

МЕТОДИКА ВЫБОРА ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СИСТЕМ УДАЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ С ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТ

Дана информация о разработанной авторами методике выбора проектных параметров аэродинамических систем удаления космических объектов с околоземных орбит. Методика учитывает воздействие повреждающих факторов космического пространства на аэродинамическую систему удаления, в том числе атомарного кислорода, сублимации материала в космическом пространстве и фрагментов космического мусора. Разработанная методика позволяет оценивать параметры системы в зависимости от заданного срока удаления объекта с околоземной орбиты.

Дано інформацію про розроблену авторами методику вибору проектних параметрів аеродинамічних систем усунення космічних об'єктів з навколосеземних орбіт. Методика враховує вплив пошкоджуючих факторів космічного простору на аеродинамічну систему усунення, в тому числі атомарного кисню, сублимації матеріалу в космічному просторі і фрагментів космічного сміття. Розроблена методика дозволяє оцінювати параметри системи в залежності від заданого часу усунення об'єкту з навколосеземної орбіти.

The author's procedure of selection of the design parameters for aerodynamic deorbit systems is presented. The procedure takes into account the effects of space hazards on an aerodynamic deorbit system, including atomic oxygen, space sublimations of materials and space debris fragments. The developed procedure can be used for estimating the system parameters depending on a desired time of the object deorbit.

Для уменьшения засорения космического пространства фрагментами космического мусора (ФКМ) разработчики космических аппаратов (КА) должны их снабжать системами удаления с орбиты, с помощью которых КА по окончании срока активного существования будут удалены в плотные слои атмосферы либо переведены на орбиты захоронения.

Как показано в [1], для удаления КА с орбит высотой 200 – 1000 км наиболее эффективным по простоте конструкции, отношению стоимости к массе и надежности является использование аэродинамических систем удаления (АСУ). При проектировании этих систем необходимо выбрать параметры АСУ для выполнения успешного увода КА с орбит в плотные слои атмосферы в заданное время.

Целью данной статьи является разработка методики выбора проектных параметров АСУ для высот орбит 200 – 1000 км.

При движении КА на орбитах высотой меньше 1000 км преобладающим возмущением является сила аэродинамического сопротивления F_C , которая определяется из выражения

$$F_C = S_M \cdot C_X \cdot \frac{\rho V^2}{2},$$

где S_M - площадь миделева сечения КА, м²; C_X - коэффициент аэродинамического сопротивления КА; ρ - плотность атмосферы, кг/м³; V - скорость КА, м/с.

В работах [2, 3] приведено описание и расчеты эффективности АСУ двух конфигураций: в форме двугранных панелей и сферической оболочки из эластичного тонкопленочного материала. В этих работах представлены АСУ, обеспечивающие площадь сечения аэродинамического элемента системы для обеспечения удаления с орбиты за время, меньшее 25 лет, однако без учета влияния атомарного кислорода, сублимации материала в вакууме, изменения теплофизических свойств полимерного материала под воздействием факто-

© А. Д. Скорик, А. С. Палий, 2013

ров космического пространства, что не позволяет оценить эффективность работы этих АСУ в течение срока их функционирования.

В данной статье предпринята попытка устранить эти недостатки путем использования разработанной авторами методики выбора проектных параметров, в которой используется комплексная оценка результатов воздействия факторов космического пространства на АСУ.

КА при функционировании на орбите подвергаются воздействию факторов космического пространства [4 - 8]. При полете на высотах ниже 1000 км основными повреждающими факторами космического пространства являются:

- космический вакуум;
- атомарный кислород;
- радиационное излучение Земли;
- радиационное излучение Солнца;
- радиационное излучение альbedo Земли;
- фрагменты космического мусора.

Авторами разработана методика выбора параметров АСУ, учитывающая воздействие на нее основных факторов космического пространства.

На начальном этапе, в соответствии с исходными данными и временем орбитального существования t_L исследуемого объекта, проводится подбор S_M для обеспечения $t_L < 25$ лет [9], по соотношениям [10]:

$$S_M = \frac{2m \sqrt{\frac{a}{\mu}} \cdot X(e, z)}{t_L 3\rho_{pe} C_X}, \quad (1)$$

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

где 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 постоянная; m - масса КА; a - большая полуось орбиты; $H_{\rho,pe}$ - высота плотной атмосферы.

После подбора требуемой величины S_M проводится выбор формы и размеров АСУ, которая обеспечит требуемую S_M с наибольшим C_X ;

Расчет влияния факторов космического пространства проводится в такой последовательности.

При определенных теплофизических характеристиках материала оболочки АСУ определяются температуры на солнечной и теневой сторонах орбиты t_{\min} и t_{\max} [5, 6]:

$$t_{\min} = 4 \sqrt{\frac{A_C J_C}{A_f \sigma} + \frac{A_a J_a}{A_n} \left(\frac{a}{\varepsilon} \right)}; \quad (2)$$

где A_3 - площадь проекции КА на плоскость, перпендикулярную направлению радиационного излучения Земли; J_3 - интенсивность радиационного излучения Земли; a - коэффициент поглощения материала, например для полиимида $a = 0,2$ [7]; ε - коэффициент излучения материала, например для полиимида $\varepsilon = 0,52$ [7]; A_n - площадь поверхности КА; σ - постоянная Стефа-

на-Больцмана, $\sigma = 5,67 \times 10^{-8} \text{ Вт} \cdot \text{м}^{-2} \cdot \text{К}^{-4}$; A_a – площадь проекции КА на плоскость, перпендикулярную направлению отраженного от Земли радиационного излучения Солнца; J_a – интенсивность отраженного от Земли радиационного излучения Солнца;

$$t_{\max} = 4 \sqrt{\frac{A_3 J_3 + (A_c J_c + A_a J_a) \left(\frac{a}{\varepsilon}\right)}{A_n \sigma}}; \quad (3)$$

где A_c – площадь проекции КА на плоскость, перпендикулярную направлению радиационного излучения Солнца; J_c – интенсивность радиационного излучения Солнца;

В таблице 1 приведены теплофизические характеристики эластичных тонкопленочных полимерных материалов, используемых в тонкостенных пленочных оболочках надувных и эластичных космических конструкций [11].

Таблица 1

Материал	Плотность, кг/м ³	Предел рабочих температур, °С		Предел прочности, МПа
		верхний	нижний	
ПТФЭ	2220	250 - 260	-269	16 - 35
ПЭТФ	1400	150 - 160	-60	50 - 70
ПА-12	1020	70 - 80	-60	50
ПИ	1340	220 - 265	-200	80 - 90
ПМ-А	1420	260	-269	137
Майлар	1400	150 - 160	-60	50 - 70
Каптон	1420	260	-269	137

В таблице 1: ПТФЭ – политетрафторэтилен, ПЭТФ – полиэтилентерефталат, ПА – полиамид, ПИ, ПМ-А – полиимид.

Для определения минимальной толщины δ_{\min} оболочки АСУ, способной функционировать в течение t_L , проводится расчет уноса массы с поверхности оболочки АСУ за счет влияния атомарного кислорода и сублимации в космическом пространстве по соотношениям [12, 13]:

$$\delta_{\min}(t_L) = (Re \cdot F_{AK} + S_c) \cdot t_L; \quad (4)$$

$$S_c = 1,85 \times 10^6 \frac{\rho}{\rho} \sqrt{\frac{M}{T}};$$

где Re – объемный коэффициент потери материала; F_{AK} – суммарный флюенс атомов кислорода за период t_L ; S_c – скорость сублимации, см/год; ρ – плотность материала оболочки, г/см³; p – давление насыщенных паров газа сублимирующего материала (СМ), которое рассчитывается с помощью выражения [14]:

$$p = e^{\left(14,103 - \frac{6908}{T}\right)};$$

M – молекулярная масса газа СМ; T – температура газа СМ.

Далее учитывается влияние ФКМ на АСУ в течение времени ее функционирования на орбите. Для определения минимального размера ФКМ d_{\min} ,

способного пробить оболочку толщиной δ_{\min} (4), решается баллистическое уравнение [15]:

$$d_{\min} = \left(0,106022 \cdot t \cdot H_B^{1/4} \cdot \sqrt{\rho_t / \rho_p} \cdot (c/V)^{2/3} \right)^{0,947368}; \quad (5)$$

где d_{\min} – диаметр ФКМ; H_B – твердость материала мишени по Бринеллю; ρ_t , ρ_p – плотности материалов ФКМ и пленки; c – скорость звука в материале ФКМ, для алюминия $c = 5,1$ км/с; V – скорость ФКМ (средняя скорость $V \sim 10$ км/с).

На основании найденного значения d_{\min} проводится расчет частоты столкновений N оболочки АСУ с ФКМ [16]:

$$N = F \cdot Q(d_i); \quad (6)$$

$$d_{\min} \leq d_i \leq d_{\max},$$

где F – площадь поверхности АСУ; $Q(d_i)$ – средний поток ФКМ диаметром d_i на заданной высоте полета h , рассчитываемый с помощью модели среды космического мусора MASTER-2009 [17]; d_{\min} и d_{\max} – минимальный и максимальный размер ФКМ в MASTER-2009.

После этого проводится оценка потерь давления внутри оболочки АСУ, обусловленных воздействием фрагментов космического мусора в течение t_L . Используется допущение, что отверстие в оболочке, образуемое ФКМ, равно максимальному размеру ФКМ. На основании значений d_i , скорость V_o образования отверстий площадью A_o в оболочке за время t_L составит:

$$V_o = A_o \cdot N(d_i),$$

где A_o – площадь отверстий в оболочке при попадании ФКМ, которая определяется с помощью выражения:

$$A_o = \sum_{i=1}^n \frac{\pi d_i^2}{4},$$

d_1 – минимальный размер, $d_1 = d_{\min}$; d_n – максимальный размер ФКМ, поток которого рассчитывается с помощью MASTER-2009; $N(d_i)$ – частота столкновений ФКМ диаметром d_i с оболочкой, определяемая из выражения [1]:

$$N(d_i) = Q(d_i) \cdot A_n,$$

где A_n – площадь поверхности оболочки АСУ.

Массовый расход газа G через отверстие площадью A_o получаем по формуле [18]:

$$G = \frac{1}{\sqrt{2\pi R}} \left(\frac{p_1}{\sqrt{T_1}} - \frac{p_2}{\sqrt{T_2}} \right) A_o, \quad (7)$$

где p_1 , p_2 – давления газа в оболочке и экзосфере, соответственно; T_1 , T_2 – температура газа в оболочке и экзосфере, соответственно; R – универсальная газовая постоянная, $R = 8,3144621$ м²кгс⁻²К⁻¹Моль⁻¹.

АСУ прекратит свое функционирование, когда $p_1/\sqrt{T_1} = p_2/\sqrt{T_2}$ и $G \rightarrow 0$ (режим континуума Навье–Стокса).

На последнем этапе, на основании полученных результатов расчетов S_M и δ_{\min} проводится оценка массы АСУ $m_{АСУ}$ по формуле:

$$m_{АСУ} = m_{АЭ} + m_{СН};$$

где $m_{АЭ}$ – масса аэродинамического элемента системы; $m_{СН}$ – масса системы наддува системы.

В качестве примера использования данной методики при разработке АСУ проведен выбор параметров АСУ типового КА с характеристиками:

- высота орбиты 600 км;
- тип орбиты – околокруговая;
- наклонение орбиты - 60°;
- форма КА – сфера;
- диаметр КА - 1 м;
- масса КА – 400 кг;
- форма АСУ – сфера;
- начальное давление p_1 внутри оболочки АСУ - $3 \cdot 10^{-4}$ Па;
- газ для наддува – гелий;
- время удаления с орбиты – 1 год, 5 лет, 10 лет, 25 лет.

В таблице 2 приведены основные характеристики АСУ, полученные по разработанной авторами методике аэродинамического увода КА с орбиты для времени увода в течение 1 года, 5, 10 и 25 лет.

Таблица 2

Параметры	$t_L=1$ год	$t_L=5$ лет	$t_L=10$ лет	$t_L=25$ лет
Площадь сечения $S_M, \text{м}^2$	76,8	12,9	10,3	2,4
Радиус сферы $R_{сф}, \text{м}$	4,9	2	1,8	0,9
Коэффициент аэродинамического сопротивления C_X	2	2	2	2
Температура, $t_{\min}, \text{°C}$	-70	-70	-70	-70
Температура $t_{\max}, \text{°C}$	95	95	95	95
Материал оболочки АСУ	ПМ-А	ПМ-А	ПМ-А	ПМ-А
Минимальный размер ФКМ $d_{\min}, \text{мкм}$	4	20	40	100
Минимальная толщина оболочки $\delta_{\min}, \text{мкм}$	12	60	120	300
Скорость образования отверстий $V_o, \text{м}^2/\text{с}$	$9,26 \cdot 10^8$	$8,55 \cdot 10^8$	$8,16 \cdot 10^8$	$6,15 \cdot 10^8$
Массовый расход газа, кг/с	$1,05 \cdot 10^5$	$2,13 \cdot 10^4$	$7,13 \cdot 10^4$	$1,46 \cdot 10^3$
Масса АСУ, кг	5,5	6	7	4,5

Выводы. Разработанная методика позволяет комплексно оценить воздействие повреждающих факторов космического пространства на аэродинамическую систему удаления космических объектов с орбит. Использование методики позволяет на основании исходных данных, таких как масса КА, высота орбиты рассчитать параметры АСУ, с помощью которой КА будет уведен с орбиты в заданный срок с учетом воздействия на нее ФКП.

1. *Палий А. С.* Анализ эффективности устройства аэродинамического торможения космических аппаратов / *А. С. Палий* // *Техническая механика*. – 2012. – №4. – С. 82 – 90.
2. *Nock K. T.* Gossamer orbit lowering device (GOLD) for safe and efficient de-orbit / *K. T. Nock, Gates K. L., Aaron K. M., McRonald A. D.* // *AIAA/AAS Astrodynamics specialist conference*, 2–5 August 2010, Toronto, Ontario, Canada, AIAA 2010-782.
3. *Dupuy C.* Gossamer technology to deorbit LEO non-propulsion fitted satellite / *C. Dupuy, O. Le Couls* // *Proceedings of the 40th Aerospace mechanisms symposium*, NASA Kennedy space center, May 12-14, 2010. – P. 301 – 308.
4. *Космические летательные аппараты. Введение в космическую технику: Учебное пособие / Ю. Ф. Даниев, А. В. Демченко, В. С. Зевако, А. М. Кулабухов, В. В. Хуторный*; под общ. ред. д-ра техн. наук, проф. *А. Н. Петренко*. - Днепропетровск: АРТ-ПРЕСС, 2007. – 456 с.
5. *Fortescue P.* Spacecraft systems engineering / *P. Fortescue, J. Stank, G. Swinerd*. – 4-d edition. - Chichester : John Wiley and Sons Ltd, 2011. – 724 p.
6. *NASA Space vehicle design criteria (environment). Spacecraft thermal control: technical report / Goddard spaceflight center ; chief R. Lyle*. - Greenbelt, Maryland, 1971. – 50 p. - № SP-8105.
7. *Zimcik D. G.* Plasma-deposited protective coatings for spacecraft applications / *D. G. Zimcik, M. R. Wertheimer, K. B. Balmain, R. C. Temyson* // *Journal of spacecraft and rockets*, 1991. – Vol. 28, № 6. – P. 652 – 657.
8. *Басс В. П.* Молекулярная газовая динамика и ее приложения в ракетно-космической технике / *В. П. Басс*. – Киев : Наук. думка, 2008. – 272 с.
9. *IADC Space debris mitigation guidelines [Электронный ресурс]. IADC-2002-01. Revision 1 / Prepared by the IADC Steering Group and WG4 members*. – 2003. – September. – 10 p. – Режим доступа : http://www.iadc-online.org/index.cgi?item=docs_pub.
10. *Klinkrad H.* Space debris : Models and risk analysis / *H. Klinkrad*. – Praxis Publishing Ltd., Chichester, UK, 2006. – 416 p.
11. *Технические свойства полимерных материалов : Уч.-справ. пос. / В. К. Крыжановский, В. В. Бурлов, А. Д. Паняматченко, Ю. В. Крыжановская*. – Спб. : Изд-во «Профессия», 2003. – 240 с.
12. *Шувалов В. А.* Изменение свойств материалов панелей солнечных батарей КА под воздействием атомарного кислорода / *В. А. Шувалов, Г. С. Кочубей, А. И. Приймак, Н. И. Письменный, Н. А. Токмак* // *Космические исследования*. - 2007. – Том 45, № 4. – С. 314 – 324.
13. *Evaporation effects on materials in space: technical report / Jet propulsion laboratory, California Institute of technology ; chief L. D. Jaffe, J. B. Rittenhouse*. – Pasadena, California, 1961. – 22 p. - № 32-161.
14. *The Echo-I inflation system / Langley research center ; chief D. L. Clemmons Jr.* - Hampton, Virginia, 1964. – 56 p. - № TN D-2194.
15. *Алпатов А. П.* Техногенное засорение околоземного космического пространства / *А. П. Алпатов, В. П. Басс, С. А. Баулин, В. И. Бразинский, В. П. Гусынин, Ю. Ф. Даниев, С. А. Засуха*. – Днепропетровск : Пороги, 2012. – 380 с.
16. *Модель космоса : Научно-информационное издание : В 2 т. / Под ред. М. И. Панасюка, Л. И. Новикова*. – Т. 2 : Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов. – М. : КДУ, 2007. – С. 973.
17. *Meteoroid and space debris terrestrial environment reference model MASTER-2009 / ESA-SD-DVD-02, Release 1.0, December 2010.*
18. *Кошмаров Ю. А.* Прикладная динамика разреженного газа / *Ю. А. Кошмаров, Ю. А. Рыжов*. – М. : Машиностроение, 1977. – 184 с.

Институт технической механики
НАН Украины и ГКА Украины,
Днепропетровск

Получено 29.07.13,
в окончательном варианте 03.09.13