

Стаття присвячена розробці методичних основ проектування аеродинамічних систем відведення космічних апаратів з орбіт. Запропонована методика проектування аеродинамічних систем, в якій реалізовано ітераційний підхід оцінювання їх ефективності на різних етапах їх проектування. Розроблена методика дозволяє оцінювати ефективність аеродинамічної системи в залежності від заданого терміну балістичного існування космічного апарату

Ключові слова: космічне сміття, космічний апарат, відведення з орбіти, проектування систем, аеродинамічна система

Стаття посвящена разработке методических основ проектирования аэродинамических систем увода космических аппаратов с орбит. Предложена методика проектирования аэродинамических систем, в которой реализован итерационный подход оценивания их эффективности на различных этапах их проектирования. Разработанная методика позволяет оценивать эффективность использования аэродинамической системы в зависимости от заданного срока баллистического существования космического аппарата

Ключевые слова: космический мусор, космический аппарат, увод с орбиты, проектирование систем, аэродинамическая система

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СИСТЕМ УВОДА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТ

А. С. Палий

Младший научный сотрудник
Отдела системного анализа и проблем управления
Институт технической механики Национальной
академии наук Украины и
Государственного космического агентства Украины
ул. Лешко-Попеля, 15,
г. Днепропетровск, Украина, 49005
E-mail: jerr_5@ukr.net

1. Введение

По данным национального управления по аэронавтике и исследованиям космического пространства США (NASA) на октябрь 2014 г. на околоземных орбитах находилось около 13 000 объектов техногенного происхождения, так называемого космического мусора [1]. Главными источниками космического мусора являются последние ступени ракет-носителей (РН) и космические аппараты (КА), которые окончили свой срок активного существования и остались на орбите.

Проведенные в [3] исследования ученых участников Межагентского комитета по космическому мусору показали, что даже при выполнении 90 % рекомендаций по предотвращению роста фрагментов космического мусора (КМ) его популяция на низких околоземных орбитах (НОО) за 200 лет вырастет на 30 %. Прогнозируется, что без осуществления активных мер направленных на стабилизацию популяции КМ катастрофические столкновения действующих КА с фрагментами КМ будут происходить каждые 5–9 лет. Одной из основных рекомендаций для стабилизации популяции КМ на НОО является увод КА с орбиты по окончании его срока активного существования. Межагентский комитет по космическому мусору рекомендует в [2] ограничить пребывание на НОО космических аппаратов (КА), отработавших свой ресурс, периодом в 25 лет.

Согласно [4, 5], на высотах до ≈ 900 км предпочтительным является использование для увода с орбиты КА силы аэродинамического взаимодействия поверхности АСУ и окружающей среды. АСУ просты в изготовлении и эксплуатации, не требуют ориентации космического аппарата, имеют относительно небольшую массу, но имеют и недостатки, а именно, снижение эффективности под воздействием факторов космического пространства: космического вакуума, солнечной радиации, атомарного кислорода и фрагментов космического мусора.

Конструктивно АСУ состоит из системы хранения оболочки и системы наддува. Существует несколько способов наддува оболочки:

- использование остаточного давления, обеспеченного при установке АСУ на борт КА;
- использование вещества, которое под воздействием глубокого вакуума сублимируется и превращается в газ, необходимый для наддува оболочки;
- использование системы наддува, имеющей в своем составе емкость для хранения газа и систему подачи его в оболочку.

Конструктивно АСУ можно разделить на две группы:

- АСУ на основе одиночных или сгруппированных оболочек;
- разрываемые пленочные каркасные и бескаркасные конструкции оболочки.

2. Анализ литературных данных и постановка проблемы

При разработке данной методики использованы определенные в работе [4] типовые конфигурации АСУ, а именно:

- АСУ в форме плоского круглого щита;
- АСУ в форме четырехгранной пирамиды;
- АСУ в форме трехгранной пирамиды;
- АСУ в форме сферы;
- АСУ в форме двух двугранных панелей.

Так, в [5, 6] предлагается использовать АСУ для увода отработавших КА на примере орбитальной станции "Мир". Автор предлагает уводить орбитальную станцию массой 140 тонн, с орбиты высотой ≈ 350 км, с помощью АСУ сферической формы диаметром 182 м. Масса такой системы составила бы ≈ 893 кг.

Конфигурация АСУ в форме плоского круглого щита [7] состоит из 4-х надувных элементов (3-х надувных строп и торовой оболочки) и одного развертываемого элемента (плоского круглого щита). Торовая оболочка и надувные стропы выполнены из одного материала полиимид ПМ-А.

Конфигурация АСУ в форме четырехгранной пирамиды [8] состоит из 8-ми надувных элементов (4-х надувных мачт – ребер пирамиды и 4-х надувных мачт – сторон основания пирамиды) и 4-х развертываемых элементов (4-х граней пирамиды).

АСУ в форме трехгранной пирамиды [9, 10] состоит из 6-ти надувных элементов (3-х надувных мачт-ребер пирамиды и 3-х надувных мачт-сторон основания пирамиды) и 3-х развертываемых элементов (3-х граней пирамиды).

АСУ в форме двух двугранных панелей [11, 12] состоит из 2-х надувных элементов (надувных мачт) и 4-х развертываемых элементов (4-х полотен пленочного материала).

Рассмотренные публикации, в которых описываются различные конфигурации АСУ, в основном посвящены описанию конкретных технических решений АСУ и предварительному оцениванию их эффективности. Недостатком данных работ является то, что в них отсутствуют обобщенные методические основы проектирования аэродинамических систем увода космических аппаратов с орбит.

Следует отметить, что данные конфигурации были определены на момент разработки данной методики, в случае появления новых конфигураций данная методика может быть модернизирована.

3. Цель и задачи исследования

Целью данной статьи является разработка методики проектирования АСУ, которая позволит на различных этапах разработки технического предложения получать информацию о параметрах системы, в которой учитываются ограничения на размеры АСУ и воздействие факторов космического пространства.

Для достижения указанной цели были поставлены следующие задачи:

1. Определить границы применимости АСУ.

2. Разработать математическую модель определения параметров системы.

3. Выбрать критерии оценивания эффективности системы.

4. Методы и модели выбора параметров аэродинамической системы увода

В данной методике используется итерационный метод последовательных приближений. В первом приближении проводится предварительное оценивание эффективности использования АСУ и определяются границы ее применимости. Во втором приближении учитываются массы систем хранения, наддува и развертывания АСУ и проводится уточнение ее параметров. В третьем приближении учитывается воздействие факторов космического пространства, и выбирается наиболее эффективная конфигурация АСУ.

АСУ состоит из: аэродинамического элемента (АЭ), системы наддува (СН) и системы хранения (СХ).

Масса АСУ $m_{АСУ}$ определяется выражением:

$$m_{АСУ} = m_{АЭ} + m_{СХ} + m_{СН}, \quad (1)$$

где $m_{АЭ}$ – масса АЭ; $m_{СХ}$ – масса СХ; $m_{СН}$ – масса СН.

В первом приближении определяются границы применения АСУ. При этом используются допущения:

- форма АСУ принимается сферической;
- масса АСУ определяется массой аэродинамического элемента (АЭ), масса систем наддува, развертывания и хранения не учитывается;
- масса АСУ должна быть меньше или равняться массе необходимого рабочего вещества для совершения маневра по уводу КА с орбиты, которая не должна превышать 3,5 % массы КА;
- воздействие факторов космического пространства не учитывается.

Математическая постановка выбора параметров АСУ при этом будет иметь вид:

$$m_{АСУ} = f(t_L, m_{КА}, S_M, m_{АЭ}) \rightarrow \min |k_2 \leq k_1, \quad (2)$$

где t_L – срок баллистического существования КА с АСУ; $m_{КА}$ – масса КА; S_M – площадь среднего сечения АСУ, которая определяется согласно [13] по соотношениям:

$$S_M = \frac{2m_{КА} \sqrt{\frac{a}{\mu}} \cdot X(e, z)}{t_L 3\rho_{pe} C_X}, \quad (3)$$

$$X(e, z) = \frac{3 \cdot e \cdot \exp(z)}{4I_0(z) + 8eI_1(z)} \times \left\{ 1 + \frac{7e}{6} + \frac{5e^2}{16} + \frac{1}{2z} \left(1 + \frac{11e}{12} + \frac{3}{4z} + \frac{3}{4z^2} \right) \right\}, \quad (4)$$

C_X – коэффициент аэродинамического сопротивления, в данной методике рассматривается неориентированное движение КА, таким образом, согласно [14] принимаем $C_X = 2,2$; ρ_{pe} – плотность атмосферы в перигее орбиты; $I_k(z)$ – функции Бесселя порядка $k=0$ и 1 и аргумента $z = ae/H_{\rho,pe}$; e – эксцентриситет орбиты; μ – гравитационная параметр Земли; m – масса КА;

a – большая полуось орбиты; $H_{p,pe}$ – высота плотной атмосферы; k_1 – критерий оценивания эффективности двигательных систем

$$k_1 = \frac{m_T}{m_{KA}}, \quad (5)$$

m_T – масса рабочего вещества необходимого для совершения маневра по уводу КА с орбиты

$$m_T = m_{KA} \left(1 - e^{\left(\frac{\Delta V}{w_u} \right)} \right), \quad (6)$$

ΔV – необходимое приращение скорости для совершения маневра по уводу КА с орбиты, определяется по формуле [15]:

$$\Delta V = \sqrt{\frac{2\mu}{r_a}} \left(\sqrt{\frac{r_u + \Delta r_u}{r_a + r_u + \Delta r_u}} - \sqrt{\frac{r_u}{r_a + r_u}} \right), \quad (7)$$

r_a – радиус-вектор КА в апогее орбиты; r_u – радиус-вектор КА в перигее орбиты; Δr_u – высота, на которую требуется понизить перигей; w_u – скорость истечения рабочего вещества; k_2 – критерий оценивания эффективности аэродинамических систем увода

$$k_2 = \frac{m_{ACU}}{m_{KA}}, \quad (8)$$

m_{ACU} – масса АСУ, на данной стадии определяется массой аэродинамического АЭ, которая определяется по формулам:

$$m_{ACU} = 1,27 \sqrt{S_M} \cdot \delta_{MNЭ} \cdot \rho_{MNЭ},$$

$\delta_{MNЭ}$ – толщина материала надувного элемента; $\rho_{MNЭ}$ – плотность материала надувного элемента.

Во втором приближении рассчитываются параметры АСУ, с учетом масс систем хранения и надува АСУ и проводится анализ возможности ее использования. Конфигурация АСУ на данном этапе принимается сферической, и должна удовлетворять ограничениям наложенных на размер конструктивных элементов АСУ, при этом иметь минимальную массу m_{ACU} .

В этом случае на конфигурацию АСУ накладываются следующие ограничения:

– диаметр аэродинамического элемента (АЭ) $d_{AЭ}$ должен быть меньше или равняться допустимому диаметру оболочки $d_{AЭ}^{доп}$, в данном случае под аэродинамическим элементом понимается сферический элемент конструкции АСУ;

– длина надувной мачты (НМ) $l_{НМ}$ должна быть меньше или равняться допустимой длине развернутого элемента $l_{НМ}^{доп}$;

Наибольшая оболочка, которую можно было изготовить в наземных условиях, вывести на орбиту и успешно развернуть, была 36 м в диаметре (спутники Эхо-1 и Эхо-2 [16]), на основании этого принимаем, что $d_{AЭ}^{доп} = 36$ м. Наибольшая надувная мачта, развернутая в космосе, была длиной 28 м (эксперимент по развертыванию надувной антенны в космосе [17])

На данном этапе выбора параметров АСУ воздействие факторов космического пространства не учитывается. Математическая постановка задачи выбора параметров АСУ при этом будет иметь вид:

$$m_{ACU} = f(m_{AЭ}, m_{CX}, m_{CH}) \rightarrow \min | d_{AЭ} \leq d_{AЭ}^{доп}, \quad (9)$$

где m_{CX} – масса системы хранения АСУ, принимаем, что система хранения АСУ на борту КА выполнена в форме куба и m_{CX} определяется по формуле

$$m_{CX} = 6 \left(\sqrt[3]{V_{MNЭ} + V_{CH}} \right)^2 \cdot \delta_{MCX} \cdot \rho_{MCX}, \quad (10)$$

δ_{MCX} – толщина материала системы хранения, принимаем $\delta_{MCX} = 5 \cdot 10^{-4}$ м; ρ_{MCX} – плотность материала системы хранения, принимаем, что система хранения выполнена из алюминиевого сплава марки ТД-33, плотностью $\rho_{MCX} = 2700$ кг/м³ [18]; $V_{MNЭ}$ – объем материала надувных элементов; V_{CH} – объем системы надува; m_{CH} – масса системы надува

$$m_{CH} = m_G + m_{CXПГ}, \quad (11)$$

m_G – масса газа для надува оболочки, определяется из уравнения [19]:

$$m_G = \frac{P_{ид} V_{HЭ} \mu_G}{R_0 T_A}, \quad (12)$$

$P_{ид}$ – избыточное внутреннее давление принимаем равным атмосферному давлению на высоте 120 км границы плотных слоев атмосферы $P_{ид} = 0,069$ Па; $V_{HЭ}$ – объем надувных элементов; μ_G – молекулярная масса газа для надува оболочки; R_0 – универсальная

газовая постоянная, $R_0 = 8,31 \frac{Дж}{моль \cdot К}$ $m_{CXПГ}$ – масса

системы хранения и подачи газа к оболочке

$$m_{CXПГ} = S_{ГБ} \cdot \delta_{MCXПГ} \cdot \rho_{MCXПГ}, \quad (13)$$

$S_{ГБ}$ – площадь поверхности газового баллона, в котором хранится газ для надува АСУ, принимаем, что он выполнен сферической формы из полиэтилентерефталата, тогда $S_{ГБ}$ определяется по формуле

$$S_{ГБ} = 4,836 \sqrt[3]{V_G^2},$$

V_G – объем газа в системе хранения и подачи газа к оболочке, принимаем, что газ на борту КА хранится в резервуаре под внутренним давлением $P_{ВД} = 4,013 \cdot 10^5$ Па, тогда V_G и рассчитывается по формуле:

$$V_G = \frac{m_G R_0 T_0}{P_{ВД} \mu_G},$$

T_0 – температура на борту КА, принимаем.

В третьем приближении проводится расчет параметров АСУ различных конфигураций, с учетом ограничений на размеры. На данном этапе определяется срок активного существования t_{CAC} АСУ под воздействием факторов космического пространства (кос-

мического вакуума, солнечной радиации, атомарного кислорода и фрагментов космического мусора). Срок активного существования должен быть не меньше времени баллистического существования КА, то есть, $t_{CAC} \geq t_L$. Математическая постановка задачи выбора параметров АСУ при этом будет иметь вид:

$$m_{ACU} = f(m_{AЭ}, y_1, y_2, y_3, m_{CX}, m_{CP}, m_{CH}, y_4) \rightarrow \min \begin{cases} d_{AЭ} \leq d_{AЭ}^{доп} \\ l_{HM} \leq l_{HM}^{доп} \\ t_{CAC} \geq t_L \end{cases}, \quad (14)$$

где y_1, y_2, y_3, y_4 – коэффициенты, учитывающие воздействие факторов космического пространства.

5. Результаты расчета параметров аэродинамической системы увода

Использование методики проектирования АСУ, предлагаемой в данной статье, рассмотрим на примере выбора проектных параметров АСУ для увода типового КА со следующими характеристиками:

- масса КА 600 кг;
- время баллистического существования КА – 25 лет;
- высота начальной орбиты КА 600 км, 700 км, 800 км, 900 км;
- площадь миделева сечения КА $S_M = 2,16 \text{ м}^2$.

Для расчета критерия эффективности использования двигательного устройства для перевода КА на орбиту, на которой срок его баллистического существования составит 25 лет, рассчитаем необходимое приращение скорости ΔV . Результаты расчета ΔV приведены в табл. 1.

Таблица 1

Результаты расчета приращения скорости для выполнения маневра

Высота орбиты КА, км	600	700	800	900
Приращение скорости ΔV , м/с	18,329	59,073	91,216	118,77

Далее рассчитаем критерий эффективности k_1 . Результаты расчета приведены в табл. 2.

Таблица 2

Результаты оценки эффективности использования ДУ для увода с орбит КА

Высота орбиты КА, км	600	700	800	900
Критерий эффективности k_1	0,006	0,02	0,03	0,038

Как видно из табл. 2 использование двигательного устройства для увода КА с орбиты высотой 900 км является неэффективным.

В данной работе расчет параметров АСУ проводится для первых двух итераций.

На первой итерации рассчитываем площадь миделева сечения S_M АСУ для обеспечения заданного срока баллистического существования. Результаты приведены в табл. 3.

Таблица 3

Результаты расчета площади миделева сечения АСУ для обеспечения заданного срока баллистического существования

Высота орбиты КА, км	600	700	800	900
Площадь миделя АСУ $S_M, \text{ м}^2$	3,6576	14,4	47,964	132

Далее рассчитываем критерий эффективности использования АСУ. Результаты расчетов приведены в табл. 4.

Таблица 4

Результаты оценки эффективности использования АСУ для увода с орбит КА без учета массы систем наддува и хранения

Высота орбиты КА, км	600	700	800	900
Критерий эффективности k_2	0,0008	0,0031	0,01	0,029

На второй итерации рассчитывается критерий эффективности АСУ k_2 с учетом масс системы наддува и системы хранения и подачи газа к оболочке. Результаты расчета приведены в табл. 5.

Таблица 5

Результаты оценки эффективности использования АСУ для увода с орбит КА с учетом массы систем наддува и хранения и ограничений

Высота орбиты КА, км	600	700	800	900
Критерий эффективности k_2	0,001	0,004	0,012	0,032

Далее сравним критерий k_2 с критерием k_1 , приведенным в табл. 2, в результате получаем, что АСУ эффективно использовать для увода КА с орбит высотой до 900 км.

Для определения возможности использования АСУ определим диаметр ее АЭ. Результаты приведены в табл. 6.

Таблица 6

Результаты расчета диаметра аэродинамического элемента АСУ

Высота орбиты КА, км	Диаметр АЭ $d_{AЭ}, \text{ м}$
600	2,16
700	4,3
800	7,8
900	13

На основании результатов, приведенных в табл. 6, можно судить о возможности использования АСУ для увода средних КА (массой до 600 кг) с орбит высотой 600–900, так как $d_{AЭ} < d_{AЭ}^{доп}$.

6. Выводы

Разработана методика проектирования аэродинамических систем увода космических аппаратов (КА) с орбит, которая основана на методе последовательных

приближений. В первом приближении проводится определение границ применимости и предварительное оценивание эффективности использования аэродинамических систем для увода КА с орбит. Для оценивания эффективности данных систем выбраны соответствующие критерии. Во втором приближении рассчитываются параметры системы с учетом массы систем наддува и хранения аэродинамической системы на борту КА, для этих целей в данной статье разра-

ботана математическая модель выбора ее параметров. В третьем приближении рассчитывается срок активного существования аэродинамической системы под воздействием факторов космического пространства и оптимизируются ее параметры. Для учета воздействия факторов космического пространства необходимо разработать модель функционирования аэродинамической системы, что будет являться предметом дальнейших исследований.

Литература

1. Satellite Box Score [Text] / The Orbital Debris Quarterly News. – 2014. – Vol. 18, Issue 3. – P. 8.
2. IADC Space debris mitigation guidelines [Electronic resource] / IADC-2002-01. Revision 1/Prepared by the IADC Steering Group and WG4 members, 2003. – 10 p. – Available at: http://www.iadc-online.org/index.cgi?item=docs_pub
3. Liou, J.-C. Stability of the future LEO environment – an IADC comparison study [Text] / J.-C. Liou, A. K. Anlikumar, B. Bastida Virgili, T. Hananada et. al. // In abstract books of sixth European conference on space debris, ESOC, Darmstadt, Germany, 2013. – 38 p.
4. Палий, А. С. Методы и средства увода космических аппаратов с рабочих орбит (состояние проблемы) [Текст] / А. С. Палий // Техническая механика. – 2012. – № 1. – С. 94–102.
5. Nock, K. T. Gossamer orbit lowering device (GOLD) for safe and efficient de-orbit [Text] / K. T. Nock, K. L. Gates, K. M. Aaron, A. D. McRonald // AIAA/AAS Astrodynamics specialist conference, 2010. – P. 1. doi: 10.2514/6.2010-7824
6. Patent 6830222 USA: МПК7 В 64 G 1/62 Balloon device for lowering space object orbits [Text] / Nock K. T., McRonald A. D., Aaron K. M. – 10/394477; claimed: 21.03.03; published: 14.12.04.
7. Roberts, P. C. E. MUSTANG : A technology demonstrator for formation flying and distributed systems technologies in space [Electronic resource] / P. C. E. Roberts, T. S. Bowling, S. E. Hobbs // Proceedings of 5th conference Dynamics and control of systems and structures in space, Kings College, Cambridge, July 2002. – Available at: <https://dspace.lib.cranfield.ac.uk/bitstream/1826/881/1/MUSTANG-formation%20flying%20in%20space-2002.pdf>
8. iDod : Development of a generic inflatable de-orbit device for cubesats : technical report [Electronic resource] / Delft University of technology. – Delft, 2007. – 381 p. – Available at: http://repository.tudelft.nl/assets/uuid:49d86db1-8909-4464-af1b-fe1655c9c376/ae_maessen_2007.pdf
9. Harkness, P. G. An aerostable drag-sail devise for the deorbit and disposal sub-tonne low Earth orbit spacecraft [Text] : PhD. thesis : appr. 06.10.06 / P. G. Harkness. – Cranfield, 2006. – 258 p.
10. Maesen, D. S. Development of a generic inflatable de-orbit device for cubesats [Text] / D. S. Maesen, E. D. van Breukelen, V. T. C. Zandbergen, O. K. Bergsma // 58th International astronautic congress, 2007.
11. Патент 2435711 Рос. Федерация : МПК7 В64G1/62/ Развертываемая аэродинамическая поверхность аэроторможения спутника [Текст] / Пейпуда В., Ле Куль О. – 2008138539/11; заявл. 14.02.2007; опубл. 10.12.2011.
12. Dupuy, C. Gossamer technology to deorbit LEO non-propulsion fitted satellite [Text] / C. Dupuy, O. Le Couls // 40th Aerospace mechanisms symposium, NASA Kennedy space center, 2010.
13. Палий, А. С. Об эффективности устройства аэродинамического торможения для увода космических аппаратов [Текст] / А. С. Палий // Техническая механика. – 2012. – № 4. – С. 82–90.
14. Handbook for limiting space debris [Text] : NASA handbook / NASA. – Washington, DC, 2008. – 174 p.
15. Klinkrad, H. Space debris: Models and risk analysis [Text] / H. Klinkrad. – Praxis Publishing Ltd., Chichester, UK, 2006. – 172 p.
16. Jenkins, C. H. M. Gossamer spacecraft : membrane and inflatable structures and technology for space Applications [Текст] / С. H. M. Jenkins. – AIAA, Reston (USA), 2001. – 586 p.
17. Inflatable antenna technology with preliminary shuttle experiment results and potential applications [Electronic resource] / R. Freeland, S. Bard, G. Veal and other // In proceedings of 6th Annual Meeting and Symposium of the Antenna Measurement Techniques Association. – Seattle, Washington, 1996. – Available at: <http://www.lgarde.com/assets/content/files/publications/aiaa-98-2104.pdf>
18. ГОСТ 4787-97. Алюминий и сплавы алюминиевые деформируемые [Текст] / Введ. 01.07.2000. – Минск: Межгосударственный совет по стандартизации, метрологии и сертификации, 2000. – 20 с.
19. Яворский, Б. М. Справочник по физике для инженеров и студентов вузов [Текст] / Б. М. Яворский, А. А. Детлаф, А. К. Лебедев; 8-е изд., перераб. и испр. – М.: ООО «Издательство Ониск» : ООО «Издательство «Мир и Образование», 2006. – 1056 с.