

Оптимальное управление тягой буксира при разворачивании троса после захвата космического мусора гарпуном

© Д.А. Сизов¹, В.С. Асланов²

¹Филиал ФГБОУ ВО «СамГТУ» в г. Сызрани, Сызрань, 446001, Россия

²Самарский университет им. академика С.П. Королева, Самара, 443086, Россия

Рассмотрен процесс уборки пассивного объекта активным космическим аппаратом, состоящий из трех этапов: захват объекта гарпуном, разворачивание троса, буксировка. Ударный импульс от гарпуна используется для снижения угловой скорости объекта и перевода его в буксировочное состояние. Предложен алгоритм определения положения точки захвата на поверхности объекта. Уравнения относительного движения буксира на этапе разворачивания троса даны в безразмерной форме, что позволяет исследовать движение в любом пространстве параметров. Предложен закон управления тягой буксира на этапе разворачивания троса и определены оптимальные параметры управления, обеспечивающие безопасную буксировку. Найдены пределы применимости рассматриваемого закона управления с учетом конструктивных и прочностных ограничений системы. В качестве примера использования предлагаемого подхода выполнено численное моделирование уборки верхней ступени ракеты Ariane 4.

Ключевые слова: космический мусор, захват, гарпун, относительное движение, закон управления, оптимизация, тросовая буксировка

Введение. В настоящее время космический мусор представляет собой серьезную угрозу для активных аппаратов. В связи с этим в последние годы предложено и проанализировано множество способов уборки космического мусора [1–11]. Одним из таких способов является тросовая буксировка пассивного космического мусора (объекта) активным аппаратом (буксиром) в верхние слои атмосферы [12–15]. В области конструирования тросовых систем и, в частности, буксиров, уже накоплен значительный опыт [16, 17]. В отличие от описанных систем, буксировка космического мусора, очевидно, предполагает использование средств захвата объекта. В этом качестве могут выступать гарпуны, рассмотренные, например, в [18–20]. При этом многие аспекты влияния процесса захвата на последующую буксировку остаются неисследованными. В частности, необходимо исключить наматывание троса на объект, для чего требуется замедлять его вращение. Известно несколько техник замедления, в том числе за счет использования натяжения троса [21], вихревых токов [22], лазерной абляции [23]. Однако угловая скорость объекта может быть снижена и за счет удара гарпуна. Кроме того, для обеспечения точного попадания гарпуна или сети буксир должен нахо-

даться близко к объекту, а для безопасной буксировки — на существенном удалении. Поэтому требуется дополнительное исследование движения буксира при переходе в рабочее положение после захвата.

Цель настоящей работы — оптимизировать управление тягой буксира на этапе разворачивания троса при уборке вращающегося космического мусора с использованием гарпуна и тросовой буксировки.

Статья имеет следующую структуру. Вначале выполняется постановка задачи, предлагается разбиение процесса уборки на отдельные этапы и формулируются допущения. Затем для каждого этапа приводятся математические модели, наиболее подходящие, с точки зрения авторов, для описания движения системы на этих этапах. Далее рассматривается оптимизация управления тягой буксира при разворачивании троса и численно определяется ширина диапазона параметров системы, в котором возможна реализация описанной схемы уборки. В завершение приводятся результаты численного моделирования процесса уборки верхней ступени ракеты Ariane 4.

Постановка задачи. Рассмотрим уборку объекта, находящегося на низкой околоземной круговой орбите и вращающегося вокруг центра масс в плоскости орбиты, путем тросовой буксировки с использованием гарпуна для захвата. В начальный момент буксир должен находиться вблизи объекта на расстоянии, одновременно обеспечивающем достаточную точность попадания и безопасность буксира. Далее выполняется захват, в ходе которого гарпун пробивает оболочку объекта и фиксируется на нем. При этом ударный импульс от гарпуна изменяет угловую скорость объекта. Затем буксир создает тягу и удаляется от объекта, выполняя разворачивание троса, под которым понимается увеличение его длины. При этом предполагается, что трос не натянут. Это позволит упростить конструкцию буксира, не оснащая его устройством контроля натяжения. В ходе движения направление тяги буксира должно изменяться таким образом, чтобы по достижении тросом необходимой длины буксир имел положение и скорость, обеспечивающие безопасную буксировку. По окончании разворачивания буксир направляет тягу по локальной горизонтали, и начинается тросовая буксировка объекта. Таким образом, процесс уборки целесообразно разбить на три этапа (рис. 1):

- захват объекта гарпуном;
- разворачивание троса;
- тросовая буксировка.

На первом этапе исследуется только движение объекта, на втором по отдельности рассматриваются движения объекта и буксира, на третьем этапе изучается движение тросовой системы. В каждом из

трех последующих разделов статьи приведено описание математических моделей каждого из этапов, причем рассмотрение идет в обратной последовательности. Это связано с тем, что параметры конечного этапа — буксировки — влияют на параметры движения буксира на втором этапе, анализ которого, в свою очередь, позволяет определить параметры первого этапа — захвата.

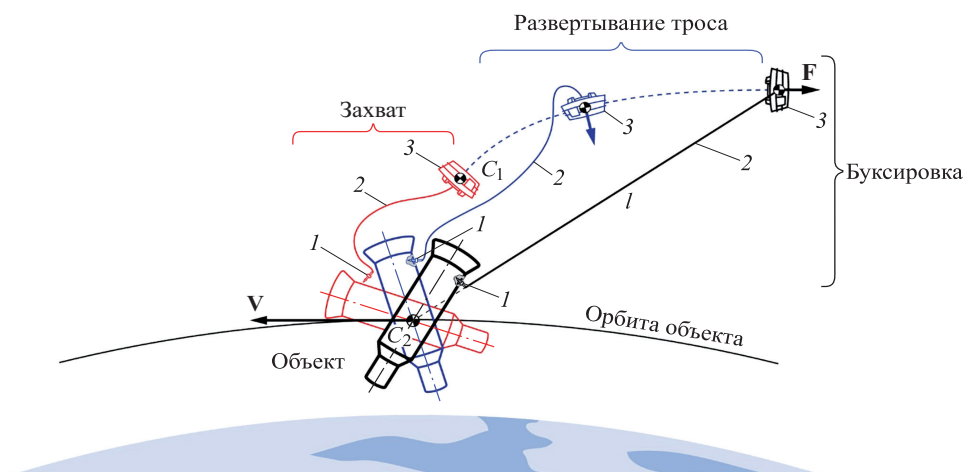


Рис. 1. Этапы рассматриваемого процесса уборки космического мусора:

C_1 — центр масс буксира; C_2 — центр масс убираемого объекта;

V — вектор скорости центра масс объекта; F — вектор силы тяги буксира;

l — длина троса; 1 — гарпун; 2 — трос; 3 — буксир

При создании математических моделей были приняты следующие допущения:

- исходная орбита объекта — круговая;
- все движения происходят в плоскости орбиты объекта;
- буксир — материальная точка;
- трос — невесомый и нерастяжимый;
- удар гарпуна абсолютно неупругий. Это допущение вполне оправдано для автоматически фиксирующихся гарпунов, рассмотренных в [18–20];
- скорость гарпуна в момент соударения достаточна для пробивания оболочки объекта;
- соприкасающиеся элементы объекта и гарпуна обладают прочностью, достаточной для фиксации гарпуна после пробивания;
- параметры орбиты объекта не изменяются после удара гарпуна;
- система находится в центральном ньютоновском гравитационном поле;
- влияние атмосферы не учитывается. Таким образом, предлагаемые модели будут применимы на высотах, превышающих 600 км,

поскольку на этих высотах аэродинамические силы и моменты малы по сравнению с гравитационными [24].

Тросовая буксировка. В [13] показано, что если орбита центра масс тросовой системы — круговая, то угловое движение нерастяжимого троса при буксировке точечной массы можно выразить следующим образом:

$$\alpha'' = -a \sin \alpha - b \sin 2\alpha; \quad (1)$$

$$a = \frac{F}{m_1 l n^2}. \quad (2)$$

Здесь α — угол между тросом и локальной горизонталью, рад; b — безразмерный параметр, равный $-1,5$; a — безразмерный параметр, связывающий тягу F , Н, и массу m_1 , кг, буксира, а также длину троса l , м, и среднее движение центра масс системы n , рад/с:

$$n = \sqrt{\frac{\mu}{r_0^3}},$$

где μ — гравитационный параметр Земли, $\text{м}^3 \cdot \text{с}^{-2}$; r_0 — радиус круговой орбиты, м; $()'$ — дифференцирование по безразмерному времени $\tau = nt$.

Далее будет показано, что безразмерный параметр a , выражаемый формулой (2), оказывает первостепенное влияние на выбор оптимальных параметров управления тягой буксира. При описываемых уравнением (1) колебаниях троса полная механическая энергия системы будет сохраняться:

$$E(\alpha, \alpha') = \frac{1}{2}(\alpha')^2 + W(\alpha); \quad (3)$$

$$W = -a \cos \alpha - b \cos^2 \alpha. \quad (4)$$

Здесь W — потенциальная энергия троса.

Анализ уравнения (4) позволяет определить положения устойчивого равновесия троса [13]:

$$\alpha_s = \begin{cases} \pm \cos^{-1}\left(-\frac{a}{2b}\right), & a < 3, \\ 0, & a \geq 3. \end{cases} \quad (5)$$

Первое из выражений (5) означает, что при $a < 3$ буксир может находиться позади объекта как выше, так и ниже него, из второго

выражения следует, что при $a \geq 3$ буксир находится на местной горизонтали объекта. Амплитуда колебаний троса в окрестности положений равновесия

$$A = \frac{1}{2}(f_1(E) - f_2(E)), \quad E(\alpha, \alpha') < W(0); \quad (6)$$

$$A = 2 f_1(E), \quad E(\alpha, \alpha') \geq W(0), \quad (7)$$

где

$$f_1 = \cos^{-1} \left(\frac{-a + \sqrt{a^2 - 4bE(\alpha, \alpha')}}{2b} \right); \quad (8)$$

$$f_2 = \cos^{-1} \left(\frac{-a - \sqrt{a^2 - 4bE(\alpha, \alpha')}}{2b} \right). \quad (9)$$

Выражение (6) соответствует колебаниям в окрестности локального минимума потенциальной энергии, (7) — колебаниям в окрестности $\alpha = 0$.

Описанный выше подход к моделированию буксировки точечной массы подходит для приближенного описания колебаний троса и в случае, если буксируется тело, обладающее известными размерами, при условии, что смещение точки захвата относительно центра масс буксируемого объекта мало по сравнению с длиной троса. В дальнейшем интеграл (3) и выражения (6) и (7) будут использованы для поиска оптимального закона управления тягой буксира на этапе разворачивания троса. Однако более полное описание движения системы при буксировке тела на орбите, отличной от круговой, и том же условии малости смещения конца троса относительно центра масс объекта дают уравнения:

$$\ddot{r} + (\ddot{\alpha} + \dot{v})l \cos \alpha - \dot{v}^2 r - (\dot{\alpha} + \dot{v})^2 l \sin \alpha = -\frac{N \sin \alpha}{m_1} - \frac{\mu}{r^3}(r - 2l \sin \alpha); \quad (10)$$

$$r\ddot{v} + (\ddot{\alpha} + \dot{v})l \sin \alpha + 2\dot{r}\dot{v} + (\dot{\alpha} + \dot{v})^2 l \cos \alpha = \frac{N \cos \alpha - F}{m_1} + \frac{\mu}{r^3} l \cos \alpha; \quad (11)$$

$$m_2 (\ddot{r} - r\dot{v}^2) = -\frac{m_2 \mu}{r^2} + N \sin \alpha; \quad (12)$$

$$m_2 (r\ddot{v} + 2\dot{r}\dot{v}) = -N \cos \alpha; \quad (13)$$

$$J_z (\ddot{\beta} + \dot{v}) = -N (h \sin(\beta - \alpha) - p \cos(\beta - \alpha)) + 3 \frac{\mu}{r^3} (J_y - J_x) \cos \beta \sin \beta. \quad (14)$$

Здесь r — расстояние от центра масс объекта до центра Земли, м; v — истинная аномалия центра масс объекта, рад/с (рис. 2); N — си-

ла натяжения троса, Н; β — угол между продольной осью объекта и локальной горизонталью, рад; h — продольное смещение точки попадания гарпуна относительно центра масс объекта, м; p — поперечное смещение точки попадания гарпуна относительно центра масс объекта, м; J_x , J_y и J_z — главные моменты инерции объекта, кг·м². Уравнения (10) и (11) описывают движение буксира, (12) и (13) — движение центра масс объекта, (14) — вращение объекта вокруг центра масс.

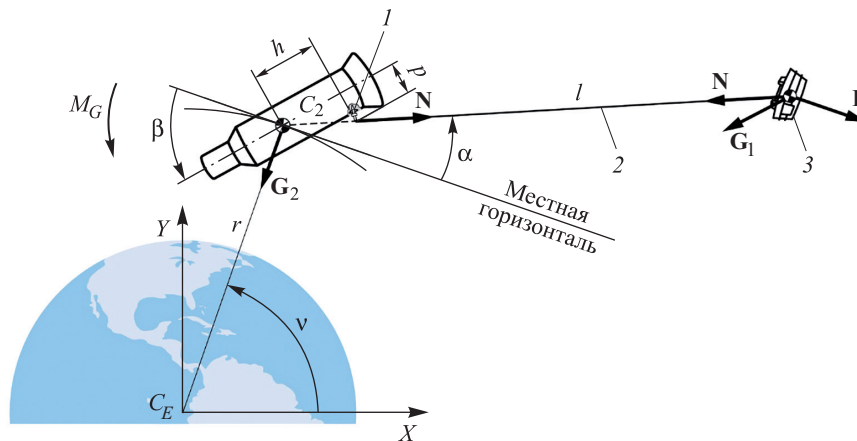


Рис. 2. Схема тросовой буксировки объекта на третьем этапе:
 1 — гарпун; 2 — трос; 3 — буксир; C_E — центр Земли;
 M_G — гравитационный момент, Н·м

Несмотря на то, что в уравнениях (10)–(14) ускорения даны в неявной форме, представленный способ их записи позволяет лучше понять физическую сущность задачи тросовой буксировки, поскольку содержит, наряду с ускорениями, вызванными векторами сил тяги буксира F , натяжения троса N и тяжести G_1 и G_2 (см. рис. 2), также и ускорения от сил инерции.

Если момент от силы натяжения троса значительно превышает гравитационный, то можно приближенно найти положение равновесия объекта:

$$\beta_s = \alpha_s \pm \operatorname{tg}^{-1} \left(\frac{p}{h} \right). \quad (15)$$

Знак «−» в выражении (15) соответствует случаю, когда объект вращается в сторону среднего движения, знак «+» используется при вращении объекта в направлении, противоположном среднему движению. Из (15) следует, что значение β_s соответствует положению объекта, при котором его центр масс находится на одной прямой с натянутым тросом.

Движение буксира при разворачивании троса. Для моделирования движения одного тела относительно другого, находящегося на круговой орбите, обычно используют уравнения относительного движения [25]:

$$\ddot{x} = 3n^2x + 2n\dot{y} + a_x; \quad (16)$$

$$\ddot{y} = -2n\dot{x} + a_y. \quad (17)$$

Здесь применительно к рассматриваемой задаче $a_x = -\frac{F}{m_1} \cos \eta$ и

$a_y = -\frac{F}{m_1} \sin \eta$ — радиальный и касательный компоненты ускорения

буксира соответственно, m/c^2 ; η — угол между вектором тяги и местной вертикалью буксира, рад (рис. 3); x — координата, равная разности высот буксира и центра масс объекта, м; y — координата, м, равная смещению проекции положения буксира на базовую орбиту, измеренному от точки C_2 вдоль ее окружности.

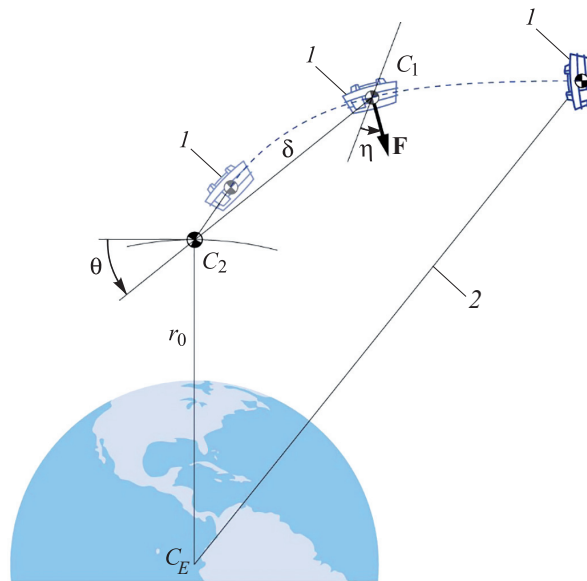


Рис. 3. Относительное движение буксира при разворачивании троса на втором этапе:

C_E — центр Земли; C_1 — центр масс буксира; C_2 — центр масс убираемого объекта; δ — относительное расстояние от буксира до центра масс объекта; θ — угол между местной горизонталью объекта и отрезком, соединяющим буксир и центр масс объекта; 1 — буксир; 2 — местная вертикаль буксира

При анализе относительного движения удобно оперировать расстоянием d между буксиром и центром масс объекта. Запишем уравнения относительного движения (16) и (17) в полярных координатах, учитывая, что при $d \ll r_0$

$$x = d \sin \theta, \quad y = -d \cos \theta, \quad (18)$$

где θ — угол между местной горизонталью объекта и отрезком, соединяющим буксир и центр масс объекта, рад (см. рис. 3). Подставляя (18) в уравнения (16) и (17) и решая их относительно вторых производных, получим

$$\ddot{d} = a_x \sin \theta - a_y \cos \theta + d(3n^2 \sin^2 \theta + 2n\dot{\theta} + \dot{\theta}^2); \quad (19)$$

$$\ddot{\theta} = 3n^2 \cos \theta \sin \theta + \frac{a_x \cos \theta + a_y \sin \theta}{d} - 2\frac{\dot{d}}{d}(n + \dot{\theta}). \quad (20)$$

Для того чтобы иметь возможность исследовать движение буксира при развертывании троса в любом пространстве параметров, характеризующих систему, запишем уравнения (19) и (20) в безразмерной форме, для чего обе части первого из них разделим на $n^2 l$, а второго — на n^2 :

$$\delta'' = a \sin(\eta - \theta) + \delta(3 \sin^2 \theta + 2\theta' + (\theta')^2); \quad (21)$$

$$\theta'' = 3 \cos \theta \sin \theta - \frac{a}{\delta} \cos(\eta - \theta) - 2\frac{\delta'}{\delta}(1 + \theta'). \quad (22)$$

Здесь $\delta = \frac{d}{l} > 0$ — относительное расстояние от буксира до центра масс объекта. Развертывание троса заканчивается, когда $\delta = 1$. При этом трос натягивается, и значения θ и θ' в этот момент будут равны, соответственно, начальным значениям переменных α и α' , характеризующих колебания троса при буксировке.

Движение объекта в ходе захвата и при развертывании троса. Плоское вращение свободного тела на круговой орбите относительно орбитальной системы координат описывается уравнением

$$\ddot{\beta} = 3n^2 \frac{J_y - J_x}{J_z} \cos \beta \sin \beta, \quad (23)$$

В момент захвата гарпун ударяет в объект, пробивает его оболочку и с помощью встроенных захватов автоматически фиксируется на нем (рис. 4). Угловую скорость объекта после удара $\dot{\beta}_+$ определим как

$$\dot{\beta}_+ = \dot{\beta}_- + \frac{Sq}{J_z}, \quad (24)$$

где $\dot{\beta}_-$ — угловая скорость непосредственно перед ударом, рад/с; \mathbf{S} — вектор ударного импульса от гарпуна, кг·м/с; q — плечо ударного импульса относительно центра масс объекта, м. Если продольное h и поперечное p смещения точки попадания гарпуна относительно центра масс объекта малы по сравнению с расстоянием между центром масс объекта и буксиром, то

$$q = h \sin(\beta_0 - \theta_0) - p \cos(\beta_0 - \theta_0), \quad (25)$$

где θ_0 — положение буксира в момент захвата; β_0 — положение объекта в момент захвата.

Если угловая скорость объекта после удара изменяется таким образом, что он переходит в колебания относительно устойчивого положения равновесия $\beta = \pi / 2$ с малой амплитудой, то приближенно закон изменения ориентации объекта в ходе развертывания троса можно представить в виде

$$\beta(t) = \frac{\pi}{2} + \left(\beta_0 - \frac{\pi}{2} \right) \cos kt + \frac{\dot{\beta}_+}{k} \sin kt, \quad (26)$$

где $k = n \sqrt{3 \frac{J_y - J_x}{J_z}} \neq 0$.

Дифференцируя по времени равенство (26), найдем угловую скорость объекта:

$$\dot{\beta}(t) = \left(\frac{\pi}{2} - \beta_0 \right) k \sin kt + \dot{\beta}_+ \cos kt. \quad (27)$$

По окончании развертывания троса, когда $t = t_2 = \frac{\tau_2}{n}$, объект должен находиться в положении равновесия с нулевой угловой скоростью, т. е. должны выполняться условия

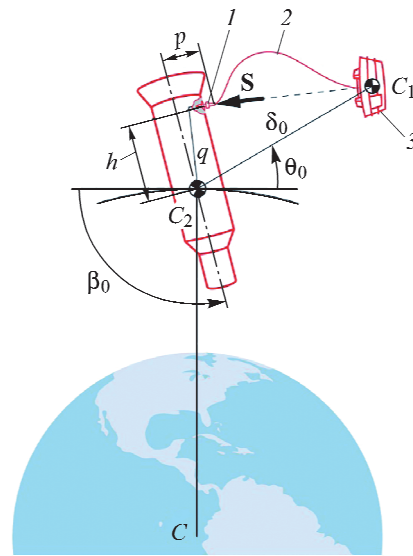


Рис. 4. Захват объекта гарпуном на первом этапе:
1 — гарпун; 2 — трос; 3 — буксир

$$\beta(t_2) = \beta_s, \dot{\beta}(t_2) = 0. \quad (28)$$

Дополняя условия (28) выражениями (24)–(27), получим систему нелинейных алгебраических уравнений, решив которую, можно определить требуемые ориентацию объекта в момент захвата β_0 и продольное смещение h точки попадания гарпуна относительно центра масс объекта, а также положение устойчивого равновесия объекта при буксировке β_s и его угловую скорость после удара $\dot{\beta}_+$.

Оптимизация управления тягой буксира при развертывании троса. Конструкция буксира может накладывать ограничения на амплитуду колебаний троса, а прочность троса на разрыв — на проекцию относительной скорости буксира на прямую, проходящую вдоль троса, в момент окончания развертывания $\tau = \tau_2$. Проекцию относительной скорости $\delta'(\tau_2)$ находим из решения уравнений движения буксира (21) и (22), амплитуду колебаний троса $A(\tau_2)$ выражаем через полную энергию колебаний $E(\alpha, \alpha')$ формулой (6) или (7) с учетом (8) и (9) при подстановке $\alpha = \theta(\tau_2)$ и $\alpha' = \theta'(\tau_2)$. Меньшей полной энергии колебаний, очевидно, соответствует меньшая амплитуда.

Для того чтобы учитывать описанные ограничения, сформулируем задачу моделирования движения буксира при развертывании троса как задачу оптимального управления и введем подлежащую минимизации функцию

$$g = w_1 E(\alpha, \alpha') + w_2 |\delta'|, \quad (29)$$

где w_i — весовые коэффициенты. Поскольку для выхода в заданное положение буксир должен сначала разогнаться, затем затормозить, в ходе движения тяга должна изменять свое направление, характеризуемое углом η . Рассмотрим следующий закон управления:

$$\eta(\tau) = \begin{cases} \eta_1, & \tau \leq \tau_1, \\ \eta_2, & \tau > \tau_1, \end{cases} \quad (30)$$

где τ_1 — момент безразмерного времени, в который происходит изменение направления вектора тяги буксира.

Анализ уравнений (21) и (22) относительного движения буксира на этапе развертывания троса показывает, что положение буксира по окончании развертывания определяется параметром $a = \frac{F}{m_1 l n^2}$, учи-

тывающим величину среднего движения объекта, тяги и массы буксира, а также параметрами управления η_1 , η_2 и τ_1 . Исследуем влияние

параметра a на возможность реализации рассматриваемой схемы уборки при выбранном законе управления (30). Для этого, варьируя значения этого параметра, путем численной минимизации функции (29) найдем соответствующие амплитуду колебаний троса, проекцию относительной скорости буксира на трос, а также оптимальные параметры управления тягой буксира η_1 , η_2 и τ_1 . При этом необходимо задать минимальные приемлемые значения амплитуды и проекции относительной скорости буксира на трос. На рис. 5 показаны рассчитанные зависимости оптимальных параметров управления при следующих критериях успешного завершения развертывания:

$$A(\tau_2) \leq 20^\circ;$$

$$\delta'(\tau_2) \leq 0,02.$$

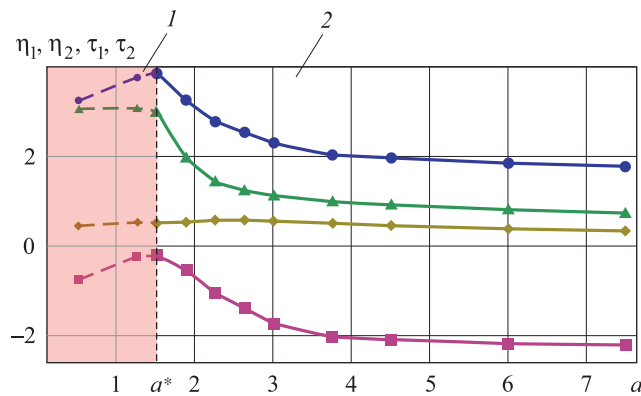


Рис. 5. Оптимальные параметры управления тягой буксира на этапе развертывания троса:

1 — буксировка невозможна; 2 — область возможных значений;
 — η_1 ; — η_2 ; — τ_1 ; — τ_2

При принятых ограничениях буксировка возможна, если выполняется условие $a \geq a^*$, $a^* \approx 1,5$ (см. рис. 5). Расчеты показали, что менее строгие ограничения амплитуды и относительной скорости буксира позволяют осуществлять буксировку при меньших значениях параметра a .

Численное моделирование. В качестве примера использования предлагаемого подхода рассмотрим численное моделирование процесса уборки верхней ступени ракеты Ariane 4 H10 [20], вращающейся против направления среднего движения. Рассмотрим три расчетных случая, отличающихся массой буксира, следовательно, величиной параметра a_i , $i = 1; 2; 3$. Параметры объекта и буксира расположены ниже:

<i>Объект</i>	
Масса m_2 , кг	2154
Моменты инерции, $\text{кг} \cdot \text{м}^2$:	
продольный J_x	3000
поперечные $J_y = J_z$	28000
Диаметр D , м	2,6
Радиус орбиты r , км	7071
 <i>Буксир</i>	
Тяга F , Н	0,5
Длина троса, l , м	1000
Масса m_1 , кг	236,5; 169; 118
Параметр a	1,875; 2,625; 3,75

Будем использовать следующие начальные условия:

$$\delta(0) = \delta_0 = 0,06; \theta(0) = \theta_0 = 0; \dot{\delta}(0) = 0; \dot{\theta}(0) = 0,$$

т. е. в начальный момент буксир находится на орбите объекта с некоторым отставанием и неподвижен относительно него. Нахождение на одной и той же орбите имеет то преимущество, что требуемое для определения параметров объекта и прицеливания состояние буксира может поддерживаться без расхода топлива.

Для моделирования захвата объекта и его последующего движения необходимо знать параметры движения буксира при разворачивании троса. На рис. 6, *a* приведены зависимости относительных скоростей буксира от расстояния до центра масс объекта. Видно, что при первоначальном направлении тяги происходит разгон буксира относительно объекта, после изменения ее направления в точках максимума кривых начинается торможение, по завершении которого буксир оказывается в конечной точке, характеризуемой равенством $\delta = 1$. На рис. 6, *б* показано, что по мере разворачивания троса буксир сначала должен выйти на более высокую орбиту, затем несколько снизиться.

Примечание. Максимумы (место излома линий) на рис. 6, *a* соответствуют изменению направления тяги буксира.

Далее рассмотрим движение объекта при следующих параметрах процесса захвата:

- угловой скорости объекта в момент захвата $\dot{\beta}_- = -0,002$ рад/с;
- поперечном смещении точки попадания гарпуна $p = D/2 = 1,3$ м;
- ударном импульсе гарпуна $S = 50$ кг · м/с.

На рис. 7, *a* приведены фазовые портреты движения объекта в ходе всего процесса уборки. До натяжения троса его движение описывается уравнением (23), а после — выражением (14). Видно, что до

захвата объект вращается. В результате удара гарпуна модуль угловой скорости объекта мгновенно уменьшается до значения, обеспечивающего его колебательное движение под действием гравитационного момента в окрестности точки $\beta = \frac{\pi}{2}$ в течение времени разворачивания троса.

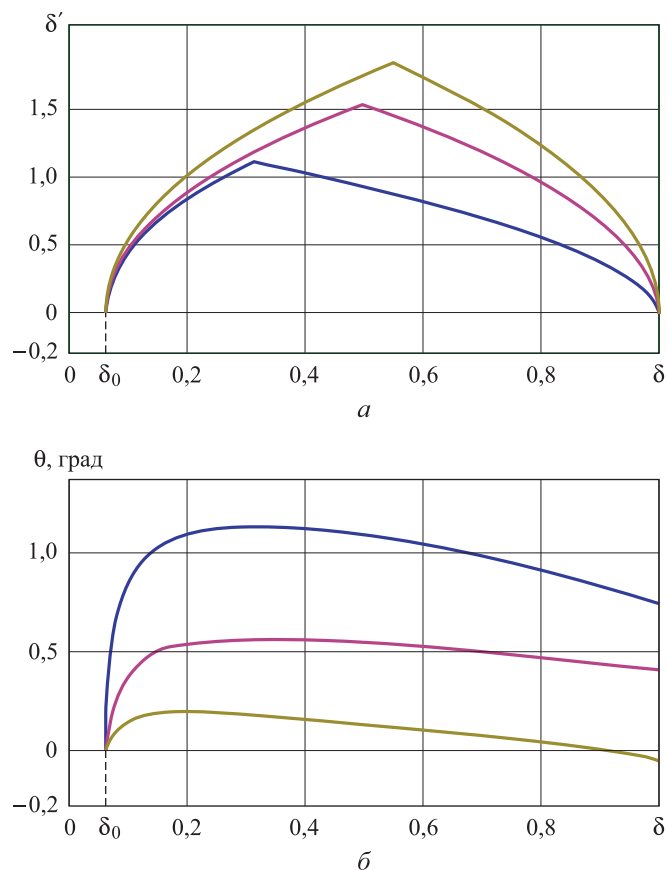


Рис. 6. Результаты моделирования захвата объекта и его последующего движения:

a — фазовый портрет относительного движения буксира при разворачивании троса; δ — эволюция угла между местной горизонталью объекта и отрезком, соединяющим буксир и центр масс объекта; — — $a = 3,75$; — — $a = 2,625$; — — $a = 1,875$

По окончании разворачивания начинается буксировка, в ходе которой объект и трос совершают колебания относительно положений равновесия β_{s_i} и α_{s_i} соответственно. Фазовые портреты этих колебаний приведены на рисунках 7, б и в.

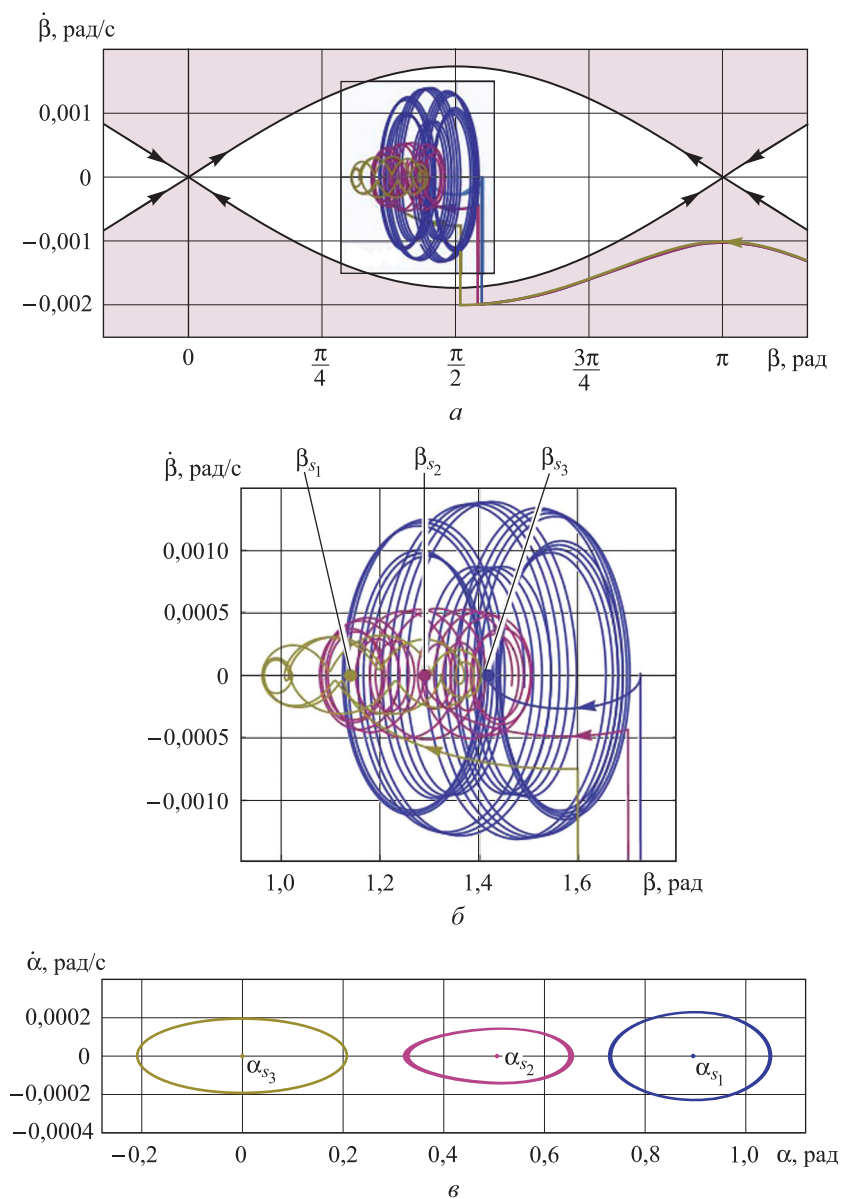


Рис. 7. Фазовые портреты:

a — движения объекта в ходе всего процесса уборки; *б* — движения объекта в процессе развертывания троса и буксировки; *в* — колебания троса в процессе буксировки; $\color{blue}{\rule{0.5em}{0.4pt}}$ — $a = 3,75$; $\color{magenta}{\rule{0.5em}{0.4pt}}$ — $a = 2,625$; $\color{yellow}{\rule{0.5em}{0.4pt}}$ — $a = 1,875$

Из рис. 7 видно, что предложенный закон управления тягой буксира на этапе развертывания троса обеспечивает на этапе буксировки амплитуды колебаний троса не более 12° , а объекта — не более 18° . Следовательно, наматывание троса на объект исключается, и отсутствует необходимость управления натяжением троса.

Заключение. В работе проанализирована возможность уборки космического мусора с помощью гарпуна и тросовой системы. Основное внимание уделено поиску оптимальных параметров закона управления тягой буксира. Показано, что удар гарпуна может изменить начальную угловую скорость объекта так, что за время разворачивания троса он перейдет в требуемое для безопасной буксировки положение. Движение буксира при разворачивании троса моделировалось с помощью уравнений относительного движения в безразмерной форме. При этом предложен закон управления тягой буксира, обеспечивающий минимальную амплитуду колебаний троса и исключающий его обрыв. Определен также диапазон параметров системы, при которых возможен описанный способ разворачивания ненапрянутого троса. Развитием данной работы может быть более подробное исследование этапа захвата объекта гарпуном, которое позволит выбирать параметры захвата при произвольной угловой скорости вращения объекта.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 18-01-00215-а.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Kessler D.J., Johnson N.L., Liou J.C., Matney M. The Kessler syndrome: implications to future space operations. *Advances in the Astronautical Sciences*, 2010, vol. 137, no. 8, pp. 1–15.
- [2] 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: 10.1016/j.paerosci.2015.11.001
- [3] Hakima H., Emami M.R. Assessment of active methods for removal of LEO debris. *Acta Astronautica*, 2018, vol. 144, pp. 225–243. DOI: 10.1016/j.actaastro.2017.12.036
- [4] Mark C.P., Kamath S. Review of active space debris removal methods. *Space Policy*, 2019, vol. 47, pp. 194–206. DOI: 10.1016/j.spacepol.2018.12.005
- [5] Bombardelli C., Pelaez J. Ion beam shepherd for contactless space debris removal. *Journal of guidance, control, and dynamics*, 2011, vol. 34, no. 3, pp. 916–920. DOI: 10.2514/1.51832
- [6] Kawamoto S., Makid T., Sasaki F., Okawa Y., Nishida S.I. Precise numerical simulations of electrodynamic tethers for an active debris removal system. *Acta Astronautica*, 2006, vol. 59, no. 1–5, pp. 139–148. DOI: 10.1016/j.actaastro.2006.02.035
- [7] Nishida S.I., Kawamoto S., Okawa Y., Terui F., Kitamura S. Space debris removal system using a small satellite. *Acta Astronautica*, 2009, vol. 65, no. 1–2, pp. 95–102. DOI: 10.2514/6.iac-06-b6.4.02
- [8] Schaub H., Sternovsky Z. Active space debris charging for contactless electrostatic disposal maneuvers. *Advances in Space Research*, 2014, vol. 53, no. 1, pp. 110–118. DOI: 10.1016/j.asr.2013.10.003
- [9] Phipps C.R. L'ADROIT — a spaceborne ultraviolet laser system for space debris clearing. *Acta Astronautica*, 2014, vol. 104, no. 1, pp. 243–255. DOI: 10.1016/j.actaastro.2014.08.007
- [10] Scharring S., Lorbeer R.A., Eckel H.A. Heat accumulation in laser-based removal of space debris. *AIAA Journal*, 2018, vol. 56, no. 6, pp. 2506–2508. DOI: 10.2514/1.j056718

- [11] Kumar K., Ortiz Gómez N., Jankovic M., Romero Martín J.M., Topputo F., Walker S.J., Vasile M. Agora: Mission to demonstrate technologies to actively remove Ariane rocket bodies. *Proc. 66th Int. Astronaut. Congr., Jerusalem, Israel, 12–16 October 2015*. Paris, International Astronautical Federation, 2015, pp. 1–16.
- [12] Qi R., Misra A. K., Zuo Z. Active debris removal using double-tethered space-tug system. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2016, vol. 40, no. 3, pp. 722–730. DOI: 10.2514/1.g000699
- [13] Aslanov V.S. Chaos behavior of space debris during tethered tow. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2015, vol. 39, no. 10, pp. 2399–2405. DOI: 10.2514/1.g001460
- [14] Aslanov V.S., Yudin V.V. Chaos in tethered tug–debris system induced by attitude oscillations of debris. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2019, vol. 42, no. 7, pp. 1630–1637. DOI: 10.2514/1.g004162
- [15] Jasper L., Schaub H. Input shaped large thrust maneuver with a tethered debris object. *Acta Astronautica*, 2014, vol. 96, no. 1, pp. 128–137. DOI: 10.1016/j.actaastro.2013.11.005
- [16] Cartmell M.P., McKenzie D.J. A review of space tether research. *Progress in Aerospace Sciences*, 2008, vol. 44, no. 1, pp. 1–21.
- [17] Chen Y., Huang R., Ren X., He L., He Y. History of the tether concept and tether missions: a review. *ISRN astronomy and astrophysics*, 2013, vol. 2013, pp. 1–7. DOI: 10.1155/2013/502973
- [18] 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. DOI: 10.1016/j.actaastro.2017.06.003
- [19] Dudziak R., Tuttle S., Barraclough S. Harpoon technology development for the active removal of space debris. *Advances in Space Research*, 2015, vol. 56, no. 3, pp. 509–527. DOI: 10.1016/j.asr.2015.04.012
- [20] Aglietti G.S., Taylor B., Fellowes S., Salmon T., Retat I., Hal A., Vinkoff N. The active space debris removal mission Remove Debris. Part 2: In orbit operations. *Acta Astronautica*, 2019, vol. 168, pp. 310–322. DOI: 10.1016/j.actaastro.2019.09.001
- [21] Kang J., Zhu Z.H. Dynamics and control of de-spinning giant asteroids by small tethered spacecraft. *Aerospace Science and Technology*, 2019, vol. 94, 105394. DOI: 10.1016/j.ast.2019.105394
- [22] Ortiz Gómez N., Walker S.J.I. Eddy currents applied to de-tumbling of space debris: Analysis and validation of approximate proposed methods. *Acta Astronautica*, 2015, vol. 114, pp. 34–53. DOI: 10.1016/j.actaastro.2015.04.012
- [23] Kumar R., Sedwick R.J. Despinning orbital debris before docking using laser ablation. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2015, vol. 52, no. 4, pp. 1129–1134. DOI: 10.2514/1.a33183
- [24] Wiggins L.E. Relative magnitudes of the space-environment torques on a satellite. *AIAA Journal*, 1964, vol. 2, no. 4, pp. 770–771.
- [25] Kluever C.A. *Space Flight Dynamics*. John Wiley & Sons, 2018, 561 p.

Статья поступила в редакцию 10.04.2020

Ссылку на статью просим оформлять следующим образом:

Сизов Д.А., Асланов В.С. Оптимальное управление тягой буксира при развертывании троса после захвата космического мусора гарпуном. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 5.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-5-1983>

Сизов Дмитрий Александрович — канд. техн. наук, доцент кафедры инженерных дисциплин Сызранского филиала Самарского государственного технического университета. e-mail: sizov.syzran@gmail.com

Асланов Владимир Степанович — д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой теоретической механики Самарского национального исследовательского университета. e-mail: aslanov_vs@mail.ru

Optimal thrust control of the transfer vehicle during tether deployment after harpoon capture of space debris

© D.A. Sizov¹, V.S. Aslanov²

¹Samara State Technical University, Syzran Branch, Syzran, 446001, Russia

²Samara National Research University, Samara, 443086, Russia

The paper considers the process of removing a passive object by an active spacecraft, consisting of three stages: harpooning the object, deploying the tether, and towing. The shock pulse from the harpoon is used to reduce the angular velocity of the object and transfer it to the towing state. An algorithm for determining the position of the capture point on the object surface is proposed. The equations of relative motion of the transfer vehicle at the stage of tether deployment are given in the dimensionless form, which allows studying the movement in any parameter space. The law of thrust control at the stage of cable deployment is proposed and optimal control parameters that ensure safe towing are determined. The limits of applicability of the considered control law are found taking into account the structural and strength limitations of the system. As an example of using the proposed approach, a numerical simulation of withdrawing the Ariane 4 rocket upper stage was performed.

Keywords: space debris, capture, harpoon, attitude motion, control law, optimization, towing

REFERENCES

- [1] Kessler D.J., Johnson N.L., Liou J.C., Matney M. *Advances in the Astronautical Sciences*, 2010, vol. 137, no. 8, pp. 2010.
- [2] Shan M., Guo J., Gill E. *Progress in Aerospace Sciences*, 2016, vol. 80, pp. 18–32. DOI: 10.1016/j.paerosci.2015.11.001
- [3] Hakima H., Emami M.R. *Acta Astronautica*, 2018, vol. 144, pp. 225–243. DOI: 10.1016/j.actaastro.2017.12.036
- [4] Mark C.P., Kamath S. *Space Policy*, 2019, vol. 47, pp. 194–206. DOI: 10.1016/j.spacepol.2018.12.005
- [5] Bombardelli C., Pelaez J. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2011, vol. 34, no. 3, pp. 916–920. DOI: 10.2514/1.51832
- [6] Kawamoto S., Makid T., Sasaki F., Okawa Y., Nishida S.I. *Acta Astronautica*, 2006, vol. 59, no. 1–5, pp. 139–148. DOI: 10.1016/j.actaastro.2006.02.035
- [7] Nishida S.I., Kawamoto S., Okawa Y., Terui F., Kitamura S. *Acta Astronautica*, 2009, vol. 65, no. 1–2, pp. 95–102. DOI: 10.2514/6.iac-06-b6.4.02
- [8] Schaub H., Sternovsky Z. *Advances in Space Research*, 2014, vol. 53, no. 1, pp. 110–118. DOI: 10.1016/j.asr.2013.10.003
- [9] Phipps C.R. *Acta Astronautica*, 2014, vol. 104, no. 1, pp. 243–255. DOI: 10.1016/j.actaastro.2014.08.007
- [10] Scharring S., Lorbeer R.A., Eckel H.A. *AIAA Journal*, 2018, vol. 56, no. 6, pp. 2506–2508. DOI: 10.2514/1.j056718
- [11] Kumar K., Ortiz Gómez N., Jankovic M., Romero Martín J.M., Topputo F., Walker S.J., Vasile M. *Agora: Mission to demonstrate technologies to actively remove Ariane rocket bodies. Proceedings of the 66th International Astronautical Congress, Jerusalem, Israel, 12–16 October 2015*. Paris, International Astronautical Federation, 2015, pp. 1–16.

- [12] Qi R., Misra A.K., Zuo Z. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2016, vol. 40, no. 3, pp. 722–730. DOI: 10.2514/1.g000699
- [13] Aslanov V.S. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2015, vol. 39, no. 10, pp. 2399–2405. DOI: 10.2514/1.g001460
- [14] Aslanov V.S., Yudinsev V.V. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2019, vol. 42, no. 7, pp. 1630–1637.
- [15] Jasper L., Schaub H. *Acta Astronautica*, 2014, vol. 96, no. 1, pp. 128–137. DOI: 10.1016/j.actaastro.2013.11.005
- [16] Cartmell M.P., McKenzie D.J. *Progress in Aerospace Sciences*, 2008, vol. 44, no. 1, pp. 1–21.
- [17] Chen Y., Huang R., Ren X., He L., He Y. History of the tether concept and tether missions: a review. *ISRN astronomy and astrophysics*, 2013, vol. 2013, pp. 1–7. DOI: 10.1155/2013/502973
- [18] Forshaw J.L., Aglietti G.S., Salmon T., Retat I., Roe M., Burgess C., Chaumette F. *Acta Astronautica*, 2017, vol. 138, pp. 326–342. DOI: 10.1016/j.actaastro.2017.06.003
- [19] Dudziak R., Tuttle S., Barraclough S. *Advances in Space Research*, 2015, vol. 56, no. 3, pp. 509–527. DOI: 10.1016/j.asr.2015.04.012
- [20] Aglietti G.S., Taylor B., Fellowes S., Salmon T., Retat I., Hal A., Vinkoff N. *Acta Astronautica*, 2019, vol. 168, pp. 310–322. DOI: 10.1016/j.actaastro.2019.09.001
- [21] Kang J., Zhu Z.H. *Aerospace Science and Technology*, 2019, vol. 94, pp. 105394–105396. DOI: 10.1016/j.ast.2019.105394
- [22] Ortiz Gómez N., Walker S.J.I. *Acta Astronautica*, 2015, vol. 114, pp. 34–53. DOI: 10.1016/j.actaastro.2015.04.012
- [23] Kumar R., Sedwick R.J. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2015, vol. 52, no. 4, pp. 1129–1134. DOI: 10.2514/1.a33183
- [24] Wiggins L.E. *AIAA Journal*, 1964, vol. 2, no. 4, pp. 770–771.
- [25] Kluever C.A. *Space Flight Dynamics*. John Wiley & Sons Publ., 2018, 584 p.

Sizov D.A., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Samara State Technical University, Syzran Branch. Research interests: classical mechanics, spacecraft dynamics.
e-mail: sizov.syzran@gmail.com

Aslanov V.S., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Head of the Department of Theoretical Mechanics, Samara National Research University. Research interests: classical mechanics, spacecraft dynamics, regular and chaotic dynamics.
e-mail: aslanov_vs@mail.ru