



УДК 531.13

## УВОД НАНОСПУТНИКА С НИЗКОЙ ОРБИТЫ С ПОМОЩЬЮ ИОННОГО ПОТОКА

**В. В. Рязанов, А. С. Ледков**

Рязанов Владимир Владимирович, аспирант, инженер кафедры теоретической механики, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королева, Россия, 443086, Самара, Московское шоссе, д. 34, rvv345@inbox.ru

Ледков Александр Сергеевич, кандидат технических наук, доцент кафедры теоретической механики, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королева, Россия, 443086, Самара, Московское шоссе, д. 34, ledkov@inbox.ru

Работа посвящена проблеме удаления наноспутников формата CubSat3U бесконтактным способом с помощью ионного потока, создаваемого двигателем активного космического аппарата с низкой околоземной орбиты. Преимуществом такого способа является отсутствие необходимости дополнительных средств стыковки и захвата. Разработана математическая модель, описывающая плоское движение наноспутника под действием ионного потока с учетом гравитационных сил. Для моделирования силового воздействия ионного потока на CubSat3U применены два подхода. Первый подразумевает использование известных безразмерных аэродинамических коэффициентов. Второй основан на разбиении тела на треугольники и вычислении воздействия на каждый из них, при этом применена гипотеза о полном диффузном отражении частиц от поверхности. Проведено моделирование спуска наноспутника с низкой орбиты до поверхности Земли и показано, что оба подхода дают близкие результаты, в частности разница во времени спуска с высоты 500 км не превышает 4 %, и аэродинамические характеристики могут быть использованы на этапе предварительного проектирования программы увода нефункционирующего спутника. Полученные результаты можно использовать при управлении ионным потоком и при моделировании движения системы бесконтактного удаления космического мусора.

*Ключевые слова:* космический мусор, бесконтактный способ, ионный поток, аэродинамические коэффициенты, наноспутник.

Поступила в редакцию: 28.05.18 / Принята: 15.09.18 / Опубликовано онлайн: 28.02.2019

DOI: <https://doi.org/10.18500/1816-9791-2019-19-1-82-93>

### ВВЕДЕНИЕ

Техногенное загрязнение околоземного космического пространства является существенным негативным фактором, влияющим на качество функционирования космических аппаратов (КА). При столкновении с космическим мусором КА может выйти из строя. Сегодня наибольшую опасность представляет крупногабаритный космический мусор, к которому относят нефункционирующие аппараты, верхние ступени ракет, разгонные блоки. Взаимные столкновения таких крупных объектов могут приводить к появлению нового более мелкого мусора. Согласно исследованиям Д. J. Kessler, В. G. Cour-Palais [1], сложившийся подход к космической деятельности и игнорирование проблемы засоренности орбит космическим мусором приведет к неконтролируемому росту космического мусора и сделает невозможным вывод новых КА и использование околоземного пространства. Тем самым для человечества доступ к космосу будет закрыт [1, 2].



В научной среде рассматриваются различные варианты уборки космического мусора [3], которые можно разделить на два вида: контактный способ, к которому относят удаление с помощью вспомогательных устройств, таких как гарпун [4], сеть [5], механическая рука [6], «щупальцы» [7], и бесконтактный способ взаимодействия. К нему относят уборку с помощью пены [8], лазерных установок [9], внешнего ионного потока [10], кулоновских сил [11, 12]. В статье рассматривается удаление нефункционирующих спутников с помощью ионного потока, который создается одним из двигателей активного космического аппарата. Активный космический аппарат спускает космический мусор до границы атмосферы, после чего переходит к уборке следующего объекта.

В задаче уборки космического мусора ионным потоком принципиальное значение имеет моделирование потока. В [13] описана модель расширения ионного потока в вакууме. В статье [14] предложены различные способы моделирования ионного потока и оценки его физического влияния на разрушение космического мусора. Произведен анализ динамики и управления сферического и цилиндрических тел под действием ионного потока. В статье [15] рассматриваются две фазы миссии по удалению космического мусора: фаза подлета с дальнего расстояния и фаза сближения с объектом. На этапе увода объекта космического мусора необходимо знать положение нефункционирующего спутника по отношению к набегающему ионному потоку и расстояние до цели от сопла двигателя для определения максимального значения силы от ионного потока. В данной работе, в отличие от [14, 15], учитывается движение космического мусора вокруг центра масс. Для вычисления передаваемой силы от ионного потока предлагается рассмотреть и сравнить два подхода. Первый подразумевает использование известных безразмерных аэродинамических коэффициентов. Второй основан на разбиении тела на треугольники и вычислении воздействия на каждый из них, при этом применена гипотеза о полном диффузном отражении частиц от поверхности.

В статье рассматривается увод с орбиты наноспутника формата CubSat3U. Наноспутники не относятся к крупногабаритному космическому мусору, они могут служить удобной базой для проведения орбитальных экспериментов с целью отработки новой технологии бесконтактного увода космического мусора. Наноспутник может быть оснащен датчиками, измеряющими параметры его движения, что позволит верифицировать и, по необходимости, уточнить используемые математические модели. Целью работы является моделирование и анализ движения наноспутника формата CubSat3U под воздействием ионного потока на низких околоземных орбитах. Предполагается, что CubSat3U полностью находится внутри ионного потока, а система управления активного космического аппарата удерживает его на постоянном расстоянии от наноспутника. Рассматривается спуск наноспутника с низкой околоземной орбиты до поверхности Земли. Проводится сравнение результатов при уводе КА на низкую орбиту в случае расчета силы методом, использующим аэродинамические характеристики объекта удаления, с методом полного диффузного отражения ионов от его поверхности.

## 1. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ

Операцию увода наноспутника с орбиты можно разделить на два этапа: орбитальный полет до границы атмосферы и неконтролируемый спуск до поверхности. На первом этапе на наноспутник действуют внешний ионный поток и гравитационная сила. На втором этапе — аэродинамические и гравитационные силы. В данном



параграфе будет описан метод расчета сил и моментов от ионного потока активного космического аппарата с помощью аэродинамических характеристик, а также рассмотрена модель плоского движения наноспутника с учетом движения вокруг центра масс под действием силы внешнего ионного потока и гравитационной силы. Кроме того, будут записаны уравнения неуправляемого движения наноспутника в атмосфере.

### 1.1. Построение модели ионного потока

Одной из главных задач при моделировании движения объекта космического мусора под действием ионного потока является определение сил и моментов, получаемых от внешнего ионного потока. В научной литературе приводятся различные модели распространения ионного потока [10]. Для определения распределения плотности ионов по длине потока воспользуемся самоподобной моделью распространения ионов, рассмотренной в [10, 16].

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

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

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,  $\gamma$  — полнотропный коэффициент охлаждения,  $T_{e0}$  — температура электрона на выходе из сопла двигателя. Модель распространения ионов зависит от угла полураствора потока  $\alpha_0 = \arctan(h'(0))$ . При больших значениях  $M_0$  характер распространения ионов приобретает коническую форму, и функцию самоподобия  $h$  можно записать в виде  $h(\tilde{z}) = 1 + \tilde{z} \operatorname{tg} \alpha_0$ .

Плотность ионов в любой точке потока можно определить как [13]

$$n(d, z) = \frac{n_0}{h^2(\tilde{z})} \cdot \exp\left(-C^2 \cdot \frac{d^2}{R_0^2 \cdot h^2(\tilde{z})}\right), \quad (1)$$

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 [16], интегрирование по центральной проекции уводимого объекта на выбранную плоскость [17]. В данной статье будут рассмотрены два способа: первый способ использует известные безразмерные аэродинамические характеристики КА, которые рассчитываются на ранних этапах проектирования. Второй способ основывается на разбиении тела на треугольники и использовании гипотезы о полном диффузном отражении частиц от обдуваемой поверхности. Для каждого треугольника вычисляются момент и сила от ионного потока в виде проекции на оси орбитальной системы координат. Программа расчета ионных сил и моментов была разработана в рамках исследования [18].

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 (1). В этом случае проекция силы  $F_x, F_y$  и момента  $M_z$  ионного потока на оси орбитальной системы координат (рис. 1) могут быть найдены следующим образом:

$$F_x = c_y q_i S, \quad F_y = c_x q_i S, \quad M_z = m_z q_i S l, \quad (2)$$

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

## 1.2. Уравнения орбитального движения наноспутника

Для описания движения наноспутника под действием ионного потока с учетом влияния гравитационных сил введем прямоугольные инерциальную  $O_3 X_t Y_t$ , орбитальную  $O_3 X_o Y_o$  и связанную  $O_c X_c Y_c$  системы координат. Центр  $O_3$  инерциальной СК лежит в центре масс Земли. Ось  $X_t$  проходит через перигей орбиты наноспутника. Центр связанной системы координат наноспутника лежит в его центре масс  $O_c$ . Ось  $X_c$  направлена по продольной оси наноспутника. Ось  $Y_c$  лежит в плоскости его симметрии. Ось  $X_o$  орбитальной системы координат направлена вдоль радиус-вектора центра масс  $r$ , ось  $Y_o$  по направлению движения. Системы координат приведены на рис. 1.

Для получения уравнений движения воспользуемся уравнениями Лагранжа второго рода:

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i} - \frac{\partial L}{\partial q_i} = Q_j, \quad (3)$$

где  $L = T - U$  — Лагранжиан системы,  $q_i = \{\nu, r, \varphi\}$  — обобщенные координаты,  $\nu$  — угол истинной аномалии,  $r$  — расстояние от центра масс земли до центра масс наноспутника,  $\varphi$  — угол отклонения оси  $O_c X_c$  от оси  $O_3 X_o$ ,  $Q_j$  — обобщенные непотенциальные силы.

Кинетическая энергия системы находится в следующем виде:

$$T = \frac{m(r^2 \dot{\nu}^2 + \dot{r}^2)}{2} + \frac{I_z (\dot{\nu} - \dot{\varphi})^2}{2}. \quad (4)$$

Потенциальная энергия системы будет иметь вид [18]

$$U = -\frac{\mu m}{r} - \frac{\mu(I_x + I_y + I_z)}{2r^3} + \frac{3\mu(I_x \cos^2 \varphi + I_y \sin^2 \varphi + I_z)}{2r^3}, \quad (5)$$

где  $\mu$  — гравитационный параметр,  $J_x, J_y, J_z$  — моменты инерции наноспутника.

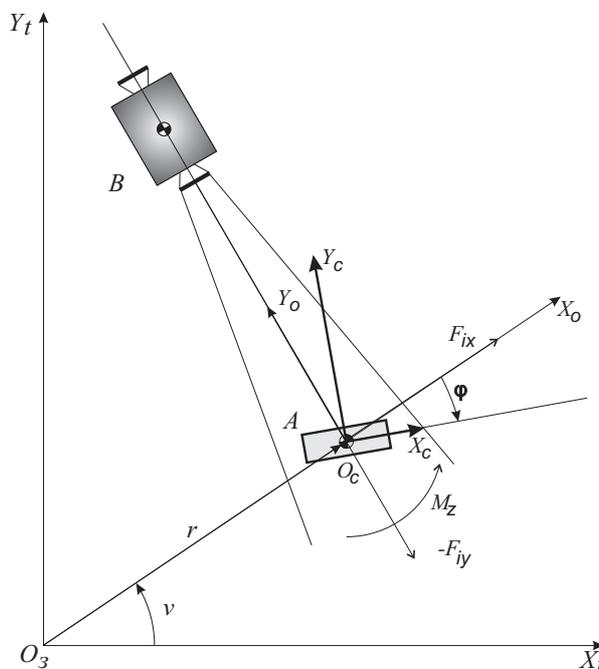


Рис. 1. Системы координат  
Fig. 1. Coordinate systems



Обобщенные непотенциальные силы могут быть найдены как

$$Q_\varphi = -M_z, \quad Q_r = F_{ix}, \quad Q_\nu = F_{iy}r + M_z, \quad (6)$$

где  $F_{ix}$ ,  $F_{iy}$  — проекции силы ионного потока на оси орбитальной СК.

После подстановки кинетической (4) и потенциальной (5) энергий в (3) получим систему дифференциальных уравнений. Разрешим ее относительно вторых производных [18]:

$$\begin{aligned} \ddot{r} &= r\dot{\nu}^2 - \frac{\mu}{r^2} + \frac{3\mu(3I_x \cos^2 \varphi + 3I_y \sin^2 \varphi - I_x - I_y + 2I_z)}{2mr^4} + \frac{Q_r}{m}, \\ \ddot{\nu} &= -\frac{2\dot{r}\dot{\nu}}{r} + \frac{3\mu(I_x - I_y) \cos \varphi \sin \varphi}{mr^5} + \frac{Q_\varphi + Q_\nu}{mr^2}, \\ \ddot{\varphi} &= -\frac{2\dot{r}\dot{\nu}}{r} + \frac{3\mu(I_x - I_y) \cos \varphi \sin \varphi (I_z + mr^2)}{I_z mr^5} + \frac{Q_\varphi}{I_z} + \frac{Q_\varphi + Q_\nu}{mr^2}. \end{aligned} \quad (7)$$

Первые два уравнения системы (7) описывают движение центра масс наноспутника, а последнее — движение вокруг центра масс.

### 1.3. Уравнения движения наноспутника в атмосфере

При спуске в атмосфере космический аппарат испытывает тепловые и динамические нагрузки, которые должны приниматься во внимание при проектировании КА и разработке программы его полета. Моделирование неуправляемого спуска наноспутника в атмосфере будем проводить при следующих допущениях: движение происходит под действием только силы тяжести и аэродинамической силы, поле тяготения центральное, движение воздушных масс не учитывается.

Движение наноспутника можно представить как относительное движение центра масс и вращение вокруг центра масс [19, 20]:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= -c_x q \frac{S}{m} - g(H) \sin \theta, \\ \dot{\theta} &= c_y q \frac{S}{mV} - \frac{g(H)}{V} \cos \theta + \frac{V \cos \theta}{R_E + H}, \\ \dot{H} &= V \sin \theta, \\ I_z \ddot{\alpha} - m_z(\alpha) q S l &= 0, \end{aligned} \quad (8)$$

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,  $\theta$  — 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,  $\alpha$  — угол атаки,  $l$  — характерный размер тела,  $J_z$  — момент инерции тела относительно оси  $O_z$  связанной системы координат. Первые три уравнения системы (8) описывают движение центра масс, последнее уравнение описывает движение вокруг центра масс.

Для оценки возможности разрушения наноспутника при спуске в атмосферу необходимо вычислить конвективный тепловой поток  $q_{\text{конвект}}$  и суммарное количество тепла, подводимого на лобовом участке поверхности за все время спуска  $Q$  [19, 21]:

$$q_{\text{конвект}} = b_{\text{emp}} \rho(H)^{1/2} V^{3.15}, \quad (9)$$



$$Q = \int_t q_{\text{конвект}} dt, \tag{10}$$

где  $b_{emp} = 5.5164 \cdot 10^{-5} \text{ кг}^{1/2} \cdot \text{с}^2 \cdot \text{м}^{-1.15}$  — эмпирический коэффициент.

## 2. РЕЗУЛЬТАТЫ И ОБСУЖДЕНИЯ

Рассмотрим спуск наноспутника с круговой орбиты высотой 500 км. Моделирование будем производить до верхней границы атмосферы ( $H = 100 \text{ км}$ ). Наноспутник имеет массу  $m = 3.019 \text{ кг}$ , моменты инерции  $J_x = 0.0047 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$ ,  $J_y = J_z = 0.0241 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$ , площадь миделя  $S = 0.01 \text{ м}^2$ . Расстояние от сопла двигателя КА до объекта космического мусора составляет 15 м, скорость истечения ионов  $u_i = 38000 \text{ м/с}$ , число ионов на выходе  $n_0 = 2.6 \cdot 10^{16} \text{ м}^{-3}$ . Угол полураствора ионного потока  $\alpha_0 = 15^\circ$ .

Проведем сравнение результатов интегрирования системы уравнений (7), описывающих плоское движение наноспутника, при двух различных способах расчета передаваемой силы от ионного потока (рис. 2).

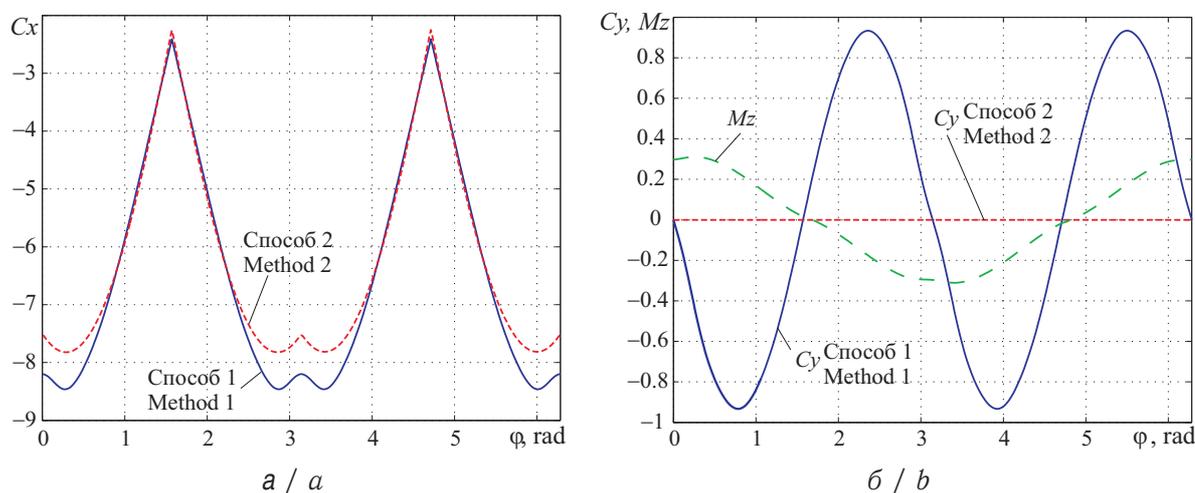


Рис. 2. Безразмерные коэффициенты ионного потока  
 Fig. 2. Dimensionless ion beam coefficients

В первом способе расчет силы будет происходить с помощью известных аэродинамических характеристик объекта удаления (рис. 2, сплошная линия). Во втором способе вычисление силы будет выполнено с использованием модели полного диффузного отражения ионов от поверхности (рис. 2, пунктирная линия). Безразмерные коэффициенты подъемной силы будут заметно различаться, при этом различие в коэффициентах силы сопротивления составляет не более 7.58%.

Сравнение результатов спуска при двух различных способах расчета силы от ионного потока приведены на рис. 3.

Время спуска наноспутника при расчете силы с помощью модели полного диффузного отражения составляет 12.93 дня. При использовании аэродинамических характеристик время спуска составляет 12.5 дней. Разница в 3.3% говорит о возможности использования первого способа при оценке силы от внешнего ионного потока. В первом случае спуск происходит быстрее (рис. 3, а), соответственно и изменение угла истинной аномалии будет происходить быстрее, что можно наблюдать на рис. 3, б.

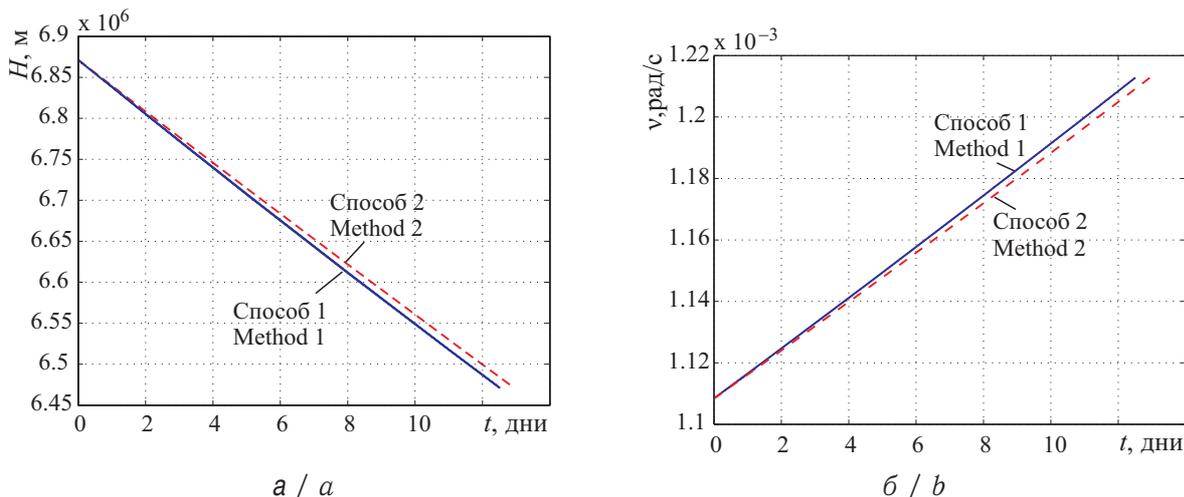


Рис. 3. Зависимость высоты (а) и угла истинной аномалии (б) от времени  
 Fig. 3. Dependence of the height (a) and of the angle of true anomaly (b) of the time

На рис. 4, а показаны два графика изменения угла  $\varphi$ , полученные для двух способов расчета силы. Видно, что фазы колебаний угла  $\varphi$  быстро расходятся, при этом амплитуды остаются близкими на достаточно длительном промежутке времени. За 12.5 дней разница в амплитуде составляет 0.25 рад.

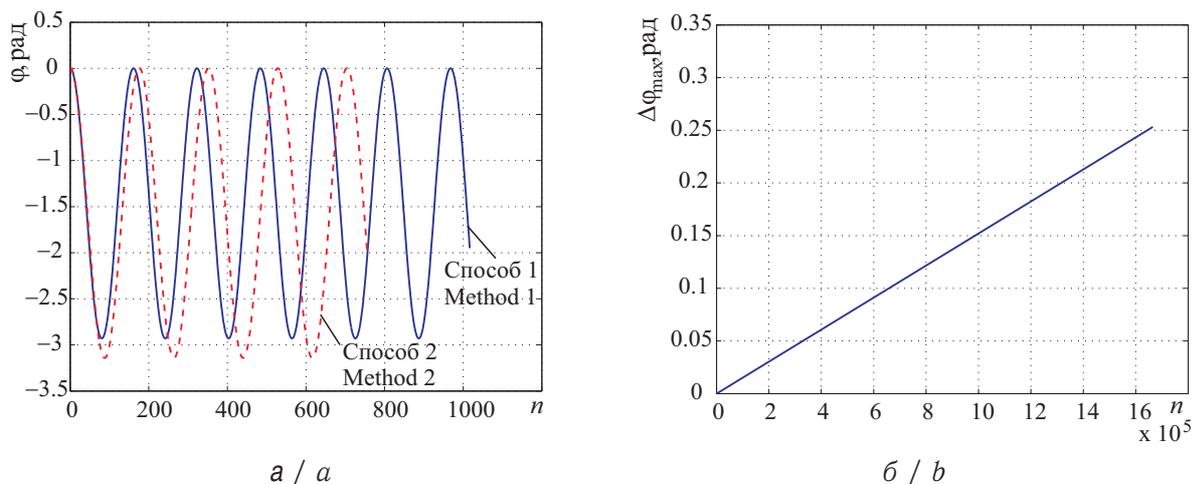


Рис. 4. Изменение угла  $\varphi$  (а) и разница амплитуд (б)  
 Fig. 4. The change in the angle  $\varphi$  (a) and the amplitude difference (b)

При достижении высоты 100 км наноспутник будет совершать баллистический спуск в атмосфере. В первом случае расчета, когда для вычисления сил ионного потока используются аэродинамические характеристики, время спуска составляет 21.06 мин. Во втором случае время спуска будет на 6 с больше. Таким образом, выбор метода расчета передаваемой силы на орбитальном участке почти не влияет на время спуска в атмосфере.

Для оценки тепловых и динамических нагрузок, действующих на наноспутник при движении в атмосфере, построим функциональные зависимости тепловых нагрузок и скоростного напора от параметров на границе атмосферы. Для сгорания наноспутника в атмосфере тепловые нагрузки должны быть максимизированы. Рассмотрим неконтролируемый спуск с высоты  $H=100$  км в плотные слои атмосферы при



различных значениях угла входа  $\theta = -15^\circ \dots -2^\circ$  и скорости  $V = 5000 \dots 7600$  м/с с учетом движения вокруг центра масс. Результаты моделирования показаны на рис. 5.

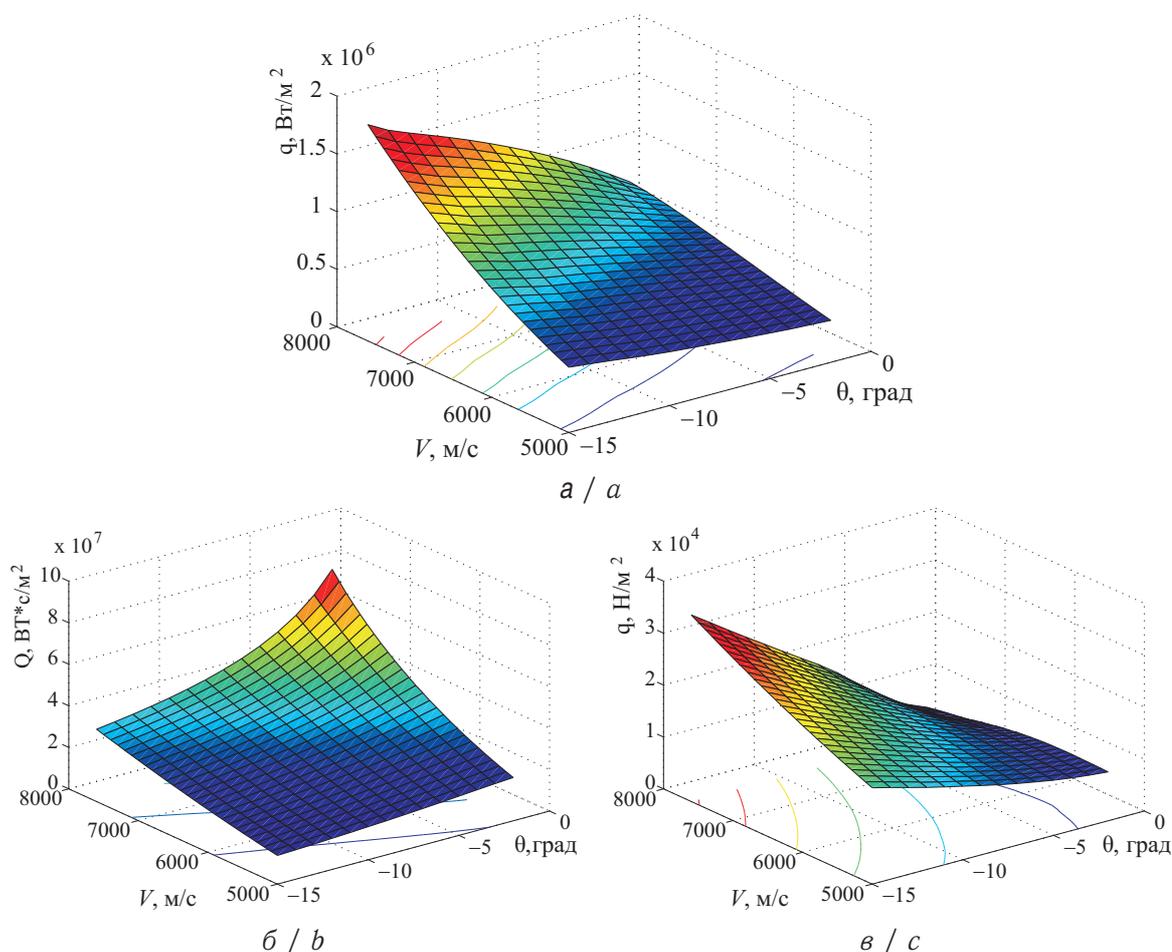


Рис. 5. Поверхность конвективного тепла (а), суммарного тепла (б) и скоростного напора (в)  
Fig. 5. The surface of convective heat (a), total heat (b) and velocity head (c)

Максимальное значение конвективного тепла (9) и скоростного напора достигается при максимальных значениях угла входа в атмосферу и скорости. Суммарное тепло (10), получаемое наноспутником при спуске, достигается при минимальном угле входа в атмосферу и максимальной скорости входа. Время спуска в данном случае максимально. Данные результаты могут использоваться для расчетов системы теплозащиты при определении возможности разрушения (сгорания) объекта космического мусора до достижения им поверхности земли.

## ВЫВОД

В статье рассмотрена модельная задача по бесконтактному методу увода космического мусора с помощью ионного потока. В качестве объекта удаления рассматривается наноспутник. Моделирование происходит с учетом движения вокруг центра масс КА и с учетом гравитационной силы и силы ионного потока. Рассмотрен увод наноспутника с высоты 500 км до поверхности Земли. Показано, что аэродинамические характеристики космического мусора могут быть использованы для предварительной оценки времени его увода с орбиты. Были построены поверхности скоростного напора, конвективного тепла и суммарного тепла при баллистическом неконтролируемом спуске наноспутника при различной скорости и углах входа в



атмосферу с целью выбора параметров для максимизации тепловых нагрузок. Результаты работы могут быть использованы для подготовки эксперимента с целью отработки технологии и уточнения математических моделей.

**Благодарности.** Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда (проект № 16-19-10158).

### Библиографический список

1. *Kessler D. J., Cour-Palais B. G.* Collision frequency of artificial satellites: the creation of a debris belt // *Journal of Geophysical Research*. 1978. Vol. 83, iss. A6. P. 2637–2646. DOI: <https://doi.org/10.1029/JA083iA06p02637>
2. *Вениаминов С. С., Червонов А. М.* Космический мусор — угроза человечеству. М. : Ин-т космических исследований РАН, 2012. 192 с.
3. *Shan M., Guo J., Gill E.* Review and comparison of active space debris capturing and removal methods // *Progress in Aerospace Sciences*. 2016. Vol. 80. P. 18–32. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2015.11.001>
4. *Dudziak R., Tuttle S., Barraclough, S.* Harpoon technology development for the active removal of space debris // *Advances in Space Research*. 2015. Vol. 56, iss. 5. P. 509–527. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.asr.2015.04.012>
5. *Benvenuto R., Salvi S., Lavagna M.* Dynamics analysis and GNC design of flexible systems for space debris active removal // *Acta Astronautica*. 2015. Vol. 110. P. 247–265. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.01.014>
6. *Larouche B. P., Zhu Z. H.* Autonomous robotic capture of non-cooperative target using visual servoing and motion predictive control // *Autonomous Robots*. 2014. Vol. 37, iss. 2. P. 157–167. DOI: <https://doi.org/10.1007/s10514-014-9383-2>
7. *McMahan W., Chitrakaran V., Csencsits M., Dawson D., Walker I. D., Jones B. A., Pritts M., Dienno D., Grissom M., Rahn C. D.* Field trials and testing of the octarm continuum manipulator // *IEEE Intern. Conf. on Robotics and Automation*. Orlando, Florida, 2006. P. 2336–2341.
8. *Andrenucci M., Pergola P., Ruggiero A.* Active removal of space debris-expanding foam application for active debris removal : ESA Final Report. Pisa, 2011. 132 p. URL: [https://www.esa.int/gsp/ACT/doc/ARI/ARI%20Study%20Report/ACT-RPT-MAD-ARI-10-6411-Pisa-Active\\_Removal\\_of\\_Space\\_Debris-Foam.pdf](https://www.esa.int/gsp/ACT/doc/ARI/ARI%20Study%20Report/ACT-RPT-MAD-ARI-10-6411-Pisa-Active_Removal_of_Space_Debris-Foam.pdf) (дата обращения: 21.05.2018).
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: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2013.07.031>
10. *Merino M., Ahedo E., Bombardelli C., Urrutxua H., Pelaez J.* Ion Beam Shepherd Satellite for Space Debris Removal // *Progress in Propulsion Physics*. 2013. Vol. 4. P. 789–802. DOI: <https://doi.org/10.1051/eucass/201304789>
11. *Schaub H., Parker G. G., King L. B.* Challenges and prospects of Coulomb spacecraft formation control // *Journal of Astronautical Sciences*. 2004. Vol. 52, iss 1. P. 169–193.
12. *Aslanov V. S.* Exact solutions and adiabatic invariants for equations of satellite attitude motion under Coulomb torque // *Nonlinear Dynamics*. 2017. Vol. 90, iss. 4. P. 2545–2556. DOI: <https://doi.org/10.1007/s11071-017-3822-5>
13. *Cichocki F., Merino M., Ahedo E.* Modeling and simulation of EP plasma plume expansion into vacuum // 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Cleveland, OH, 2014. P. 5008–5024. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2014-3828>
14. *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 Final Report. Madrid, 2011. 90 p.



- URL: [https://www.esa.int/gsp/ACT/doc/ARI/ARI%20Study%20Report/ACT-RPT-MAD-ARI-10-6411c-1107-FR-Ariadna-Ion\\_Beam\\_Shepherd\\_Madrid\\_4000101447.pdf](https://www.esa.int/gsp/ACT/doc/ARI/ARI%20Study%20Report/ACT-RPT-MAD-ARI-10-6411c-1107-FR-Ariadna-Ion_Beam_Shepherd_Madrid_4000101447.pdf) (дата обращения: 21.05.2018).
15. *Zuiani F., Vasile M.* Preliminary design of debris removal missions by means of simplified models for low-thrust, many-revolution transfers // *Journal of Aerospace Engineering*. 2012. Vol. 2012. Article ID 836250. 22 p. DOI: <https://doi.org/10.1155/2012/836250>
  16. *Cichocki F., Merino M., Ahedo E., Smirnova M., Mingo A., Dobkevicius M.* Electric Propulsion Subsystem Optimization for “Ion Beam Shepherd” missions // *Journal of Propulsion and Power*. 2016. Vol. 33, iss. 2. P. 370–379. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.B36105>
  17. *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. P. 241–251. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.11.020>
  18. *Aslanov V. S., Ledkov A. S.* Attitude motion of cylindrical space debris during its removal by ion beam // *Mathematical Problems in Engineering*. 2017. Vol. 2017. Article ID 1986374. 7 p. DOI: <https://doi.org/10.1155/2017/1986374>
  19. *Aslanov V. S., Ledkov A. S.* Tether-assisted re-entry capsule deorbiting from an elliptical orbit // *Acta Astronautica*. 2017. Vol. 130. P. 180–186. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.10.028>
  20. *Липницкий Ю. М., Красильников А. В., Покровский А. Н., Шманенков В. Н.* Нестационарная аэродинамика баллистического полета. М. : Физматлит, 2003. 176 с.
  21. *Андреевский В. В.* Динамика спуска космических аппаратов на Землю. М. : Машиностроение, 1970. 235 с.

---

**Образец для цитирования:**

*Рязанов В. В., Ледков А. С.* Увод наноспутника с низкой орбиты с помощью ионного потока // *Изв. Саратов. ун-та. Нов. сер. Сер. Математика. Механика. Информатика*. 2019. Т. 19, вып. 1. С. 82–93. DOI: <https://doi.org/10.18500/1816-9791-2019-19-1-82-93>

---

## Descent of Nanosatellite from Low Earth Orbit by Ion Beam

V. V. Ryazanov, A. S. Ledkov

Vladimir V. Ryazanov, <https://orcid.org/0000-0002-3890-0472>, Samara National Research University, 34 Moscovskoe Shosse, 443086 Samara, Russia, [rvv345@inbox.ru](mailto:rvv345@inbox.ru)

Alexander S. Ledkov, <https://orcid.org/0000-0003-2989-889X>, Samara National Research University, 34 Moscovskoe Shosse, 443086 Samara, Russia, [ledkov@inbox.ru](mailto:ledkov@inbox.ru)

The work is devoted to the problem of contactless CubSat3U nanosatellites removal from low Earth orbit by means of an ion beam, which is created by the engine of an active spacecraft. The advantage of this method is that there is no need for additional means of docking and gripping. A mathematical model of the nanosatellite plane motion under the action of the ion beam and gravitational forces is developed. Two approaches are used to simulate the ion beam impact on nanosatellite. The first one involves the use of known dimensionless aerodynamic coefficients. The second approach is based on the division of the body into triangles and the calculation of the effect of the beam on each of them. Wherein the hypothesis of a complete diffuse reflection of particles from the surface of the body is used. The descent of the nanosatellite from a low Earth orbit to the surface has been simulated. It is shown that both approaches give close results, in particular, the difference in the descent time from an altitude of 500 km does not exceed 4 %. The closeness of the results allows



to use aerodynamic characteristics at the stage of preliminary design of the non-functioning satellite removal missions. The obtained results can be used for the ion beam control development and for modeling the motion of the system of contactless space debris removal.

**Keywords:** space debris, noncontact method, ion beam, aerodynamic coefficients, nanosatellite.

Received: 28.05.18 / Accepted: 15.09.18 / Published online: 28.02.2019

**Acknowledgements:** This work was supported by the Russian Science Foundation (project no. 16-19-10158).

## References

1. Kessler D. J., Cour-Palais B. G. Collision frequency of artificial satellites: the creation of a debris belt. *Journal of geophysical research*, 1978, vol. 83, iss. A6, pp. 2637–2646. DOI: <https://doi.org/10.1029/JA083iA06p02637>
2. Veniaminov S. S., Chervonov A. M. *Kosmicheskij musor — ugroza chelovechestvu* [Space debris — a threat to mankind]. Moscow, Space Research Institute, RAS, 2012, 192 p. (in Russian).
3. Shan M., Guo J., Gill E. Review and comparison of active space debris capturing and removal methods. *Progress in Aerospace Sciences*, 2016, vol. 80, pp. 18–32. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2015.11.001>
4. Dudziak R., Tuttle S., Barraclough, S. Harpoon technology development for the active removal of space debris. *Advances in Space Research*, 2015, vol. 56, iss. 5, pp. 509–527. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.asr.2015.04.012>
5. Benvenuto R., Salvi S., Lavagna M. Dynamics analysis and GNC design of flexible systems for space debris active removal. *Acta Astronautica*, 2015, vol. 110, pp. 247–265. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.01.014>
6. Larouche B. P., Zhu Z. H. Autonomous robotic capture of non-cooperative target using visual servoing and motion predictive control. *Autonomous Robots*, 2014, vol. 37, iss. 2, pp. 157–167. DOI: <https://doi.org/10.1007/s10514-014-9383-2>
7. McMahan W., Chitrakaran V., Csencsits M., Dawson D., Walker I. D., Jones B. A., Pritts M., Dienno D., Grissom M., Rahn C. D. Field trials and testing of the octarm continuum manipulator. *IEEE International Conference on Robotics and Automation*. Orlando, Florida, 2006, pp. 2336–2341.
8. Andrenucci M., Pergola P., Ruggiero A. *Active removal of space debris-expanding foam application for active debris removal* : ESA Final Report, Pisa, 2011. 132 p. Available at: [https://www.esa.int/gsp/ACT/doc/ARI/ARI%20Study%20Report/ACT-RPT-MAD-ARI-10-6411-Pisa-Active\\_Removal\\_of\\_Space\\_Debris-Foam.pdf](https://www.esa.int/gsp/ACT/doc/ARI/ARI%20Study%20Report/ACT-RPT-MAD-ARI-10-6411-Pisa-Active_Removal_of_Space_Debris-Foam.pdf) (accessed 21 May 2018).
9. Phipps C. R. A laser-optical system to re-enter or lower low earth orbit space debris. *Acta Astronautica*, 2014, vol. 93, pp. 418–429. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2013.07.031>
10. Merino M., Ahedo E., Bombardelli C., Urrutxua H., Pelaez J. Ion Beam Shepherd Satellite for Space Debris Removal. *Progress in Propulsion Physics*, 2013, vol. 4, pp. 789–802. DOI: <https://doi.org/10.1051/eucass/201304789>
11. Schaub H., Parker G. G., King L. B. Challenges and prospects of Coulomb spacecraft formation control. *Journal of Astronautical Sciences*, 2004, vol. 52, iss 1, pp. 169–193.
12. Aslanov V. S. Exact solutions and adiabatic invariants for equations of satellite attitude motion under Coulomb torque. *Nonlinear Dynamics*, 2017, vol. 90, iss. 4, pp. 2545–2556. DOI: <https://doi.org/10.1007/s11071-017-3822-5>
13. Cichocki F., Merino M., Ahedo E. Modeling and simulation of EP plasma plume expansion into vacuum. *50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Cleveland, OH, 2014, pp. 5008–5024. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2014-3828>



14. 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 Final Report, Madrid, 2011. 90 p. Available at: [https://www.esa.int/gsp/ACT/doc/ARI/ARI%20Study%20Report/ACT-RPT-MAD-ARI-10-6411c-1107-FR-Ariadna-Ion\\_Beam\\_Shepherd\\_Madrid\\_4000101447.pdf](https://www.esa.int/gsp/ACT/doc/ARI/ARI%20Study%20Report/ACT-RPT-MAD-ARI-10-6411c-1107-FR-Ariadna-Ion_Beam_Shepherd_Madrid_4000101447.pdf) (accessed 21 May 2018).
15. Zuiani F., Vasile M. Preliminary design of debris removal missions by means of simplified models for low-thrust, many-revolution transfers. *Journal of Aerospace Engineering*, 2012, vol. 2012, article ID 836250, 22 p. DOI: <https://doi.org/10.1155/2012/836250>
16. Cichocki F., Merino M., Ahedo E., Smirnova M., Mingo A., Dobkevicius M. Electric Propulsion Subsystem Optimization for “Ion Beam Shepherd” missions. *Journal of Propulsion and Power*, 2016, vol. 33, iss. 2, pp. 370–379. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.B36105>
17. 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. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.11.020>
18. Aslanov V. S., Ledkov A. S. Attitude motion of cylindrical space debris during its removal by ion beam. *Mathematical Problems in Engineering*, 2017, vol. 2017, article ID 1986374, 7 p. DOI: <https://doi.org/10.1155/2017/1986374>
19. Aslanov V. S., Ledkov A. S. Tether-assisted re-entry capsule deorbiting from an elliptical orbit. *Acta Astronautica*, 2017, vol. 130, pp. 180–186. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.10.028>
20. Lipnickij Ju. M., Krasil'nikov A. V., Pokrovskij A. N., Shmanenkov V. N. *Nestacionarnaja ajerodinamika ballisticheskogo poleta* [Unsteady aerodynamics of ballistic flight]. Moscow, Fizmatlit, 2003. 176 p. (in Russian).
21. Andreevskij V. V. *Dinamika spuska kosmicheskikh apparatov na Zemlju* [The dynamics of descent of space vehicles to Earth]. Moscow, Mashinostroenie, 1970. 235 p. (in Russian).

---

**Cite this article as:**

Ryazanov V. V., Ledkov A. S. Descent of Nanosatellite from Low Earth Orbit by Ion Beam. *Izv. Saratov Univ. (N. S.), Ser. Math. Mech. Inform.*, 2019, vol. 19, iss. 1, pp. 82–93 (in Russian). DOI: <https://doi.org/10.18500/1816-9791-2019-19-1-82-93>

---