

Управление движением активного космического аппарата при удалении наноспутника с помощью ионного потока

В.В. Рязанов¹

¹Акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс», Земеца 18, Самара, Россия, 443009

Аннотация. Работа посвящена проблеме удаления наноспутников формата CubSat3U бесконтактным способом с помощью ионного потока, создаваемого двигателем активного космического аппарата с низкой околоземной орбиты. Для моделирования силового воздействия силы от ионного потока используются известные аэродинамические коэффициенты наноспутника. Проведено моделирование спуска с низкой орбиты с учетом атмосферы Земли при различном взаимном положении «активного космического аппарата» - «объект космического мусора». Определены границы применимости по высоте ионного двигателя. Предложен закон управления двигателями активного космического аппарата при фиксированном расстоянии между объектом удаления и космическим аппаратом. Полученные результаты можно использовать при моделировании движения системы удаления космического мусора с помощью ионного потока.

1. Введение

Актуальность проблемы космического мусора обусловлена усиливающим засорением околоземного космического пространства, снижением качества функционирования космических аппаратов. При столкновении с объектом космического мусора (КМ) может произойти вывод КА из строя. Наибольшую опасность представляют крупные объекты космического мусора (разгонные блоки, нефункционирующие КА), при взаимном столкновении которого происходит нарастание количества опасных объектов на орбите. Согласно исследованиям D.J. Kessler [1] игнорирование проблемы космического мусора приведет к неконтролируемому росту КМ, что приведет к невозможности вывода новых КА и использования околоземного космического пространства.

Научным сообществом предложены различные варианты уборки космического мусора, которые можно разделить на два способа: контактный и бесконтактный. К контактным способам относят уборку КМ с помощью «щупалец» [2], сети [3], гарпуна [4], механической руки [5]. Недостатком контактного способа является физическое взаимодействие между космическим аппаратом по уборке мусора и КМ, что при наличии движения вокруг центра масс космического мусора может привести к повреждению самого активного космического аппарата или его элементов. К бесконтактным способам относят удаление с помощью кулоновских сил [6]-[7], пены [8], лазерных установок [9], внешнего ионного потока [10]. Преимуществом такого метода удаления является отсутствие дополнительных средств стыковки и захвата.

2. Постановка задачи.

В статье рассматривается удаление космического мусора с помощью ионного потока, исходящего из двигателя активного космического аппарата (АКА). АКА оборудован, как минимум, четырьмя ионными двигателями. С помощью одного ионного двигателя происходит обдувание ионами космического мусора. Другим ионным двигателем, установленным на противоположной стороне активного космического аппарата, происходит управление системой «АКА - объект космического мусора» вдоль орбиты. С помощью двух боковых двигателей происходит управление АКА по высоте орбиты. Использование в качестве объекта космического мусора наноспутника формата CubSat3U имеет ряд преимуществ. Во-первых, при установке датчиков, измеряющих параметры движения, аппараты такого формата могут служить удобной базой для отработки законов по управлению АКА относительно КМ, проверки математических моделей распространения ионного потока. Во-вторых, в последнее время увеличивается число запускаемых наноспутников, которые в случае отказа или при достижении срока эксплуатации также превращаются в объекты космического мусора. По состоянию на 01.05.2018 г. [11] с 01.01.2009 г. были запущены 271 МКА массой не более 3,5 кг. Как видно из рисунка 1, на высотах 400-499 км находятся наибольшее число наноспутников. Моделирование увода наноспутника будем брать с высоты 500 км, орбита круговая.

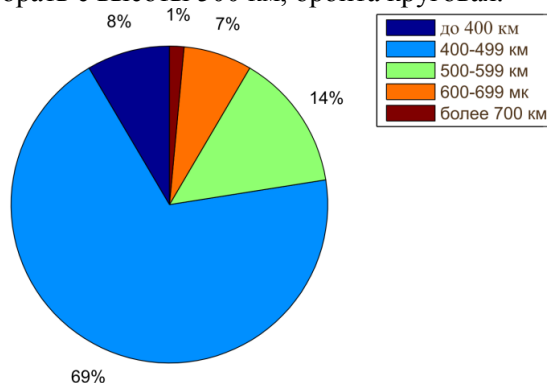


Рисунок 1. Распределение наноспутников по высоте рабочих орбит.

2.1. Математические модели

В процессе увода наноспутник будет совершать сложные движения (“кувыркания”, небольшие отклонения по высоте под действием внешних возмущающих воздействий, состояния атмосферы).

Для разработки закона управления двигателями активного аппарата для поддержания расстояния между активным космическим аппаратом и наноспутником необходимо провести следующие работы:

- определение силы от ионного потока, действующей на КМ, с использованием аэродинамических характеристик наноспутника;
- определение нижней границы атмосферы увода объекта космического мусора и определение взаимного положения АКА и наноспутника на орбите с целью минимизации времени увода.

Предполагается, что система управления активного космического аппарата удерживает АКА на постоянном расстоянии от наноспутника. Объект космического мусора полностью находится в ионном потоке.

2.2. Построение модели ионного потока

При моделировании движения объекта космического мусора необходимо определить значение силы, действующей от ионного потока на наноспутник. Для определения распределения плотности ионов по длине потока воспользуемся самоподобной моделью распространения ионов, предложенной в [12], [13].

Самоподобная модель строится на предположении, что характер распространения ионов можно описать с помощью безразмерной функции подобия $h(\bar{z})$, которая может быть найдена из дифференциального уравнения при начальных условиях $h(0) = 1$

$$h' = \sqrt{\frac{12 \cdot \ln(h)}{M_0^2} + h'(0)} \quad (1)$$

где $M_0 = \sqrt{\frac{m_i \cdot u_i^2}{\gamma \cdot T_{e0}}}$ – число Маха в начале дальней области ионного потока, m_i – масса ионов (ксенона), u_i – скорость ионов в начале дальней области, γ – политропный коэффициент охлаждения, T_{e0} – температура электрона на выходе из сопла двигателя. Модель распространения ионов зависит от угла полураствора потока $\alpha_0 = \arctan(h'(0))$, который можно найти из формулы (1). При больших значениях M_0 характер распространения ионов функцию самоподобия h можно записать в виде $h(\bar{z}) = 1 + \bar{z}tg\alpha_0$. Плотность ионов в любой точке потока можно определить как [14]

$$n(d, z) = \frac{n_0}{h^2(\bar{z})} \cdot \exp\left(-C^2 \cdot \frac{d^2}{R_0^2 \cdot h^2(\bar{z})}\right), \quad (2)$$

где n_0 – плотность потока ионов на выходе из сопла двигателя; $C^2 = 3$ – безразмерная величина, определяющая процент сохранения ионов в потоке радиуса $d \leq R_0$; R_0 – радиус ионного потока на выходе из сопла двигателя. Для упрощения модели считают, что аксиальная составляющая скорости ионов не меняется $u_z(d, z) = u_0$.

Для вычисления передаваемой силы используются различные подходы, такие как интегрирование элементарной силы по поверхности объекта [13], интегрирование по центральной проекции уводимого объекта на выбранную плоскость [15]. В данной статье будут использоваться известные безразмерные аэродинамические характеристики наноспутника, которые рассчитываются на ранних этапах проектирования.

Для вычисления сил ионного потока с помощью аэродинамических характеристик нужно знать на расстоянии d от источника плотность потока ионов $\rho_i = m_i n(d, z)$, где $n(d, z)$ вычисляется по формуле (2). В этом случае проекция силы F_x, F_y ионного потока на оси орбитальной системы координат могут быть найдены как

$$\begin{aligned} F_x &= c_x q_i S, \\ F_y &= c_y q_i S, \end{aligned} \quad (3)$$

где c_x, c_y , безразмерные коэффициенты силы аэродинамического сопротивления, подъемной силы и момента тангажа соответственно, S – площадь миделя, l – характерный размер тела, $q_i = \frac{\rho_i u_i^2}{2}$ – скоростной напор ионного потока.

2.3. Определение нижней границы увода и расположения активного космического аппарата относительно наноспутника

Для определения нижней границы увода наноспутника проведем сравнение силы аэродинамического сопротивления с силой от ионного потока F_{ion} при различных значениях баллистического параметра σ , соответствующим различным положениям наноспутника к набегающему потоку. Результаты моделирования (рисунок 2) показывают, что нижняя граница увода наноспутника составляет 190 км. При достижении этой высоты сила аэродинамического сопротивления будет больше силы от ионного потока и активный космический аппарат переходит к следующему объекту удаления. Наноспутник продолжает спуск только под действием силы аэродинамического сопротивления.

Для выбора взаимного положения активного космического аппарата и наноспутника с целью минимизации времени удаления с орбиты уравнения движения наноспутника в скоростной системе координат для плоского случая [16]:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= -c_x q \frac{S}{m} - g(H) \sin \theta, \\ \dot{\theta} &= c_y q \frac{S}{mV} - \frac{g(H)}{V} \cos \theta + \frac{V \cos \theta}{R_E + H}, \\ \dot{H} &= V \sin \theta, \end{aligned} \quad (4)$$

где S – площадь миделя, m – масса наноспутника, R_E – радиус Земли, V – скорость центра масс наноспутника; H – расстояние от поверхности земли до центра масс КА; θ – угол наклона траектории в атмосферу, $g(H) = g_0 \left(\frac{R_E}{R_E + H} \right)^2$ ускорение свободного падения, g_0 – ускорение свободного падения над средним уровнем моря, $q = \rho(H) \frac{V^2}{2}$ – скоростной напор, $\rho(H)$ – плотность атмосферы.

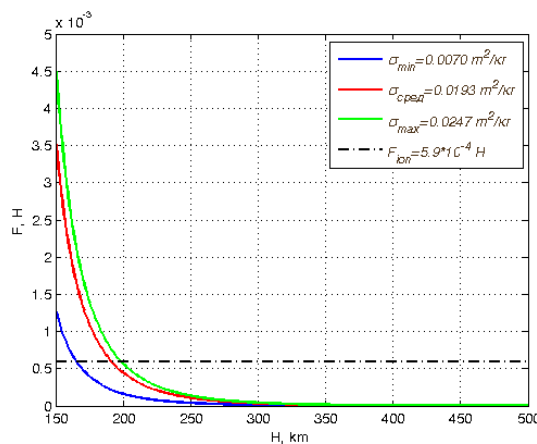


Рисунок 2. Зависимость силы сопротивления атмосферы от высоты при различных значения баллистического параметра КА.

С учетом внешней силы $F_{ion} = 5.9 \cdot 10^{-4} H$, определенного по формуле (3), от двигателя активного космического аппарата система (4) примет вид:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= -c_{xa} q \frac{S}{m} - g(H) \sin \theta - F_{ion} \cdot \frac{\cos(\alpha)}{m}, \\ \dot{\theta} &= -\frac{g(H)}{V} \cos \theta + \frac{V \cos \theta}{R_E + H} + F_{ion} \cdot \frac{\sin(\alpha)}{mV}, \\ \dot{H} &= V \sin \theta. \end{aligned} \quad (5)$$

Результаты интегрирования системы уравнений (5) приведены на Рисунке 3. Время спуска наноспутника с орбиты 500 км до высоты 200 км минимально при угле $\alpha = 0^\circ$. На Рисунке 3(а) показана зависимость времени удаления от угла обдува от -45° до 0° . С увеличением угла время удаления с рабочей орбиты увеличивается и достигает $t = 1517.9$ дней (Рисунок 3(б)).

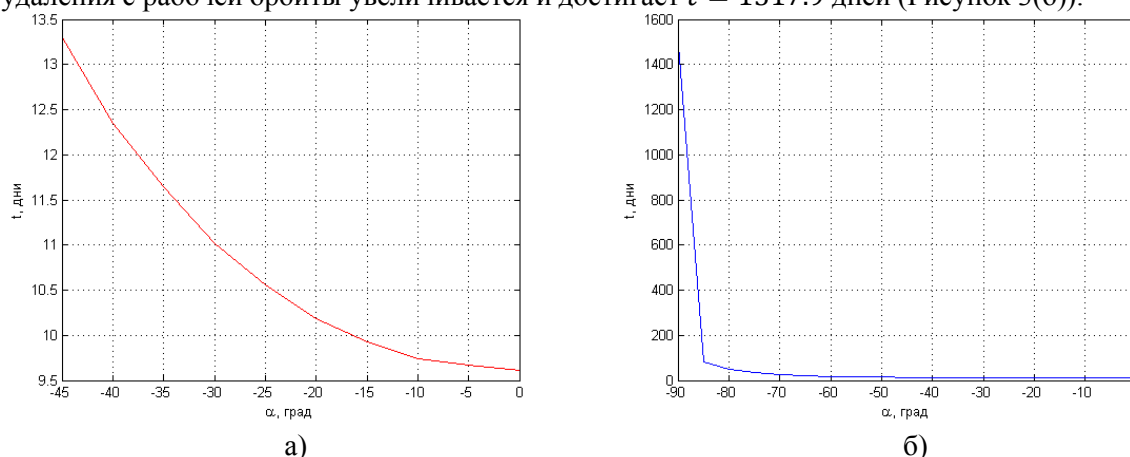


Рисунок 3. Зависимость времени удаления наноспутника от угла обдува ионным потоком.

Время удаления минимально при расположении активного космического аппарата по направлению полета перед наноспутником, ионный поток из двигателя АКА носит тормозящий эффект.

2.4 Рассмотрение закона управления

Положение наноспутника на орбите на этапе увода относительно активного космического аппарата определяется

$$d = \begin{bmatrix} x \\ y \end{bmatrix}.$$

Система точных дифференциальных уравнений движения активного космического аппарата относительно космического мусора в орбитальной системе координат будет иметь вид[17]:

$$\begin{aligned} \ddot{x} + 2\omega\dot{y} &= u_x \\ \ddot{y} - 2\omega\dot{x} - 3\omega^2 y &= u_y, \end{aligned} \quad (6)$$

где u_x, u_y - проекции возмущающих ускорений.

Построена математическая модель движения активного космического аппарата с использованием системы уравнений (6) при постоянном значении расстояния $d=10$ м между АКА и наноспутником.

3. Вывод

В статье рассмотрена модельная задача по бесконтактному методу увода космического мусора с помощью ионного потока. В качестве объекта космического мусора рассматривается наноспутник формата CubSat3U. Показано, что время удаления минимально при расположении активного космического аппарата перед наноспутником по направлению полета. Рассмотрен закон управления и проведено моделирования движения АКА при фиксированном расстоянии между КА и наноспутником. Результаты работы могут быть использованы для подготовки эксперимента с целью отработки технологии и уточнения математических моделей.

4. Литература

- [1] Kessler, D.J. Collision frequency of artificial satellites: the creation of a debris belt / D.J. Kessler, B.G. Cour-Palais // Journal of geophysical research. – 1978. – Vol. 83(A6). – P. 2637-2646. DOI: 10.1029/JA083iA06p02637.
- [2] McMahan, W. Field trials and testing of the octarm continuum manipulator / W. McMahan, V. Chitrakaran, M. Csencsits, D. Dawson, I.D. Walker, B.A. Jones, M. Pritts, D. Dienno, M. Grissom, C.D. Rahn // IEEE International Conference on Robotics and Automation. – Orlando, Florida, USA, 2006. – P. 2336-2341.
- [3] Benvenuto, R. Dynamics analysis and GNC design of flexible systems for space debris active removal / R. Benvenuto, S. Salvi, M. Lavagna // Acta Astronautica. – 2015. – Vol. 110. – P. 247-265. DOI: 10.1016/j.actaastro.2015.01.014.
- [4] Dudziak, R. Harpoon technology development for the active removal of space debris / R. Dudziak, S. Tuttle, S. Barraclough // Advances in Space Research. – 2015. – Vol. 56(5). – P. 509-527. DOI: 10.1016/j.asr.2015.04.012.
- [5] Larouche, B.P. Autonomous robotic capture of non-cooperative target using visual servoing and motion predictive control / B.P. Larouche, Z.H. Zhu // Auton Robot. New York, USA. – 2014. – Vol. 37(2). – P. 157-167. DOI: 10.1007/s10514-014-9383-2.
- [6] Aslanov, V.S. Exact solutions and adiabatic invariants for equations of satellite attitude motion under Coulomb torque // Nonlinear Dynamics. Schaub H. 2017. – Vol. 90(4). – P. 2545-2556. DOI: 10.1007/s11071-017-3822-5.
- [7] Schaub, H. Challenges and prospects of Coulomb spacecraft formation control / H. Schaub, G.G. Parker, L.B. King // Journal of Astronautical Sciences. – 2004. – Vol. 52(1). – P. 169-193.
- [8] Andrenucci, M. Active removal of space debris-expanding foam application for active debris removal / M. Andrenucci, P. Pergola, A. Ruggiero // ESA Final Report, 2011. – P. 132.
- [9] Phipps, C.R. A laser-optical system to re-enter or lower low earth orbit space debris // Acta Astronautica. – 2014. – Vol. 93. – P. 418-429. DOI: 10.1016/j.actaastro.2013.07.031.
- [10] Merino, M. Ion Beam Shepherd Satellite for Space Debris Removal / M. Merino, E. Ahedo, C. Bombardelli, H. Urrutxua, J. Pelaez // Progress in Propulsion Physics. – 2013. – Vol. 4. – P. 789-802. DOI: 10.1051/eucass/201304789.

- [11] Union of concerned scientists [Electronic resource]. – Access mode: <https://www.ucsusa.org/nuclear-weapons/space-weapons/satellite-database#.W-yDbClvWUs> (30.11.18).
- [12] Bombardelli, C. Ariadna call for ideas: Active removal of space debris ion beam shepherd for contactless debris removal / C. Bombardelli, M. Merino, E. Ahedo, J. Pelaez, H. Urrutxua, A. Iturri-Torreay, J. Herrera-Montojoy // Technical report, 2011. – P. 90.
- [13] Cichocki, F. Electric Propulsion Subsystem Optimization for "Ion Beam Shepherd" missions / F. Cichocki, M. Merino, E. Ahedo, M. Smirnova, A. Mingo, M. Dobkevicius // Journal of Propulsion and Power. – 2016. – Vol. 33(2). – P. 370-379. DOI:10.2514/1.B36105.
- [14] Cichocki, F. Modeling and simulation of EP plasma plume expansion into vacuum / F. Cichocki, M. Merino, E. Ahedo // 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Cleveland (OHIO), 2014. – P. 5008-5024.
- [15] Alpatov, A. Determination of the force transmitted by an ion thruster plasma plume to an orbital object / A. Alpatov, F. Cichocki, A. Fokov, S. Khoroshylov, M. Merino, A. Zakrzhevskii // Acta Astronautica. – 2016. – Vol. 119. – P. 241-251. DOI:10.1016/j.actaastro.2015.11.020.
- [16] Андреевский, В.В. Динамика спуска космических аппаратов на Землю. – М.: Машиностроение, 1970. – 235 с.
- [17] Аппазов, Р.Ф. Методы проектирования траекторий носителей и спутников Земли / Р.Ф. Аппазов, О.Г. Сытин. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1987. – 440 с.

Motion control of an active spacecraft during nanosatellite removal by ion beam

V.V. Ryazanov¹

¹Joint Stock Company "Rocket and Space Center" Progress", Zemetsa street 18, Samara, Russia, 443009

Abstract. The work is devoted to the problem of removing CubSat3U format nanosatellites in a contactless manner using an ion beam generated by an active spacecraft engine with a low near-earth orbit. The aerodynamic characteristics of a nanosatellite are used to determine the impact of the ion beam. A simulation of a descent from a low orbit taking into account the Earth's atmosphere at different mutual positions of the "active spacecraft" - "space debris object" was carried out. The limits of applicability for the height of the ion engine are determined. A law is proposed for controlling the engines of an active spacecraft at a fixed distance between the object to be removed and the spacecraft. The results can be used to simulate the motion of a space debris removal system using an ion beam.