

На правах рукописи

ШЕЙНИКОВ Игорь Владимирович

**ФОРМИРОВАНИЕ ПРОГРАММНОГО УПРАВЛЕНИЯ
РАЗВЕРТЫВАНИЕМ ОРБИТАЛЬНЫХ ТРОСОВЫХ СИСТЕМ
ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ ТРАНСПОРТНЫХ ОПЕРАЦИЙ
С МАЛЫМИ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ**

Специальность:

05.07.09 – Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

Автореферат диссертации
на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Самара - 2010

Работа выполнена в Государственном образовательном учреждении высшего профессионального образования «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)» (СГАУ) на кафедре динамики полета и систем управления.

Научный руководитель: доктор технических наук, профессор
Ишков Сергей Алексеевич.

Официальные оппоненты: доктор технических наук, профессор
Заболотнов Юрий Михайлович,

кандидат технических наук, начальник
отделения Федерального государственного
унитарного предприятия
«Центральный научно исследовательский
институт машиностроения»
Ёлкин Константин Сергеевич.

Ведущее предприятие: Федеральное государственное унитарное
предприятие Государственный научно-производственный ракетно-космический
центр «ЦСКБ-Прогресс»
(г. Самара).

Защита состоится 27 декабря 2010 г. в 10-00 часов на заседании диссертационного совета Д 212.215.04 при государственном образовательном учреждении высшего профессионального образования «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)» по адресу: 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке СГАУ.

Автореферат разослан «26» ноября 2010 года.

Учёный секретарь диссертационного
совета к.т.н., доцент

А. Г. Прохоров

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы. В работе рассматривается орбитальная тросовая система (ОТС), состоящая из малой спускаемой капсулы (СК) или малого космического аппарата (МКА), связанных тросом с космическим аппаратом (КА).

Подобные системы могут быть использованы для выполнения чрезвычайно широкого спектра операций в космосе: создание космического элеватора, позволяющего забирать с поверхности планеты полезные грузы, создание электродинамической тяги при взаимодействии длинного токопроводящего троса с магнитным полем Земли, получение с низколетящего зонда снимков земной поверхности, орбитальные манёвры КА и т.д.

Отечественные (В. В. Белецкий и Е. М. Левин) и зарубежные (С. С. Rupp, M. L. Cosmo, E. C. Lorenzini) исследователи создали новый раздел механики космического полёта – механику орбитальных тросовых систем. Ими были разработаны методы исследования динамики ОТС и моделирования движения связки спутников, соединённых тросом.

В последнее время много внимания уделяется использованию тросов для построения систем, выполняющих следующие задачи: задачу спуска полезного груза в заданную точку поверхности Земли и задачу повышения орбиты малых спутников при отделении от КА.

Проблема спуска полезного груза активно исследовалась в последние годы как зарубежными специалистами, такими, как М. П. Картмелл и Д. Мак-Кензи, Y. Nakamura, Y. Sakamoto, так и отечественными учёными. Практические аспекты проблемы развёртывания ОТС были рассмотрены К. С. Ёлкиным, Н. Л. Шошуновым и В. А. Ивановым. Следует также отметить и украинскую школу исследователей в лице А. П. Алпатова и В. И. Драновского. Множество работ в этой области, в том числе специалистами СГАУ (С. А. Ишковым, И. В. Белоконовым, И. А. Тимбаем), было выполнено в рамках проекта Young Engineers' Satellite 2 (YES2), руководителем которого являлся М. Kruijff. Вопросы динамики движения подобных систем на внеатмосферном и атмосферном участках рассматривались в статьях Ю. М. Заболотнова. Влияние развёртывания ОТС на динамику вращательного движения КА и последствия нештатных ситуаций, возникающих при развёртывании ОТС, были исследованы В. С. Аслановым и Н. Р. Стратилатовым.

Проблема коррекции орбит с использованием ОТС рассматривалась в работах И. М. Сидорова, М. А. Голодова и Р. П. Хойта.

В имеющихся по данной тематике работах подробно рассматриваются отдельные проблемы развёртывания ОТС. В настоящее время на повестке дня стоит создание универсального блока управления подобными системами. Для этого требуется разработка программы управления развёртыванием ОТС для различных орбит КА и целевых параметров космических экспериментов.

Задача управления традиционно разделяется на задачу выбора номинальной траектории и программного управления системой и задачу формирования контура обратной связи. В диссертации исследуется задача выбора программного управления ОТС. Разрабатываются программы управления развёртывани-

ем в широком диапазоне высот орбит и длин троса, и строится методика определения параметров ОТС и программного управления развёртыванием для выполнения транспортных операций по спуску СК на поверхность Земли и выведению МКА на целевую орбиту.

Цель работы. Целью диссертационной работы является исследование программного управления и определение на этой основе параметров ОТС для осуществления транспортных операций по спуску СК на поверхность Земли и выведению МКА на целевые орбиты.

Для достижения этой цели решаются следующие задачи:

- разрабатывается методика экспериментального определения характеристик троса (коэффициента демпфирования и модуля упругости);
- оптимизируется программное управление для осуществления спуска СК на поверхность Земли и для выведения МКА на целевую орбиту;
- исследуется влияние параметров тросовой системы и характеристик орбиты КА на целевые параметры спуска СК на поверхность Земли и выведения МКА на целевые орбиты с круговых и эллиптических орбит;
- производится построение аналитических моделей, связывающих параметры ОТС, характеристики орбиты КА, параметры программного управления и целевые параметры операций для спуска СК на поверхность Земли и выведения МКА на целевые орбиты;
- разрабатывается методика синтеза параметров ОТС и программы управления развёртыванием ОТС для осуществления спуска СК на поверхность Земли и выведения МКА на целевые орбиты.

Методы исследований. В работе используется теория оптимального управления, принцип максимума Понтрягина, метод Ньютона для решения краевых задач и методы регрессионного анализа для построения аналитических моделей, а также подходы к исследованиям динамики ОТС, предложенные В. В. Белецким, Е. М. Левиным, Е. С. Lorenzini и др.

Научная новизна. Научная новизна представленных в диссертации результатов заключается в следующем:

1. Определена оптимальная программа управления для выведения МКА на целевые орбиты при помощи ОТС.
2. Выполнено обобщение параметрических исследований по определению предельных возможностей применения ОТС для задач спуска СК на поверхность Земли и выведения МКА на целевые орбиты и подробный параметрический анализ для широкого диапазона орбит базового КА и располагаемых длин троса.
3. Построены аналитические модели расчёта параметров ОТС и программного управления при выведении МКА на целевые орбиты и при спуске СК на поверхность Земли при помощи ОТС.
4. Разработана методика синтеза параметров ОТС и программ управления развёртыванием для осуществления данных транспортных операций.

Практическая значимость. Описанная в работе методика синтеза параметров ОТС и программ управления развёртыванием позволяет на этапе пре-

дэскизного проектирования с достаточной точностью определять параметры ОТС, которые необходимо обеспечить для выполнения требуемой транспортной задачи, и сформировать в первом приближении контур программного управления тросовой системой, а также выбрать оптимальную схему выполнения операции.

Результаты работы, выносимые на защиту:

1. Оптимальные программы управления для выведения МКА на целевые орбиты и спуска СК на поверхность Земли.
2. Систематизированные и обобщённые результаты параметрических исследований развёртывания ОТС при спуске СК на поверхность Земли и при выведении МКА на целевые орбиты.
3. Аналитические модели расчёта параметров ОТС и программного управления при выведении МКА на целевые орбиты и при спуске СК на поверхность Земли.
4. Методика выполнения экспериментальных исследований для определения характеристик троса.
5. Методика синтеза параметров ОТС и программ управления развёртыванием для осуществления транспортных операций по спуску СК на поверхность Земли и выведению МКА на целевые орбиты с низкоорбитальных КА.

Апробация результатов исследования. Основные научные положения и результаты докладывались и обсуждались на Международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения» (г. Самара, 2006 г.) и XII, XIII и XV Всероссийских научно-технических семинарах по управлению движением и навигации летательных аппаратов (г. Самара, 2005, 2006 и 2009 гг.). Материалы работы были включены в секции стендовых докладов конференции 4th International Scientific Conference on Physics and Control - PhysCon2009 (г. Катания, Италия, 2009 г.) и Международного семинара ИФАК «Аэрокосмические системы наведения, навигации и управления движением» AGNFCS'09 (IFAC Workshop Aerospace Guidance, Navigation and Flight Control Systems) (г. Самара, 2009 г.).

Результаты экспериментальных исследований характеристик троса были использованы при проведении эксперимента YES2 (2007 г.).

Публикации. По теме диссертации опубликовано семь научных работ, из них одна в рецензируемом журнале [1], тезисы докладов [2,6], статьи в сборниках трудов конференций [3,5] и работы по проекту YES2 [4,7].

Диссертация состоит из введения, пяти глав, заключения, списка использованных источников из 55 наименований и приложения. Общий объём 130 страниц, в том числе 48 рисунков и 9 таблиц.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении приводится характеристика решаемой в диссертации задачи, обосновывается актуальность темы, формулируется цель работы. Отмечены новизна и практическое значение работы, даны сведения о публикациях. Кратко излагается содержание глав диссертации.

Первая глава посвящена оценке современного состояния проблемы и перспективам применения тросовых систем. Выполнен обзор существующих проектов и экспериментов, проводимых в космосе с использованием тросов. Приведены основные результаты эксперимента YES2.

В главе также изложены основные известные законы управления развёртыванием ОТС. Описаны принципы разделения законов на кинематические и динамические. Приведены математические формулировки этих законов с оценкой их достоинств, недостатков и возможной областью применения.

Во второй главе описывается математическая модель с весомым тросом, учитывающая демпфирование материала троса, а также упрощённая модель с невесомым тросом, используемая для формирования программного управления, имеющая вид:

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

где $\sigma = \begin{cases} \sqrt{\frac{ES}{rM_2}} & \text{при } \tilde{r} > r; \\ 0 & \text{при } \tilde{r} \leq r \end{cases}$; E - модуль упругости троса; S - площадь поперечного

сечения троса; $M_2 = \frac{M_S + m_A}{M_S m_A}$ - приведённая масса; M_S - масса базового аппарата; m_A - масса МКА; \tilde{r} - длина растянутого троса; r - длина выпущенного троса; θ - угол отклонения от вертикали, а $\tilde{V}_{\tilde{r}}, V_r$ и V_{θ} - соответствующие значения скоростей; ζ - коэффициент демпфирования материала троса; ω - угловая скорость обращения центра масс ОТС по орбите, $\omega = \dot{\nu} = \mu^{1/2} p^{-3/2} k^2$; e, p и ν - эксцентриситет, фокальный параметр орбиты и истинная аномалия КА; T - сила натяжения троса; $k = 1 + e \cos \nu$.

Традиционно развёртывание разделяется на 2 этапа (рис. 1): первый участок (медленный, ОА), его цель – обеспечить безопасность увод СК или МКА от базового КА и стабилизировать аппарат в окрестности локальной вертикали на заданном удалении от КА после отбрасывания толкателями. На втором уча-

стке (быстром, АВ) осуществляется манёвр, обеспечивающий отделяемому аппарату дополнительный импульс скорости (тормозной или разгонный).

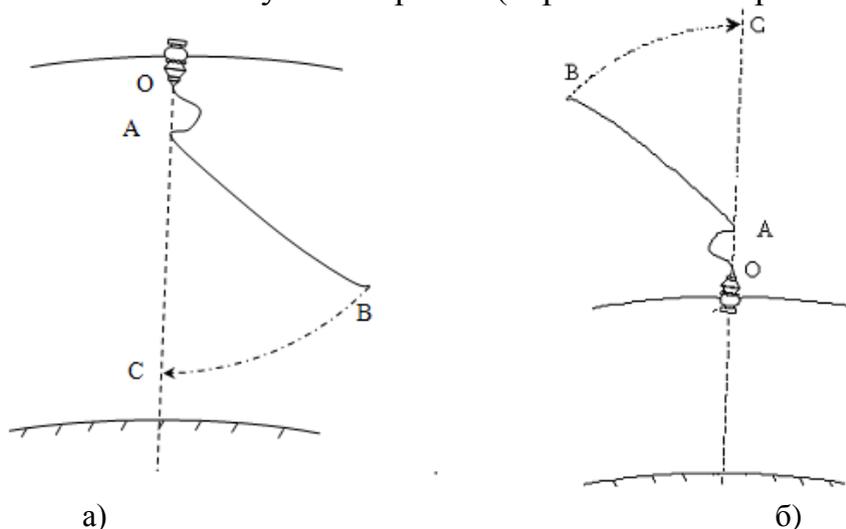


Рисунок 1 – Траектория движения аппарата в ходе динамического развёртывания при выполнении транспортных операций по спуску СК на поверхность Земли (а) и выведению МКА на целевые орбиты (б)

На первом участке развёртывания используется динамическое программное управление вида

$$T = m_A \omega^2 (4,6r + 3,5V_r \omega^{-1} - 1,6r_{K_1}), \quad (2)$$

где r_{K_1} - полная длина троса на первом участке.

Проводилось численное моделирование первого участка развёртывания ОТС с целью определения влияния параметров и характеристик ОТС на безопасный увод СК от КА, в том числе и с учётом возможных ошибок начального отделения и внештатных ситуаций.

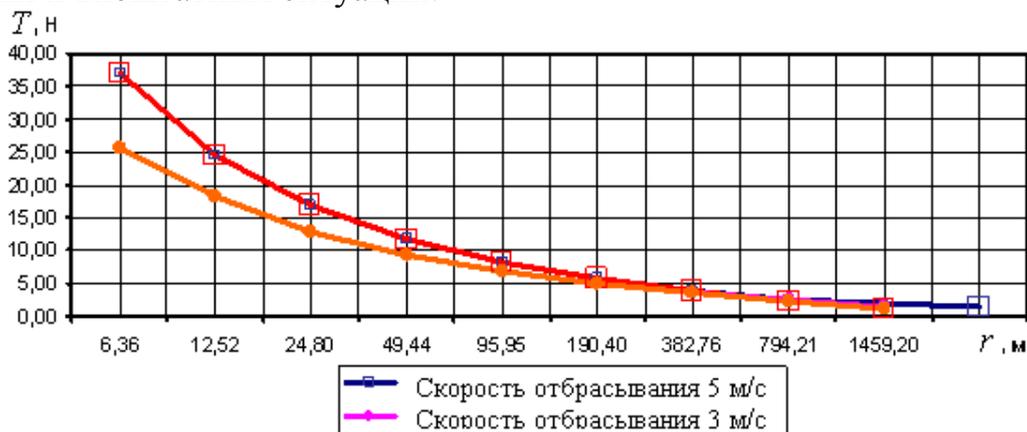


Рисунок 2 – Зависимость величины натяжения в момент заедания от длины выпущенного троса при отбрасывании с разными скоростями

Известно, что наиболее критичной, с точки зрения безопасного увода, будет внештатная ситуация – заедание троса в механизме развёртывания. По результатам моделирования был сделан вывод о том, что величина натяжения троса в момент заедания слабо зависит от ошибок начальных условий, но существенно зависит от скорости отбрасывания СК и характеристик троса (рис. 2).

Для экспериментального определения величины модуля упругости и коэффициента демпфирования материала троса была разработана методика. Автором, совместно с представителями Европейского Космического Агентства (ЕКА), были проведены практические эксперименты на испытательном стенде «Zero-G Drop Tower» в исследовательском центре ESTEC (г. Нордвик, Нидерланды) и в лаборатории компании Delta-Utec SRC (г. Лейден, Нидерланды).

Согласно разработанной методике тело на тросе длиной l сбрасывается с высоты h_1 , замеряется время прохождения $(t_2 - t_1)$ контрольной высоты x_1 (рис. 3).

Задача сводится к решению системы из двух уравнений относительно коэффициента демпфирования ζ :

$$x_1 = e^{-F\zeta} \left[\frac{-\sqrt{2(h_1 - x_1)g}}{\Omega} + x_1\zeta \right] \sin(\varphi) + x_1 \cos(\varphi);$$

$$\varphi = \pi - \text{arcctg} \left(\frac{2g\sqrt{(h_2 - x_1)(h_1 - x_1)} - x_1\Omega\zeta(\sqrt{2(h_2 - x_1)g} - \sqrt{2(h_1 - x_1)g}) + x_1^2\Omega^2(\zeta^2 + 1)\sqrt{2(h_1 - x_1) \cdot g}}{(\sqrt{2(h_2 - x_1)g} + \sqrt{2(h_1 - x_1)g})x_1\Omega} \right).$$

где m - масса сбрасываемого тела; g - ускорение свободного падения; Ω - частота вынужденных колебаний и φ - фазовый угол.

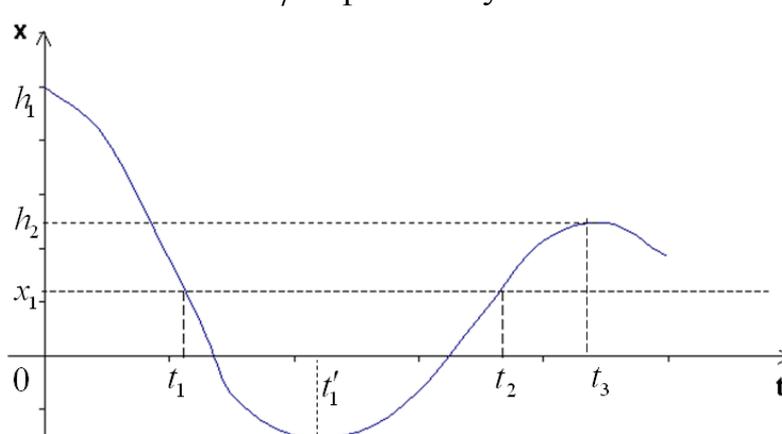


Рисунок 3 – Схема эксперимента по определению коэффициента демпфирования троса

Обработка результатов эксперимента для троса 8x200 Дунеета, диаметром 0,5 мм, используемого в YES2 и рекомендуемого авторами эксперимента для использования в подобных системах, по предложенной методике показывает, что можно ожидать значение коэффициента демпфирования 6,2...8,9% в интересующем нас диапазоне значений натяжения (рабочий диапазон: 5...30 Н, до 110 Н при внештатных ситуациях). Величина модуля упругости лежит в диапазоне от 24,955 ГПа до 28,011 ГПа, что подтверждает декларируемое производителем значение, равное 26,483 ГПа.

В третьей главе исследуется задача спуска СК на поверхность Земли с использованием ОТС.

Для участка быстрого развёртывания (участок АС, рис. 1а) предлагается релейная программа управления, отвечающая условиям оптимальности:

$$T = T_1 \left(\frac{1 + \text{sign}(r_n - r)}{2} \right) + T_2 \left(\frac{1 + \text{sign}(r - r_n)}{2} \right) \quad (3)$$

где r_n - длина троса, при котором осуществляется переключение с T_1 на T_2 ;
 T_1 - естественное натяжение троса, вызванное внутренним трением в механизме развёртывания;

T_2 - программное натяжение (управляющее натяжение).

Таким образом, математически задача выбора программного управления для модели (1) сводится к краевой задаче по определению величин r_n и T_2 для следующих граничных условий (индексами H и K отмечены начальные и конечные условия интегрирования):

$$t = 0, \theta_H = 0, r = r_{0_2}, V_{r_H} = 0, V_{\theta_H} = 0,$$

$$t = t_K, r = r_{K_2}, V_{r_K} = 0, V_{\theta_K} = 0.$$

Краевая задача решается методом Ньютона.

Параметрические исследования предложенной программы управления проводились для высот орбит КА (R) от 250 до 550 км и длин троса (L) от 25 до 37 км.

На рис. 4 отображена зависимость величины угла входа в атмосферу от длины троса для случая спуска СК на поверхность Земли с круговой орбиты КА. Результаты расчётов для спуска с эллиптических орбит показаны на рис. 5. Характерным является уменьшение углов входа для истинной аномалии в окрестности 180 градусов.

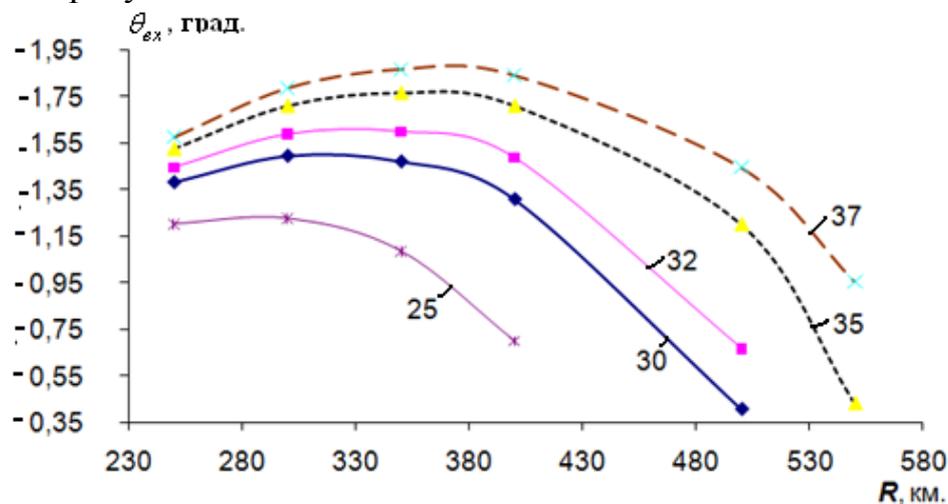


Рисунок 4 – Зависимость величины угла входа $\theta_{вх}$ в атмосферу от высоты орбиты R для различных длин троса L [км]

Результаты, полученные в ходе решения серии краевых задач, позволяют построить аналитические выражения, связывающие параметры ОТС, характеристики орбиты КА, параметры программного управления и целевые параметры операций для спуска СК на поверхность Земли и выведения МКА на целевые орбиты для случая движения КА по круговой орбите.

Аналитическая формула для вычисления максимального угла отклонения связки от линии местной вертикали θ_{max} без решения краевой задачи

имеет вид:

$$\theta_{\max} = -0,0005887 \cdot L - 39,072, \text{ где } \theta_{\max} \text{ измеряется в градусах, а } L \text{ измеряется в километрах.} \quad (4)$$

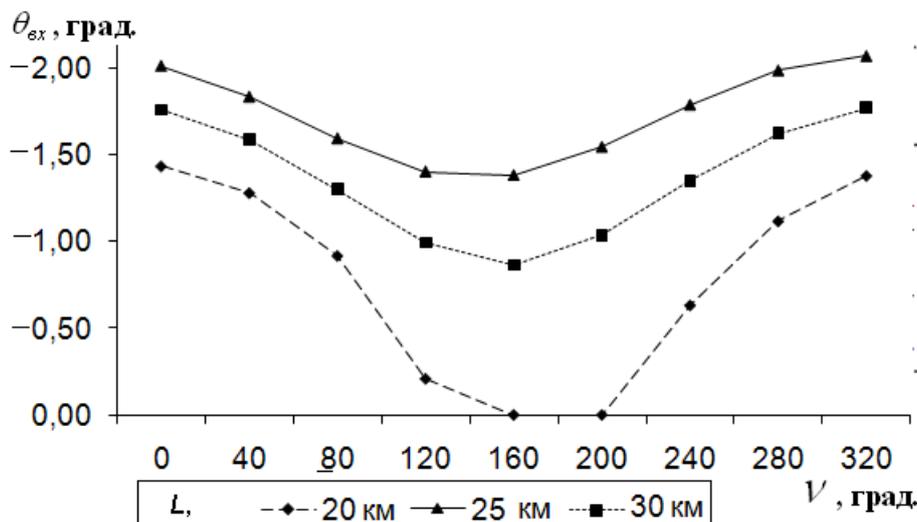


Рисунок 5 – Зависимость θ_{ex} от истинной аномалии КА V в момент начала развёртывания для эллиптической орбиты с апогеем 400 км и перигеем 382 км для различных длин троса

Величина управляющего натяжения T_2 хорошо аппроксимируется параболической зависимостью от коэффициента k и высоты орбиты R .

$$T_2 = 72,451 \cdot k^2 - 113,23 \cdot k - 0,000623 \cdot R + 45,45, \quad (5)$$

где $k = \frac{r_n - L_{нач}}{L - L_{нач}}$, $L_{нач}$ - длина троса для первого (медленного) участка развёртывания.

Рассчёты показывают, что методическая ошибка определения T_2 для длин троса 25...37 км составляет не более 6%.

Полученные формулы позволяют сформировать аналитическую модель развёртывания ОТС при спуске СК на поверхность Земли, применяемую в методике синтеза параметров ОТС.



Рисунок 6 – Схема изменения величины управляющего натяжения T_2 от длины выпущенного троса r при наличии переходного участка

Далее исследуется программа управления с переходным участком. Переходный участок развёртывания ОТС - участок плавного роста величины

управляющего натяжения T_2 при выполнении быстрого развёртывания ОТС (рис. 6).

В качестве параметра задается длина переходного участка и решается краевая задача (1) для закона (3). В качестве первого приближения используются полученные ранее результаты для релейного управления.

Сравнение численных расчётов показывает, что добавление переходного участка незначительно изменяет целевые параметры входа в атмосферу и программу управления ОТС.

В четвёртой главе исследуется задача выведения МКА на целевые орбиты при помощи ОТС. Применяется следующая схема развёртывания тросовой системы:

1. С использованием пружинного толкателя МКА отбрасывается вверх в направлении местной вертикали. Выход МКА на направление местной вертикали и его стабилизация (рис. 1б, участок OA).
2. Управляемое движение МКА с тросом до достижения максимального отклонения троса от местной вертикали (рис. 1б, участок AB). Капсула отклоняется под воздействием кориолисовой силы в сторону, противоположную движению спутника.
3. Фиксация троса в механизме управления. Возвратное движение в направлении вертикали спутника (рис. 1б, участок BC).
4. Отрезание троса в момент достижения МКА местной вертикали.

Для получения структуры оптимального управления развёртыванием применяется принцип максимума Понтрягина. Показывается, что программа развёртывания ОТС на участке быстрого развёртывания будет релейной с одним переключением, аналогичной программе для спуска СК на поверхность Земли (3).

Вводится понятие первого и второго режимов развёртывания ОТС. В режиме I отрезание троса происходит на первом после развёртывания троса проходе МКА через локальную вертикаль, и направление скорости маятникового движения совпадает со скоростью орбитального движения связки. В режиме II отрезание троса происходит на втором после развёртывания троса проходе МКА через локальную вертикаль, и направление скорости маятникового движения противоположно скорости орбитального движения связки.

Для обоих режимов развёртывания проводится численное моделирование для широкого диапазона длин троса и высот орбит КА при отрезании троса в окрестности локальной вертикали.

Обработка численных результатов решения краевых задач позволила получить аналитические выражения для определения радиусов апогея (r_a) и перигея (r_p). Для режима I:

$$r_{\pi} = \frac{2 \cdot (L + R) \cdot (15,1 \cdot L + R - 54) \cdot \sin^2\left(\theta_0 - \frac{\pi}{2}\right)}{(16,1 \cdot L + 2 \cdot R - 54) + \sqrt{(16,1 \cdot L + 2 \cdot R - 54)^2 - 4 \cdot (L + R) \cdot (15,1 \cdot L + R - 54) \cdot \sin^2\left(\theta_0 - \frac{\pi}{2}\right)}}; (6)$$

$$r_{\alpha} = \frac{2 \cdot (L + R) \cdot (15,1 \cdot L + R - 54) \cdot \sin^2\left(\theta_0 - \frac{\pi}{2}\right)}{(16,1 \cdot L + 2 \cdot R - 54) - \sqrt{(16,1 \cdot L + 2 \cdot R - 54)^2 - 4 \cdot (L + R) \cdot (15,1 \cdot L + R - 54) \cdot \sin^2\left(\theta_0 - \frac{\pi}{2}\right)}}. (7)$$

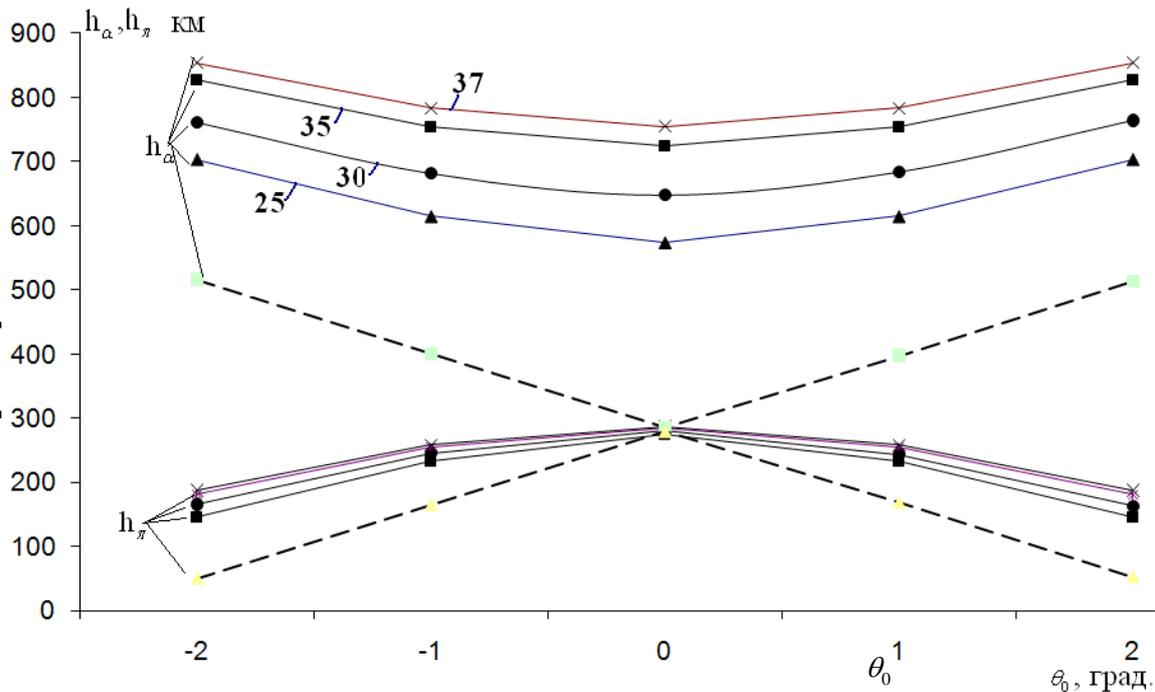


Рисунок 7 – Величина высоты перигея (h_{π}) и апогея (h_{α}) целевой орбиты МКА для орбиты 250 км для различных значений угла отклонения троса θ_0 в режимах I (сплошные линии, длины троса L [км] отмечены на графике) и II (пунктирные линии, длина троса 25 км)

Аналогично были получены выражения для параметров управления r_n и T_2 . Проведенное численное моделирование показало, что методическая ошибка определения T_2 для длин троса 25...50 км составляет не более 4,5%.

В пятой главе на основе полученных моделей разрабатывается методика синтеза параметров ОТС и программы управления для обеспечения входа СК в атмосферу с заданными параметрами и для выведения МКА на целевую орбиту. Основные аналитические соотношения представлены в таблице 1.

Исходными данными для расчетов по данной методике являются: максимальная длина троса L_{\max} , длина троса на участке медленного развёртывания $L_{нач}$ и высота орбиты базового аппарата R . Для спуска СК на поверхность Земли заданы угол и скорость входа в атмосферу $V_{вх}$ и $\theta_{вх}$, рассчитанные по характеристикам капсулы. Для задачи выведения МКА на целевые орбиты должны быть заданы радиусы перигея и апогея и аргумент перигея целевой орбиты МКА: r_{π} , r_{α} и ω_{π} .

Определяется необходимая длина троса L и программа управления ОТС (параметры закона управления r_n и T_2). Для задачи спуска СК на поверхность Земли определяется длительность входа СК в атмосферу. Для задачи выведения МКА на целевые орбиты определяются угол отклонения троса от локальной вертикали в момент отрезания троса θ_0 и аргумент широты начала развёртывания ОТС u .

Используются обозначения: θ_{op} - отклонение троса от локальной вертикали; R_{ex} - радиус орбиты, на которой осуществляется вход СК в атмосферу; V_{op} - орбитальная скорость движения СК, вычисляется по формуле $V_{op} = \sqrt{\frac{\mu}{R} \cdot \frac{R-L}{R}}$; ΔV - скорость, возникающая за счет маятникового движения СК; r_0 - радиус орбиты, на которой находится МКА в момент отрезания троса, вычисляется по формуле $r_0 = \sqrt{L^2 + R^2 + 2RL \cos(\theta_{op})}$; V'_{op} - орбитальная скорость движения МКА, вычисляется по формуле $V'_{op} = \sqrt{\frac{\mu}{R} \cdot \frac{r_0}{R}}$; $L_{нач}$ - это длина троса для первого участка развёртывания; a , b и c – безразмерные коэффициенты, вычисляются по формулам $a = V_{ex}^2 - \frac{2\mu}{R_{ex}}$, $b = 2\mu$ и $c = -(R_{ex} \cdot V_{ex} \cdot \cos(\theta_{ex}))^2$.

Методика определения параметров ОТС для задачи спуска СК на поверхность Земли включает в себя следующие этапы:

1. Из выражений (8, 9 и 10) вычисляется необходимая длина троса L .
2. Выбирается величина коэффициента k . Из выражения для k определяется r_n (11).
3. По формуле (12) вычисляется значение T_2 .
4. По формуле (13) определяется длительность спуска СК в атмосферу после окончания развёртывания ОТС.
5. Решается задача спуска СК в атмосфере и определяется точка приземления СК на поверхность Земли.
6. При необходимости корректируется время начала развёртывания ОТС.

Для задачи выведения МКА на целевые орбиты методика определения параметров ОТС включает в себя следующие этапы:

1. По выражениям (14) и (15) определяется L и θ_0 для I и II режимов развёртывания ОТС.
2. Выбирается режим с наименьшей необходимой длиной троса L .
3. Выбирается величина коэффициента k . Из выражения для k определяется r_n (11).
4. По формуле (16) вычисляется значение T_2 .
5. По выражению (17) определяется аргумент широты начала развёртывания ОТС u .

Таблица 1. Аналитическая модель для определения параметров спуска СК на поверхность Земли и выведения МКА на целевые орбиты при помощи ОТС

	Выражение	№ ф-лы
Спуск СК на поверхность Земли	$\Delta V = \sqrt{2 \cdot \mu \cdot \left(\frac{1}{R-L} + \frac{L \cdot (\cos(-0,5887 \cdot L - 39,072) - 1)}{R_{op}^2} - \frac{1}{\sqrt{R^2 + L^2 - 2 \cdot R \cdot L \cdot \cos(-0,5887 \cdot L - 39,072)}} \right)}$	8
	$V_{ex} = \sqrt{V_{op}^2 + \Delta V^2 - 2V_{op}\Delta V \cos(-\theta_{op}) + 2\mu \left(\frac{1}{R_{ex}} - \frac{1}{R-L} \right)}$	
	$\theta_{ex} = \arccos \frac{\sqrt{V_{op}^2 + \Delta V^2 - 2V_{op}\Delta V \cos(-\theta_{op})} \cdot R \cdot \cos \left(\theta_{op} - \frac{\Delta V}{V_{op}} \sin(-\theta_{op}) \right)}{\sqrt{(V_{op}^2 + \Delta V^2 - 2V_{op}\Delta V \cos(-\theta_{op})) + 2\mu \left(\frac{1}{R_{ex}} - \frac{1}{R-L} \right)} \cdot R_{ex}}$	9
	$V_{ex} = \sqrt{V_{op}^2 + \Delta V^2 - 2V_{op}\Delta V \cos(-\theta_{op}) + 2\mu \left(\frac{1}{R_{ex}} - \frac{1}{R-L} \right)}, \Gamma;$	10
	$k = \frac{r_n - L_{нач}}{L - L_{нач}};$	11
	$T_2 = 72,451 \cdot k^2 - 113,23 \cdot k - 0,000623 \cdot R + 45,45;$	12
	$t_{cn} = \left[\frac{1}{a} \left(\sqrt{aR^2 + bR + c} + \frac{b}{c\sqrt{-a}} \arcsin \frac{2aR + b}{\sqrt{b^2 - 4ac}} \right) \right]_{R_{ex}}^{R-L},$	13
Выведение МКА на целевые орбиты	$L = \frac{r_\pi + r_\alpha - 2 \cdot R + 54}{16,1} \text{ и}$	14
	$\theta_0 = \arcsin \left(16,1 \sqrt{\frac{r_\pi \cdot r_\alpha}{(r_\pi + r_\alpha + 14,1 \cdot R + 54) \cdot (15,1 \cdot r_\pi + 15,1 \cdot r_\alpha - 14,1 \cdot R - 54)}} \right) - \frac{\pi}{2};$	
	$L = \frac{r_\pi + r_\alpha - 2 \cdot R - 38,1}{0,92} \text{ и } \theta_0 = \arcsin \left(\frac{r_\alpha - r_\pi + 6,7}{13140} \right);$	15
	$T_2 = 60 \cdot k^2 - 93 \cdot k - 0,00046 \cdot R_{op} + 40,036;$	16
	$u = \omega_\pi + \theta_0 - \arccos \left[\frac{r_0 V_{op}'^2 \sin^2 \theta_0 - \mu}{\sqrt{(r_0 V_{op}'^2 - 2\mu)r_0 V_{op}'^2 \sin^2 \theta_0 + \mu^2}} \right] \cdot \text{sign}(\theta_0).$	17

В таблицах 2 и 3 представлены результаты расчётов по предложенной методике для спуска СК на поверхность Земли и выведения МКА на целевые орбиты.

Таблица 2. Результаты расчётов параметров ОТС и программного управления для спуска СК на поверхность Земли при помощи ОТС

Целевые параметры входа КА в атмосферу Земли			Параметры ОТС		Параметры программного управления ОТС	
Угол входа θ_{ex} , град.	Скорость входа в атмосферу V_{ex} , км/с	Высота орбиты КА R , км	Длина троса L , км	Длительность входа в атмосферу t , с	Длина троса, на которой осуществляется переключение r_n , км	Величина управляющего натяжения после переключения T_2 , Н
-1,5	7,77	250	33,93	865	29,29	1,43
-1,5	7,85	350	30,40	1461	26,29	1,35
-1,5	7,91	500	37,36	1904	32,20	1,26
-1,5	7,92	550	40,39	1999	34,78	1,23

Таблица 3. Результаты расчётов параметров ОТС и программного управления для выведения МКА на целевые орбиты при помощи ОТС

Целевые параметры МКА и КА			РЕЖИМ I Параметры ОТС			РЕЖИМ I Параметры программного управления ОТС	
Высота перигея орбиты МКА (h_π), км	Высота апогея орбиты МКА (h_α), км	Высота орбиты КА R_{op} , км	Длина троса L , км	Угол отклонения от локальной вертикали θ_0 , град.	Смещение аргумента перицентра орбиты МКА $\Delta\omega$, град.	Длина троса, на которой осуществляется переключение r_n , км	Величина управляющего натяжения после переключения T_2 , Н
382	640	360	22,11	0,62	-30,13	19,2	1,23
250	1000	268	47,7	22,98	-84,1	40,9	1,27
250	500	268	16,64	13,72	-86,87	14,5	1,27
500	1200	470	50,51	8,67	-73,36	43,4	1,18

ВЫВОДЫ И ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ

1. Определено влияние параметров и характеристик ОТС на безопасный увод СК от КА, в том числе и с учётом возможных ошибок начального отделения и внештатных ситуаций.
2. Разработана методика определения характеристик троса по экспериментальным данным, позволяющая с достаточной степенью достоверности определить характеристики модуля упругости и коэффициента демпфирования материала троса.
3. Получена оптимальная программа управления, позволяющая осуществлять выведение МКА на целевые орбиты и спуск СК на поверхность Земли с заданными параметрами входа в атмосферу.
4. Обобщены и систематизированы результаты исследований влияния параметров ОТС на развёртывание при спуске СК на поверхность Земли и при выведении МКА на целевые орбиты для различных длин троса и высот орбит.
5. На основании результатов численного моделирования построены аналитические модели расчёта параметров ОТС и программного управления при выведении МКА на целевые орбиты и при спуске СК на поверхность Земли при помощи ОТС.

6. Разработана методика синтеза параметров ОТС и программ управления развёртыванием для осуществления транспортных операций по спуску СК на поверхность Земли и выведению МКА на целевые орбиты при помощи ОТС с низкоорбитальных КА. Приведены примеры использования методики при выполнении описанных транспортных операций.

Основное содержание диссертации отражено в печатных работах:

в ведущих рецензируемых научных журналах, определенных Высшей аттестационной комиссией Министерства образования и науки Российской Федерации:

1. Ишков С. А., Шейников И. В. Определение параметров орбитальной тросовой системы, предназначенной для спуска малых капсул с орбиты [текст] / С. А. Ишков И. В. Шейников // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. т. 11, №5. – Самара, 2009. – С. 208-215.

в других изданиях:

2. Ishkov S. A., Sheynikov I. V. Identification of the Orbital Tether System Parameters for Small Subsatellites Deorbiting [текст] / S. A. Ishkov, I. V. Sheynikov // Proc. of IFAC Conference «Aerospace Guidance, Navigation and Flight Control Systems (AGNFCS-09)», Samara, Russia, June 30 - July 2, 2009.

3. Ишков С. А., Наумов С. А., Шейников И. В. Вопросы безопасности развёртывания орбитальных тросовых систем и возможные пути их решения [текст] / С. А. Ишков, С. А. Наумов, И. В. Шейников // Сб. тр. XIII научно–техн. семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов. – Самара, 2007. – С. 165-169.

4. Kruijff M. Sheinikov I. Ripstitching tests in ESTEC droptower report [Электронный ресурс] / M. Kruijff I. Sheinikov // YES2 Project documents, 2006, TN0051 - Режим доступа: <http://www.yes2.info/files>.

5. Ишков С. А., Шейников И. В. Экспериментальное определение механических свойств троса [текст] / С. А. Ишков, И. В. Шейников // Сб. тр. XII научно–техн. семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов. – Самара, 2006. – С. 114 – 117.

6. Ишков С. А., Шейников И. В., Наумов С. А. Вопросы безопасности и возможные пути их решения в орбитальных тросовых системах [текст] / С. А. Ишков, С. А. Наумов, И. В. Шейников // Проблемы и перспективы развития двигателестроения / Материалы докладов междунар. научн. - техн. конф. 21-23 июня 2006г. – Самара: СГАУ, 2006 – В 24. Ч. 2. – С. 78 – 79.

7. Sheinikov I. Tether properties [Электронный ресурс] / I. Sheinikov // YES2 Project documents, 2005, TN0049- Режим доступа: <http://www.yes2.info/files>.

Подписано в печать 19.11.2010. Формат 60×84/16, тираж 100 экз.

Отпечатано с готового оригинал-макета

443086, г. Самара, СГАУ, Московское шоссе, 34