

## СТЫКОВКА С ОБЪЕКТОМ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА ПРИ ПОМОЩИ РАЗВОРАЧИВАЕМОЙ УПРУГОЙ БАЛКИ-ЛЕНТЫ

Асланов В.С.\* , Юдинцев В.В.\*\*

Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева,  
Московское шоссе, 34, Самара, 443086, Россия

\* e-mail: aslanov\_vs@mail.ru

\*\* e-mail: yudintsev@gmail.com

Рассматривается задача стыковки космического буксира с вращающимся неуправляемым объектом космического мусора типа «орбитальная» ступень с использованием известного устройства стыковки типа «штанга—конус». В качестве стыковочного порта — конуса используется сопло орбитальной ступени. Предлагаемый способ позволяет выполнять стыковку с вращающимися объектами космического мусора. Для снижения ударных нагрузок, возникающих при стыковке, предлагается использовать в качестве штанги разворачиваемую гибкую балку (ленту) большого удлинения, устанавливаемую на космический буксир. В статье представлена модель процесса стыковки буксира с космическим мусором, в которой упругая штанга заменяется системой твёрдых тел, связанных шарнирами с упругими элементами, имитирующими её изгибную жёсткость. Приведены результаты моделирования процесса стыковки для нескольких сочетаний длины и изгибной жёсткости штанги. Результаты моделирования показывают преимущества предложенной схемы, заключающиеся в увеличении вероятности успешной стыковки и снижения ударных нагрузок, действующих на космический буксир в процессе стыковки.

*Ключевые слова:* космический мусор, космический буксир, механизм «штанга—конус», упругая балка-лента.

### Введение

Большое количество исследований последних 10 лет направлены на разработку способов активной очистки околоземных орбит от крупных объектов космического мусора, таких, как отработавшие ступени ракет и вышедшие из строя космические аппараты [1—7]. Эти крупные объекты являются потенциальными источниками более мелкого, но не менее опасного космического мусора, который может образоваться в результате их разрушения [8].

Большинство предлагаемых схем увода объектов космического мусора предполагают использование космических буксиров для транспортировки объектов на орбиту захоронения или к границе атмосферы Земли. Наиболее сложный этап увода пассивного неуправляемого объекта с орбиты — это его захват. Выбор способа захвата определяется типом космического мусора и его угловым движением. Например, орбитальные ступени часто специально закручиваются вокруг поперечных осей при помощи реактивных сопел, для гарантии их нестолкновения с отделившейся полезной нагрузкой. Это усложняет захват объектов такого типа космическим буксиром для увода с орбиты. Для захвата

могут быть использованы нежёсткие способы, например при помощи сети или гарпуна на тросовой связи с космическим буксиром [9–12]. Одним из перспективных способов захвата является использование известного устройства типа «штанга—конус» [13–15], применяемого для стыковки космических кораблей типа «Прогресс» или «Союз» с МКС. Штанга устанавливается на космическом буксире или автономном стыковочном модуле [16, 17], а сопло отработавшей ступени (космического мусора) используется как стыковочный порт — конус [18, 19] (рис. 1).

Стыковка с вращающимся объектом космического мусора с использованием устройства «штанга—конус», может приводить к значительным ударным

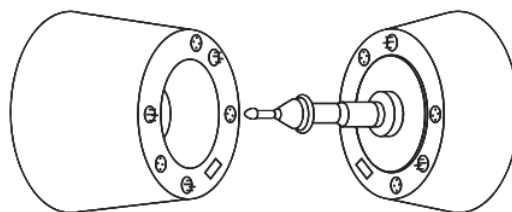


Рис. 1. Схема стыковки штанга-конус [20]

нагрузкам на этапе контакта штанги с соплом [17, 21, 22]. Это потребует усиления конструкции стыковочного устройства и усложнения системы управления движением буксира, с учетом предполагаемого действия на него больших возмущающих сил. Для снижения ударных нагрузок предлагается использовать для стыковки упругую разворачиваемую штангу большого удлинения. Кроме снижения ударных нагрузок, стыковка с использованием штанги большого удлинения более безопасна для буксира, так как между конструкцией вращающегося космического мусора и критичными элементами конструкции буксира в процессе стыковки поддерживается большее расстояние в сравнении с классической схемой стыковки с использованием устройства «штанга—конус». На рис. 2 показана предлагаемая схема стыковки, где 1 — космический буксир (отработавшая орбитальная ступень), 2 — объект космического мусора, 3 — упругая штанга (лента), 4 — сопло.

**1. Стыковка с использованием разворачиваемой упругой штанги**

**1.1. Описание процесса стыковки**

Процесс стыковки с объектом космического мусора может быть разделён на пять этапов. На первом этапе космический буксир 1 приближается к космическому мусору 2 (на рисунке показана отработавшая орбитальная ступень) и разворачивает упругую штангу 3 (рис. 2,а). На втором этапе штанга касается сопла и скользит по его поверхности (рис. 2,б). Первый контакт штанги с соплом происходит при относительной скорости несколько метров в секунду. На третьем этапе штанга пересекает критическое сечение сопла 5, после чего срабатывает механизм фиксации штанги внутри сопла, препятствующий её выходу (рис. 2,в). На четвёртом этапе космический буксир стягивает образовавшуюся связку (рис. 2,г). На пятом этапе устанавливается жёсткая связь между буксиром и целью для дальнейшего свода всей связки с орбиты (рис. 2,д).

В настоящей статье рассматривается второй этап — этап стыковки после разворачивания штанги и до момента начала стягивания связки.

**1.2. Модель стыковки**

При построении модели стыковки предполагается, что процесс стыковки является кратковременным, поэтому движение космического буксира и объекта космического мусора рассматривается в безгравитационном поле. Рассматривается плоское движение системы. Схема системы представлена на

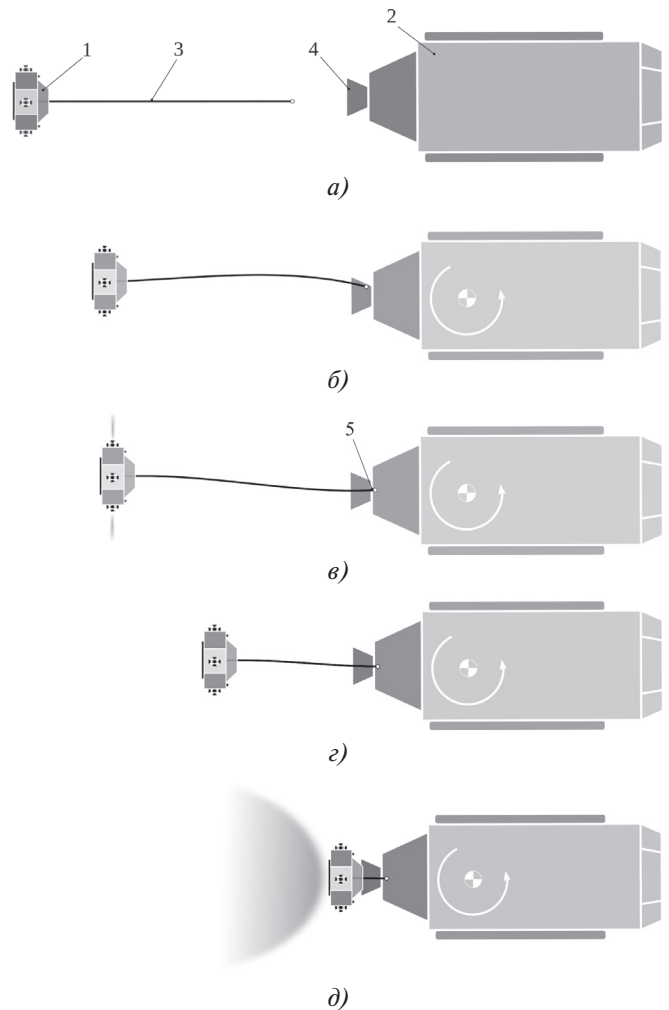


Рис. 2. Этапы захвата объекта космического мусора: а — сближение и развёртывание штанги; б — контакт с поверхностью сопла; в — фиксация штанги; г — стягивание связки; д — увод связки с орбиты

рис. 3. Космический буксир и космический мусор рассматриваются как твёрдые тела постоянного состава с массой и моментом инерции  $m_1, J_1$  и  $m_2, J_2$  соответственно.

На рис. 3:  $C_1$  — центр масс космического буксира;  $C_2$  — центр масс объекта космического мусора; с буксиром связана центральная система координат  $C_1x_1y_1$ , относительно которой задано положение точки А — точки крепления стыковочной штанги  $\rho_A$ . Положение сопла орбитальной ступени задано относительно центральной системы координат  $C_2x_2y_2$ , связанной со ступенью. В рассматриваемой плоской задаче поверхность сопла моделируется прямой, направленной под углом  $\gamma$  к продольной оси орбитальной ступени и пересекающей её в точке В. Расстояние от центра масс ступени до

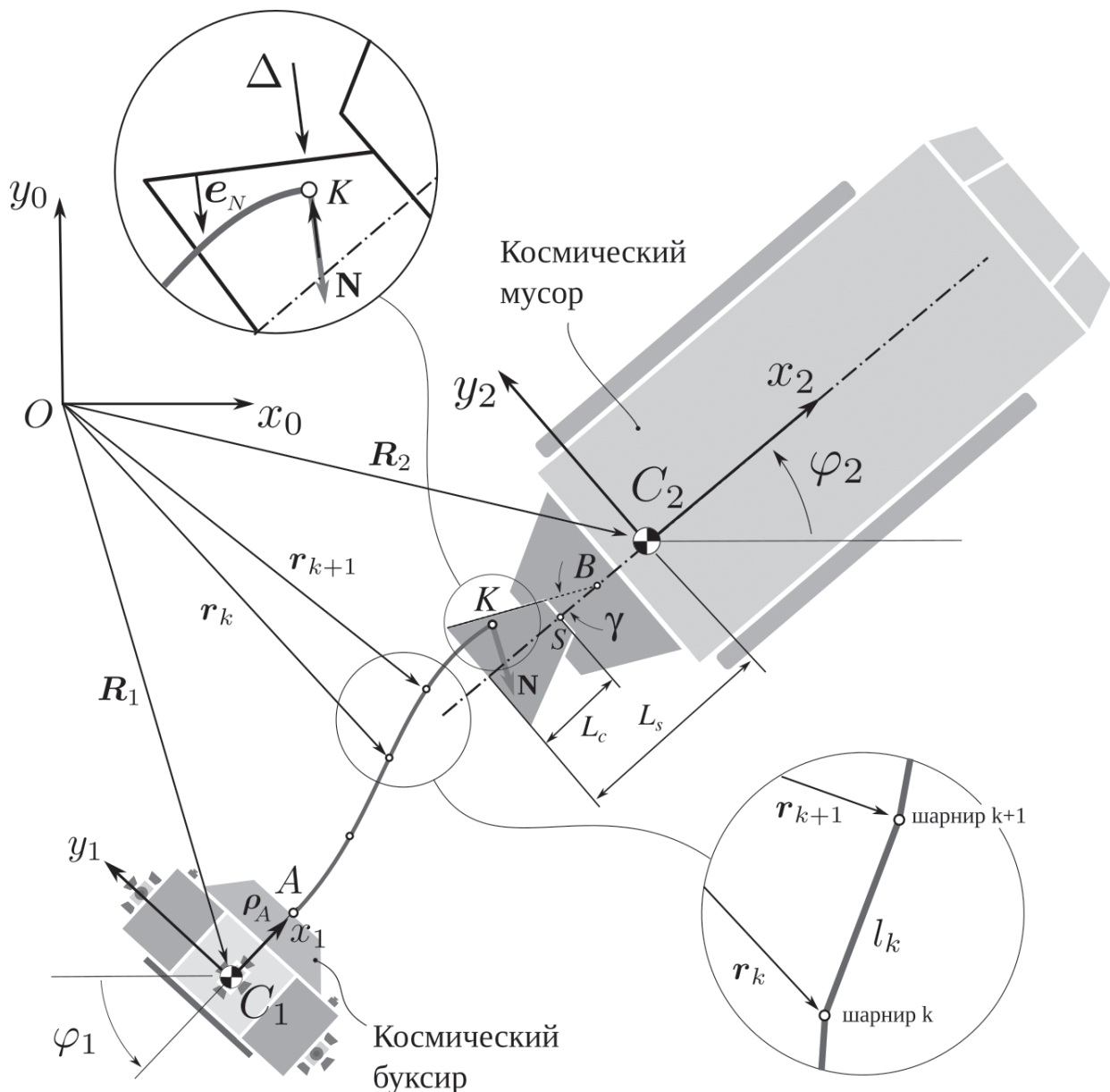


Рис. 3. Модель стыковки

среза сопла  $L_s$ , расстояние от среза сопла до критического сечения сопла  $L_c$ .

Упругая штанга считается однородной с постоянным распределением массы и жёсткости по длине. Штанга представляется в виде системы твёрдых тел — стержней, соединённых упругими элементами [23], жёсткость которых определяется выражением

$$c_k = \frac{EJ}{l_k}, \tag{1}$$

где  $c_k$  — жёсткость  $k$ -го элемента;  $EJ$  — изгибная жёсткость штанги;  $l_k$  — длина жёсткого стержня (рис. 4).

Контактное взаимодействие штанги с поверхностью сопла моделируется силой  $N$ , зависящей от

деформации поверхности сопла в точке контакта, т.е. используется модель Кельвина—Фойхта [24, 25]. Контактная сила определяется выражением

$$N = \begin{cases} 0, & \Delta > 0; \\ -e_N N(\Delta, \dot{\Delta}), & \Delta \leq 0, \end{cases} \tag{2}$$

где  $e_N$  — единичный вектор нормали к поверхности сопла;  $N(\Delta, \dot{\Delta})$  — контактная сила, зависящая от деформации  $\Delta$  в точке контакта и скорости деформации  $\dot{\Delta}$  (см. рис. 3):

$$N(\Delta, \dot{\Delta}) = c_N \Delta^p + k_N \dot{\Delta}, \tag{3}$$

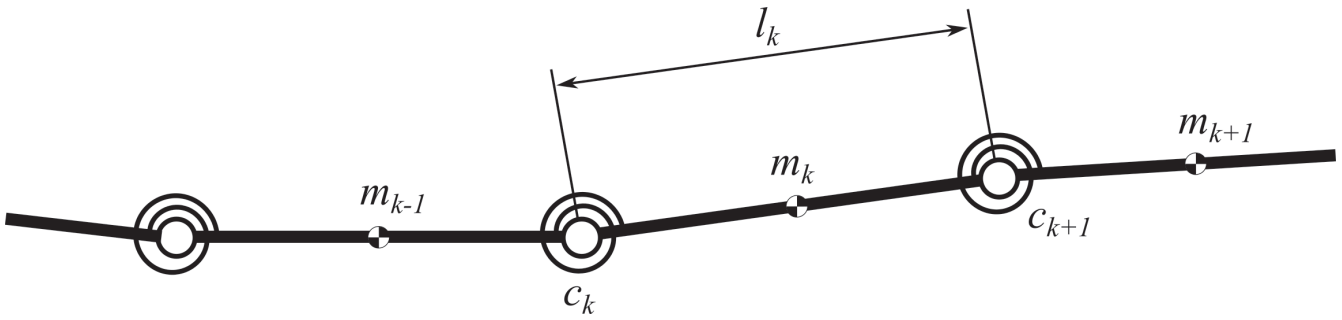


Рис. 4. Модель штанги

где  $c_N$  и  $k_N$  — коэффициенты жёсткости и демпфирования контактного взаимодействия.

Контактное взаимодействие штанги и поверхности сопла представлялось в виде взаимодействия шара радиуса  $R$  (радиус кончика штанги) с упругим полупространством [24, 25]. В этом случае сила контакта пропорциональна степени  $p = 3/2$  деформации  $\Delta$ , а жёсткость контакта  $c_N$  определяется следующим образом:

$$c_N = \frac{4}{3} E^* \sqrt{R}, \tag{4}$$

где

$$\frac{1}{E^*} = \frac{1-\nu_1}{E_1} + \frac{1-\nu_2}{E_2}; \tag{5}$$

$E_1, E_2$  — модули Юнга материала поверхности сопла и штанги;  $\nu_1, \nu_2$  — коэффициенты Пуассона соответствующих материалов.

Модель механической системы построена в системе MSC.ADAMS, которая имеет возможность

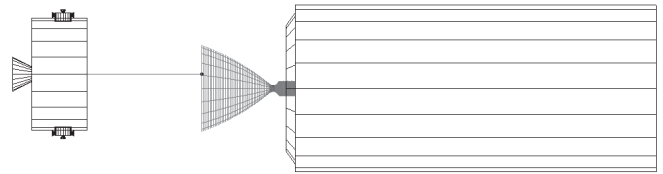


Рис. 5. Общий вид модели в MSC.ADAMS

моделирования нелинейных упругих систем методом систем твёрдых тел [23]. Общий вид модели в MSC.ADAMS показан на рис. 5.

## 2. Численное моделирование

### 2.1 Параметры системы и начальные условия

Рассматривается стыковка космического буксира с объектом космического мусора для трёх типов штанг, различающихся длиной и изгибной жёсткостью: жёсткая штанга длиной 4 м ( $l = 4m, EJ = 1,6 \cdot 10^7 \text{ Н}\cdot\text{м}^2$ ); штанга средней жёсткости длиной 6 м ( $l = 6m, EJ = 2,0 \cdot 10^6 \text{ Н}\cdot\text{м}^2$ ) и штанга малой жёсткости длиной 8 м ( $l = 8m, EJ = 2,5 \cdot 10^4 \text{ Н}\cdot\text{м}^2$ ). Штанга представлена системой 10 твёрдых тел. Параметры космического буксира и объекта космического мусора представлены в табл. 1.

Таблица 1

Параметры системы

Параметр	Значение
Масса буксира, кг	200
Масса космического мусора, кг	2000
Поперечный момент инерции космического буксира $J_1$ , кг·м <sup>2</sup>	100
Поперечный момент инерции объекта космического мусора $J_2$ , кг·м <sup>2</sup>	5000
Начальная угловая скорость объекта космического мусора $\omega_0$ , °/с	15
Радиус контактной поверхности штанги $R$ , м	0,1
Модуль упругости материала контактной поверхности штанги и сопла $E_1 = E_2$ , ГПа	200
Жёсткость контактного взаимодействия штанги и сопла $c_N$ , ГН/м <sup>3/2</sup>	45,8
Координаты точки крепления штанги А в системе координат $C_1x_1y_1$ , м	[1; 0]
Угол сопла $\gamma$ , градусы	20
Расстояние от центра масс ступени до среза сопла $L_s$ , м	5
Расстояние от среза сопла до критического сечения $L_c$ , м	2,5

Процесс моделирования начинается с момента прохождения штангой плоскости среза сопла. Продольные оси буксира и штанги в начальный момент времени параллельны продольной оси объекта космического мусора. Объект космического мусора вращается вокруг поперечной оси с угловой скоростью  $\omega_0 = 15^\circ/\text{с}$ .

Рассмотрено девять расчётных случаев — девять сочетаний начальной скорости сближения космического буксира с космическим мусором  $V_0$  и начального положения штанги по отношению к продольной оси сопла  $y_0$  (рис. 6). Рассмотренные расчётные случаи представлены в табл. 2.

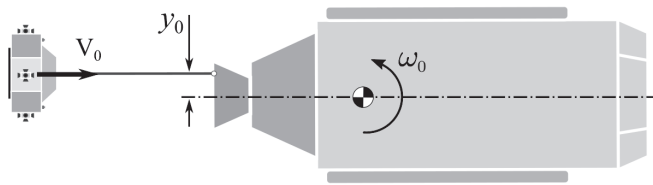


Рис. 6. Начальные условия

### 2.2 Результаты

В табл. 3 представлены результаты проведённых расчётов для девяти расчётных случаев.

Для трёх значений начальной скорости сближения буксира и космического мусора и трёх значений начального смещения штанги относительно

Таблица 2

Девять сочетаний параметров  $V_0$  и  $y_0$

Расчётный случай	$V_0$ , м/с	$y_0$ , м
1	2	0,0
2	2	0,5
3	2	1,0
4	3	0,0
5	3	0,5
6	3	1,0
7	4	0,0
8	4	0,5
9	4	1,0

продольной оси сопла приведены максимальная по модулю сила реакции в точке крепления штанги

$|R_A|^{\max}$  (точка *A* на рис. 3) и максимальная угловая

скорость буксира в процессе стыковки  $\omega^{\max}$ .

Эти параметры позволяют оценить уровень возмущающего воздействия сил, возникающих при стыковке, на движение космического буксира. В табл. 3 также приведён признак успешности стыковки, обозначенный словом «Захват». Знак «+» в строке «Захват» соответствует успешной стыковке, т.е. про-

Таблица 3

Результаты расчётов

Расчетный случай	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$V_0$ , м/с	2			3			4		
$y_0$ , м	0,0	0,5	1,0	0,0	0,5	1,0	0,0	0,5	1,0
Жесткая штанга длиной 4 м ( $EJ_1/l_1 = 4000 \text{ кН}\cdot\text{м}$ )									
«Захват»	–	–	–	+	–	–	+	–	–
$ R_A ^{\max}$ , кН	158	190	108	257	275	278	374	332	379
$\omega^{\max}$ , °/с	66	100	42	86	116	129	140	117	151
Штанга средней жёсткости длиной 6 м ( $EJ_2/l_2 = 333 \text{ кН}\cdot\text{м}$ )									
«Захват»	–	–	–	+	+	–	+	+	+
$ R_A ^{\max}$ , кН	102	143	131	134	152	158	67	191	221
$\omega^{\max}$ , °/с	68	87	77	74	75	79	73	91	119
Штанга малой жёсткости длиной 8 м ( $EJ_3/l_3 = 3 \text{ кН}\cdot\text{м}$ )									
«Захват»	+	+	–	+	+	+	+	+	+
$ R_A ^{\max}$ , кН	39	31	30	13	18	56	18	16	26
$\omega^{\max}$ , °/с	22	27	77	29	31	33	20	38	38

хождению штангой критического сечения сопла и срабатыванию механизма фиксации штанги, знак «—» соответствует неудачной стыковке, при которой штанга не достигла критического сечения сопла.

Максимальная сила реакции, возникающая в точке крепления жёсткой и короткой штанги, достигает 379 кН. Реакция в точке крепления штанги ожидаемо увеличивается с увеличением относительной скорости стыковки  $V_0$ . В семи из девяти расчётных случаев стыковка оказывается неудачной, штанга не достигает критического сечения сопла. В двух случаях, когда в начальный момент времени продольные ось буксира и объекта космического мусора совпадают, стыковка оказывается успешной. Скорость сближения при этом должна быть более 2 м/с.

Уменьшение жёсткости штанги и увеличение её длины до шести метров приводит к почти двукрат-

ному уменьшению силы реакции, однако и в этом случае успешная стыковка возможна при относительной скорости более 2 м/с. Угловая скорость буксира после стыковки может достигать 100 °/с.

Стыковка с использованием штанги длиной 8 м малой жёсткости успешна в 8 из 9 случаев: стыковка возможна при скорости 2 м/с, при этом максимальная сила реакции не превышает 56 кН.

На рис. 7 показана зависимость максимальной силы реакции от начальной скорости сближения буксира с космическим мусором  $V_0$  и жёсткости штанги  $EJ/l$ . На рис. 8 показана зависимость максимальной угловой скорости буксира в зависимости от тех же параметров. Графики иллюстрируют значительное уменьшение максимальной силы реакции и максимальной угловой скорости буксира с уменьшением изгибной жёсткости стыковочной штанги.

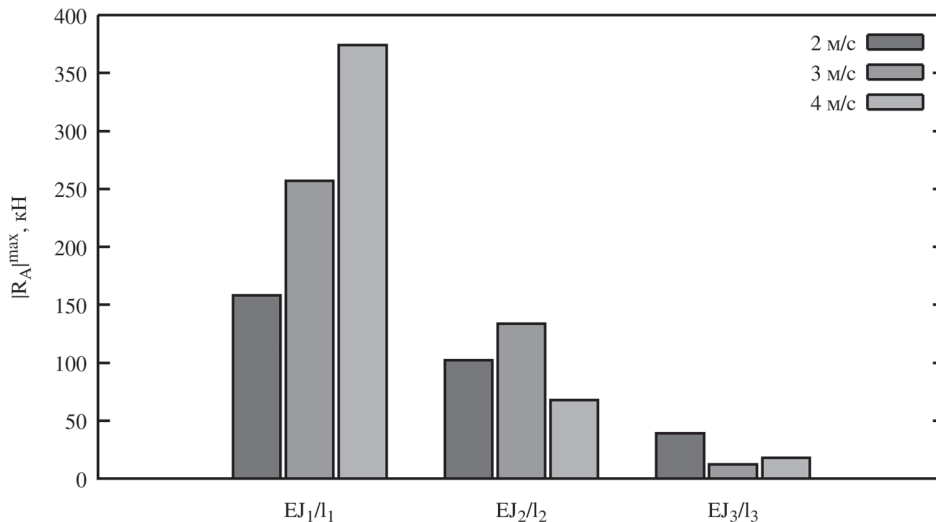


Рис. 7. Зависимость максимальной реакции от начальной скорости сближения с целью и жёсткости штанги

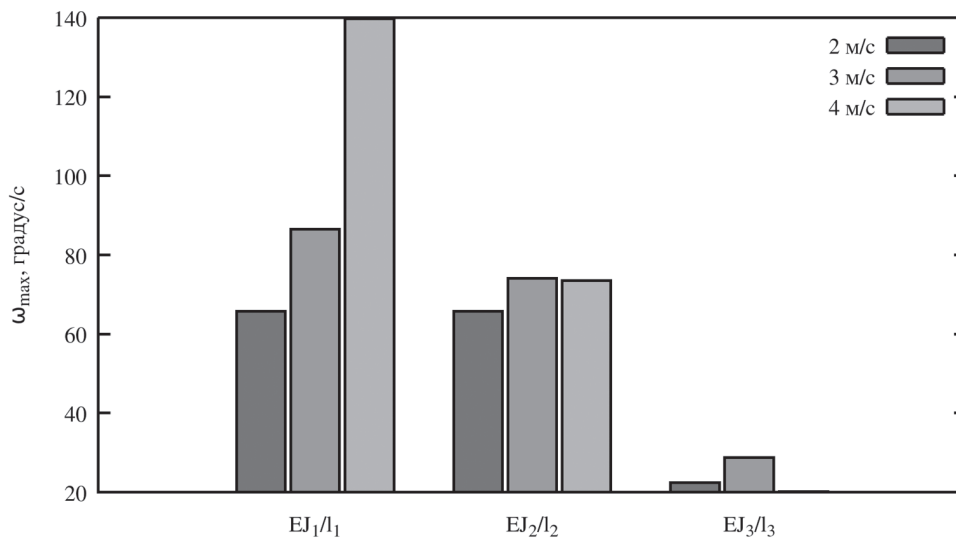


Рис. 8. Зависимость максимальной угловой скорости буксира от начальной скорости сближения с целью и жёсткости штанги

**Выводы**

Результаты моделирования процесса стыковки с использованием упругой штанги показывают преимущество предлагаемого способа в сравнении с классической схемой стыковки с использованием устройства «штанга—конус» с жёсткой штангой. Упругая штанга позволит использовать большие скорости сближения с неуправляемыми вращающимися объектами космического мусора для увеличения вероятности успешной стыковки, при этом упругие свойства штанги позволят уменьшить воздействие возмущающих сил на космический буксир при контакте штанги с поверхностью стыковочного порта (сопла).

Дальнейшие исследования будут направлены на разработку универсальной математической модели, основанной на методе конечных элементов, подходящей для описания процесса стыковки и этапа втягивания штанги для решения задачи стабилизации относительных поперечных и крутильных колебаний буксира и космического мусора с уменьшением длины штанги.

*Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (РФФИ), проект №17-41-630274-регион.*

**Библиографический список**

1. *Bonnal C., Ruault J.M., Desjean M.C.* Active debris removal: Recent progress and current trends // *Acta Astronautica*. 2013. Vol. 85, pp. 51-60. DOI: 10.1016/j.actaastro.2012.11.009
2. *Aslanov V.S., Yuditsev V.V.* Dynamics, analytical solutions and choice of parameters for towed space debris with flexible appendages // *Advances in Space Research*. 2015. Vol. 55. No 2, pp. 660-667. DOI: 10.1016/j.asr.2014.10.034
3. *Benvenuto R., Lavagna M.R.* Flexible capture devices for medium to large debris active removal: simulation results to drive experiments // *12th Symposium on Advanced Space Technologies in Automation and Robotics*, 2013.
4. *Botta E.M., Sharf I., Teichmann M., Misra A.K., Teichmann M.* On the simulation of tether-nets for space debris capture with Vortex Dynamics // *Acta Astronautica*. 2016. Vol. 123, pp. 91-102. DOI: 10.1016/j.actaastro.2016.02.012
5. *Botta E.M., Sharf I., Misra A.K.* Contact dynamics modeling and simulation of tether nets for space-debris capture // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2016. Vol. 40. No 1, pp. 110-123. DOI: 10.2514/1.G000677
6. *Baranov A.A., Grishko D.A., Chernov N.V.* Flyby of large-size space debris objects situated at leo with their successive de-orbiting // *Science. Education. Bauman MSTU*. 2016. Vol. 16. No 4, pp. 48-64. DOI: 10.7463/0416.0838417
7. *Олейников И.И., Павлов В.П., Ковалёва М.В.* Методы выявления и оценки параметров опасных ситуаций при обеспечении безопасности полета космических аппаратов в околоземном космическом пространстве // *Вестник Московского авиационного института*. 2012. Т. 19. № 5. С. 32-37.
8. *Усовик И.В., Дарных В.В., Малышев В.В.* Методика оценки эволюции техногенного засорения низких околоземных орбит с учётом взаимных столкновений и активного удаления космического мусора // *Вестник Московского авиационного института*. 2015. Т. 22. № 3. С. 54-62.
9. *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: 10.1016/j.actaastro.2015.01.014
10. *Zhai G., Qiu Y., Liang B, Li C.* On-orbit capture with flexible tether-net system // *Acta Astronautica*. 2009. Vol. 65. No 5-6, pp. 613-623. DOI: 10.1016/j.actaastro.2009.03.011
11. *Lavagna M., Armellini R., Bombelli A., Benvenuto R.* Debris removal mechanism based on tethered nets // *International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space (iSAIRAS 2012)*, Torino, Italy, 2012-09-04 — 2012-09-06, 6 p. URL: <https://eprints.soton.ac.uk/id/eprint/360808>
12. *Асланов В.С., Алексеев А.В., Ледков А.С.* Определение параметров оснащенной гарпуном тросовой системы для буксировки космического мусора // *Труды МАИ*. 2016. № 90. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=74644>
13. *Сыромятников В.С.* Стыковочные устройства космических аппаратов. — М.: Машиностроение, 1984. — 216 с.
14. *Fehse W.* Automated Rendezvous and Docking of Spacecraft. — Cambridge University Press. 2003. — 516 p. DOI: 10.1017/CBO9780511543388
15. *Яскевич А.В.* Математические модели гистерезиса, описывающие деформации механизмов для стыковки космических аппаратов // *Труды МАИ*. 2015. № 83. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=62062>
16. *Trushlyakov V., Yuditsev V.* Systems engineering design and optimization of an active debris removal mission of a spent rocket body using piggyback autonomous module // *3rd IAA Conference on Dynamics and Control of Space Systems — «DyCoSS 2017»*, 30 May — 1 June 2017, Moscow, 2017, pp. 667-681.
17. *Lagno O., Lipatnikova T., Makarov Y., Mironova T., Shatrov Y., Trushlyakov V., Yuditsev V.* Parameters design of autonomous docking module and the choice of suitable target and primary payload for ADR // *7th European Conference on Space Debris ESOC*, 18-21 April 2017. Darmstadt, Germany, 2017.
18. *Warren A.P., Lauderdale W.R.* Method and apparatus for securing to a spacecraft. Patent US3508723A, 26.12.1967.
19. *Moody C.K., Probe A.B., Masher A., Woodbury T., Saman M., Davis J., Hurtado J.E.* Laboratory Experiments for

- Orbital Debris Removal // AAS Guidance, Navigation, and Control Conference. Breckenridge, CO, 2016, 12 p.
20. Portree D.S.F. Mir Hardware Heritage. Part 1 — Soyuz, 2014. URL: [https://en.wikisource.org/wiki/Mir\\_Hardware\\_Heritage/Part\\_1\\_-\\_Soyuz](https://en.wikisource.org/wiki/Mir_Hardware_Heritage/Part_1_-_Soyuz)
  21. Zhang X., Huang Y., Chen X. Contact analysis of flexible beam during space docking process // Advances in Engineering Software. 2013. Vol. 64, pp. 38-46. DOI: 10.1016/j.advengsoft.2013.05.010
  22. Xiang Z., Yiyong H., Xiaoqian C., Wei H. Modeling of a space flexible probe-cone docking system based on the Kane method // Chinese Journal of Aeronautics. 2014. Vol. 27. № 2, pp. 248-258. DOI: 10.1016/j.cja.2014.02.020
  23. Дмитроченко О.Н., Михайлов Н.Н., Погорелов Д.Ю. Моделирование геометрически нелинейных упругих стержневых систем твёрдотельными конечными элементами // Динамика и прочность транспортных машин: Сб. науч. трудов / Под ред. В.И. Сакало. Брянск: Изд-во БГТУ, 1998. С. 33-39.
  24. Пановко Я.Г. Введение в теорию механического удара. — М.: Наука, 1977. — 224 с.
  25. Гольдсмит В. Удар. Теоретические и физические свойства соударяемых тел: Монография. — М.: Издательство литературы по строительству, 1965. — 448 p.

## DOCKING WITH SPACE DEBRIS EMPLOYING THE UNFOLDING FLEXIBLE BEAM-STRAP

Aslanov V.S.\* , Yudintsev V.V.\*\*

*Samara National Research University named after academician S.P. Korolev,  
34, Moscovskoe shosse, Samara, 443086, Russia*

\* e-mail: [aslanov\\_vs@mail.ru](mailto:aslanov_vs@mail.ru)

\*\* e-mail: [yudintsev@gmail.com](mailto:yudintsev@gmail.com)

### Abstract

For risk reduction of the uncontrolled growth of space debris number at the near Earth orbits, it is necessary to remove the most dangerous objects, such as the worked-out orbital stages of rocket carriers and non-operating spacecraft, which may be the sources of space debris. The most complicated stage of passive uncontrolled object's removal from an orbit is its capturing. Selection of capturing technique is determined by the type of space debris and its angular motion. For example, very often the orbital stages are being purposely spin-up around their transverse axis by jet nozzles to guarantee avoiding collision with the detached payload. It complicates capturing the object of such type by the space tug to remove them from the orbit. While employing manipulators or classical mechanisms of a beam-cone type for capturing, when the engine nozzle of a rocket carrier plays the role of the cone, significant overloads may occur in capturing units.

The presented article proposes employ for docking the expanded beam (strip) with aspect ratio. As in the classical docking technique, the nozzle of an orbital stage is being employed. The docking scheme being suggested allows reduce impact forces occurring while docking with rotating objects.

The docking assembly model was developed to study the effectiveness of the suggested scheme. The flexible beam was modeled by the system of solid bodies (beams)

connected by cylindrical hinges. To imitate the bending stiffness a torsional spring was being installed in every hinge. The system model was developed using MSC.ADAMS CAE software. The system model was developed in MSC.ADAMS CAE software.

The process of docking with rotating orbital stage, using the three beams variants of large, medium and low stiffness, was analyzed through the developed model. While docking process, the reaction force value in the hinge, connecting the beam with the space tug hull, maximum tug angular velocity and the success of entire docking operation were controlled. The results of modeling confirmed the impact loads reduction while docking with reduction of the beam bending stiffness. The flexible beam will allow employ greater closing-in velocities with uncontrolled rotating objects of space debris to increase the successful docking probability. The beam elastic properties herewith allow reduce the effect of disturbance forces on the space tug while the beam contact with the docking surface of a docking port (nozzle).

**Keywords:** space debris, space tug, docking, probe-cone mechanism, flexible beam-tape.

### References

1. Bonnal C., Ruault J.M., Desjean M.C. Active debris removal: Recent progress and current trends. *Acta Astronautica*, 2013, vol. 85, pp. 51-60. DOI: 10.1016/j.actaastro.2012.11.009



2. Aslanov V.S., Yudinsev V.V. Dynamics, analytical solutions and choice of parameters for towed space debris with flexible appendages. *Advances in Space Research*, 2015, vol. 55, no. 2, pp. 660–667. DOI: 10.1016/j.asr.2014.10.034
3. Benvenuto R., Lavagna M.R. Flexible capture devices for medium to large debris active removal: simulations results to drive experiments. *12th Symposium on Advanced Space Technologies in Automation and Robotics*, 2013.
4. Botta E.M., Sharf I., Teichmann M., Misra A.K., Teichmann M. On the simulation of tether-nets for space debris capture with Vortex Dynamics. *Acta Astronautica*, 2016, vol. 123, pp. 91–102. DOI: 10.1016/j.actaastro.2016.02.012
5. Botta E.M., Sharf I., Misra A.K. Contact dynamics modeling and simulation of tether nets for space-debris capture. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2016, vol. 40, no. 1, pp. 110–123. DOI: 10.2514/1.G000677
6. Baranov A.A., Grishko D.A., Chernov N.V. Flyby of large-size space debris objects situated at leo with their successive de-orbiting. *Science. Education. Bauman MSTU*, 2016, vol. 16, no. 4, pp. 48–64. DOI: 10.7463/0416.0838417
7. Oleinikov I.I., Pavlov V.P., Kovaleva M.V. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2012, vol. 19, no. 5, pp. 32–37.
8. Usovik I.V., Darnopykh V.V., Malyshev V.V. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2015, vol. 22, no. 3, pp. 54–62.
9. 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: 10.1016/j.actaastro.2015.01.014
10. Zhai G., Qiu Y., Liang B, Li C. On-orbit capture with flexible tether–net system. *Acta Astronautica*, 2009, vol. 65, no. 5–6, pp. 613–623. DOI: 10.1016/j.actaastro.2009.03.011
11. Lavagna M., Armellin R., Bombelli A., Benvenuto R. Debris removal mechanism based on tethered nets. *International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space (iSAIRAS 2012), Torino, Italy, 04.09–06.09.2012*, 6 p. URL: <https://eprints.soton.ac.uk/id/eprint/360808>
12. Aslanov V.S., Alekseev A.V., Ledkov A.S. *Trudy MAI*, 2016, no. 90, available at: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=74644>
13. Syromyatnikov V.S. *Stykovochnye ustroystva kosmicheskikh apparatov* (Spacecraft docking devices), Moscow, Mashinostroenie, 1984, 216 p.
14. Fehse W. *Automated Rendezvous and Docking of Spacecraft*. Cambridge University Press, 2003, 516 p. DOI: 10.1017/CBO9780511543388
15. Yaskevich A.V. *Trudy MAI*, 2015, no 83, available at: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=62062>
16. Trushlyakov V., Yudinsev V. Systems engineering design and optimization of an active debris removal mission of a spent rocket body using piggyback autonomous module. *3rd IAA Conference on Dynamics and Control of Space Systems – “DyCoSS 2017”*, 30 May – 1 June 2017, Moscow, 2017, pp. 667–681.
17. Lagno O., Lipatnikova T., Makarov Y., Mironova T., Shatrov Y., Trushlyakov V., Yudinsev V. Parameters design of autonomous docking module and the choice of suitable target and primary payload for ADR. *7th European Conference on Space Debris ESOC, 18-21 April 2017*. Darmstadt, Germany, 2017.
18. Warren A.P., Lauderdale W.R. Method and apparatus for securing to a spacecraft. *Patent US3508723A*, 26.12.1967.
19. Moody C.K., Probe A.B., Masher A., Woodbury T., Saman M., Davis J., Hurtado J.E. Laboratory Experiments for Orbital Debris Removal. *AAS Guidance, Navigation, and Control Conference*. Breckenridge, CO, 2016, 12 p.
20. Portree D.S.F. *Mir Hardware Heritage*. Part 1 – Soyuz, 2014, available at: [https://en.wikisource.org/wiki/Mir\\_Hardware\\_Heritage/Part\\_1\\_-\\_Soyuz](https://en.wikisource.org/wiki/Mir_Hardware_Heritage/Part_1_-_Soyuz)
21. Zhang X., Huang Y., Chen X. Contact analysis of flexible beam during space docking process. *Advances in Engineering Software*. 2013, vol. 64, pp. 38–46. DOI: 10.1016/j.advensoft.2013.05.010
22. Xiang Z., Yiyong H., Xiaoqian C., Wei H. Modeling of a space flexible probe–cone docking system based on the Kane method. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2014, vol. 27, no 2, pp. 248–258. DOI: 10.1016/j.cja.2014.02.020
23. Dmitrochenko O.N., Mikhailov N.N., Pogorelov D.Yu. *Dinamika i prochnost' transportnykh mashin. Sbornik statei*, Bryansk, BGTU, 1998, pp. 33–39.
24. Panovko Ya.G. *Vvedenie v teoriyu mekhanicheskogo udara* (Introduction to mechanical shock theory), Moscow, Nauka, 1977, 224 p.
25. Gol'dsmit V. *Udar. Teoreticheskie i fizicheskie svoystva soudaryaemykh tel* (Theoretical and physical properties of collided bodies), Moscow, Izdatel'stvo literatury po stroitel'stvu, 1965, 448 p.