

Д. С. СВОРОБИН, А. А. ФОКОВ, С. В. ХОРОШИЛОВ*Институт технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины, Украина*

АНАЛИЗ ЦЕЛЕСООБРАЗНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО КОМПЕНСАТОРА ПРИ БЕСКОНТАКТНОМ УДАЛЕНИИ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

В работе выполнен анализ целесообразности использования аэродинамического компенсатора в схеме, так называемого, бесконтактного способа увода объектов космического мусора с низких околоземных орбит, не предполагающего механического контакта космического аппарата и объекта мусора. Ранее по отношению к одной из технологий реализации такого способа увода, именуемой "пастух с ионным лучом", была предложена ее модификация, которая заключается в замене компенсирующего электро-реактивного двигателя аэродинамическим компенсатором. Компенсирующий двигатель в исходной технологии служит для компенсации реактивной силы основного электрореактивного двигателя, ионный поток факела которого оказывает «тормозящее» воздействие на объект космического мусора. Идея модификации технологии заключалась в предполагаемой экономии расхода дорогостоящего рабочего тела электрореактивного двигателя и снижении стартовой массы космического аппарата-пастуха. Вместе с тем это предположение не было достаточно обосновано. Анализ целесообразности использования аэродинамического компенсатора выполнен на основе расчета массы рабочего тела и количества электрической энергии, сохраненных за счет его применения. Приведенный расчет сохраненной массы рабочего тела выполнен при использовании ряда упрощающих предположений. В результате анализа определено, что целесообразность использования аэродинамического компенсатора не очевидна, учитывая массу самого компенсатора и усложнение конструкции космического аппарата. В то же время, если за одну миссию космического аппарата-пастуха будет предусмотрено осуществить несколько уводов с орбиты разных объектов космического мусора, то использование аэродинамического компенсатора, вероятно, становится оправданным. Направление дальнейших исследований предполагает проведение более детального анализа целесообразности использования аэродинамического компенсатора, в том числе – проработку конструкции компенсатора, способа управления его площадью мишени, проведение симуляции орбитального и относительного движения системы "пастух – объект космического мусора" с учетом возмущающих факторов и алгоритма управления относительным движением.

Ключевые слова: космический аппарат-пастух; объект космического мусора; увод с орбиты; бесконтактная схема увода; аэродинамический компенсатор; целесообразность использования.

Введение

По данным NASA на июль 2018 на околоземных орбитах находилось около 19 000 каталогизированных объектов космического мусора (ОКМ) [1]. С каждым годом количество ОКМ растет, что представляет реальную угрозу для космических аппаратов (КА). Для стабилизации ситуации Межагентским комитетом по космическому мусору предложено ежегодно удалять с низких околоземных орбит (НОО) не менее пяти больших ОКМ [2].

Для удаления ОКМ с околоземных орбит могут быть применены как контактные, так и бесконтактные методы, и средства увода. Контактные системы увода предполагают захват ОКМ, например, с помощью манипулятора, гарпунной системы или сети. Бесконтактные системы не предусматривают меха-

нического контакта с ОКМ, который может совершать неуправляемое вращательное движение, иметь сложную форму и т.п.

Бесконтактный увод ОКМ может быть реализован с помощью технологии, которая получила название «Пастух с ионным лучом» (ПИЛ) [3]. Эта технология имеет ряд преимуществ по сравнению с другими известными подходами, а именно: эффективность увода, низкий уровень риска, возможность повторного использования, технологическая готовность.

В последнее время опубликованы работы, посвященные различным проблемам реализации технологии ПИЛ. В статьях [4, 5] предложены модель факела электрореактивного двигателя (ЭРД) и формулы вычисления силы, передаваемой потоком ионов факела ЭРД объекту космического мусора. В

работе [6] предложен метод определения переданной силы по известной центральной проекции контура ОКМ на некоторую вспомогательную плоскость. Этот метод может быть реализован непосредственно на орбите с использованием фотокамеры [7]. В статьях [8, 9] выполнен анализ ошибок этого метода и показана целесообразность его использования. Работы [10 - 12] посвящены различным вопросам динамики и управления КА-ПИЛ, где рассмотрено использование гидразиновых реактивных двигателей в качестве исполнительных органов для управления относительным движением КА-ПИЛ и ОКМ. Однако такой подход предполагает наличие существенных запасов рабочего тела вследствие продолжительной фазы увода ОКМ. Для уменьшения массы рабочего тела в статье [13] предложено управлять относительным движением КА-ПИЛ и ОКМ в плоскости орбиты путем изменения тяги только одного компенсирующего ЭРД пастуха.

В связи с ограничениями по массе топлива на борту КА-ПИЛ, большой интерес представляет управление относительным движением, не требующее расхода рабочего тела. Например, в работах [14, 15] исследуется управление относительным движением КА на низких околоземных орбитах с использованием аэродинамической силы. В работе [14] анализируется подход к управлению относительным движением группировки КА на высоте 340 км за счёт разности действующих на КА сил аэродинамического сопротивления. Контроль разности сил сопротивления осуществляют поворотом КА относительно центра масс, что приводит к изменению их площади сечения относительно набегающего потока. В работе [15] исследуется возможность использования полученного за счет разности аэродинамических сил ускорения для управления относительным положением двух КА. Дифференциальное аэродинамическое сопротивление создается с помощью пластин, прикрепленных к обоим КА. При этом рассматривались пластины площадью 328 м² (4 м × 82 м), высота орбиты группировки КА была принята равной 500 км.

В статье [16] вместо дополнительного реактивного двигателя предложено использовать аэродинамический компенсатор (АК) для компенсации действия на КА силы реакции от двигателя, передающего ОКМ тормозящий импульс. Оценка параметров такого компенсатора и предварительный вывод о возможности его применения выполнен для высоты орбиты 300 км. Однако известно, что большое количество ОКМ на НОО расположены существенно выше, и увод именно этих объектов наиболее важен с точки зрения решения проблемы космического мусора. Поэтому представляет интерес исследование

возможности применения АК для некоторого диапазона высот НОО.

Целью статьи является исследование целесообразности использования аэродинамического компенсатора на НОО при удалении ОКМ с использованием технологии ПИЛ.

Технология ПИЛ

Одним из перспективных путей очистки НОО от ОКМ является использование технологии ПИЛ, которая основана на торможении крупных фрагментов мусора, воздействуя на них пучком ионов от ЭРД.

Художественное изображение концепции ПИЛ приведено на рисунке 1.

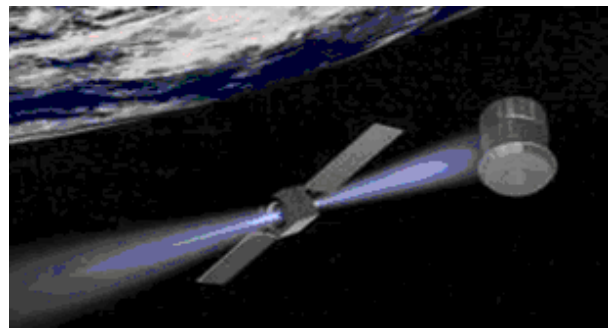


Рис. 1. Художественное изображение концепции ПИЛ

Технология ПИЛ предусматривает выполнение последовательности следующих действий: вывод КА-ПИЛ на орбиту ОКМ; выполнение с помощью двигательной установки КА-ПИЛ орбитального маневра по сближению с ОКМ; корректировку орбиты КА-ПИЛ для обеспечения минимального орбитального расстояния между этими космическими объектами; обеспечение с помощью системы ориентации и стабилизации и двигательных установок орбитального сближения КА-ПИЛ до совпадения орбит КА-ПИЛ и ОКМ, в том числе наклона орбит и орбитальных скоростей. После формирования единой орбиты и максимального сближения КА-ПИЛ и ОКМ включается основной ЭРД - источник потока ионов и выполняется увод ОКМ с орбиты за счет бесконтактного воздействия на него ионного потока.

Концепция ПИЛ предусматривает установку компенсирующего ЭРД, который направлен таким образом, чтобы компенсировать реактивную силу основного ЭРД. Учитывая эту особенность, а также продолжительность фазы увода можно сделать вывод о необходимости иметь на борту КА-ПИЛ значительные запасы рабочего тела для управления относительным движением. Увеличение массы рабочего тела снижает экономическую привлекательность концепции ПИЛ и ограничивает возможности

ее многоразового использования. В связи с этим представляет интерес рассмотреть возможность использования АК для уменьшения затрат рабочего тела.

Система с аэродинамическим компенсатором

В данной работе исследуется применением АК при бесконтактном удалении ОКМ с НОО. Предложенная система отличается тем, что на КА-ПИЛ кроме компенсирующего ЭРД установлен АК силы тяги основного ЭРД. Благодаря АК можно компенсировать влияние тяги основного ЭРД и, следовательно, уменьшить затраты рабочего тела.

На рисунке 2 приведена схема КА-ПИЛ с АК и обозначено: 1 – КА-ПИЛ; 2 – основной ЭРД; 3 – дополнительный ЭРД для компенсации силы реакции основного ЭРД; 4 – удаляемый ОКМ; 5 – ионный луч, направленный в сторону ОКМ; 6 – АК; F_1 – сила, с которой основной ЭРД действует на КА-ПИЛ; F_2 – сумма действующих на КА-ПИЛ силы тяги дополнительного ЭРД и силы аэродинамического сопротивления АК; F_t – сила, действующая на ОКМ за счёт импульса, который несут ионы луча.

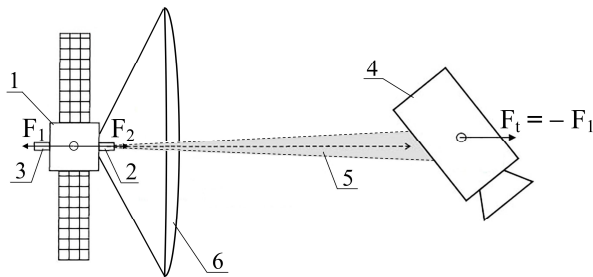


Рис. 2. Схематическое изображение КА-ПИЛ с АК

Если пренебречь импульсом, связанным с ионами, которые распыляет поверхность ОКМ, и считать, что ионный луч полностью направлен на объект КМ, то сила F_t равна по модулю и противоположна по направлению силе F_1 .

Постановка задачи

При расчете расхода рабочего тела компенсирующего ЭРД в задаче увода ОКМ бесконтактным методом с использованием аэродинамического компенсатора примем следующие упрощающие предположения:

- на КА-ПИЛ действует сила со стороны основного ЭРД, со стороны компенсирующего ЭРД и сила аэродинамического сопротивления;

- на ОКМ воздействует сила, передаваемая потоком ионов со стороны основного ЭРД КА-ПИЛ, и сила аэродинамического сопротивления. Считаем, что сила, передаваемая потоком ионов, равна тяге основного ЭРД;

- скорость $v_h = dh/dt$ снижения высоты h орбиты при уводе ОКМ постоянна;

- компенсирующий ЭРД позволяет регулировать тягу в пределах от максимально возможной до нулевой.

Предположим также, что аэродинамический компенсатор развернут в положение создания максимального аэродинамического сопротивления. Например, компенсатор, выполненный в виде прямоугольных пластин, развернут перпендикулярно направлению движения КА-ПИЛ. По мере снижения орбиты вклад в создание требуемой компенсирующей силы будет возрастать. Соответственно этому вкладу можно снижать тягу компенсирующего ЭРД. Наконец, когда компенсирующий ЭРД будет выключен, регулирование требуемой компенсирующей силы можно производить аэродинамическим компенсатором, например, уменьшая угол наклона α_{aer_c} аэродинамических пластин к направлению движения космического аппарата.

Выполним расчеты расхода рабочего тела и затрат электроэнергии при работе компенсирующего ЭРД для вариантов системы с АК и без него. На основе результатов этих расчетов оценим целесообразность использования АК на КА-ПИЛ.

Расчет расхода рабочего тела компенсирующим ЭРД

При принятых допущениях требуемая компенсирующая сила F_c , рассчитанная из условия равенства трансверсальных ускорений КА-ПИЛ и ОКМ, задается равенством

$$F_c = T_{ep}(1 + m_{sc}/m_{tg}) - F_{aer_sc} + (m_{sc}/m_{tg}) \cdot F_{aer_tg},$$

где T_{ep} – тяга основного ЭРД,

m_{sc} и m_{tg} – массы КА-ПИЛ и ОКМ соответственно,

F_{aer_tg} – аэродинамическая сила, действующая на объект космического мусора,

F_{aer_sc} – аэродинамическая сила, действующая на КА-ПИЛ без АК.

Аэродинамическая сила, действующая на КА-ПИЛ, может быть определена с использованием формулы

$$F_{aer} = \frac{1}{2} C_x \cdot \rho_{atm} V^2 \cdot S,$$

где C_x – коэффициент сопротивления,

ρ_{atm} – плотность атмосферы,

V – скорость набегающего потока, принятая равной круговой орбитальной скорости,

S – площадь миделя КА-ПИЛ.

Для расчетов были приняты следующие значения исходных данных: начальная высота орбиты $h_{max} = 640$ км, конечное значение высоты орбиты $h_{min} = 340$ км, масса $m_{sc} = 500$ кг и площадь миделя (без АК) $S_{sc} = 7$ м² КА-ПИЛ, масса $m_{tg} = 1575$ кг и площадь миделя $S_{tg} = \pi \cdot r^2$ объекта КМ, где $r = 1,589$ м, коэффициент сопротивления $C_x = 2,3$, площадь пластин аэродинамического компенсатора $S_{aer_c} = 100$ м², скорость снижения орбиты $v_h = -3$ км/сутки, тяга основного ЭРД $T_{ep} = 31$ мН, удельный импульс (весовой) компенсирующего ЭРД $I_{sp} = 3400$ с, коэффициент преобразования электрической энергии компенсирующего ЭРД $\eta = 0,7$. В качестве модели плотности атмосферы была использована экспоненциально затухающая модель [17].

На рисунках 3 и 4 показаны проекции на оси орбитальной системы координат аэродинамической силы, действующей на КА-ПИЛ с АК на различных высотах. Начало орбитальной системы координат совпадает с центром масс КА-ПИЛ. Ось Ox совпадает с направлением радиус-вектора, определяющего центр масс КА-ПИЛ относительно центра масс Земли. Ось Oz совпадает с нормалью к плоскости, проходящей через ось Ox и вектор орбитальной скорости КА-ПИЛ, и направлена в сторону положительных значений его орбитального кинетического момента. Ось Oy дополняет систему координат до правой.

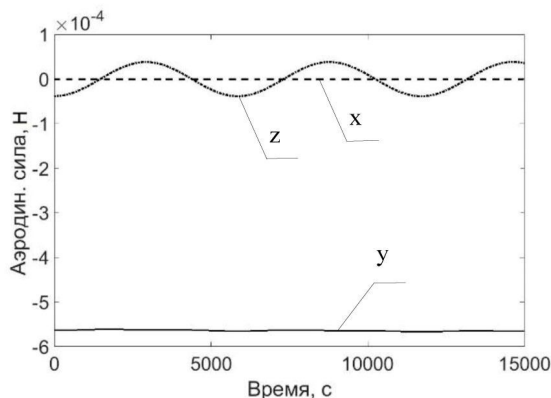


Рис. 3. Аэродинамическая сила на КА-ПИЛ на высоте h_{max}

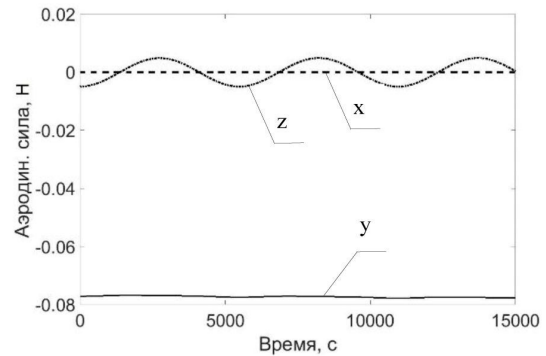


Рис. 4. Аэродинамическая сила на КА-ПИЛ на высоте h_{min}

Как видно из этих рисунков в процессе увода аэродинамическая сила меняется существенным образом в зависимости от высоты орбиты. Учитывая то, что на верхнем участке фазы увода реактивная сила основного ЭРД может быть компенсирована лишь частично, введем в рассмотрение коэффициент использования компенсирующего ЭРД

$$k_{epc} = \begin{cases} k_c, & \text{если } k_c > 0 \\ 0, & \text{если } k_c \leq 0 \end{cases}, \quad k_c = (F_c - F_{aer_c})/T_{epc},$$

где F_{aer_c} – аэродинамическая сила, действующая на АК в его развёрнутом положении, T_{epc} – максимальная тяга компенсирующего ЭРД, например, принятая равной максимальному значению F_c , значение $k_{epc} = 0$ соответствует выключенному компенсирующему ЭРД, $k_{epc} = 1$ – включённому на максимальную тягу.

Введём также коэффициент k_{aer_c} использования аэродинамического компенсатора, значение которого $k_{aer_c} = 0$ соответствует расположению аэродинамических пластин параллельно направлению движения, $k_{aer_c} = 1$ – перпендикулярно направлению движения. В соответствии с изложенной выше логикой коэффициент k_{aer_c} можно определить соотношением

$$k_{aer_c} = \begin{cases} 1, & \text{если } k_{epc} > 0, \\ F_c/F_{aer_c}, & \text{если } k_{epc} = 0. \end{cases}$$

Угол наклона α_{aer_c} аэродинамических пластин к направлению движения определяется соотношением

$$\alpha_{aer_c} = [\pi/2 - \arccos(k_{aer_c})].$$

Площадь миделя для аэродинамического компенсатора определяется соотношением

$$S_c = S_{aer_c} \cdot \cos(\alpha_{aer_c}).$$

На рисунках 5 и 6 приведены соответственно графики изменения требуемой компенсирующей силы F_c и значений коэффициентов использования компенсирующего ЭРД и АК для набора исходных данных, приведенного ниже.

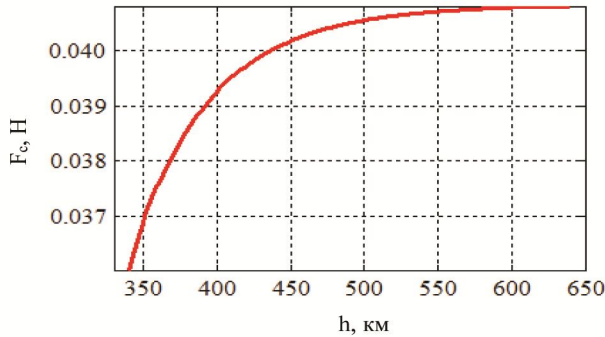


Рис. 5. Требуемая компенсирующая сила

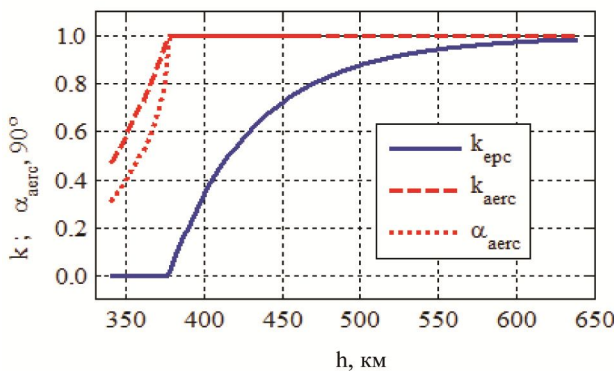


Рис. 6. Коэффициенты использования компенсирующего ЭРД и АК

При принятых допущениях импульс (количество движения) W , затраченный компенсирующим ЭРД за время снижения орбиты, может быть представлен в виде

$$W = \int_0^{t_{down}} T(t) dt = A / v_h, \quad A = \int_{h_{max}}^{h_{min}} T(h) dh, \quad (1)$$

где T – тяга компенсирующего ЭРД, t_{down} – время снижения орбиты.

Количество G рабочего тела компенсирующего ЭРД, требуемое для снижения орбиты

$$G = \int_0^{t_{down}} \rho(t) dt = A / (v_h \cdot I_{sp} \cdot g), \quad (2)$$

где $\rho = T / (I_{sp} \cdot g)$ – секундный расход рабочего тела; g – ускорение свободного падения.

Количество электрической энергии E , затраченной компенсирующим ЭРД на снижение орбиты

$$E = \int_0^{t_{down}} P(t) dt = A \cdot I_{sp} \cdot g / (2\eta \cdot v_h), \quad P = \frac{T \cdot I_{sp} \cdot g}{2\eta}, \quad (3)$$

где P – мощность электрического тока;

η – коэффициент преобразования электрической энергии.

Величину A , входящую в соотношения (1) - (3) можно трактовать как работу компенсирующего ЭРД на снижение орбиты с высоты h_{max} на высоту h_{min} . Под сохраненной благодаря использованию аэродинамического компенсатора работой A_{save} будем понимать разность

$$A_{save} = A_{without_ac} - A_{with_ac},$$

где $A_{without_ac}$ и A_{with_ac} – значение A соответственно для случая отсутствия АК и для случая использования АК. Для первого случая тяга компенсирующего ЭРД задается соотношением

$$T(h) = F_c(h),$$

для второго случая – соотношением

$$T(h) = k_{epc} \cdot F_c(h).$$

Графики изменения dA/dh от высоты орбиты для оговоренного набора исходных данных и рассматриваемых случаев приведены на рисунке 7.

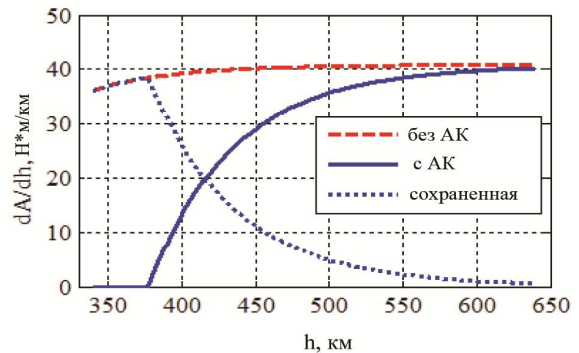


Рис. 7. Изменения величины работы A от высоты

Графики изменения dW/dh , dG/dh , dE/dh для рассматриваемых случаев имеют вид зависимостей, приведенных на рисунке 7, с учетом множителей соответственно соотношениям (1), (2), (3). Значения интегральных величин W , G , E приведены в таблице 1.

Таблица 1

Интегральные величины W , G , E .

	W , кН·с	G , кг	E , кВт·ч
Без использования аэродинамического компенсатора	346	10,4	2292
С использованием аэродинамического компенсатора	240	7,2	1590
Сохранённые за счёт использования аэродинамического компенсатора	106	3,2	702

Заключение

Исходя из величины массы рабочего тела и количества электрической энергии, сохраненных за счет применения аэродинамического компенсатора

в качестве устройства замещающего компенсирующий ЭРД в схеме увода с орбиты объекта космического мусора «пастух с ионным лучом», целесообразность использования аэродинамического компенсатора не очевидна, учитывая массу самого компенсатора и усложнение конструкции космического аппарата. В то же время, если за одну миссию космического аппарата-пастуха будет предусмотрено осуществить несколько уводов с орбиты разных объектов космического мусора, то использование аэродинамического компенсатора, вероятно, становится оправданным. Такой вывод можно сделать из проведенного расчета расхода рабочего тела компенсирующим ЭРД, выполненного при использовании ряда упрощающих предположений. Направление дальнейших исследований предполагает проведение более детального анализа целесообразности использования аэродинамического компенсатора, в том числе – проработку конструкции компенсатора, способа управления его площадью мишеля, проведение симуляции орбитального и относительного движения системы «пастух – объект космического мусора» с учетом возмущающих факторов и алгоритма управления относительным движением.

Литература

1. *The Orbital Debris Quarterly News [Electronic resource] / NASA Johnson Space Center, Houston, 2018. – Access mode: <https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/quarterly-news/pdfs/odqnv22i3.pdf>. – 19.11.2018.*
2. Liou, J.-C. *An Assessment of the Current LEO Debris Environment and the Need for Active Debris Removal [Electronic resource] / J.-C. Liou // Proceedings of ISTC Space Debris Mitigation Workshop, 26-27 April 2010, Moscow, Russia, 2010. – Access mode: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20100017146.pdf>. – 19.11.2018.*
3. Bombardelli, C. *Ion Beam Shepherd for Contactless Space Debris Removal [Text] / C. Bombardelli, J. Pelaez // Journal of guidance, control and dynamics. – 2011. – Vol. 34, No. 3. – P. 916-920.*
4. Cichocki, F. *A collisionless plasma thruster plume expansion model [Text] / F. Cichocki, M. Merino, E. Ahedo // Plasma Sources Science and Technology. – 2015. – Vol. 24, No. 3. – 12 p.*
5. *Ariadna call for ideas: Active removal of space debris ion beam shepherd for contactless debris removal [Text] / C. Bombardelli, M. Merino, E. Ahedo, J. Pelaez, H. Urrutxua, A. Iturri-Torrea, J. Herrera-Montojoy // ESA Technical report. – 2011. – 90 p.*
6. *Determination of the force transmitted by an ion thruster plasma plume to an orbital object [Text] / A. Alpatov, F. Cichocki, A. Fokov, S. Khoroshylov, M. Merino, A. Zakrzhevskii // Acta Astronautica. – 2016. – Vol. 119. – P. 241-251.*
7. *Algorithm for Determination of Force Transmitted by Plume of Ion Thruster to Orbital Object Using*

Photo Camera [Text] / A. Alpatov, F. Cichocki, A. Fokov, S. Khoroshylov, M. Merino, A. Zakrzhevskii // 66th International Astronautical Congress, Jerusalem, Israel, 2015. – Paper-Nr. IAC-15-A6.5.5-x27732. – 9 p.

8. *Фоков, А. А. Валидация упрощенного метода расчета силы воздействия факела электрореактивного двигателя на орбитальный объект [Текст] / А. А. Фоков, С. В. Хорошилов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2016. – № 2. – С. 55-66.*

9. *Error Analysis of Method for Calculation of Non-Contact Impact on Space Debris from Ion Thruster [Text] / A. P. Alpatov, A. A. Fokov, S. V. Khoroshylov, A. P. Savchuk // Mechanics, Materials Science & Engineering Journal. – 2016. – Vol. 5. – P. 64-76.*

10. *Relative Dynamics and Control of an Ion Beam Shepherd Satellite [Text] / C. Bombardelli, H. Urrutxua, M. Merino, E. Ahedo, J. Pelaez // Advances in the Astronautical Sciences. – 2012. – Vol. 143. – P. 2145-2157.*

11. *Хорошилов, С. В. Система керування відносним рухом космічного апарату для безконтактного видалення космічного сміття [Текст] / С. В. Хорошилов // Наука та інновації. – 2018. – Vol. 14, № 4. – С. 5-18.*

12. *Алпатов, А. П. Бесконтактное удаление космического мусора ионным лучом. Динамика и управление [Текст] / А. П. Алпатов, А. И. Маслова, С. В. Хорошилов // Beau Bassin: LAP Lambert Academic Publishing, 2018. – 330 с.*

13. *Alpatov, A. Relative Control of an Ion Beam Shepherd Satellite Using the Impulse Compensation Thruster [Text] / A. Alpatov, C. Bombardelli, S. Khoroshylov // Acta Astronautica. – 2018. – Vol. 151. – P. 543-554.*

14. *Иванов, Д. С. Исследование алгоритма управления пространственным движением группы спутников с помощью аэродинамической силы [Текст] / Д. С. Иванов, М. С. Кушнирук // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. – 2017. – № 53. – 32 с.*

15. *Leonard, C. L. Orbital formation keeping with differential drag [Text] / C. L. Leonard, W. M. Hollister, E. V. Bergmann // Journal of Guidance, Control and Dynamics. – 1989. – Vol. 12, No. 1. – P. 108-113.*

16. *Алпатов, А. П. Система безконтактного видалення об'єктів космічного сміття з навколосезонних орбіт з аеродинамічним компенсатором [Текст] / А. П. Алпатов, Д. С. Своробін, О. Д. Скорик // Технічна механіка. – 2016. – № 3. – С. 51-56.*

17. *Markley, F. L. Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control [Text] / F. L. Markley, J. L. Crassidis. – Springer Science + Business Media. New York, 2014. – 486 p.*

References

1. *The Orbital Debris Quarterly News. NASA Johnson Space Center, Houston, 2018. Available at: <https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/quarterly-news/pdfs/odqnv22i3.pdf> (accessed 19.11.2018).*

2. Liou, J.-C. An Assessment of the Current LEO Debris Environment and the Need for Active Debris Removal. *Proceedings of ISTC Space Debris Mitigation Workshop, 26-27 April 2010*, Moscow, Russia, 2010. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20100017146.pdf> (accessed 19.11.2018).
3. Bombardelli, C., Pelaez, J. Ion Beam Shepherd for Contactless Space Debris Removal. *Journal of guidance, control and dynamics*, 2011, vol. 34, no. 3, pp. 916-920.
4. Cichocki, F., Merino, M., Ahedo, E. A collisionless plasma thruster plume expansion model. *Plasma Sources Science and Technology*. 2015, vol. 24, no. 3. 12 p.
5. Bombardelli, C., Merino, M., Ahedo, E., Pelaez, J., Urrutxua, H., Iturri-Torreay, A., Herrera-Montojoy, J. Ariadna call for ideas: Active removal of space debris ion beam shepherd for contactless debris removal. *ESA Technical report*, 2011. 90 p.
6. Alpatov, A., Cichocki, F., Fokov, A., Khoroshylov, S., Merino, M., Zakrzhevskii, A. Determination of the force transmitted by an ion thruster plasma plume to an orbital object. *Acta Astronautica*, 2016, vol. 119, pp. 241-251.
7. Alpatov, A., Cichocki, F., Fokov, A., Khoroshylov, S., Merino, M., Zakrzhevskii, A. Algorithm for Determination of Force Transmitted by Plume of Ion Thruster to Orbital Object Using Photo Camera. *66th International Astronautical Congress*, Jerusalem, Israel, 2015, Paper-Nr. IAC-15-A6.5.5-x27732. 9 p.
8. Fokov, A. A., Khoroshilov, S. V. Validatsiya uproschennogo metoda rascheta sily vozdeistviya fake-la elektro-reaktivnogo dvigatelya na orbital'nyi ob'ekt [Validation of simplified method for calculation of transmitted force from plume of electric thruster to orbital object]. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2016, no. 2, pp. 55-66.
9. Alpatov, A. P., Fokov, A. A., Khoroshylov, S. V., Savchuk, A. P. Error Analysis of Method for Calculation of Non-Contact Impact on Space Debris from Ion Thruster. *Mechanics, Materials Science & Engineering Journal*, 2016, vol 5, pp. 64-76.
10. Bombardelli, C., Urrutxua, H., Merino, M., Ahedo, E., Pelaez, J. Relative Dynamics and Control of an Ion Beam Shepherd Satellite. *Advances in the Astronautical Sciences*, 2012, vol. 143, pp. 2145-2157.
11. Khoroshylov, S. V. Systema keruvannya vidnosnym rukhom kosmichnoho aparatu dlya bezkontaktnoho vydalennya kosmichnoho smittya [Relative Motion Control System of Spacecraft for Contactless Space Debris Removal]. *Nauka ta innovatsiyi*, 2018, vol 14, no. 4, pp. 5-17.
12. Alpatov, A. P., Maslova, A. I., Khoroshilov, S. V. Beskontaktne udalenie kosmicheskogo musora ionnym luchom. Dinamika i upravlenie [Contactless removal of space debris by the ion beam. Dynamics and control]. *Beau Bassin: LAP Lambert Academic Publishing*, 2018. 330 p.
13. Alpatov, A., Khoroshylov, S., Bombardelli, C. Relative Control of an Ion Beam Shepherd Satellite Using the Impulse Compensation Thruster. *Acta Astronautica*, 2018, vol. 151, pp. 543-554.
14. Ivanov, D. S., Kushniruk, M. S. Issledovanie algoritma upravleniya prostranstvennym dvizheniem gruppy sputnikov s pomoshch'yu aerodinamicheskoi sily [Investigation of Control Algorithm Using Aerodynamic Force for Satellite Formation Flying Three-Dimensional Motion]. *Preprinty IPM im. M.V.Keldysha*, 2017, no. 53. 32 p.
15. Leonard, C. L., Hollister, W. M., Bergmann, E.V. Orbital formation keeping with differential drag. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1989, vol. 12, no. 1, pp. 108-113.
16. Alpatov, A. P., Svorobin, D. S., Skoryk, O. D. Systema bezkontaktnoho vydalennya ob'yektiv kosmichnoho smittya z navkolozemnykh orbit z aerodynamichnym kompensatorom [System for contactless removal of space debris from near-earth orbits using an aerodynamic compensator]. *Tekhnicheskaya mekhanika*, 2016, no. 3, pp. 51-56.
17. Markley, F. L., Crassidis, J. L. Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control. *Springer Science + Business Media*, New York, 2014. 486 p.

Поступила в редакцию 20.11.2018, рассмотрена на редколлегии 12.12.2018

АНАЛІЗ ДОЦІЛЬНОСТІ ВИКОРИСТАННЯ АЕРОДИНАМІЧНОГО КОМПЕНСАТОРА ПІД ЧАС БЕЗКОНТАКТНОГО ВИДАЛЕННЯ КОСМІЧНОГО СМІТТЯ

Д. С. Своробін, О. А. Фоков, С. В. Хорошилов

В роботі виконано аналіз доцільності використання аеродинамічного компенсатора в схемі, так званого, безконтактного способу відведення об'єктів космічного сміття з низьких навколосеземних орбіт, що не передбачає механічного контакту космічного апарата та об'єкта сміття. Раніше по відношенню до однієї з технологій реалізації такого способу відведення, іменованої "пастух з іонним променем", було запропоновано її модифікацію, яка полягає в заміні компенсуючого електрореактивного двигуна аеродинамічним компенсатором. Компенсуючий двигун у вихідній технології служив для компенсації реактивної сили основного електрореактивного двигуна, іонний потік факела якого спричиняє "гальмуючий" вплив на об'єкт космічного сміття. Ідея модифікації технології полягала в передбачуваній економії витрати коштовного робочого тіла електрореактивного двигуна та зниженні стартової маси космічного апарата-пастуха. Разом з тим це припущення не було достатньо обгрунтовано. Аналіз доцільності використання аеродинамічного компенсатора виконано на основі розрахунку маси робочого тіла та кількості електричної енергії, збережених за рахунок його застосування. Наведений розрахунок збереженої маси робочого тіла виконано при використанні

ряду спрощуваних припущень. В результаті аналізу визначено, що доцільність використання аеродинамічного компенсатора не очевидна, враховуючи масу самого компенсатора та ускладнення конструкції космічного апарата. У той же час, якщо за одну місію космічного апарата-пастуха буде передбачено здійснити кілька відведень з орбіти різних об'єктів космічного сміття, то використання аеродинамічного компенсатора, ймовірно, стає виправданим. Напрямок подальших досліджень передбачає проведення більш детального аналізу доцільності використання аеродинамічного компенсатора, в тому числі - опрацювання конструкції компенсатора, способу управління його площею міделя, проведення симуляції орбітального і відносного руху системи "пастух - об'єкт космічного сміття" з урахуванням факторів, що збурюють, та алгоритму керування відносним рухом.

Ключові слова: космічний апарат-пастух; об'єкт космічного сміття; відведення з орбіти; безконтактна схема відведення; аеродинамічний компенсатор; доцільність використання.

FEASIBILITY ANALYSIS OF AERODYNAMIC COMPENSATOR APPLICATION IN NONCONTACT SPACE DEBRIS REMOVAL

D. S. Svorobin, A. A. Fokov, S. V. Khoroshylov

The article deals with the feasibility of aerodynamic compensator application in the scheme of the so-called noncontact method of space debris removal on the low near-earth orbits without mechanical contact of the spacecraft and space debris. Previously, in relation to one of the technologies for implementing such method of collection, referred to as "the shepherd with an ion beam", its modification was proposed, which consists in replacing the compensating electro jet engine with an aerodynamic compensator. The original compensating engine serves to compensate the reactive power of the main electric jet engine, which torch ion flow has a "braking" effect on the space debris. The idea of modifying the technology was to save the cost of an expensive working jet engine and reduce the starting mass of the shepherd's spacecraft. However, this assumption was not sufficiently substantiated. The analysis of the feasibility of aerodynamic compensator application is made on the basis of calculating the mass of the working medium and the amount of electrical energy saved due to its application. The above mentioned calculation of the saved mass of the working fluid is made applying a number of simplifying assumptions. As a result of the analysis, it was determined that the expediency of aerodynamic compensator applying is not obvious, considering the mass of the compensator and the complexity of the design of the spacecraft. At the same time, if in one mission of the shepherd's spacecraft will presuppose to carry out several space debris removal on the orbit, then the application of an aerodynamic compensator become justified. The direction of further research involves a more detailed analysis of the feasibility of aerodynamic compensator application, including the elaboration of the compensator design, its mid-area control method, and simulation of the orbital and relative motion of the shepherd – space debris, consider the disturbing factors and the relative motion control algorithm.

Keywords: shepherd spacecraft; space debris object; collection on the orbit; noncontact removal scheme; aerodynamic compensator; feasibility of application.

Своробин Дмитрий Сергеевич – мл. науч. сотр. отдела системного анализа и проблем управления Института технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины, Днепр, Украина.

Фоков Александр Анатольевич – канд. техн. наук, ст. науч. сотр., старший научный сотрудник отдела системного анализа и проблем управления, Институт технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины, Днепр, Украина.

Хорошилов Сергей Викторович – д-р техн. наук, ст. науч. сотр., ведущий научный сотрудник отдела системного анализа и проблем управления, Институт технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины, Днепр, Украина.

Dmitriy S. Svorobin – junior scientist of the Department of System Analysis and Control Problems of the Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and the State Space Agency of Ukraine, Dnipro, Ukraine, e-mail: svod.itm@gmail.com.

ORCID Author ID: 0000-0002-9856-8619, ResearcherID: W-2065-2018
<https://scholar.google.com.ua/citations?user=SruP5vh2LAMC&hl=ru>

Alexander A. Fokov – PhD, Senior Research Scientist, Senior Research Scientist of the Department of the System Analysis and Control Problems, Institute of Technical Mechanics of Ukraine NAS and Ukraine SSA, Dnipropetrovsk, Ukraine, e-mail: oafokov@ukr.net.

ORCID Author ID: 0000-0003-2934-7270, Scopus Author ID: 10040113800, ResearcherID: W-1499-2018
<https://scholar.google.com.ua/citations?user=mjprlE0AAAAJ&hl=ru&oi=ao>

Serhii V. Khoroshylov – Doctor of Technical Sciences, Senior Research Scientist, Lead Research Scientist of the Department of the System Analysis and Control Problems, Institute of Technical Mechanics of Ukraine NAS and Ukraine SSA, Dnipropetrovsk, Ukraine, e-mail: skh@ukr.net.

ORCID Author ID: 0000-0001-7648-4791, Scopus Author ID: 57170749900, ResearcherID: V-9803-2018
<https://scholar.google.com.ua/citations?user=dhKXGrAAAAAJ&hl=ru>