

УДК 531.36

Управление движением космического аппарата при бесконтактном уводе космического мусора

Рязанов В.В.

Самарский национальный исследовательский университет

имени академика С.П. Королева,

Московское шоссе, 34, Самара, 443086, Россия

e-mail: rvv345@inbox.ru

Статья поступила 09.07.2019

Аннотация

Работа посвящена проблеме удаления наноспутников формата CubSat3U с околоземной орбиты с помощью ионного потока, создаваемым двигателем активного космического аппарата. Рассматриваются законы управления активным космическим аппаратом на этапе сближения и буксировки наноспутника. Проведено моделирование на высоте 500 км и показано, что необходима установка дополнительных двигателей для стабилизации движения. Полученные результаты можно использовать при управлении активным космическим аппаратом относительно наноспутника на этапах сближения и буксировки.

Ключевые слова: космический мусор, наноспутник, бесконтактный способ, ионный поток, закон управления.

Введение

Космический мусор представляет собой серьезную угрозу для использования околоземного пространства. Объекты космического мусора негативно влияют на качество функционирования космических аппаратов (КА) [1]. Рост числа пусковых компаний космических держав, минимизация размеров запускаемых спутников, увеличение числа одновременно выводимых наноспутников приводит к увеличению риска столкновения между действующими КА с космическим мусором и образованию более мелких объектов на орбите. Согласно исследованию D.J. Kessler [2], игнорирование проблемы космического мусора приведет к лавинообразному росту числа мусора, что сделает невозможным использование околоземного космического пространства. Удаление с орбиты космического мусора позволит снизить риск неконтролируемого роста угрожающих космическим аппаратам объектов.

Предложены различные способы удаления космического мусора [3, 4], к которым относят удаление с помощью лазера [5, 6], манипуляторов [7], пены [8], сети [9, 10], гарпуна [11, 12], кулоновских сил [13, 14], внешнего ионного потока [15], тросовых систем [16]. В статье рассматривается удаление мусора активным КА, оборудованным, как минимум, двумя ионными и управляющими двигателями. Обдувающий ионный двигатель предназначен для взаимодействия с космическим мусором, с помощью маршевого двигателя происходит управление системой «активный КА-космический мусор» (рис. 1). Управляющие двигатели

предназначены для управления активным КА в продольном и поперечном направлении движения.

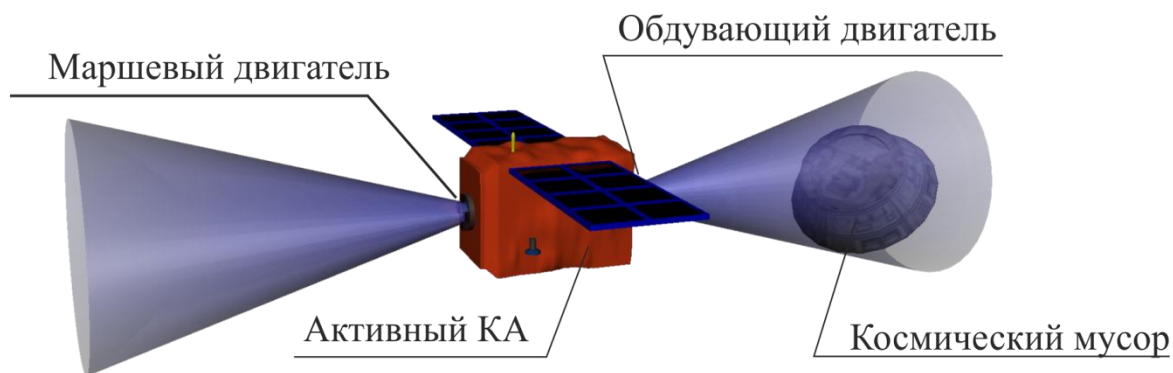


Рис. 1. Общая схема удаления космического мусора с помощью ионного потока
(управляющие двигатели условно не показаны)

Процесс удаления космического мусора с помощью ионного потока можно разбить на два этапа: сближение активного КА с космическим мусором на безопасное расстояние и буксировка космического мусора до верхней границы атмосферы или орбиты захоронения. В представленной статье рассматриваются законы управления движением активного космического аппарата при удалении наноспутника формата CubSat3U. При определении передаваемой силы от ионного потока будут использоваться безразмерные аэродинамические коэффициенты наноспутника [17]. Целью работы является разработка законов управления и анализ результатов движения активного КА относительно наноспутника. Предполагается, что на первом этапе (этап сближения) работает маршевый и управляющие двигатели, на втором этапе (этап буксировки) работают маршевый, обдувающий и

управляющие двигатели активного КА. На этапе буксировки предложен новый закон управления активным КА, при котором космический аппарат удерживает наноспутник на заданном расстоянии. Предполагается, что на втором этапе при стабилизации движения активного КА наноспутник полностью находится внутри ионного потока.

2. Математические модели

В данном разделе описан метод нахождения силы от ионного потока, действующей на наноспутник, с использованием аэродинамических коэффициентов объекта буксировки и рассмотрена модель плоского движения активного космического аппарата относительно наноспутника в орбитальной системе координат. Для этапа сближения записан закон управления активного КА относительно наноспутника с учетом силы аэродинамического сопротивления. Для этапа буксировки предложен закон управления активного космического аппарата для поддержания постоянного расстояния между наноспутником и активным КА без учета силы аэродинамического сопротивления.

2.1 Определение силы от ионного потока

Для определения силы от ионного потока используется самоподобная модель распространения ионов [18], согласно которой характер распространения ионов можно описывать с помощью функции самоподобия $h(\tilde{z})$, которую можно найти из следующего дифференциального уравнения при начальных условиях $h(0) = 1$

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

где $M_0 = \sqrt{\frac{m_{ion} \cdot u_{ion}^2}{\gamma \cdot T_{e0}}}$ – число Маха в начале дальней области ионного потока, m_{ion} – масса иона, u_{ion} – скорость иона 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 $\beta_0 = \arctan(h'(0))$. При значениях $M_0 \geq 30$ характер распространения ионов приобретает коническую форму и функция самоподобия имеет вид

$$h(\tilde{z}) = 1 + \tilde{z} \operatorname{tg} \beta_0,$$

где β_0 – угол полураствора ионного потока.

Плотность ионов в любой точке потока можно определить, используя безразмерную функцию $h(\tilde{z})$ следующим образом

$$n(d, z) = \frac{n_0}{h^2(\tilde{z})} \cdot \exp\left(-C^2 \cdot \frac{r_1^2}{R_0^2 \cdot h^2(\tilde{z})}\right), \quad (1)$$

где n_0 – плотность потока ионов на выходе из сопла двигателя; C – безразмерная величина, определяющая процент сохранения ионов в потоке радиуса $r_1 \leq R_0$; R_0 – радиус ионного потока на выходе из сопла двигателя.

Для вычисления передаваемой силы от ионного потока предложены различные подходы, такие как использование проекции уводимого объекта на плоскость [19], интегрирование элементарной силы по поверхности объекта [15]. В статье при определении передаваемой силы от ионного потока используются безразмерные аэродинамические коэффициенты наноспутника. В статье [17] показано, что подходы с использованием интегрирования элементарной силы по поверхности

объекта и аэродинамических характеристик космического мусора дают близкие результаты.

Сила от ионного потока, действующая на наноспутник, может быть определена как аэродинамическая сила [17]:

$$F_{21} = c_x q_{ion} S, \quad (2)$$

где c_x – безразмерный коэффициент, S – площадь мицеля наноспутника CubSat3U, $q_{ion} = \frac{\rho_{ion} u_{ion}^2}{2}$ – скоростной напор ионного потока, $\rho_i = m_{ion} n(d, z)$ – плотность ионного потока, где $n(d, z)$ вычисляется по формуле (1).

2.2 Выбор законов управления на этапах сближения и буксировки

Для описания движения активного космического аппарата относительно наноспутника введем прямоугольную орбитальную систему координат с началом в центре масс активного КА. Ось Ox направлена вдоль радиус-вектора центра масс КА, ось Oy в направлении движения ортогонально оси Ox (рис. 2).

Положение космического мусора относительно активного космического аппарата задается вектором-столбцом $\mathbf{d} = [x, y]^T$. Для выбора законов управления воспользуемся уравнениями движения активного космического аппарата относительно пассивного в орбитальной системе координат [20]:

$$\begin{cases} \ddot{x} - 2n\dot{y} - 3n^2x = a_x \\ \ddot{y} + 2n\dot{x} = a_y \end{cases}. \quad (3)$$

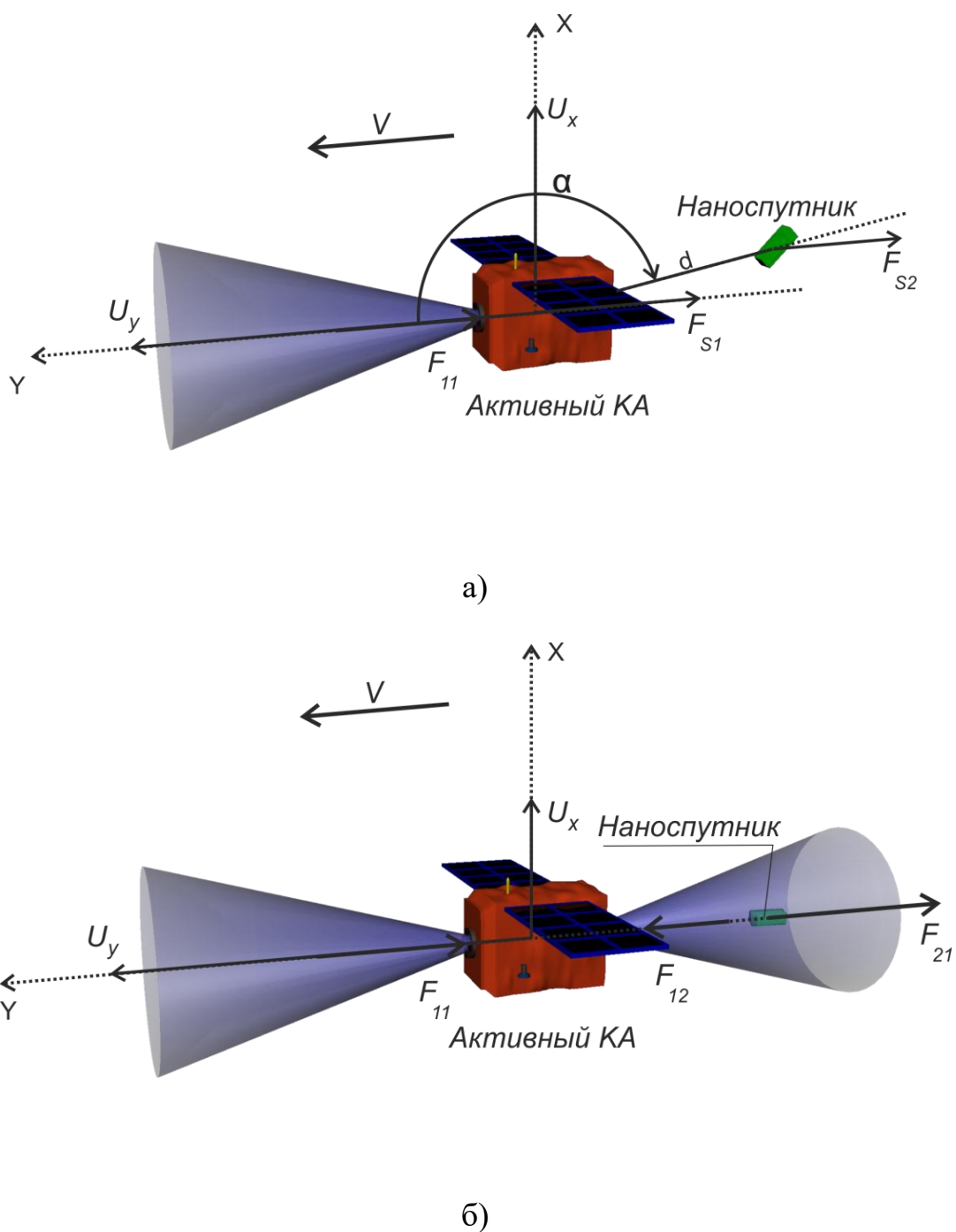


Рис. 2. Система «активный КА-наноспутник» на этапе сближения (а)
и буксировки (б)

Правая часть уравнений системы (3) представляет собой проекции возмущающих ускорений. Предполагая, что на этапе сближения работают маршевый и управляющие двигатели, и на систему действует сила аэродинамического сопротивления, правая часть уравнений системы (3) примет вид:

$$a = \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ -\frac{F_{S1}}{m_1} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{F_{11}}{m_1} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{F_{S2}}{m_2} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} u_x \\ u_y \end{bmatrix}, \quad (4)$$

где m_1 и m_2 - массы активного КА и наноспутника, F_{S1} и F_{S2} - силы аэродинамического сопротивления активного космического аппарата и космического мусора соответственно, F_{11} - тяга маршевого двигателя, $u_x = U_x/m_1$ и $u_y = U_y/m_1$ - проекции ускорений, создаваемыми управляющими двигателями активного КА, U_x и U_y - проекции сил управляющих двигателей на оси орбитальной системы координат. На этапе буксировки космического мусора для модели без аэродинамического сопротивления правая часть уравнений системы (3) будет иметь вид:

$$a = \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{F_{11}}{m_1} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{F_{12}}{m_1} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{F_{21}}{m_2} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} u_x \\ u_y \end{bmatrix}, \quad (5)$$

где F_{21} - сила, действующая от ионного потока на наноспутник, F_{12} - тяга обдувающего двигателя.

Для анализа относительного движения перепишем систему (3), используя полярные координаты. После подстановки

$$x = d \sin \alpha, \quad y = d \cos \alpha$$

в систему (3), решая относительно вторых производных, с учетом (4), (5) получим следующую систему дифференциальных уравнений, описывающих движение активного КА относительно наноспутника:

$$\begin{cases} \ddot{\alpha} = 2 \frac{n-\dot{\alpha}}{d} \dot{d} + \frac{3}{2} n^2 \sin 2\alpha - \frac{1}{d} (u_i \sin \alpha + u_x \cos \alpha) \\ \ddot{d} = d(\dot{\alpha}^2 + 3n^2 \sin^2 \alpha - 2n\dot{\alpha}) + u_i \cos \alpha - u_x \sin \alpha \end{cases}, \quad i = 1,2 \quad (6)$$

где $u_i (i = 1, 2)$ - сумма внешних ускорений, действующих на систему «активный КА - наноспутник» для этапа сближения ($i = 1$) и буксировки ($i = 2$):

$$u_1 = -\frac{F_{s2}}{m_2} + \frac{F_{11}-F_{s1}}{m_1} - u_y, \quad u_2 = -\frac{F_{21}}{m_2} + \frac{F_{11}-F_{12}}{m_1} - u_y.$$

Закон управления активного КА относительно наноспутника зададим в следующем виде:

- для этапа сближения:

$$\begin{aligned} u_x &= c_a \sin \alpha + c_w \dot{\alpha}, \\ u_y &= c_v \dot{d}; \end{aligned} \quad (7)$$

- для этапа буксировки:

$$\begin{aligned} u_x &= c_a \sin \alpha + c_w \dot{\alpha}, \\ u_y &= c_v \dot{d} + c_d (d - d_0), \end{aligned} \quad (8)$$

где d_0 – фиксированное расстояние на этапе буксировки между наноспутником и активным космическим аппаратом.

При малых значениях угла α и фиксированном расстоянии $d = const > 0$ первое уравнение системы (6) примет вид

$$\ddot{\alpha} - \left(3n^2 - \frac{u_i}{d} \right) \alpha = -\frac{u_x}{d}, \quad i = 1, 2. \quad (9)$$

Линейное неоднородное дифференциальное уравнение второго порядка (9) является дифференциальным уравнением маятникового вида, решение которого зависит от значения коэффициента перед линейным членом α . В общем виде решение уравнения маятникового вида $\ddot{\alpha} + \omega^2 \alpha = \varepsilon \dot{\alpha}$ асимптотически устойчиво в окрестности положения равновесия при выполнении следующих условий:

$$\omega^2 > 0, \quad \varepsilon < 0.$$

Уравнение (9) после подстановки (7), (8) при $d > 0$ примет вид

$$d\ddot{\alpha} - (3n^2d - k_i - c_a)\dot{\alpha} = -c_w\dot{\alpha}, \quad (10)$$

где $k_1 = -\frac{F_{s2}}{m_2} + \frac{F_{11}-F_{s1}}{m_1}$, $k_2 = -\frac{F_{21}}{m_2} + \frac{F_{11}-F_{12}}{m_1} + c_d(d - d_0)$, $i = 1, 2$.

Из условий при $\omega^2 > 0$, $\varepsilon < 0$ коэффициенты в уравнении (10) должны удовлетворять следующим условиям $c_w > 0$ и $c_a > 3n^2d - k_i$, $i = 1, 2$.

Результаты моделирования при различных значениях коэффициентов для каждого из этапов приведены в разделе 3.

3. Результаты численного моделирования

Рассмотрим удаление наноспутника на высоте 500 км. Предполагается, что включение обдувающего двигателя происходит при достижении расстояния $d_0 = 10$ м до CubeSat3U и в течение всего этапа буксировки расстояние должно оставаться постоянным. Этап сближения начинается при достижении расстояния между наноспутником и активным КА $d = 50$ м. Масса активного КА составляет $m_1 = 1500$ кг, площадь миделя равна $S_1 = 1,5$ м². Наноспутник имеет массу $m_2 = 3,019$ кг, площадь миделя равна $S_2 = 0,01$ м². Тяги маршевого и обдувающего двигателей активного КА равны $F_{11} = 170 \cdot 10^{-3}$ Н, $F_{12} = 100 \cdot 10^{-3}$ Н соответственно. При моделировании ионного потока принимаем скорость истечения ионов (ксенона) $u_i = 38000$ м/с, число ионов на выходе $n_0 = 2,6 \cdot 10^{16}$ м⁻³, угол полураствора ионного потока $\beta_0 = 15^\circ$. С учетом (2) сила от ионного потока $F_{21} = 1,22 \cdot 10^{-3}$ Н и на всем

этапе принимаем постоянной величиной, т.к. изменение расстояния d в пределах ± 0.01 м не ведет к изменению величины $\Delta = \frac{F_d - F_{21}}{F_d}$ более чем на 0,02

(рис. 3), где F_d – сила от ионного потока при $d \in [9,9; 10,1]$ м.

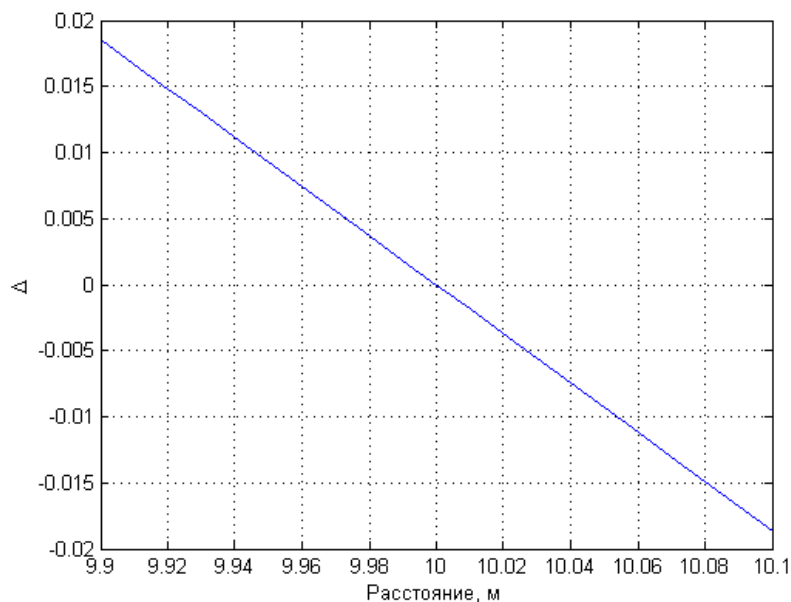
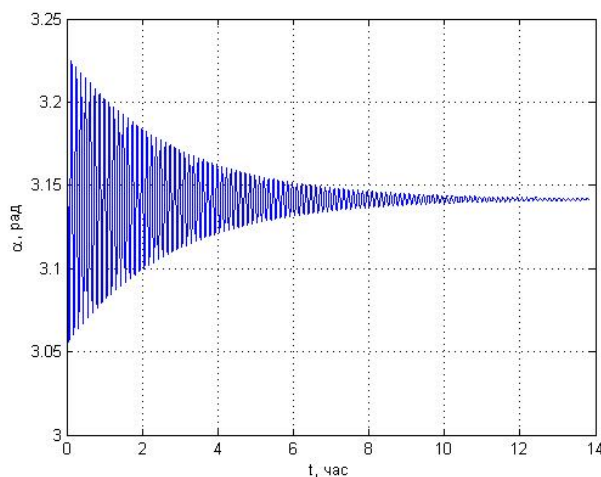


Рис. 3. Зависимость величины Δ от расстояния между наноспутником и активным КА

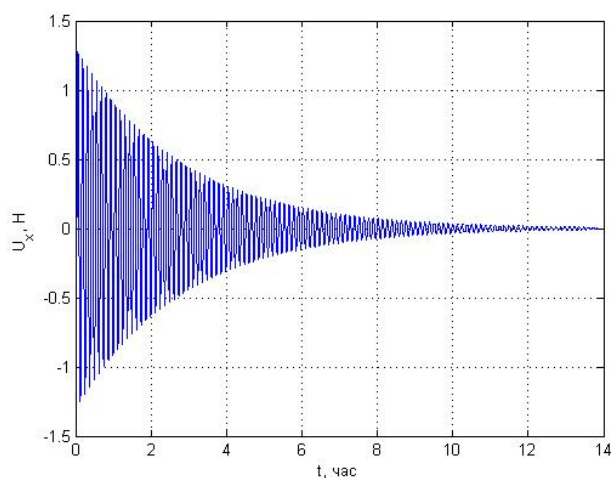
Результаты моделирования этапа сближения приведены на рис. 4 при следующих коэффициентах: $c_a = 1 \cdot 10^{-2}$, $c_v = -10$, $c_w = -1 \cdot 10^{-2}$.

При выбранных коэффициентах стабилизация движения происходит после 12,4 часа, максимальные значения управляющих сил активного космического аппарата достигают по модулю $U_x = 1,31$ Н и $U_y = 0,34$ Н (рис. 4). При достижении 12,4 часа значение силы $U_x = 0$ Н, что говорит о необходимости выключения управляющего двигателя активного КА, выдаваемого тягу в проекции на ось X орбитальной системы координат. Тяга управляющего двигателя, выдаваемого тягу в проекции на ось Y, должна меняться в пределах $U_y = 0,15 \dots 0,18$ Н (рис. 4, в).

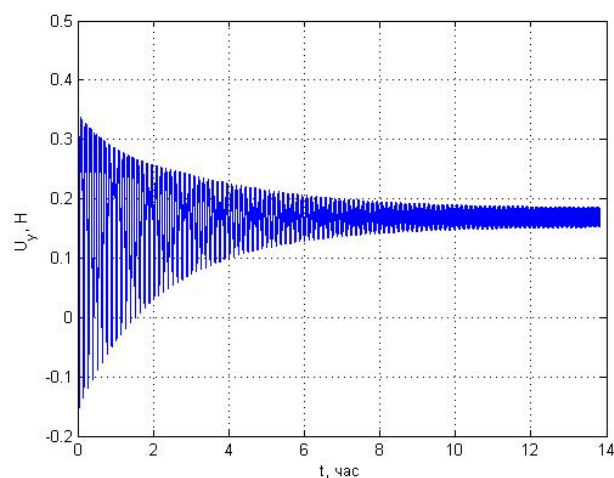
Значение угла $\alpha \rightarrow \pi$ (рис. 4, а) говорит о стабилизации движения, по достижению 12,4 часа центр масс наноспутника будет совпадать с продольной осью сопла обдувающего двигателя на всем этапе сближения.



а)



б)



в)

Рис. 4. Изменение угла α (а), сил U_x (б) и U_y (в) на этапе сближения

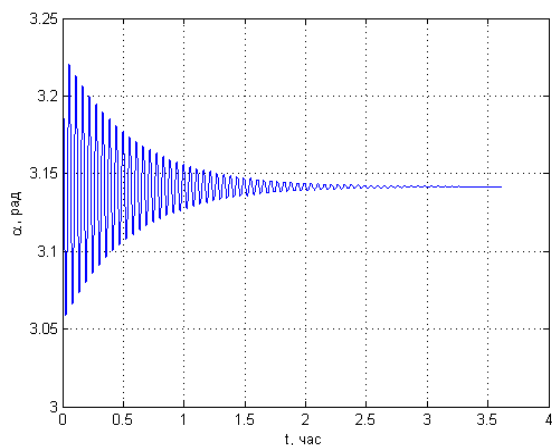
Рассмотрим два варианта моделирования этапа буксировки. Исходные данные приведены в таблице 1. Коэффициенты были выбраны на основе ограничений выражения (10).

Таблица 1

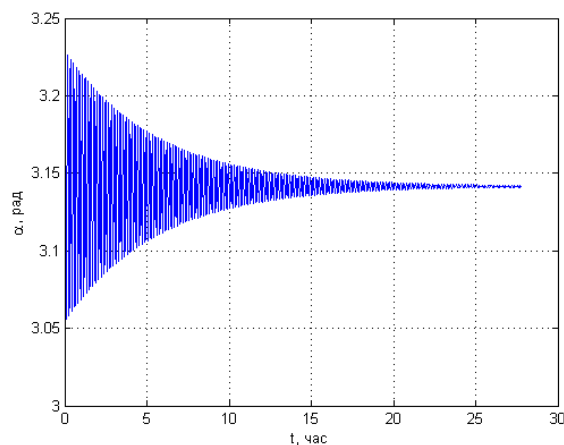
Выбранные коэффициенты в законах управления на этапе буксировки

№ варианта	c_a	c_d	c_v	c_w
1	$1 \cdot 10^{-2}$	$-1 \cdot 10^5$	$-1 \cdot 10^3$	$1 \cdot 10^{-2}$
2	$1 \cdot 10^{-3}$	$-1 \cdot 10^3$	-1	$1 \cdot 10^{-3}$

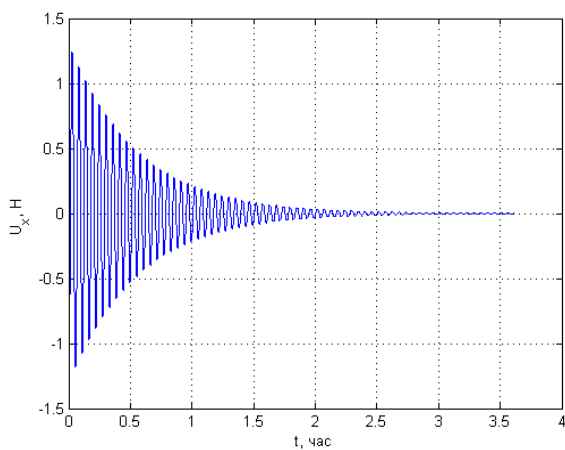
Время стабилизации зависит от коэффициентов c_v , c_w и для выбранных вариантов достигает от 2,7 до 27,1 часов (рис.5, а). Во время процесса стабилизации расстояние между наноспутником и активным КА изменяется не более чем на $d - d_0 < 10^{-6}$ м. Из-за малого $d - d_0$ значение силы от ионного потока не меняется (рис. 3). При достижении значения $\alpha = \pi$ (рис. 5, а) движение стабилизируется и центр масс наноспутника будет совпадать с продольной осью сопла обдувающего двигателя на всем этапе буксировки. Максимальные значения управляющих сил U_x для первого и второго вариантов по модулю достигают $U_x = 1,31$ Н и $U_x = 0,13$ Н соответственно. По достижению процесса стабилизации значение силы $U_x = 0$ Н (рис. 5, б), что говорит о необходимости выключения управляющего двигателя, выдаваемого тягу в проекции на ось X орбитальной системы координат.



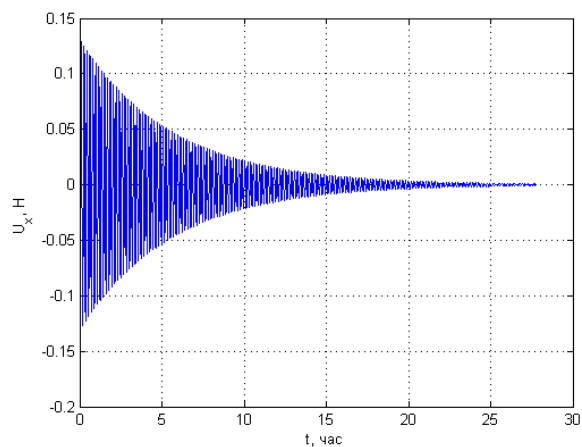
а) вариант 1



а) вариант 2



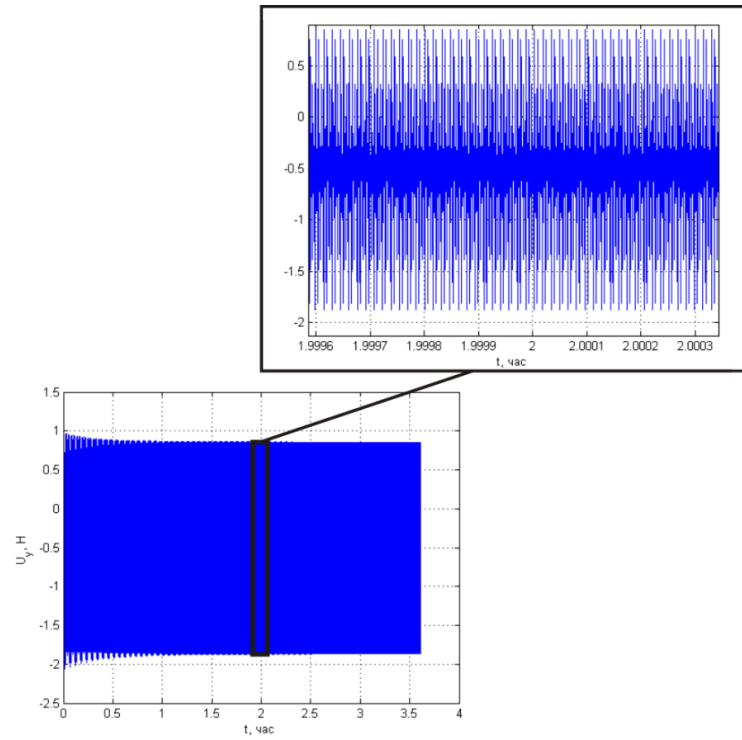
б) вариант 1



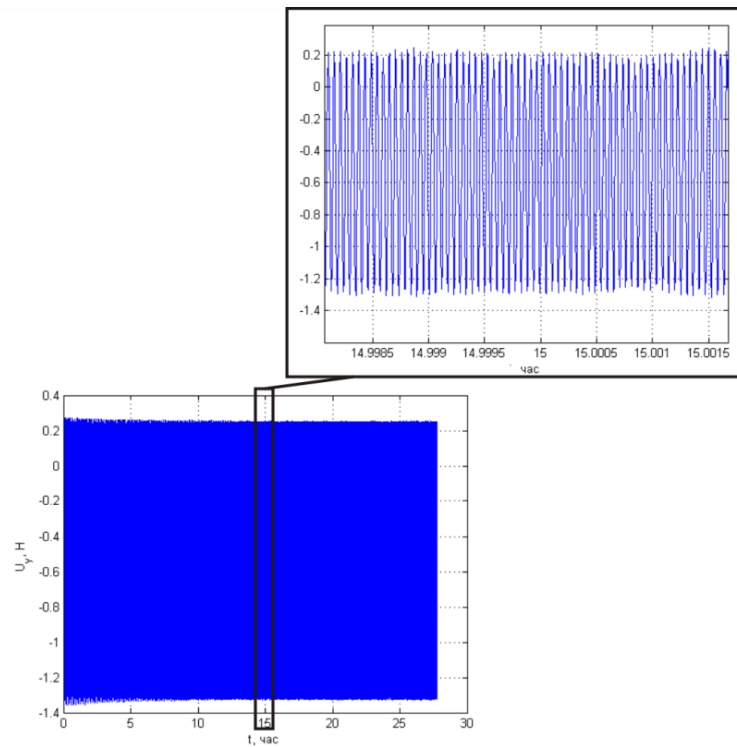
б) вариант 2

Рис. 5. Изменение угла α (а) и силы U_x (б) на этапе буксировки

Максимальные значения по модулю управляющих сил U_y для первого варианта достигают $U_y = 2,06$ Н, для второго варианта - $U_y = 1,36$ Н (рис. 6). После достижения стабилизации максимальное значение выдачи управляющих воздействий по модулю будет равна $U_y = 1,71$ Н (вариант 1), $U_y = 1,31$ Н (вариант 2).



Вариант 1



Вариант 2

Рис. 6. Изменение силы U_y

Изменение максимальных значений управляющих воздействий для второго варианта буксировки при изменении значения тяги маршевого двигателя активного КА показывает, что изменение тяги маршевого двигателя не ведет к изменению максимальных значений управляющих воздействий более чем на 0,1 Н. Максимальное значение тяги ионного двигателя задавалась $170 \cdot 10^{-3}$ Н - тяга существующих ионных двигателей, находящихся в штатной эксплуатации на геостационарных КА. Результаты моделирования приведены на рис. 7.

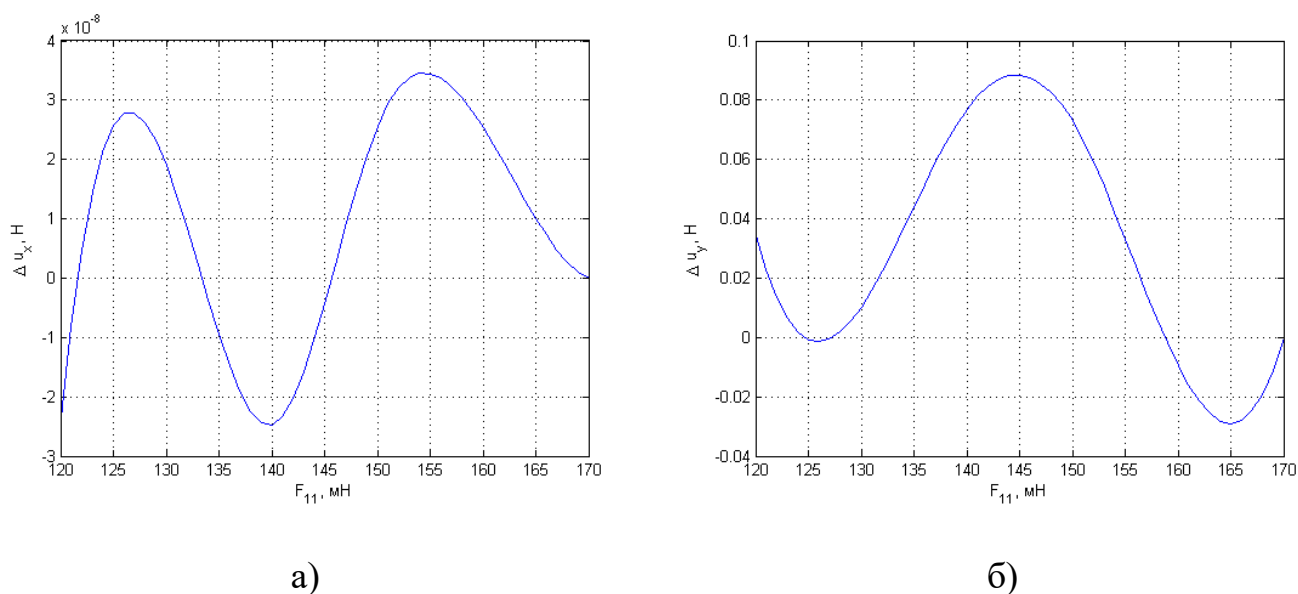


Рис. 7. Изменение максимальных значений управляющих силы U_x , U_y при различных значениях тяги маршевого двигателя для этапа буксировки

При предложенном законе управления и выбранных коэффициентах тяги существующих ионных двигателей будет недостаточно для стабилизации движения на этапе удаления. Возможны следующие варианты решения: совершенствование существующих ионных двигателей в части выдачи максимальной тяги, или установка дополнительных двигателей на активный космический аппарат. Для этапа сближения необходима установка дополнительных двигателей. Для второго

варианта выбранных коэффициентов этапа буксировки возможен следующий вариант конструкции активного КА – использование дополнительных ионных двигателей для выдачи управляющих воздействий по оси X в течении 27,1 часа, для выдачи управляющих воздействий по оси Y необходимы установка дополнительных двигателей.

Заключение

В статье рассмотрена задача управления активным космическим аппаратом относительно наноспутника на этапе сближения и буксировки при бесконтактном способе удаления с помощью ионного потока. На этапе сближения проводилось моделирование с учетом силы аэродинамического сопротивления и тягой маршевого двигателя активного КА. На этапе буксировки рассматривалась задача с учетом маршевого и обдувающего двигателей. Показано, что необходима выдача дополнительных воздействий с тягой более 1,31 Н в начальный период каждого этапа. Время стабилизации движения будет зависеть от выбранных коэффициентов и составляет от 2,7 до 27,1 часов. В качестве объекта космического мусора рассматривался наноспутник формата CubSat3U. Наноспутники могут служить универсальной базой для проведения орбитальных экспериментов с целью отработки технологии буксировки с помощью ионного потока. CubSat3U может быть оборудован датчиками, измеряющими параметры его движения, что позволит верифицировать математические модели.

Результаты работы могут быть использованы при компоновке космического аппарата и проведению эксперимента по отработке технологии удаления наноспутника с помощью ионного потока.

Работа выполнена при поддержке Российского Научного Фонда

(Проект № 19-19-00085)

Библиографический список

1. Вениаминов С.С., Червонов А.М. Космический мусор – угроза человечеству. - М.: Изд-во Института космических исследований РАН, 2012. - 192 с.
2. 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, issue A6, pp. 2637 - 2646.
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.
4. Пикалов Р.С., Юдинцев В.В. Обзор и выбор средств увода крупногабаритного космического мусора // Труды МАИ. 2018. № 100. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=93299>
5. Ашурбейли И.Р., Лаговиер А.И., Игнатьев А.Б., Назаренко А.В. Возможности использования авиационной лазерной системы для борьбы с космическим мусором и поддержания орбит космического аппарата // Труды МАИ. 2011. № 43. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=24856>

6. 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.
7. 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, issue 2, pp. 157 - 167.
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/ACTRPT-MAD-ARI-10-6411-Pisa-Active Removal of Space Debris-Foam.pdf](https://www.esa.int/gsp/ACT/doc/ARI/ARI%20Study%20Report/ACTRPT-MAD-ARI-10-6411-Pisa-Active%20Removal%20of%20Space%20Debris-Foam.pdf)
9. Sharf I., Thomsen B., Botta E.M., Misra A.K. Experiments and simulation of a net closing mechanism for tether-net capture of space debris // Acta Astronautica, 2017, vol. 139, pp. 332 - 343.
10. Баркова М.Е. Космический аппарат для утилизации космического мусора в околоземном пространстве // Труды МАИ. 2018. № 103. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=100712>
11. Forshaw J.L., Aglietti G.S., Salmon T., Retat I., Roe M., Burgess C., Chaumette F. Final payload test results for the Remove Debris active debris removal mission // Acta Astronautica, 2017, vol. 138, pp. 326 - 342.
12. Асланов В.С., Сизов Д.А. Динамика захвата космического мусора гарпуном // Труды МАИ. 2018. № 100. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=93301>

13. Aslanov V.S. Exact solutions and adiabatic invariants for equations of satellite attitude motion under Coulomb torque // *Nonlinear Dynamics*, 2017, vol. 90, issue 4, pp. 2545 - 2556.
14. Schaub H., Parker G.G., King L.B. Challenges and prospects of Coulomb spacecraft formation control // *Journal of Astronautical Sciences*, 2004, vol. 52, issue 1, pp. 169 - 193.
15. 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.
16. Купреев С.А. Условия существования предельных циклов у динамической системы движения связанных объектов на эллиптической орбите // *Труды МАИ*. 2016. № 88. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=69696>
17. Рязанов В.В., Ледков А.С. Увод наноспутника с низкой орбиты с помощью ионного потока // *Известия Саратовского университета. Серия: Математика. Механика. Информатика*. 2019. Т. 19. №. 1. С. 82 - 93.
18. 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-RPTMAD-ARI-10-6411c-1107-FR-Ariadna-Ion_Beam_Shepherd_Madrid_4000101447.pdf

19. 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.
20. Aslanov V.S., Yudintsev V. Motion Control of Space Tug During Debris Removal by a Coulomb Force // *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2018, vol. 41, no. 7, pp. 1476 - 1484.