

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ УПРАВЛЕНИЯ РАЗВЕРТЫВАНИЕМ ОРБИТАЛЬНОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ С ОГРАНИЧЕНИЯМИ НА СКОРОСТЬ ВЫПУСКА ТРОСА

© 2016 С. А. Ишков, Г. А. Филиппов, Сюй Сяое

Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

В статье рассматривается задача моделирования работы стенда, предназначенного для отработки развёртывания орбитальной тросовой системы. При развёртывании используется программа управления силой натяжения троса, учитывающая ограничение на скорость его выпуска. Для программы управления развёртыванием орбитальной тросовой системы с ограничением скорости выпуска троса решается параметрическая краевая задача. Составлена кинематическая схема стенда, состоящего из двигателя, имитирующего притяжение Земли, и механизма выпуска троса. На основе кинематической схемы стенда составлена динамическая схема стенда с добавлением обратных связей по каналам управления скоростью выпуска троса, длиной троса и по каналу управления силой натяжения троса. Реализован принцип управления по отклонению: управление осуществляется по отклонению действительного значения рассматриваемого параметра от его программного значения. В качестве регулируемой величины при оптимизации переходных процессов используется коэффициент усиления величины отклонения регулируемых величин от их программных значений. Проведённое численное моделирование работы стенда, выполненное в среде MapleSim 7, показало приемлемое качество переходного процесса регулирования скорости выпуска троса и силы его натяжения.

Орбитальная тросовая система, сила натяжения троса, скорость выпуска троса, переходный процесс, моделирование, стенд.

Введение

Существует широкий спектр задач, которые можно решить с использованием орбитальных тросовых систем (ОТС). Одна из таких задач – доставка полезного груза на Землю без применения реактивной тяги.

В статье рассматривается ОТС, состоящая из двух космических аппаратов – базового космического аппарата (БКА) и спускаемой капсулы (СК), которые соединены тросом (рис. 1).

Развёртывание ОТС происходит в три этапа. На первом этапе происходит отделение СК от БКА и её отведение на безопасное расстояние. Происходит выпуск троса на некоторую длину и при

этом возникает разница в гравитационных ускорениях, действующих на БКА и СК.

Затем начинается второй (основной) этап развёртывания ОТС. Происходит выпуск троса на его полную длину, а СК отклоняется от линии местной вертикали на максимальный угол. В момент времени, соответствующий выпуску троса на его полную длину, происходит «зависание» СК, после чего начинается третий этап развёртывания ОТС. СК совершает свободное маятниковое движение на тросе в сторону линии местной вертикали против орбитальной скорости БКА. В момент прохождения линии местной вертикали трос отрезается, СК получает «тормозной импульс» и переходит на эллиптическую орбиту, перигей которой находится на высоте менее 120 км.

Цитирование: Ишков С.А., Филиппов Г.А., Сюй Сяое. Моделирование процессов управления развёртыванием орбитальной тросовой системы с ограничениями на скорость выпуска троса // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2016. Т. 15, № 1. С. 64-72. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-1-64-72

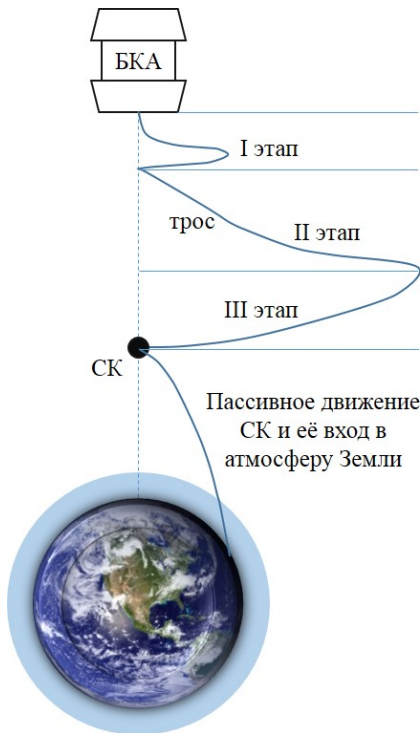


Рис. 1. Процесс развёртывания ОТС в три этапа

Второй этап является наиболее сложным, и необходимо проведение теоретических и экспериментальных исследований динамики развёртывания троса. Для выполнения экспериментальных исследований в лаборатории космических тросовых систем СГАУ проектируется стенд, предназначенный для отработки процесса развёртывания ОТС.

Математическая модель развёртывания ОТС

Предлагается использовать следующую математическую модель развёртывания ОТС [1]:

$$\begin{aligned}
 \dot{\theta} &= V_{\theta}, \\
 \dot{V}_{\theta} &= -\frac{2 \cdot (V_{\theta} + \omega) \cdot V_r}{r} - \frac{3 \cdot \omega^2 \cdot \sin \theta \cdot \cos \theta}{1 + e \cdot \cos \vartheta} - \dot{\omega}, \\
 \dot{r} &= V_r, \\
 \dot{V}_r &= r \cdot \left[(V_{\theta} + \omega)^2 + \frac{\omega^2 \cdot (3 \cdot \cos^2 \theta - 1)}{1 + e \cdot \cos \vartheta} \right] - \frac{T}{m_A}, \\
 \dot{\vartheta} &= \mu^{1/2} p^{-3/2} (1 + e \cdot \cos \vartheta)^2, \\
 \dot{\omega} &= -2 \cdot \omega^2 \frac{e \cdot \sin \vartheta}{1 + e \cdot \cos \vartheta}.
 \end{aligned} \tag{1}$$

Здесь θ – угол разворота СК в плоскости орбиты БКА; V_{θ} – скорость изменения угла разворота СК в плоскости орбиты БКА; r – длина троса; V_r – скорость выпуска троса; ϑ – угол истинной аномалии БКА; ω – угловая скорость движения БКА по орбите; p, e – соответственно фокальный параметр и эксцентриситет орбиты БКА; T – сила натяжения троса; m_A – масса СК; μ – гравитационный параметр Земли.

Ранее была получена оптимальная релейная программа управления развёртыванием ОТС на втором (основном) этапе, состоящая из двух участков: участок развёртывания с минимальной силой натяжения троса и участок торможения с максимальной силой натяжения. При реализации программы скорость выпуска троса достигает величин порядка 30 м/с, что является неприемлемым [5].

Для снижения скорости выпуска троса в [2] была предложена программа управления развёртыванием ОТС, содержащая участок ограничения на скорость выпуска троса.

Второй этап развёртывания ОТС по программе, содержащей ограничение на скорость выпуска троса, состоит из трёх участков.

На первом участке происходит выпуск троса с некоторой минимальной силой натяжения T_{\min} , обусловленной трением троса о механизм выпуска.

На втором участке трос выпускается с силой натяжения T_{mid} , обеспечивающей постоянство скорости выпуска.

На третьем участке (участке торможения) трос будет выпускаться с максимальной силой натяжения T_{\max} .

Программа управления силой натяжения троса на втором этапе примет вид:

$$T = \begin{cases} T_{\min} & \text{при } t < t_1, \\ T_{\text{mid}} = m_A r \left[(V_\theta + \omega)^2 + \frac{\omega^2 (3 \cos^2 \theta - 1)}{1 + e \cos \vartheta} \right] & \text{при } t_1 \leq t \leq t_2, \\ T_{\max} & \text{при } t > t_2. \end{cases} \quad (2)$$

Здесь T_{\min} – сила натяжения троса на первом (начальном) участке развёртывания ОТС, определяемая конструкцией механизма выпуска троса; T_{mid} – сила натяжения троса на втором участке, обеспечивающая постоянную скорость выпуска троса; T_{\max} – сила натяжения троса на третьем (конечном) участке развёртывания ОТС – участке торможения; t_1 – время достижения заданной скорости выпуска троса; t_2 – время начала участка торможения.

Для программы управления (2) решалась параметрическая краевая задача со следующими граничными условиями:

$$\begin{aligned} t = t^0 : r = r^0, V_r^0 = 0, V_\theta^0 = 0, \theta^0 = 0; \\ t = t^k : r = r^k, V_r^k = 0, V_\theta^k = 0. \end{aligned} \quad (3)$$

Здесь индексы «0» и «к» соответственно обозначают начальное и конечное значение рассматриваемого параметра. Краевая задача решалась модифицированным методом Ньютона. В качестве определяемых параметров использовались сила натяжения троса на третьем (конечном) участке развёртывания ОТС T_{\max} и время начала участка торможения t_2 . В качестве условия остановки интегрирования уравнений (1) использовалось условие $r = r^k$, подсчёт невязок осуществлялся по V_r^k и V_θ^k .

На рис. 2 показан результат решения краевой задачи с ограничением на скорость выпуска троса 13 м/с.

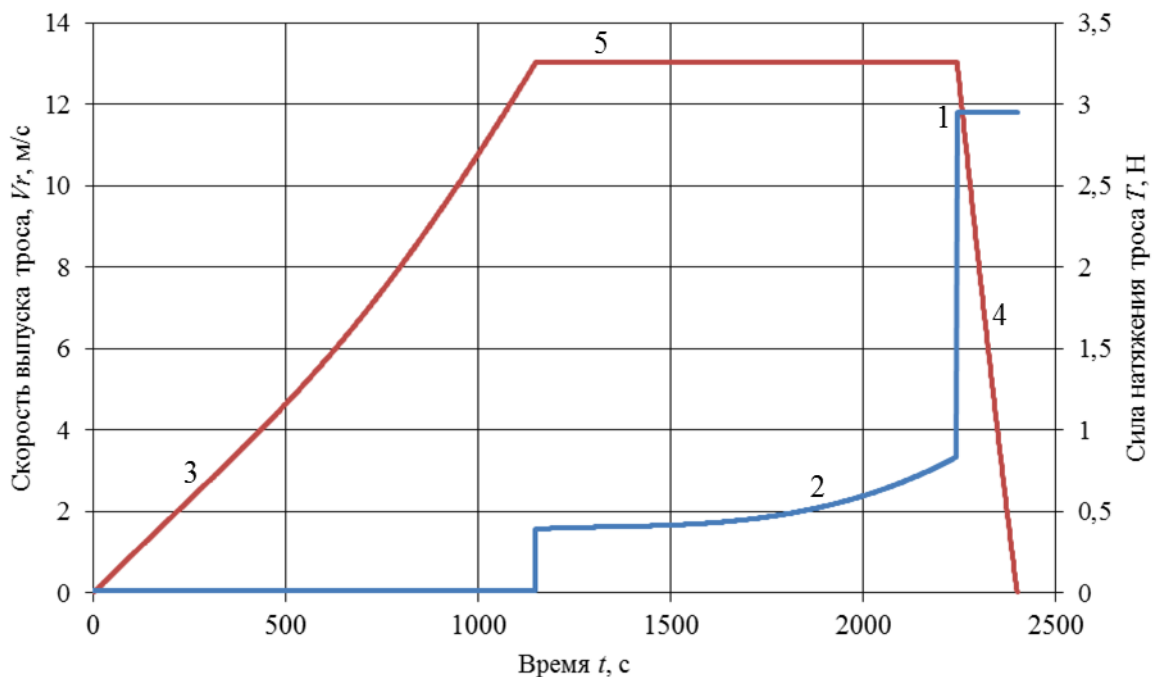


Рис. 2. Программная зависимость силы натяжения троса и скорости его выпуска

На графике зависимости силы натяжения троса от времени видны два характерных участка. Первый – скачкообразное изменение силы натяжения троса (ступенчатое типовое воздействие в момент времени 2281 с, обозначено 1) и экспоненциальное увеличение силы натяжения троса (в промежутке времени с 1081 по 2281 с, обозначено 2).

На графике зависимости скорости выпуска троса от времени видны два характерных участка. Первый – близкое к

линейному увеличению (с 0 по 1081 с, обозначено 3) и уменьшению скорости выпуска троса (с 2281 по 2401 с, обозначено 4). Второй – постоянство скорости выпуска троса (с 1081 по 2281 с, обозначено 5).

Стенд имитационного моделирования

Рассмотрим кинематическую (рис. 3) и динамическую схемы стенда для имитационного развёртывания ОТС.

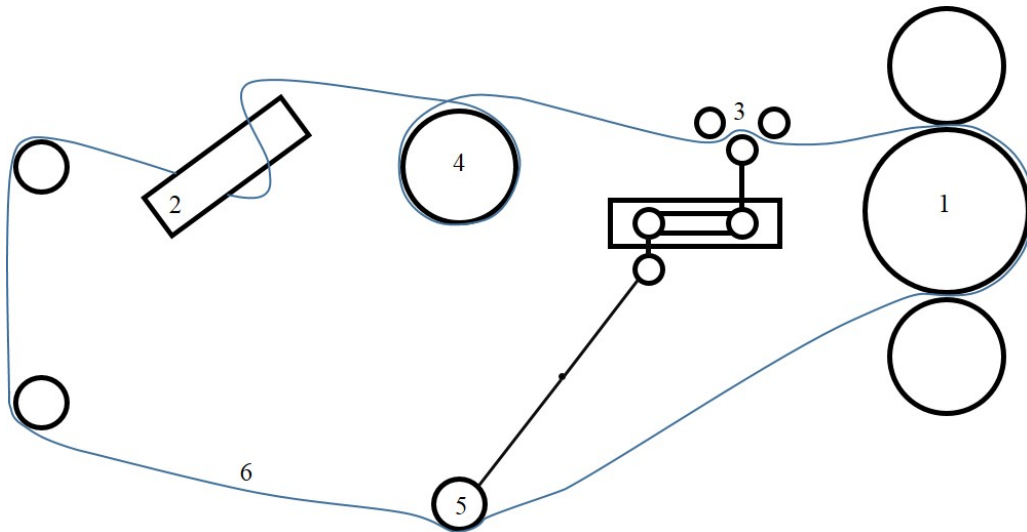


Рис. 3. Кинематическая схема стенда

На рис. 3 обозначены следующие элементы стенда:

- 1 – двигатель, имитирующий среду (притяжение Земли);
- 2 – тормозной механизм;
- 3 – датчики, определяющие натяжение троса;
- 4 – датчик, определяющий скорость выпуска троса;
- 5 – механизм, демпфирующий колебания троса;
- 6 – закольцованный трос.

Рассмотрим передаточные функции элементов стенда. В качестве двигателя, имитирующего среду, используется коллекторный двигатель постоянного тока независимого возбуждения (от постоянных магнитов). Работа электрического

двигателя описывается дифференциальным уравнением второго порядка:

$$I \cdot \ddot{\varphi} = M_{\Sigma}, \quad (4)$$

где $M_{\Sigma} = M_{дв} - M_c - T \cdot R$; $M_{дв}$ – управляющий момент на валу электрического двигателя; M_c – момент сопротивления; T – сила натяжения троса, возникающая в ходе его натяжения на тормозном механизме; R – радиус шкива тормозного механизма; φ – угол поворота вала двигателя.

Электродинамика двигателей такого типа рассмотрена в [3]. Из [3] взята динамическая схема двигателя (рис. 4).

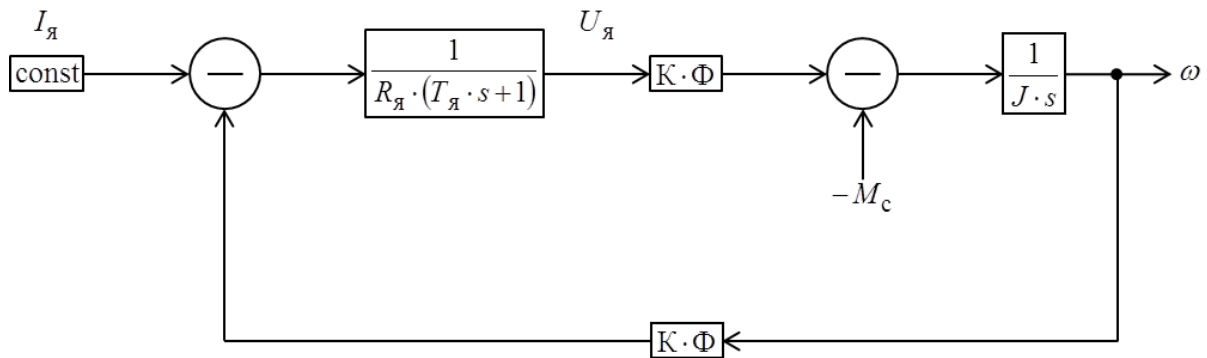


Рис. 4. Динамическая схема двигателя постоянного тока независимого возбуждения

На рис. 4 обозначено:

$I_{я}$ – сила тока в обмотке якоря;

$U_{я}$ – напряжение на обмотке якоря;

$R_{я}$ – электрическое сопротивление цепи якоря;

s – оператор Лапласа;

$T_{я}$ – постоянная времени двигателя;

Φ – магнитный поток внутри корпуса двигателя;

K – коэффициент усиления магнитного потока, который определяется конструкцией двигателя;

M_c – нагрузка на вал двигателя;

J – момент инерции вала двигателя, принят равным $0,002 \text{ м}^2/\text{кг}$;

ω – угловая скорость вращения вала двигателя.

Другим важным элементом станда является тормозной механизм, привод которого представляет собой шаговый двигатель. На якорь этого двигателя подаётся импульс напряжения определённой продолжительности и в результате якорь двигателя проворачивается на определённый угол. Таким образом, тормозной механизм представляет собой интегрирующее звено с передаточной функцией

$$W_{\text{ИП}}(s) = \frac{K_{\text{ИП}}}{s}, \quad (5)$$

где $K_{\text{ИП}}$ – коэффициент усиления.

Динамическая схема станда показана на рис. 5.

На станд подаются два управляющих сигнала – программное значение силы натяжения троса и программное значение скорости выпуска троса. Текущая скорость выпуска сравнивается с программной скоростью на обратной связи F_2 и формируется ошибка по скорости выпуска троса, которая подаётся на привод тормозного механизма.

В зависимости от величины этой ошибки по модулю на привод тормозного механизма подаётся большее или меньшее напряжение, соответственно тормозной механизм натягивает или ослабляет трос, что приводит к увеличению или уменьшению скорости его выпуска.

Сформированная на тормозном механизме сила натяжения троса сравнивается с программной силой натяжения троса на обратной связи F_1 . Возникшая ошибка по силе натяжения троса, умноженная на подбираемый коэффициент усиления по ошибке, подаётся в двигатель, имитирующий среду, который стремится натянуть трос с заданной силой натяжения.

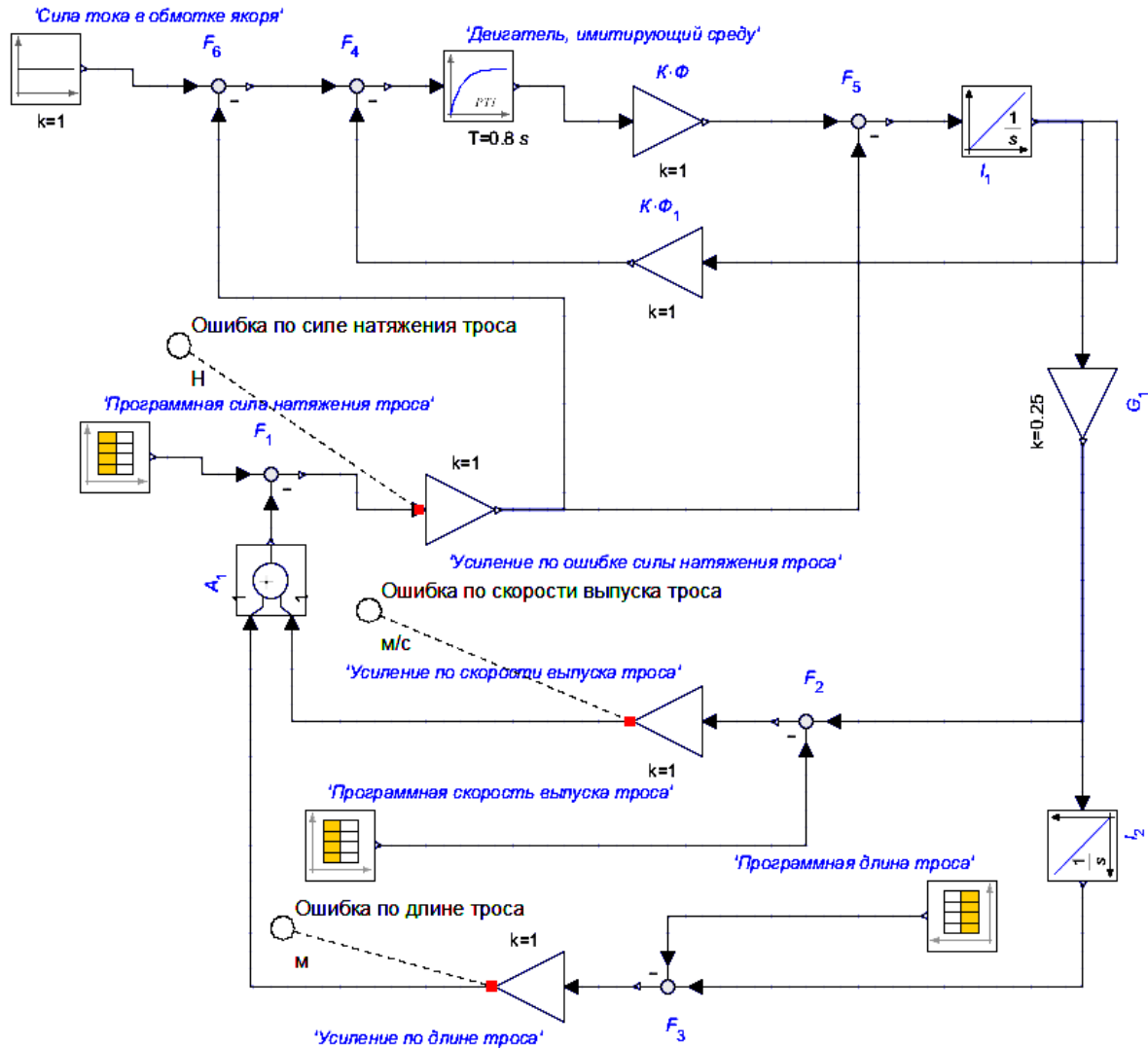


Рис. 5. Динамическая схема стенда в нотации MapleSim 7

Результаты моделирования

Результаты моделирования приведены на рис. 6, 7. На рис. 6 показан переходный процесс регулирования силы натяжения троса (рис. 2), на рис. 7 показан переходный процесс регулирования скорости выпуска троса. На рис. 6 и 7 показаны переходные процессы только в окрестностях точек переключения режима развёртывания ОТС (рис. 2).

Как видно из рис. 6, продолжительность регулирования силы натяжения троса в начальный момент времени происходит с 0 по 6 с, в момент начала экспоненциального увеличения силы натяжения троса – с 1083 по 1094 с и в момент нача-

ла торможения с максимальной силой натяжения троса – с 2280 по 2285 с.

Как видно из рис. 7, продолжительность переходных процессов регулирования скорости выпуска троса на каждом из участков практически совпадает с продолжительностью переходных процессов регулирования силы натяжения троса.

Отметим, что коэффициент усиления по ошибке силы натяжения троса несколько корректировался в процессе моделирования работы стенда. На первом участке развёртывания ОТС он принимался равным 1,143; на втором – 1,34; на третьем участке – 1,7.

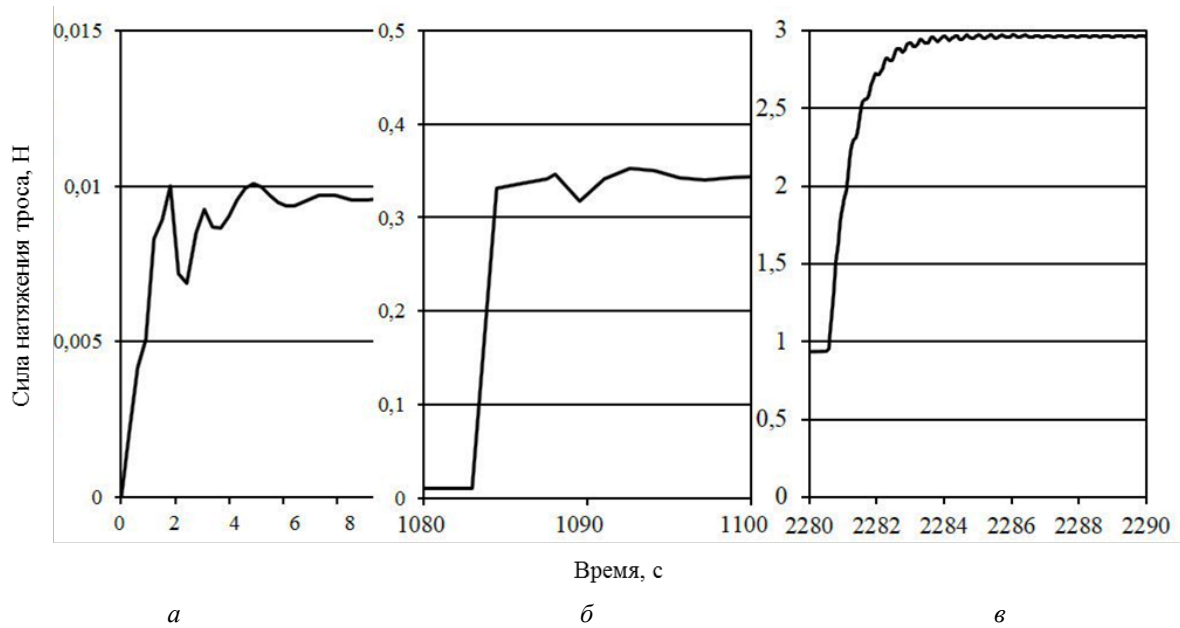


Рис. 6. Переходный процесс регулирования силы натяжения на основном этапе развёртывания

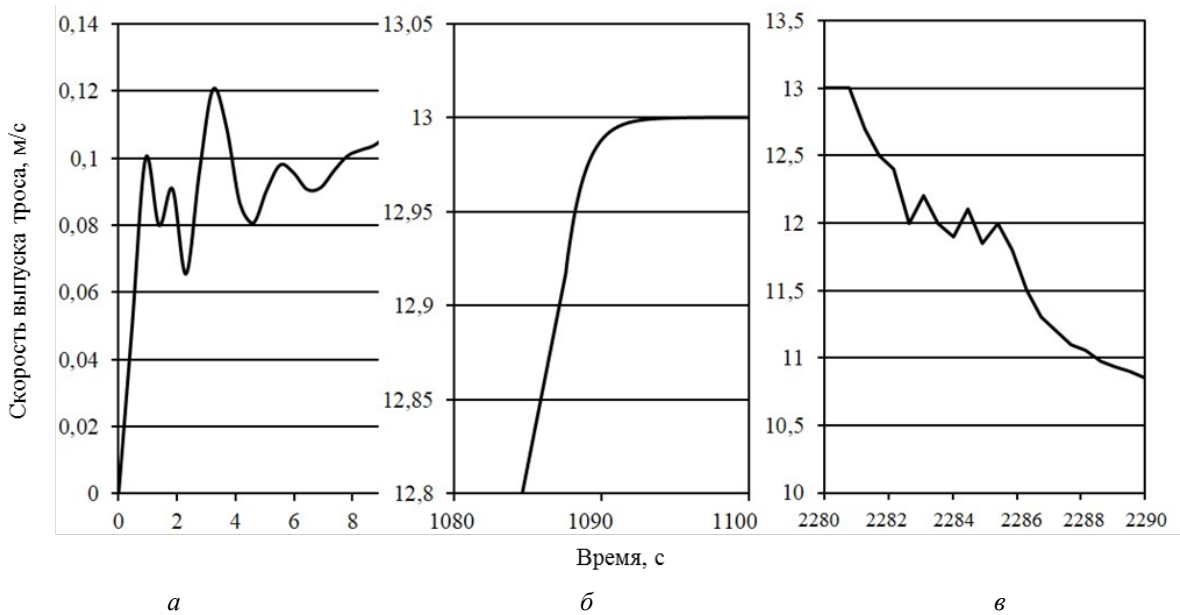


Рис. 7. Переходный процесс регулирования скорости выпуска троса на основном этапе развёртывания

Заключение

Рассмотрена задача моделирования развёртывания ОТС на основном этапе. Для управления развёртыванием предложено использовать динамическую программу управления силой натяжения троса. Имитационное моделирование развёртывания ОТС может быть выполнено на специальном стенде, который состоит из

блока имитации притяжения Земли и блока выпуска троса. Для предполагаемого макета стенда разработана его кинематическая схема и на её основе разработана динамическая схема. Проведённое численное моделирование на динамической модели показало приемлемое качество переходных процессов регулирования силы натяжения троса и скорости его выпуска.

Библиографический список

1. Белецкий В.В., Левин Е.М. Динамика космических тросовых систем. М.: Наука, 1990. 336 с.
2. Ишков С.А., Сюй Сяое, Филиппов Г.А. Выбор программы управления развёртыванием орбитальной тросовой системы с ограничением на скорость выпуска троса // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2015. Т. 14, № 4. С. 49-57.
3. Полковников В.А., Петров Б.И., Попов Б.Н., Сергеев А.В., Сперанский А.Н. Электропривод летательных аппаратов: учебник для авиационных вузов. М.: Машиностроение, 1990. 352 с.
4. Бесекерский В.А., Попов Е.П. Теория систем автоматического управления. СПб: Профессия, 2007. 752 с.
5. Ишков С.А., Шейников И.В. Определение параметров орбитальной тросовой системы, предназначенной для спуска малых капсул с орбиты // Известия Самарского научного центра РАН. 2009. Т. 11, № 5-1. С. 208-215.

Информация об авторах

Ишков Сергей Алексеевич, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры космического машиностроения, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: ishkov@ssau.ru. Область научных интересов: управление развёртыванием орбитальных тросовых систем.

Филиппов Григорий Александрович, аспирант кафедры космического машиностроения, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: grigory_ssau@mail.ru. Область научных интересов: моделирование динамических систем.

Сюй Сяое, аспирант кафедры космического машиностроения, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: управление развёртыванием орбитальными тросовыми системами.

MODELING ORBITAL TETHER SYSTEM DEPLOYMENT WITH LIMITATIONS ON THE DEPLOYMENT SPEED

© 2016 S. A. Ishkov, G. A. Filippov, Xu Xiaoye

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

The problem of modeling the operation of special equipment intended for modeling orbital tether system deployment is studied. During the deployment of an orbital tether system the tether tension force control program is used that takes into account limitations on the deployment velocity. A parametric boundary problem is solved for the program of controlling the deployment of an orbital tether system. A kinematic scheme of the equipment, consisting of an engine that simulates the Earth's gravitation and a tether deployment mechanism, is created. Based on the kinematic scheme, a dynamic scheme with control path feedback on tether deployment velocity and tether tension is created. The deviation control principle is implemented: control is realized on the deviation of the real value of the parameter under consideration from its program value.

Citation: Ishkov S.A., Filippov G.A., Xu Xiaoye. Modeling orbital tether system deployment with limitations on the deployment speed. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2016. V. 15, no. 1. P. 64-72. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-1-64-72

The magnification ratio of the controlled value deviation from the program values is used as the controlled value in transient optimization. The numerical simulation of the test bench operation performed in the MapleSim 7 environment shows acceptable quality of transient tether deployment velocity and tether tension.

Orbital tether system deployment, tether tension, deployment velocity, transient, modeling, test bench.

References

1. Beleckiy V.V., Levin E.M. *Dinamika kosmicheskikh trosovykh sistem* [Dynamics of space tether systems]. Moscow: Nauka Publ., 1990. 336 p.
2. Ishkov S.A., Xu Xiaoye, Filippov G.A. Choosing a program for controlling the deployment of an orbital tether system with deployment speed limitations. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2015. V. 14, no. 4. P. 49-57. (In Russ.)
3. Polkovnikov V.A., Petrov B.I., Popov B.N., Sergeev A.V., Speranskiy A.N. *Elektroprivod letatel'nykh apparatov: uchebnik dlya aviatsionnykh vuzov* [Aircraft electric drive: Textbook for aviation institutes]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1990. 352 p.
4. Besecerskiy V.A., Popov E.P. *Teoriya system avtomaticheskogo upravleniya* [Theory of automatic control systems]. Saint-Petersburg: Professiya Publ., 2007. 752 p.
5. Ishkov S.A., Sheynikov I.V. Orbital tether system aimed on small capsules deorbiting parameters definition. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN*. 2009. V. 11, no. 5-1. P. 208-215. (In Russ.)

About the authors

Ishkov Sergey Alekseevich, Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Space Engineering, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: ishkov@ssau.ru. Area of Research: orbital tether systems deployment control.

Filippov Grigory Aleksandrovich, post-graduate student of the Department of Space Engineering, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. Email: grigory_ssau@mail.ru. Area of Research: dynamic system modeling.

Xu Xiaoye, post-graduate student of the Department of Space Engineering, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. Area of Research: orbital tether system deployment control.