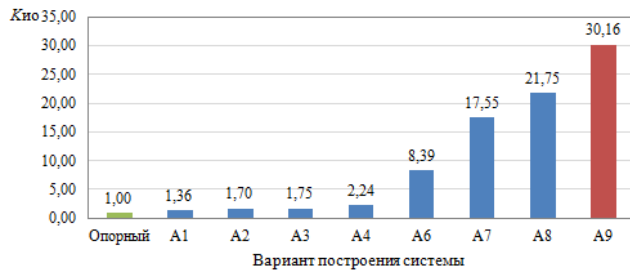


Рис. 2. Гистограмма КИО систем увода МКА «ТЕТ-1»

Результаты расчета показателей эффективности для МКА «ТЕТ-1» представлены в табл. 6. Результаты расчета для рассматриваемых аппаратов представлены в графическом виде на рис. 2–6, где вариант построения системы, обладающий максимальным совокупным КИО, является наиболее эффективным.

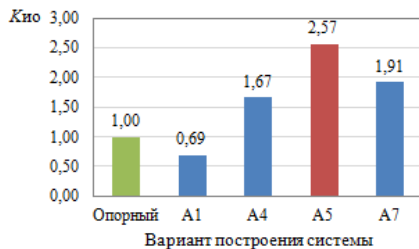


Рис. 3. Гистограмма КИО систем увода МКА «CanX-7»

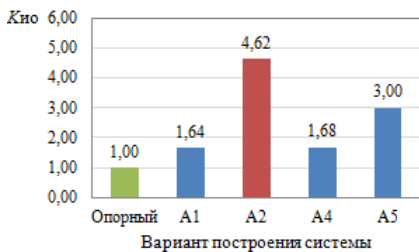


Рис. 4. Гистограмма КИО систем увода МКА «АИСТ-1»

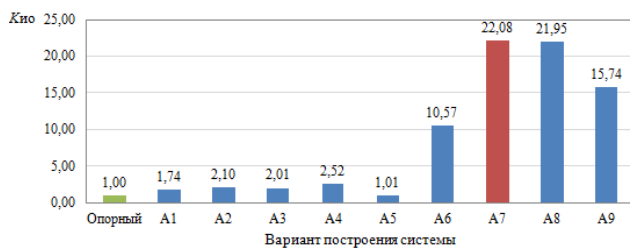


Рис. 5. Гистограмма КИО систем увода МКА «SciSat-1»

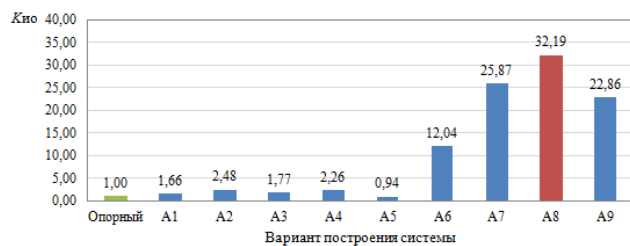


Рис. 6. Гистограмма КИО систем увода МКА «АИСТ-2Д»

6. Результаты и обсуждение

Таким образом, анализ гистограмм показывает, что наиболее эффективными вариантами построения для выбранных аппаратов являются: МКА «CanX-7» – ТС с длиной троса 1 км и толщиной 10 мкм, время увода при этом составляет не более девяти месяцев; МКА «АИСТ-1» – АС с диаметром надуваемого баллона 4 м, время увода составляет не более года; МКА «ТЕТ-1» – ТРД МТ «STAR 4G», время увода при этом составляет не более одного часа; МКА «SciSat-1» – ЖРД МТ «Океан-О», время увода – не более 4 часов; МКА «АИСТ-2Д» – ТРД МТ «755 NsMotor», время увода с орбиты – не более 5 часов.

В результате работы были сформированы рекомендации по оснащению МКА системами увода в зависимости от массовых и энергетических характеристик спутника. Предлагаемая классификация представлена в табл. 7.

Таблица 7

Классификация средств увода для МКА

Класс аппарата	Масса, кг	Тип системы ориентации	Мощность системы энергопитания, Вт	Предлагаемое средство увода
Нано-класс	1–10	Пассивная	5–10	ТС / АС
Микро-класс	10–100	Пассивная	10–15	АС
Малые	100–250	Активная	50–100	ТРД МТ
Малые	250–500	Активная	100–200	ЖРД МТ
Малые	500–1000	Активная	250–450	ТРД МТ / ЖРД МТ

В зависимости от параметров орбиты функционирования, массы и запасов энергии на борту МКА, в качестве средства увода рекомендуется рассматривать определенные типы систем. В случае разработки системы увода для наноспутников возможно рассмотрение пассивных способов увода – тросов и надуваемых баллонов, так как для аппаратов с такой малой массой требуется минимальная мощность. Возможность использования ТС для аппаратов нано-класса подтверждает эксперимент эстонского студенческого спутника «ESTCube-1» [26]. Установка на спутники микро-класса тросовой системы не рациональна, так как для эффективного увода необходим трос с такими характеристиками, которые требуют большего количества энергии, чем может обеспечить система энергопотребления

аппарата. Это приводит к рассмотрению только аэродинамической системы увода с различными диаметрами надуваемого баллона. Как можно увидеть из формулы (9), время увода для такого способа прямо зависит от площади аэродинамического устройства.

Для аппаратов с массой более 100 кг и активной системой ориентации наиболее эффективным способом увода являются ДУ. Так как целью оценки эффективности заключалась в минимизации времени увода, для аппаратов подобного типа этого можно добиться с помощью ДУ с максимальной тягой, что делает ЭРДУ наиболее неподходящими для задачи уменьшения СБС в виду их большой потребляемой мощности и низкого уровня тяги по сравнению с другими видами ДУ. Таким образом, в рамках данного исследования наиболее предпочтительными являются твердотопливные и жидкостные двигатели.

В зависимости от конечной цели оценки эффективности и предпочтений ЛПП превалирующим показателем эффективности может быть не только относительное время увода, но также и относительная масса или относительная стоимость системы. Это повлияет на выбор коэффициентов приоритета и, соответственно, на выбор финального варианта построения.

Заключение

Рассмотрены несколько существующих и разрабатываемых способов увода МКА с орбиты, выбраны наиболее перспективные для поставленной задачи сведения спутников массой от 1 до 1000 кг с низких околоземных орбит в диапазоне 300–800 км, не оснащенных ДУ.

Предложена классификация МКА не только по массовым характеристикам, но и по типу системы и ориентации, а также запасам электроэнергии на борту. Разработан алгоритм оценки эффективности различных вариантов построения системы увода МКА с учетом его функциональных особенностей, в основе которого лежит метод относительной интегральной оценки. Для пяти типовых примеров каждого класса аппаратов проведен анализ эффективности средств увода и выбран вариант с наибольшим коэффициентом интегральной оценки. Использование алгоритма оценки эффективности различных вариантов системы на базе метода интегральной оценки позволяет упростить процесс выбора рационального решения по уводу для МКА любого типа и назначения на ранних стадиях проектирования. В свою очередь, применение на МКА, функционирующих на НОО, системы увода на базе предлагаемых средств позволит обеспечить надежный спуск с орбиты.

Список литературы

- [1] IADC Space Debris Mitigation Guidelines [Электронный ресурс]. URL: https://www.unoosa.org/documents/pdf/spacelaw/sd/IADC-2002-01-IADC-Space_Debris-Guidelines-Revision1.pdf (дата обращения 11.02.2019).
- [2] Руководящие принципы предупреждения образования космического мусора, разработанные Межагентским координационным комитетом по космическому мусору [Электронный ресурс]. URL: https://www.un.org/ru/documents/decl_conv/conventions/space_debris.shtml (дата обращения 11.02.2019).
- [3] Пикалов Р. С., Юдинцев В. В. Обзор и выбор средств увода крупногабаритного космического мусора [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2018. № 100. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=93299> (дата обращения 20.04.2020).
- [4] Aslanov V. S., Ledkov A. S. Dynamics of tethered satellite systems. Cambridge: Woodhead Publishing, 2012. 331 p.
- [5] Баранов А. А., Гришко Д. А., Медведевских В. В., Лапшин В. В. Решение задачи облета объектов крупногабаритного космического мусора на солнечно-синхронных орбитах // Космические исследования. 2016. Т. 54. № 3. С. 242–251.
- [6] Улыбышев С. Ю. Математическое моделирование и сравнительный анализ схем применения аппарата-буксировщика для решения задачи увода объектов космического мусора на орбиту захоронения. Часть 1 [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2019. № 106. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=105746> (дата обращения 20.04.2020).
- [7] Forward R. L., Hoyt R. P. Terminator TetherTM: A Spacecraft Deorbit Device // Journal of spacecraft and rockets, 2000, vol. 37, no. 2, pp. 187–196.
- [8] Janovsky R., Kassebom M., Lübberstedt H., Romberg O., Burkhardt H., Sippel M., Krülle G., Fritsche B. End-of-life de-orbiting strategies for satellites // Deutscher Luft- und Raumfahrt congress, 2002.
- [9] Agasid E., Burton R., Carlino R., Defouw G., Perez A. D., Karacalioglu A. G., Klamm B., Rademacher A., Schalkwyck J., Shimmin R., Tilles J., Weston S. Small Spacecraft Technology State of the Art // NASA Ames Research Center, Mission Design Division, 2015, pp. 41–59.
- [10] Палий А. С. Об эффективности устройства аэродинамического торможения для увода космических аппаратов // Техническая механика. 2012. № 4. С. 82–90.
- [11] Трофимов С. П. Увод малых космических аппаратов с низких околоземных орбит : дисс. ... канд. физ.-мат.

- наук: 01.02.01. М., 2015. 125 с.
- [12] Рыжков В. В., Сулинов А. В. Двигательные установки и ракетные двигатели малой тяги на различных физических принципах для систем управления малых и сверхмалых космических аппаратов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17. № 4. С. 115–128.
- [13] Tkachenko I. S., Krestina A. V., Korovin M. D. Analysis of the possibility of using the system for small satellite de-orbiting based on an aerodynamic stabilizer, taking into account the physical features of the Earth's upper atmosphere // Journal of Physics: Conference Series, 2019, vol. 1236, issue 1. doi: 10.1088/1742-6596/1236/1/012087
- [14] Крестина А. В., Ткаченко И. С. Методика выбора проектных параметров системы увода малых космических аппаратов с орбиты // XLIV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С. П. Королева и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства (г. Москва, 28–31 января 2020 г.) : сборник тезисов : в 2 т., Т. 1. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2020. С. 107–111.
- [15] Барвинок В. А., Богданович В. И., Дементьев С. Г. [и др.] Современные технологии в авиа- и ракетостроении. М. : Машиностроение, 2014. 320 с.
- [16] Салмин В. В., Кучеров А. С., Старинова О. Л., Прохоров А. Г. Методы системного анализа и исследования операций в задачах проектирования летательных аппаратов: учебное пособие. Самара : Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 2007. 272 с.
- [17] Ткаченко И. С., Кауров И. В. Интегральная оценка эффективности космической системы орбитальной инспекции на базе малых космических аппаратов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2013. №1 (39). С. 91–100.
- [18] Блинов В. Н., Иванов Н. Н., Сеченов Ю. Н., Шалай В. В. Малые космические аппараты. В 3 кн. Кн. 3. Миниспутники. Унифицированные космические платформы для малых космических аппаратов. Омск : Изд-во ОмГТУ, 2010. 348 с.
- [19] 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.
- [20] ОКБ «Факел». Стационарные плазменные двигатели [Электронный ресурс]. URL: https://fakel-russia.com/images/gallery/produczia/fakel_spd_print.pdf (дата обращения 11.02.2019).
- [21] Исследование, разработка и производство ракетных двигателей, двигательных установок и их агрегатов для орбитальных и межпланетных космических аппаратов, в т. ч. ракетных двигателей малой тяги по пилотируемым полетам: каталог АО «НИИМаш» [Электронный ресурс]. URL: <http://www.nimashspace.ru/files/2020/Katalog-2019-rus.pdf> (дата обращения 25.04.2020).
- [22] Жидкостные ракетные двигатели малой тяги КБ «Южное» [Электронный ресурс]. URL: <https://www.yuzhnoye.com/technique/rocket-engines/low-thrust/t30/> (дата обращения 15.02.2019).
- [23] Industrial Solid Propulsion: Product Portfolio [Электронный ресурс]. URL: <http://www.specificimpulse.com/> (дата обращения 25.04.2017).
- [24] Klinkrad H. Space Debris. Models and Risk Analysis. UK, Chichester, Springer, 2006. 430 p.
- [25] Палий А. С. Методы и средства увода космических аппаратов с рабочих орбит (состояние проблемы) // Техническая механика. 2012. № 1. С. 94–102.
- [26] Slavinskis A., Ehrpais H., Kuuste H., Sünter I., Viru J., Kütt J., Kulu, E., Noorma M. Flight Results of ESTCube-1 Attitude Determination System // Journal of Aerospace Engineering, vol. 29, issue 1. doi: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000504

ANALYSIS OF THE EFFECTIVENESS OF THE DE-ORBITING DEVICES FOR SMALL SATELLITE

G. P. Anshakov, A. V. Krestina, I. S. Tkachenko

Samara National Research University, Samara, Russian Federation

At present, the use of various methods is proposed for the de-orbit of small satellite, and the most feasible and promising of them are analyzed. The task of evaluating the effectiveness of the de-orbiting system for small satellite is set, in the framework of which a criterion and basic performance indicators are formed taking into account design features. As a method-

ological basis for evaluating the effectiveness, the method of relative integral assessment was used. Using the developed algorithm for calculating the coefficients of the integral relative assessment for each de-orbiting method, the most effective option for constructing the system is determined for given priority coefficients and taking into account the imposed design restrictions. For the analysis of efficiency, fuel-free de-orbiting devices and three types of propulsion systems were chosen – electric propulsion engine, solid rocket motor and liquid engine. Efficiency analysis was carried out for devices with various mass and target characteristics, the result is the choice of the type of de-orbiting system and the calculation of its parameters. The dependence of the de-orbiting device on the purpose of the spacecraft, the altitude and inclination of the orbit of its functioning, as well as on the requirements for mass, cost and other design parameters is shown.

Keywords: small satellite, space debris, de-orbiting system, efficiency mark, relative integral estimation method.

References

- [1] IADC Space Debris Mitigation Guidelines. Available at: https://www.unoosa.org/documents/pdf/spacelaw/sd/IADC-2002-01-IADC-Space_Debris-Guidelines-Revision1.pdf (accessed 11.02.2019)
- [2] Space debris mitigation guidelines developed by the Inter-Agency Space Debris Coordination Committee. Available at: https://www.un.org/ru/documents/decl_conv/conventions/space_debris.shtml (accessed 11.02.2019).
- [3] Pikalov R. S., Yudin V. V. *Obzor i vybor sredstv uvoda krupnogabaritnogo kosmicheskogo musora* [Bulky space debris removal means review and selection] // Trudy MAI, 2018, no. 100. Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=93299> (accessed 20.04.2020). (In Russian)
- [4] Aslanov V. S., Ledkov A. S. Dynamics of tethered satellite systems. Cambridge: Woodhead Publishing, 2012. 331 p.
- [5] Baranov A. A., Grishko D. A., Medvedevskikh V. V., Lapshin V. V. *Reshenie zadachi oblyota ob"ektov krupnogabaritnogo kosmicheskogo musora na solnechno-sinhronnykh orbitakh* [Solution of the flyby problem for large space debris at sun-synchronous orbits] // Cosmic Research, 2016, vol. 54, no. 3, pp. 242–251.
- [6] Ulybyshev S. Yu. *Matematicheskoe modelirovanie i sravnitel'nyy analiz skhem primeneniya apparata-buksirovshchika dlya resheniya zadachi uvoda ob"ektov kosmicheskogo musora na orbitu zahoroneniya. Chast' 1* [Mathematical modeling and comparative analysis of the use of the towing vehicle to solve the problem of moving space debris into orbit. Part 1] // Trudy MAI, 2019, no. 106. Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=105746> (accessed 20.04.2020). (In Russian)
- [7] Forward R. L., Hoyt R. P. Terminator TetherTM: A Spacecraft Deorbit Device // Journal of spacecraft and rockets, 2000, vol. 37, no. 2, pp. 187–196.
- [8] Janovsky R., Kassebom M., Lübberstedt H., Romberg O., Burkhardt H., Sippel M., Krülle G., Fritsche B. End-of-life de-orbiting strategies for satellites // Deutscher Luft- und Raumfahrt congress, 2002.
- [9] Agasid E., Burton R., Carlino R., Defouw G., Perez A. D., Karacalioglu A. G., Klamm B., Rademacher A., Schalkwyck J., Shimmin R., Tilles J., Weston S. Small Spacecraft Technology State of the Art // NASA Ames Research Center, Mission Design Division, 2015, pp. 41–59.
- [10] Palij A. S. *Ob effektivnosti ustrojstva aerodinamicheskogo tormozheniya dlya uvoda kosmicheskikh apparatov* [On the effectiveness of aerodynamic braking devices for the removal of spacecraft] // Tekhnicheskaya mekhanika, 2012, no. 4, pp. 82–90. (In Russian)
- [11] Trofimov S. P. *Uvod malyh kosmicheskikh apparatov s nizkikh okolozemnykh orbit* [Small spacecraft withdrawal from low Earth orbits]: PhD thesis. Moscow, 2015. 125 p. (In Russian)
- [12] Ryzhkov V. V., Sulinov A. V. *Dvigatel'nye ustanovki i raketnye dvigateli maloj tyagi na razlichnykh fizicheskikh principakh dlya sistem upravleniya malyh i sverhmalykh kosmicheskikh apparatov* [Propulsion systems and small thrust rocket engines on various physical principles for control systems of small and ultra-small spacecraft] // Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering, 2018, vol. 17, no. 4, pp. 115–128. (In Russian)
- [13] Tkachenko I. S., Krestina A. V., Korovin M. D. Analysis of the possibility of using the system for small satellite de-orbiting based on an aerodynamic stabilizer, taking into account the physical features of the Earth's upper atmosphere // Journal of Physics: Conference Series, 2019, vol. 1236, issue 1. doi: 10.1088/1742-6596/1236/1/012087
- [14] Krestina A. V., Tkachenko I. S. *Metodika vybora projektnykh parametrov sistemy uvoda malyh kosmicheskikh apparatov s orbity* [A method of determining design parameters for a small satellite de-orbiting system] // XLIV Academic space conference: abstracts, 2020, vol. 1, pp. 107–111. (In Russian)
- [15] Barvinok V. A., Bogdanovich V. I., Dement'ev S. G. *Sovremennye tekhnologii v avia- i raketostroenii* [Modern technologies in aircraft and rocket science]. Moscow, Mashinostroyeniye, 2014. 320 p. (In Russian)

- [16] Salmin V. V., Kucherov A. S., Starinova O. L., Prohorov A. G. *Metody sistemnogo analiza i issledovaniya operacij v zadachah proektirovaniya letatel'nyh apparatov* [Methods of system analysis and operations research in aircraft design problems]. Samara, SGAU, 2007. 272 p. (In Russian)
- [17] Tkachenko I. S., Kaurov I. V. *Integral'naya ocenka effektivnosti kosmicheskoy sistemy orbital'noj inspekcii na baze malyh kosmicheskikh apparatov* [Integral evaluation of the effectiveness of the space orbital inspection system on the basis of small spacecraft] // Vestnik of the Samara State Aerospace University, 2013, no. 1 (39), pp. 91–100. (In Russian)
- [18] Blinov V. N., Ivanov N. N., Sechenov Yu. N., Shalaj V. V. *Malye kosmicheskie apparaty. Book 3. Minisputniki. Unificirovannyye kosmicheskie platformy dlya malyh kosmicheskikh apparatov* [Small spacecraft. Book 3. Mini-satellites. Unified space platforms for small spacecraft]. Omsk, Izd-vo OmGTU, 2010. 348 p. (In Russian)
- [19] Tkachenko I. S., Salmin V. V. *Analiz effektivnosti kosmicheskikh apparatov-inspektorov s elektroreaktivnymi energodvigatel'nyimi modulyami* [The analysis of efficiency of satellite inspectors with electrojet impellent modules] // Izvestia of Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences, 2011, vol. 13, no. 6, pp. 106–115.
- [20] EDB Fakel. Stationary plasma thrusters. Avialable at: https://fakel-russia.com/images/gallery/produczia/fakel_spd_print.pdf (accessed 11.02.2019).
- [21] Research, development and production of rocket engines, propulsion systems and their units for orbital and interplanetary spacecraft, including low-thrust rocket engines for manned flights: catalog of JSC «TsNIIMash». Avialable at: <http://www.niimashspace.ru/files/2020/Katalog-2019-rus.pdf> (accessed 25.05.2020).
- [22] Liquid-propellant thrusters low-thrust SDO «Yuzhnoye». Avialable at: <https://www.yuzhnoye.com/technique/rocket-engines/low-thrust/t30/> (accessed 15.02.2019).
- [23] Industrial Solid Propulsion: Product Portfolio. Avialable at: <http://www.specificimpulse.com/> (accessed 25.04.2017).
- [24] Klinkrad H. Space Debris. Models and Risk Analysis. UK, Chichester : Springer, 2006. 430 p.
- [25] Palij A. S. *Metody i sredstva uvoda kosmicheskikh apparatov s rabochih orbit (sostoyanie problemy)* [Methods and means of removing spacecraft from working orbits (state of the problem)] // Tekhnicheskaya mekhanika, 2012, no. 4, pp. 94–102. (In Russian)
- [26] Slavinskis A., Ehrpais H., Kuuste H., Sünter I., Viru J., Kütt J., Kulu, E., Noorma M. Flight Results of ESTCube-1 Attitude Determination System // Journal of Aerospace Engineering, vol. 29, issue 1. doi: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000504

Сведения об авторе

Аншаков Геннадий Петрович – член-корреспондент РАН, профессор кафедры космического машиностроения Самарского университета. Окончил Куйбышевский авиационный институт в 1961 году. Область научных интересов: проектирование космических аппаратов дистанционного зондирования Земли, управление космическими аппаратами.

Крестина Анастасия Владимировна – аспирант кафедры космического машиностроения Самарского университета. Окончила Самарский университет по программе магистратуры в 2019 году. Область научных интересов: малые космические аппараты, космический мусор, вывод космических аппаратов с орбиты.

Ткаченко Иван Сергеевич – кандидат технических наук, доцент кафедры космического машиностроения Самарского университета. Окончил Самарский государственный аэрокосмический университет имени С. П. Королева в 2008 году. Область научных интересов: малые космические аппараты, электрореактивные двигатели, системный анализ, орбитальная инспекция.