

Безударное сближение космического мусора с буксиром при использовании тросовой системы

Асланов В.С.*, Пикалов Р.С.**

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П.

Королева, Московское шоссе 34, Самара, 443086, Россия

**e-mail: aslanov_vs@mail.ru*

***e-mail: pickalovrs@gmail.com*

Аннотация

Работа посвящена исследованию динамики сближения буксира и космического мусора. Особенность заключается в том, что сближение осуществляется путем изменения длины троса по заданному закону. На буксир, на протяжении всего маневра, действует сила тяги двигателей. Разработана математическая модель рассматриваемой механической системы. Проведен анализ уравнений движения, определена частота колебаний троса. Полученные аналитически результаты подтверждены данными численных экспериментов. Установлено, что в конце маневра сближения частота колебаний троса увеличивается, наблюдаются высокочастотные колебания. В развитии работы предполагается поиск метода устранения колебаний троса, для обеспечения безопасного сближения буксира и космического мусора.

Ключевые слова: сближение, активная уборка космического мусора, космические тросовые системы, космический буксир, управление тросом.

Введение

За сравнительно небольшой период космической деятельности на орбите Земли скопились сотни тонн продуктов техногенной деятельности. К ним относятся вышедшие из строя спутники, элементы конструкций ракет, различные обломки, частицы краски и топлива от ракетно-космической техники. Подобные объекты получили общее название - космический мусор [1-4]. Согласно исследованиям D.J. Kessler [1] сложившийся подход к космической деятельности, при игнорировании проблемы засоренности орбит космическим мусором, приведет к неизбежной непригодности околоземного пространства (Синдром Кесслера [1]). Тем самым для человечества доступ к космосу будет закрыт [1-4].

Одним из способов снижения засоренности орбит может стать использование специальных аппаратов - космических буксиров, нацеленных на удаление с орбиты крупногабаритных объектов мусора: вышедших из строя спутников, крупных обломков и разгонных блоков ракет [5-7]. Существуют разные концепции, предполагающие как бесконтактный увод [8-11], так и методы предполагающие установление механической связи между мусором и буксиром [12-19]. В рамках данной работы мы рассматриваем последний вариант.

Подробнее рассмотрим схему миссии по уборке космического мусора при помощи буксира, рисунок 1. Первым этапом буксир выходит на близкую с космическим мусором орбиту. После чего осуществляется установление механической связи с космическим мусором. Для этих целей могут быть использованы гарпуны, сети или механические манипуляторы [6, 13-15, 18]. В случае если захват осуществляется посредством гарпуна или захватывающего устройства на тросе, необходимо осуществить сближение мусора и буксира для дальнейшей жесткой стыковки. После которой можно будет преступить к захвату следующей цели или начать маневр увода с орбиты [13-15]. Стоит отметить, что непосредственное сближение и жесткая стыковка мусора, и буксира в ряде концепций не рассматривается. Необходимость жесткой стыковки, как правило возникает в случаях когда необходимо забрать более одного объекта космического мусора. В случае одного объекта, можно осуществит увод и без жесткой стыковки. Подобные схемы были рассмотрены в работах [15-17, 20-21]. Стоит отметить, что в подобных схемах существует риск запутывания, обрыва троса, что в результате может привести к срыву миссии: разрыву связки буксир-мусор, их столкновению и как следствие привести к образованию новых обломков. По этому схемы предполагающие жесткую стыковку, с этой точки зрения, выглядят более предпочтительней.

Представленная статья посвящена изучению динамики системы буксир космический мусор на этапе сближения. Особенностью работы является то, что

сближение осуществляется путем изменения длины троса. Цель исследования изучить динамику маневра сближения и найти закон управления длиной троса, позволяющий обеспечить безопасную стыковку.

Статья состоит из двух частей. В первой строится математическая модель системы, записываются линеаризованные уравнения движения, аналитически определяется частота колебаний троса. Вторая часть посвящена описанию данных полученных в ходе численных экспериментов и их сравнению с результатами полученными аналитически.

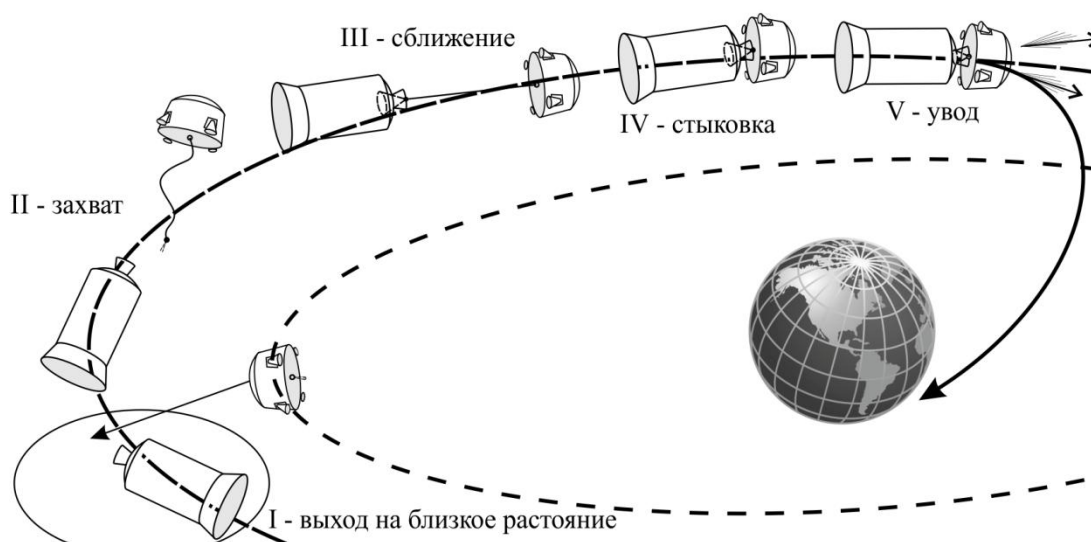


Рис. 1 - Этапы миссии по уборке космического мусора

Уравнения движения

Рассмотрим механическую систему представленную на рисунке 2. Она включает в себя две материальные точки: S_1 (космический буксир) и S_2

(космический мусор), массами m_1 и m_2 соответственно. S_1 и S_2 соединены между собой вязкоупругим тросом длиной l_0 (рисунок 2а).

Для описания движения введем подвижную декартову систему координат $Oxyz$. Точка O соответствует начальному положению точки S_1 , в момент времени $t=0$. Ось Ox направлена по касательной к орбите точки O . Oy направлена к центру Земли, Oz дополняет систему до правой тройки векторов. Положение точек S_1 и S_2 определяется радиус-векторами $\rho_1 = \{x_1, y_1, z_1\}$ и $\rho_2 = \{x_2, y_2, z_2\}$ соответственно.

В рамках данной работы мы делаем допущение - направление действия силы тяги двигателей буксира F совпадает с вектором соединяющим точки S_1 и S_2 , рисунок 2б.

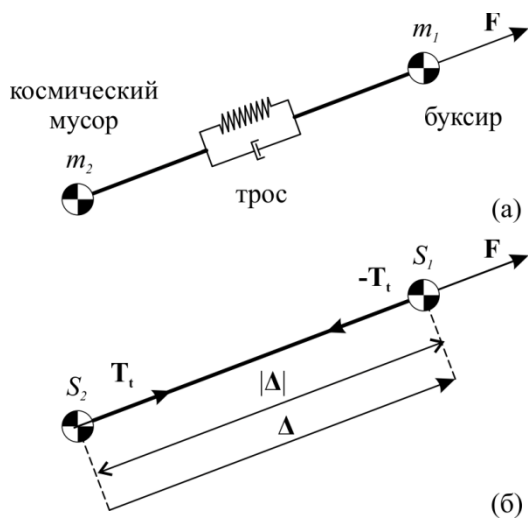


Рис. 2 - Схема системы буксир - космический мусор: (а) - элементы системы, (б) - силы и вектора

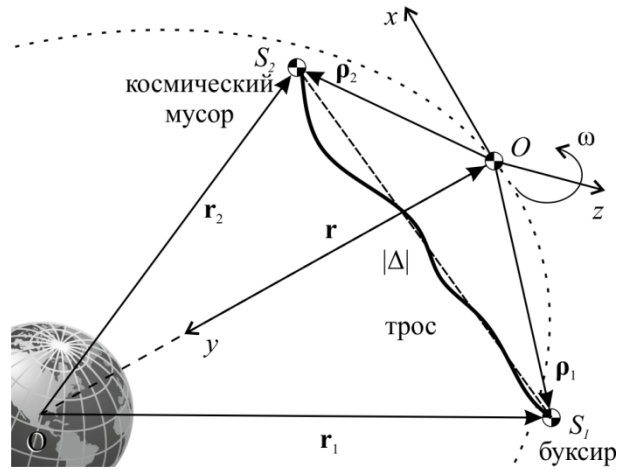


Рис. 3 - Подвижная система координат

Уравнения движения системы запишем в виде [28]

$$\ddot{\mathbf{r}}_i = \frac{1}{m_i} (\mathbf{F}_i^g + \Phi_i^e + \Phi_i^c + \mathbf{f}_i), \quad i = 1, 2, \quad (1)$$

где индекс $i = 1, 2$ отвечает за буксир и космический мусор соответственно. \mathbf{F}_i^g - сила гравитационного воздействия Земли, определяется формулой

$$\mathbf{F}_i^g = -\mu \frac{m_i}{|\mathbf{r}_i|^3} \mathbf{r}_i, \quad (2)$$

где $\mathbf{r}_i = \mathbf{r} + \boldsymbol{\rho}_i$ ($i = 1, 2$) вектора определяющие расстояние от центр Земли до точек S_1 и S_2 соответственно. Вектор $\mathbf{r} = \{0, -r, 0\}$ определяет расстояние от центра Земли до начала координат подвижной системы $Oxyz$. Φ_i^e и Φ_i^c переносные силы инерции и силы инерции Кориолиса соответственно:

$$\Phi_i^e = -m_i \mathbf{a}_i^e, \quad (3)$$

$$\Phi_i^c = -m_i \mathbf{a}_i^c = -2m_i (\boldsymbol{\omega} \times \dot{\boldsymbol{\rho}}_i). \quad (4)$$

Здесь \mathbf{a}_i^e переносное ускорение. Полагая постоянность вектора угловой скорости подвижной системы координат $\boldsymbol{\omega} = \{0, 0, \omega\}$, где $\omega = \text{const}$ и следовательно равенство нулю углового ускорения, переносное ускорение для точек S_1 и S_2 можно записать через ускорение точки O и центростремительное ускорение

$$\mathbf{a}_i^e = \mathbf{a}_O - \mathbf{h}_i \omega^2, \quad (5)$$

здесь вектор \mathbf{h}_i определяет расстояние до оси вращения для точек S_1 и S_2 и имеет следующий вид

$$\mathbf{h}_i = \{x_i, y_i, 0\}. \quad (6)$$

Ускорение точки O

$$\mathbf{a}_O = -\mathbf{r}\omega. \quad (7)$$

У нас остались неизвестными силы взаимодействия точек S_1, S_2 между собой - $\mathbf{f}_1, \mathbf{f}_2$, определим их в следующих разделах.

Подставляя (2) - (4) в (1) получим

$$\ddot{\boldsymbol{\rho}}_i = -\mu \frac{\mathbf{r}_i}{|\mathbf{r}_i|^3} + \mathbf{r}\omega^2 + \mathbf{h}_i \omega^2 - 2(\boldsymbol{\omega} \times \dot{\boldsymbol{\rho}}_i) + \frac{\mathbf{f}_i}{m_i}, \quad i = 1, 2. \quad (8)$$

Учитывая что точка O движется по круговой орбите, мы можем линеаризовать уравнения (8) по схеме предложенной в [28].

Для этого преобразуем (8), учитывая равенство

$$\mathbf{r}_i = \mathbf{r} + \boldsymbol{\rho}_i, \quad (9)$$

получим

$$\ddot{\boldsymbol{\rho}}_i = -\mu \frac{\mathbf{r}}{|\mathbf{r}_i|^3} - \mu \frac{\boldsymbol{\rho}_i}{|\mathbf{r}_i|^3} + \mathbf{r}\omega^2 + \mathbf{h}_i\omega^2 - 2(\boldsymbol{\omega} \times \dot{\boldsymbol{\rho}}_i) + \frac{\mathbf{f}_i}{m_i}, \quad i = 1, 2. \quad (10)$$

Гравитационный параметр Земли μ , для круговых орбит, можно представить в следующем виде

$$\mu = r^3\omega^2. \quad (11)$$

Подставляя (11) в (10) и проводя алгебраические преобразования, получим

$$\ddot{\boldsymbol{\rho}}_i = -\omega^2 \left[\left(\frac{r^3}{|\mathbf{r}_i|^3} - 1 \right) \mathbf{r} + \frac{r^3}{|\mathbf{r}_i|^3} \boldsymbol{\rho}_i \right] + \mathbf{h}_i\omega^2 - 2(\boldsymbol{\omega} \times \dot{\boldsymbol{\rho}}_i) + \frac{\mathbf{f}_i}{m_i}. \quad (12)$$

Далее, рассмотрим выражение

$$\frac{r^3}{r_i^3} = \left(\frac{r_i}{r} \right)^{-3} = \left(\frac{r_i^2}{r^2} \right)^{-3/2} = \left(\frac{(\mathbf{r} + \boldsymbol{\rho}_i)^2}{r^2} \right)^{-3/2} = \left(1 + \frac{2\mathbf{r}\boldsymbol{\rho}_i}{r^2} + \frac{\boldsymbol{\rho}_i^2}{r^2} \right)^{-3/2}. \quad (13)$$

Слагаемое $\boldsymbol{\rho}_i^2 / r^2$ отбрасываем в виду малости $\boldsymbol{\rho}_i$ относительно r , получим

$$\frac{r^3}{r_i^3} = \left(1 + \frac{2(r_x x_i + r_y y_i + r_z z_i)}{r^2} \right)^{-3/2}. \quad (14)$$

Учитывая что $r_x = r_z = 0, r_y = -r$, раскроем бином, ограничиваясь первыми двумя слагаемыми, получим

$$\frac{r^3}{r_i^3} = \left(1 - 2 \frac{y_i}{r} \right)^{-3/2} = 1 + 3 \frac{y_i}{r}. \quad (15)$$

Подставляя (15) в (12) и считая в выражении множителя при малом $\boldsymbol{\rho}$ что

$\frac{r_i^2}{r^2} \approx 1$, получим

$$\ddot{\mathbf{p}}_i = -3\omega^2 \frac{y_i}{r} \mathbf{r} - \omega^2 \mathbf{p}_i + \mathbf{h}_i \omega^2 - 2(\boldsymbol{\omega} \times \dot{\mathbf{p}}_i) + \frac{\mathbf{f}_i}{m_i}. \quad (16)$$

Далее, сделаем следующую замену

$$\begin{aligned} \Delta = \{\Delta_x, \Delta_y, \Delta_z\}^T &= \mathbf{p}_1 - \mathbf{p}_2 = \{x_1 - x_2, y_1 - y_2, z_1 - z_2\}^T, \\ \dot{\Delta} &= \dot{\mathbf{p}}_1 - \dot{\mathbf{p}}_2, \quad \ddot{\Delta} = \ddot{\mathbf{p}}_1 - \ddot{\mathbf{p}}_2. \end{aligned} \quad (17)$$

Здесь вектор Δ определяет текущее расстояние между точками S_1 и S_2 . После подстановки (17) и преобразований, получим

$$\ddot{\Delta} = -3\omega^2 \frac{\Delta_y}{r} \mathbf{r} - \omega^2 \Delta_z - 2(\boldsymbol{\omega} \times \dot{\Delta}) + \left(\frac{\mathbf{f}_1}{m_1} - \frac{\mathbf{f}_2}{m_2} \right), \quad (18)$$

или в координатной форме

$$\begin{aligned} \ddot{\Delta}_x &= 2\omega \dot{\Delta}_y + \left(\frac{f_{x1}}{m_1} - \frac{f_{x2}}{m_2} \right), \quad \ddot{\Delta}_y = 3\omega^2 \Delta_y - 2\omega \dot{\Delta}_x + \left(\frac{f_{y1}}{m_1} - \frac{f_{y2}}{m_2} \right), \\ \ddot{\Delta}_z &= -\omega^2 \Delta_z + \left(\frac{f_{z1}}{m_1} - \frac{f_{z2}}{m_2} \right). \end{aligned} \quad (19)$$

Силы взаимодействия буксира и космического мусора

На буксир действует вязкоупругая сила троса и сила тяги его двигателей. На космический мусор - вязкоупругая сила троса. Силы взаимодействия будут определяться формулами

$$\mathbf{f}_1 = (F - T_t) \frac{\Delta}{|\Delta|}, \quad \mathbf{f}_2 = T_t \frac{\Delta}{|\Delta|}, \quad (20)$$

где T_t - вязкоупругая сила троса, F - сила тяги двигателей буксира. Направление

действия силы F и T_t совпадает с направлением вектора Δ , рисунок 2б. В рамках данного исследования сила тяги рассматривается постоянной.

Сила T_t определяется формулой [29]

$$T_t = \begin{cases} k_t \varepsilon_t + c_t \dot{\varepsilon}_t, & |\Delta| \geq 1, \\ 0, & |\Delta| < 1, \end{cases} \quad (21)$$

где первое слагаемое отвечает за силу упругости, а второе за силу демпфирования.

k_t и c_t жесткость и коэффициент демпфирования для троса соответственно. ε_t относительная деформация троса

$$\varepsilon_t = \frac{|\Delta|}{l} - 1. \quad (22)$$

Скорость деформации $\dot{\varepsilon}_t$ определяется как производная относительной деформации (22) по времени

$$\dot{\varepsilon}_t = \frac{\Delta \dot{\Delta}}{|\Delta| l} - \frac{\Delta \dot{l}}{l^2}. \quad (23)$$

Величина l - недеформированная длина троса, которая будет меняться по заданному закону.

Закон управления длиной троса

Выберем закон управления длиной троса следующего вида

$$l = \frac{l_0}{2} (1 + \cos \varphi t), \quad (24)$$

здесь $\varphi = \pi / t_k$, t_k - время выполнения маневра, l_0 - начальная длина троса. Закон

(24) удовлетворяет требованию $\dot{l}(t_k) = 0$. То есть, в случае неупругого троса, скорость космического мусора относительно буксира, в конце маневра сближения, будет равна нулю. В этом случае, движение системы, в подвижной системе координат $Oxyz$, будет описываться следующей системой уравнений

$$\begin{aligned} \ddot{\Delta}_x &= -\frac{l_0}{2} \varphi^2 \cos \varphi t \frac{\Delta_x}{|\Delta|}, & \ddot{\Delta}_y &= -\frac{l_0}{2} \varphi^2 \cos \varphi t \frac{\Delta_y}{|\Delta|}, \\ \ddot{\Delta}_z &= -\frac{l_0}{2} \varphi^2 \cos \varphi t \frac{\Delta_z}{|\Delta|}. \end{aligned} \quad (25)$$

На рисунке 4 показано решение уравнений (25) и график изменения длины троса по заданному закону (24). Рисунок 4 показывает желаемый режим движения системы во время маневра сближения.

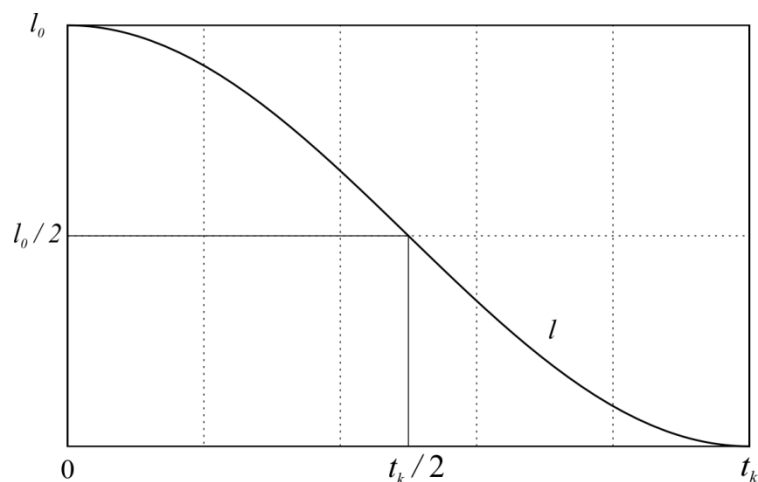


Рис. 4 - Закон управления длиной троса l

В случае вязкоупругого троса, его свойства будут влиять на динамику системы. Это влияние может оказать негативный эффект на безопасность маневра сближения, оно будет рассмотрено в следующих разделах.

Анализ уравнений движения

Подставляя (20) в (18), получим

$$\ddot{\Delta} = -3\omega^2 \frac{\Delta_y}{r} \mathbf{r} - \omega^2 \Delta_z - 2(\boldsymbol{\omega} \times \dot{\Delta}) + \frac{F}{m_1} \frac{\Delta}{|\Delta|} - \frac{T_t}{M} \frac{\Delta}{|\Delta|}. \quad (26)$$

Здесь $M = m_1 m_2 / (m_1 + m_2)$ приведенная масса системы. Подставляя (22) и (23) в уравнения (26), после преобразований, получим

$$\ddot{\Delta} = -3\omega^2 \frac{\Delta_y}{r} \mathbf{r} - \omega^2 \Delta_z + \left[\frac{F}{m_1 |\Delta|} - \frac{1}{M} \left(\frac{k_t}{1} - \frac{k_t}{|\Delta|} - c_t \frac{\dot{1}}{1^2} \right) \right] \Delta - \frac{c_t}{M} \dot{\Delta} - 2(\boldsymbol{\omega} \times \dot{\Delta}), \quad (27)$$

в координатной форме

$$\begin{aligned} \ddot{\Delta}_x &= 2\omega \dot{\Delta}_y - \frac{c_t}{M} \dot{\Delta}_x + \Omega \Delta_x, \\ \ddot{\Delta}_y &= -2\omega \dot{\Delta}_x - \frac{c_t}{M} \dot{\Delta}_y + (\Omega - 3\omega^2) \Delta_y, \\ \ddot{\Delta}_z &= -\frac{c_t}{M} \dot{\Delta}_z + (\Omega - \omega^2) \Delta_z, \end{aligned} \quad (28)$$

где Ω частота колебаний, определяемая формулой

$$\Omega = \frac{F}{m_1 |\Delta|} - \frac{1}{M} \left(\frac{k_t}{1} - \frac{k_t}{|\Delta|} - c_t \frac{\dot{1}}{1^2} \right). \quad (29)$$

Из формулы (29) следует что частота колебаний зависит от 1 и $|\Delta|$, которые в свою очередь зависят от времени t . С ростом t величины 1 и $|\Delta|$ уменьшаются, а частота наоборот растет. Это приводит к возникновению высокочастотных

колебаний в конце маневра сближения, что оказывает негативное влияние на динамику системы.

Анализ движения системы

Проведем численный эксперимент. Для моделирования будем использовать параметры системы представленные в таблице 1.

Таблица 1 - Параметры системы

Параметр	Значение
Начальная длина троса l_0 , м	20
Масса буксира m_1 , кг	800
Масса космического мусора m_2 , кг	2000
Время выполнения маневра t_k , с	50
Жесткость троса k_t Н	6000
Коэффициент демпфирования троса c_t , Нс/м	4000
Тяга буксира F , Н	100

Движение системы рассматривается на интервале 50 секунд, с действием постоянной по величине силой тяги двигателей буксира. Для решения уравнений используется метод Рунге-Кутты 4-5-го порядка. Значение силы тяги двигателей буксира выбрано в соответствии с характеристиками существующих двигателей малой тяги [30].

Исследуем возможность осуществления безударного сближения буксира с космическим мусором при использовании тросовой системы. В таблице 2 представлены начальные условия, используемые при численном моделировании.

Результаты представлены на рисунках 5-10. Как видно из рисунков 5-6 в конце маневра, по координатам Δ_x и Δ_y , наблюдаются колебания. Частота этих колебаний растет, что было подтверждено нами выше. Наблюдаемые колебания носят негативный характер, так как они могут привести к соударениям буксира и космического мусора, запутыванию троса или закрутки всей связки.

Таблица 2 - Начальные условия

$\mathbf{p}_1 = \{x_1, y_1, z_1\}^T, \text{ м}$	$\{20, 0, 0\}^T$
$\dot{\mathbf{p}}_1 = \{\dot{x}_1, \dot{y}_1, \dot{z}_1\}^T, \text{ м/с}$	$\{0, 0, 0\}^T$
$\mathbf{p}_2 = \{x_2, y_2, z_2\}^T, \text{ м}$	$\{0, 0, 0\}^T$
$\dot{\mathbf{p}}_2 = \{\dot{x}_2, \dot{y}_2, \dot{z}_2\}^T, \text{ м/с}$	$\{0, 0, 0\}^T$

Из рисунка 7 видно, что движение системы происходит в плоскости Oxy . Колебания по координатам Δ_x и Δ_y слабо влияют на изменение величины $|\Delta|$. Согласно рисунку 8, отклонение величины $|\Delta|$ от желаемого графика изменения величины 1, мало, графики на протяжении всего маневра практически совпадают. Отклонения заметны только на начальном и конечном этапе маневра сближения. Несмотря на это, колебания, происходящие в плоскости Oxy (по координатам Δ_x и

Δ_y , рисунки 5-6) представляют опасность для буксира и всей связки. Все это может привести к провалу миссии по уборке космического мусора и возникновению новых обломков.

На рисунке 9 показана зависимость частоты колебаний троса Ω , определяемой формулой (29), от времени. Как мы видим с ростом t , частота Ω растет, что подтверждается результатами показанными на рисунках 5-6.

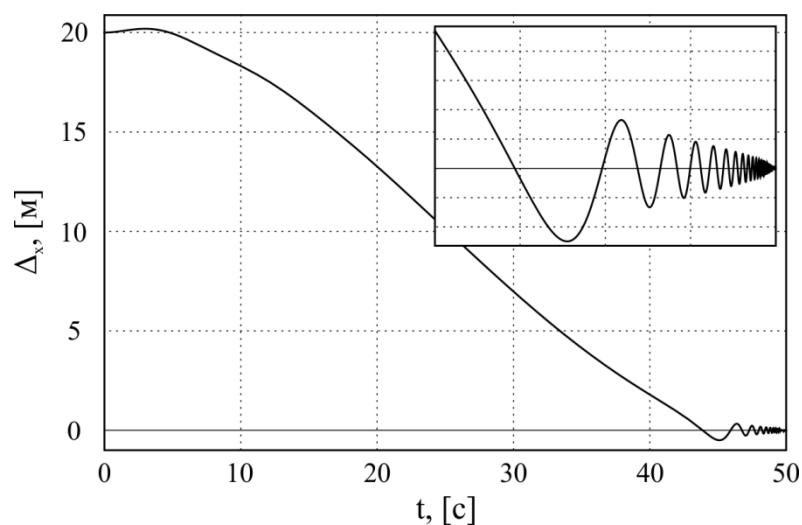


Рис. 5 - График изменения координаты Δ_x

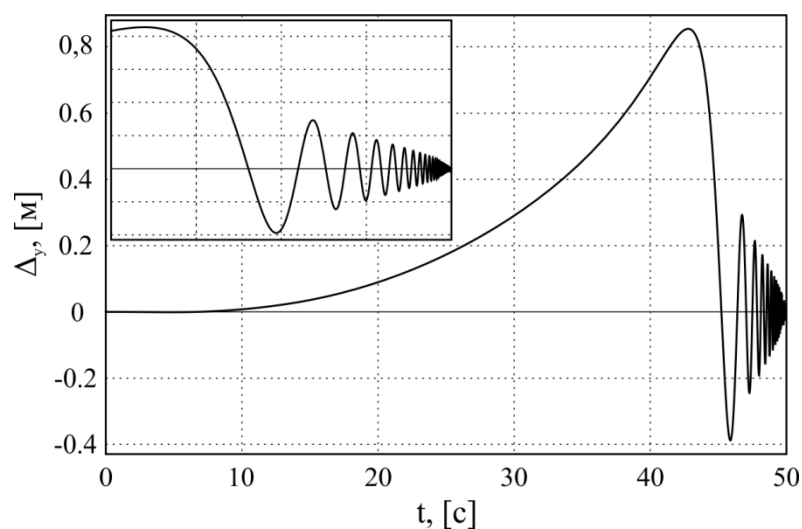


Рис. 6. - График изменения координаты Δ_y

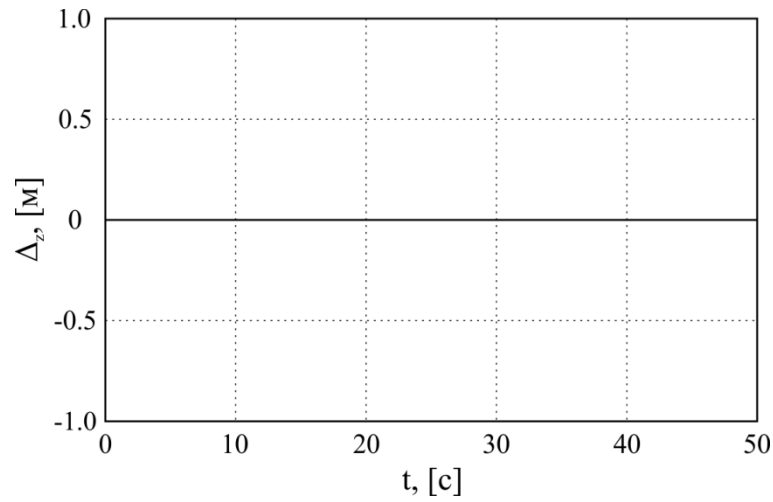


Рис. 7 - График изменения координаты Δ_z

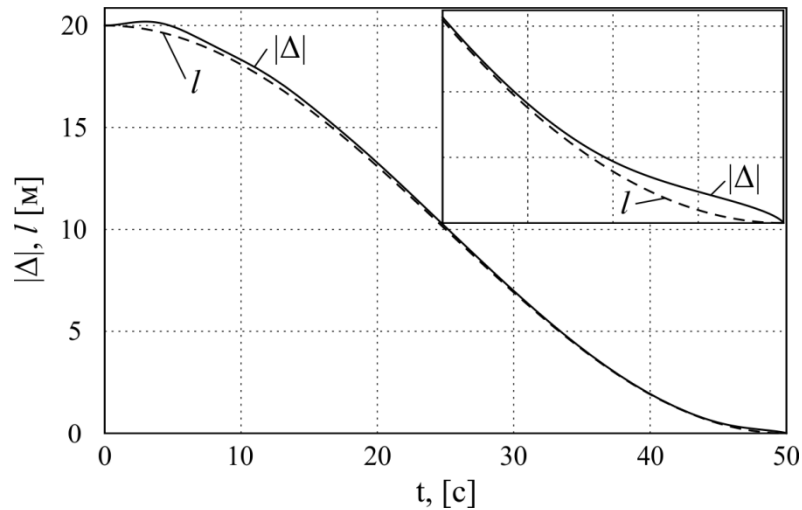


Рис. 8 - График изменения величины $|\Delta|$

На рисунке 10 представлены результаты моделирования для разных жесткостей троса $k_t = 6, 60, 600$ и 6000 Н, для значения коэффициента демпфирования $c_t = 4000$. На рисунке 11 изображены результаты моделирования для разных жесткостей троса: а) $k_t = 6000$, б) $k_t = 600$, в) $k_t = 60$, г) $k_t = 6$ Н.

Каждый из рисунков содержит по четыре графика, которые соответствуют разным коэффициентам демпфирования троса $c_t = 4, 40, 400$ и 4000 Нс/м.

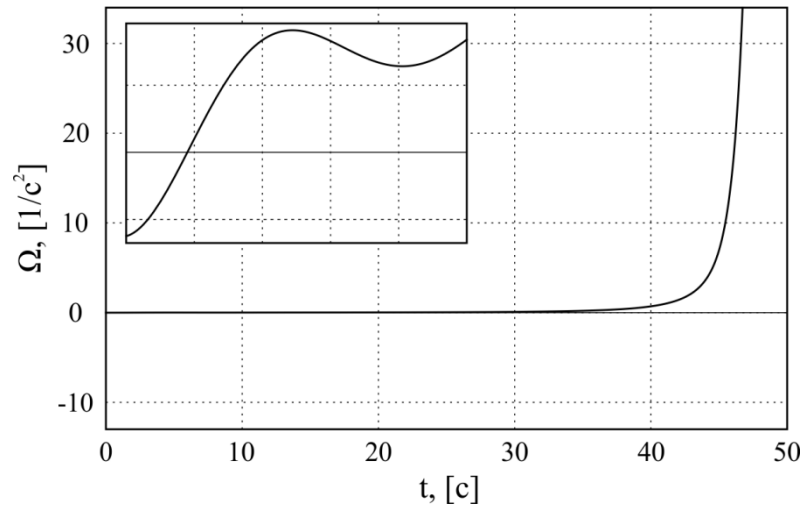


Рис. 9 - График изменения частоты колебаний троса Ω

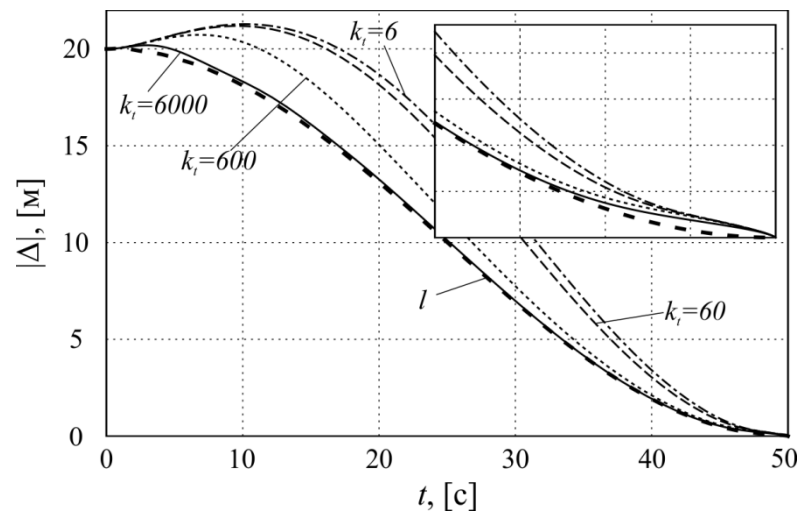


Рис. 10 График изменения величины $|\Delta|$ для тросов разной жесткости

Из рисунка 10, можно сделать вывод: жесткость троса не оказывает серьезного воздействия на динамику системы во время маневра сближения. Она влияет лишь на

величину начального растяжения троса, на начальном этапе движения. Чем трос жестче, тем его растяжение будет меньше.

Как видно из рисунка 11, вязкоупругие свойства троса (жесткость и коэффициент демпфирования), при снижении величины k_t на один порядок, оказывают влияние на динамику системы. Стоит отметить что при большом значении коэффициента демпфирования, $c_t = 4000$ Нс/м, жесткость троса не влияет на характер движения, а влияет только на величину растяжения троса в начале маневра. При уменьшении c_t , изменение величины k_t начинает сказываться на характере движения системы. С уменьшением жесткости на один и более порядок, наблюдаются соударения буксира с космическим мусором, рисунок 11б-г. Что является не допустимым для нашей задачи. Исходя из этого можно сделать вывод: наиболее благоприятная картина наблюдается при значении $c_t = 4000$ Нс/м.

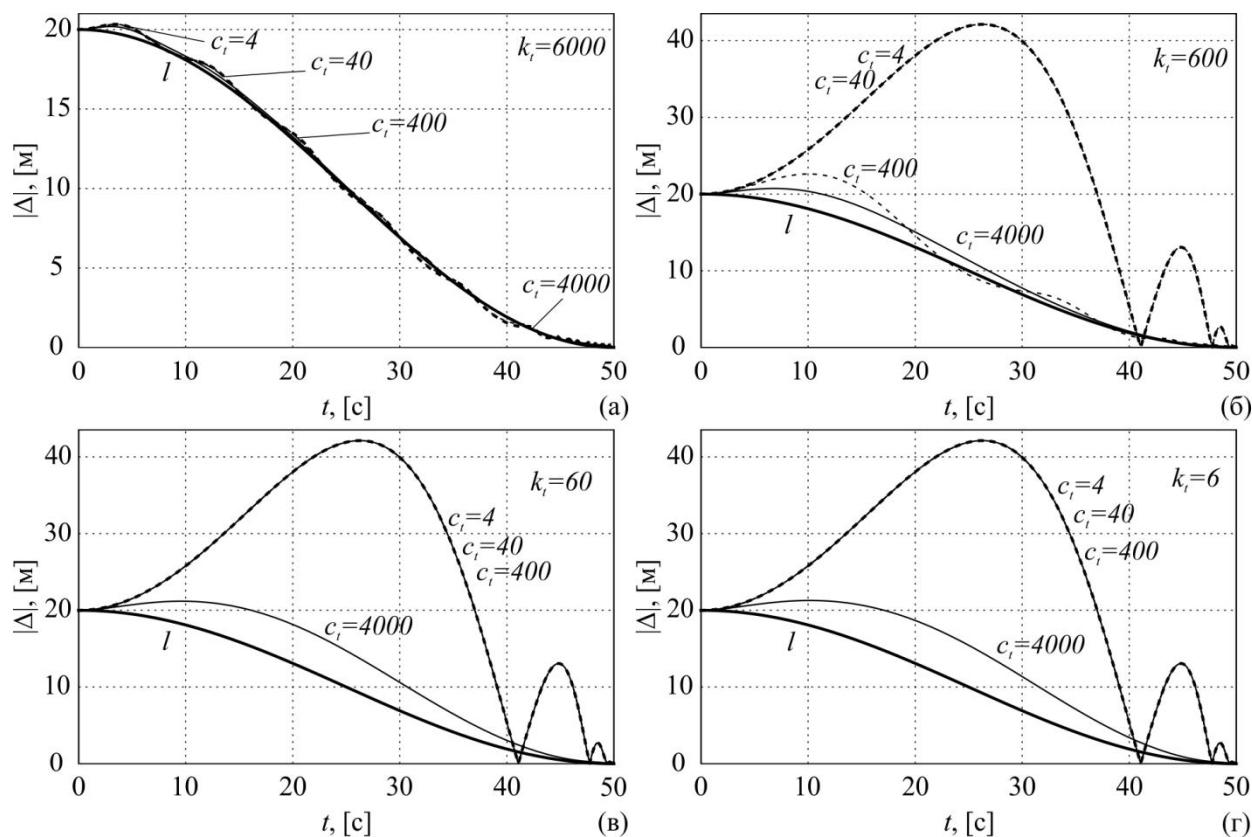


Рис. 11 - График изменения величины $|\Delta|$: (а) - $k_t = 6000$ Н, (б) - $k_t = 600$ Н, (в) - $k_t = 60$ Н, (г) - $k_t = 6$ Н.

Заключение

Рассмотрена динамика системы буксир - космический мусор, связанных между собой вязкоупругим тросом. Построена математическая модель, получены линеаризованные уравнения движения системы. Аналитически определена частота колебаний троса. Предложен закон управления длиной троса, обеспечивающий сближение буксира с космическим мусором.

Проведена серия численных экспериментов. Полученные данные подтвердили аналитические результаты. В конце маневра сближения рост частоты колебаний

троса, приводит к возникновению высокочастотных колебаний в плоскости $Oxyz$, по координатам Δ_x и Δ_y . Исследовано влияния вязкоупругих свойств троса на динамику системы. Установлено, что наиболее благоприятная, с точки зрения безопасности, картина наблюдается при жесткости троса $k_t = 6000$ Н. При данном значении, коэффициент демпфирования троса не оказывает существенного влияния на характер движения системы.

В развитии работы предполагается поиск метода устранения колебаний троса, для обеспечения безопасного сближения буксира и космического мусора.

Благодарности

Работа выполнена при 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. P. 2637-2646.
2. Anselmo L., Pardini C. Ranking upper stages in low Earth orbit for active removal. 6th European conference for aeronautics and space sciences. In: 6th European conference for aeronautics and space sciences, June 29 - July 2015, Krakow, Poland, (2015).
3. Bolonkin A. New methods of removing space debris: <http://www.rxiv.org/pdf/1403.0670v1.pdf>, 2014.

4. Anselmo L., Pardini C. Analysis of the consequences in low earth orbit of the collision between cosmos 2251 and iridium, <https://www.researchgate.net/publication/228975104>, 2009.
5. Pelton J.N. New solutions for the space debris problem. Springer Cham Heidelberg New York Dordrecht London, 2015.
6. Shan M., Gup J., Gill E. Review and comparison of active space debris capturing and removal methods // Progress in Aerospace Sciences. 2009. Vol. 80. P. 18-32.
7. Saunders C., Forshaw J.L., Lappas V.J., Chiesa A., Parreira B., Biesbroek R. Mission and systems design for the debris removal of massive satellites. In: 65th International Astronautical Congress, September 29 - October 3, Toronto, Canada, (2015).
8. Phipps C.R., Baker K.L., Libby S.B., Liedahi D.A., Olivier S.S. Removing orbital debris with lasers // Advanced in Space Research. 2013. Vol. 49 no. 9. P. 1283-1300.
9. DeLuca L.T., Bernelli F., Maggi F., Tadini P., Pardini C. Active debris removal by a hybrid propulsion module // Acta Astronautica. 2013. Vol. 91. P. 20-33.
10. Авдеев А.В., Метельников А.А. Бортовая лазерная установка для борьбы с космическим мусором // Труды МАИ, 2016, №89: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=72840>
11. Ашурбейли И.Р., Лаговьер 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: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=24856>

12. Nishida S., Kawamoto S. Strategy for capturing of a tumbling space debris // *Acta Astronautica*. 2011. Vol. 68. No. 1-2, P. 113-120.
13. Trushlyakov V., Makarov J., Raykunov G., Shatrov J., Baranovo D. The development of autonomous onboard systems for the controlled deorbiting of stages separating parts of space launch vehicle. In: 2nd European Workshop On Active Debris Removal, Quentin, Paris, France, (2012).
14. Makarov Y., Ronse A., Trushlyakov V. The use of adapted upper stages for the removal of satellite and rocket body debris from unstable orbital regions, In: 62nd International Astronautical Congress, October 3-7, Cape Town, South Africa, (2011).
15. Lee E.Z.J., Seubert C.R., Schaub H., Trushkyakov V., Yutkin E. Tethered tug for large low earth orbit debris removal. In: AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, January 29 - February 2, Charleston, South Carolina, (2012).
16. Cougnet C., Alary D., Gerber B., Utzmann J., Wagner A. The debritor an «off the shelf» based multimission vehicle for large space debris removal. In: 63rd International Astronautical Congress, October 1-5, Naples, Italy, (2012).
17. 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.
18. Bonnal C., Ruault J-M., Desjean M-C. Active debris removal: Recent progress and current trends // *Acta Astronautica*. 2013. Vol. 85. P. 51-60.

19. Асланов В.С., Алексеев А.В., Ледков А.С. Определение параметров оснащенной гарпуном тросовой системы для буксировки космического мусора // Труды МАИ, 2016, №90: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=74644>
20. Flodin L. Attitude and orbit control during deorbit of tethered space debris: <http://www.diva-portal.org/smash/record.jsf?pid=diva2%3A812509&dswid=7351>, 2015.
21. Pang Z., Yu B., Jin D. Chaotic motion analysis of a rigid spacecraft dragging a satellite by an elastic tether // Acta Mechanica. 2015. Vol. 226. P. 2761-2771.
22. Wen H., Zhu Z.H., Jin D., Hu H. Constrained tension control of a tethered space-tug system with only length measurement // Acta Astronautica. 2016. Vol.119. P. 110-117.
23. Aslanov, V.S., Yudintsev, V.V. Dynamics of large debris connected to space tug by a tether // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2013. Vol. 36 no. 6. P. 1654-1660.
24. Aslanov V.S., Yudintsev V.V. Dynamics of large space debris removal using tethered space tug // Acta Astronautica. 2013. Vol. 91. P. 149-156.
25. Aslanov V.S., Yudintsev V.V. Dynamics, analytical solutions and choice of parameters for towed space debris with flexible appendages // Advances in Space Research. 2015. Vol.2. no. 2 P. 660–667.
26. Aslanov V.S., Ledkov A.S. Dynamics of the tethered satellite system. Cambridge: Woodhead Publishing Limited, 2012. 331 p.

27. Hovell K., Ulrich S. Attitude stabilization of an uncooperative spacecraft in an orbital environment using visco-elastic tethers. In: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, January 9 - 13, Gaylord, Texas, (2016).
28. Добранравов В.В., Никитин Н.Н., Дворников А.Л. Курс теоретической механики. - М.: Высшая школа, 1966. - 623 с.
29. Williams P. Dynamic multibody modeling for tethered space elevators // Acta Astronautica. 2009. Vol. 65. no. 3-4. P. 399-422.
30. Yuzhnoye State Design Office. <http://www.yuzhnoye.com/en/technique/rocket-engines/low-thrust/> Accessed 25 December 2015.