

На правах рукописи

**Фефелов Денис Иванович**

МОДЕЛИРОВАНИЕ И АНАЛИЗ РАЗВЕРТЫВАНИЯ И СНИЖЕНИЯ С  
ОКОЛОЗЕМНОЙ ОРБИТЫ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ СО СПУСКАЕМОЙ  
КАПСУЛОЙ

Специальность 05.07.09 – Динамика, баллистика, управление движением  
летательных аппаратов

Автореферат диссертации на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Самара, 2007

Работа выполнена в Государственном образовательном учреждении высшего профессионального образования «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королева» (СГАУ) на кафедре информационных систем и технологий

*Научный руководитель* доктор технических наук, профессор  
*Заболотнов Юрий Михайлович*

*Официальные оппоненты:*

доктор технических наук, профессор *Горелов Юрий Николаевич*, проректор по научной работе Государственного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Самарский государственный университет»,  
доктор технических наук, профессор *Ишков Сергей Алексеевич*, директор института дополнительного и профессионального образования Государственного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королева»

*Ведущая организация:* ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»  
(г. Самара)

Защита состоится 27 сентября 2007г. в 12 часов на заседании диссертационного совета Д 212.215.04 при государственном образовательном учреждении высшего профессионального образования «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королева» по адресу: 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34, корпус 3А

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке СГАУ

Автореферат разослан «20» августа 2007г.

*Ученый секретарь*  
*диссертационного совета*  
*кандидат технических наук, доцент*

Прохоров А. Г.

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

*Актуальность темы.* В настоящее время космонавтике необходимы новые технологии, повышающие результативность проводимых в космосе работ и делающих космическую технику более эффективной. К таким технологиям относится разнообразное применение космических тросовых систем (ТС), над разработкой которых сейчас работают во многих странах мира. В связи с этим в механике космических ТС постоянно возникают новые задачи, требующие адекватного решения.

В диссертации под ТС понимается система, состоящая из одного тела с прикрепленным к нему тросом или двух тел, соединенных тросом. Это может быть основной космический аппарат (КА), находящийся на околоземной орбите и связанный тросом со спускаемой капсулой (СК); СК с прикрепленным к ней тросом; связка двух СК, отделившихся от основного КА.

Тросовые системы могут быть использованы для решения чрезвычайно широкого круга задач: возвращение на Землю СК, содержащей полезный груз; исследование гравитационного поля Земли; создание искусственной гравитации на КА, являющихся элементами вращающейся ТС; исследование ионосферы; съемка земной поверхности с более высоким разрешением; орбитальные маневры КА. За счет использования тросов, проводящих электрический ток, можно не только изменять высоту орбиты КА или космической станции, но и генерировать электроэнергию, необходимую для их работы. Существуют также проекты транспортных ТС, позволяющих поднимать грузы на орбиту и возвращать их обратно (космический лифт). Некоторые из этих задач были осуществлены (например, зондирование ионосферы реализовано в канадских проектах OEDIPUS A, OEDIPUS C). Другие, например космический лифт, пока невозможно реализовать. Тем не менее, есть задачи, которые реализуются уже сейчас. В сентябре 2007 года планируется запуск КА «Фотон-М3», на котором будет поставлен эксперимент в рамках проекта YES2 (Young Engineers Satellite - 2). В этом проекте участвует большое количество студентов, аспирантов и ученых из различных стран Европы. Основной задачей проекта является отработка технологии доставки с орбиты на Землю небольших грузов с использованием ТС. Эта задача достаточно важна, так как позволяет значительно ускорить получение необходимой информации. Например, с международной космической станции можно возвращать данные, полученные в результате экспериментов, и созданные там материалы сразу после их получения, не дожидаясь возвращения экипажа или грузового корабля на Землю.

Данная диссертация посвящена изучению разворачивания и снижения ТС с СК с базового КА, движущегося по околоземной орбите. Такой спуск значительно более экономичен, чем возвращение СК с тормозной двигательной установкой. Для капсулы достаточно механизма управления, который, регулируя натяжение, обеспечит разворачивание ТС, обрезание троса и спуск полезной нагрузки в заданном районе. Такая капсула не

требует коррекции движения с помощью двигательной установки и, следовательно, исключает затраты при выводе на орбиту самой установки и необходимого для ее работы количества топлива. Данная работа тесно связана с проектом YES2, так как одна из ее задач – независимая проверка результатов, полученных европейскими коллегами: предлагаемых законов управления и правильности выбора параметров ТС. Однако работа не ограничивается только проектом YES2, так как в ней проводятся также исследования, выходящие за рамки данного проекта: анализ влияния параметров тормозного механизма на его работу, изучение зависимости динамики ТС от модели взаимодействия с набегающим потоком.

Одним из самых важных элементов ТС, особенности работы которого существенно влияют на успех операции, является механизм управления развертыванием. Так, в совместной американо-японской серии тросовых экспериментов была недооценена сила трения в механизме управления. В результате при первом и втором эксперименте развертывание останавливалось после выпуска нескольких десятков метров троса. Поэтому был переделан механизм управления, чтобы добиться желаемого результата.

В данной работе построена математическая модель работы механизма управления развертыванием тросовой системы вместе с СК. Моделирование движения ТС с учетом работы управляющего механизма позволяет осуществить правильный выбор его параметров, соответствующих характеристикам СК и троса.

Таким образом, моделирование движения космической ТС, предназначенной для спуска с орбиты полезного груза, и выбор на этой основе значений параметров ТС из условия достижения заданных целей космической операции, является актуальной.

ТС рассматривается как система с распределенными параметрами. Трос считается не проводящим электрический ток, весомым и растяжимым. Механизм управления развертыванием может только изменять натяжение троса, но не может втягивать его обратно. Длина размотанного троса, скорость размотки и сила натяжения считаются измеряемыми параметрами и учитываются механизмом управления.

Моделирование движения ТС как системы с распределенными параметрами требует решение системы большого числа дифференциальных уравнений. Задача осложняется большой жесткостью системы, что приводит к значительным вычислительным трудностям. Это особенно проявляется при моделировании процесса развертывания ТС. В результате необходим поиск численных методов, позволяющих решать такого рода задачи. В работе построен явный метод пятого порядка точности, позволяющий справиться с возникающими при моделировании трудностями.

**Целью работы** является разработка методики моделирования движения космической тросовой системы со спускаемой капсулой как системы с распределенными параметрами, определение значений параметров тросовой системы и механизма управления, обеспечивающих наибольший (по

модулю) угол входа в плотные слои атмосферы для уменьшения рассеивания точек посадки.

**Методы исследования.** При разработке математической модели движения тросовой системы, задании действующих сил, построении численного метода интегрирования и оценке погрешностей моделирования использовались классические методы механики, математики и численного анализа, а также методы и подходы, развитые В. В. Белецким, Е. М. Левиным, Ф. Дигнатом, В. Шиленом, M. L. Cosmo, E. C. Lorenzini и др.

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

1. Разработана математическая модель движения разворачиваемой космической ТС с СК с переменным количеством дискретных элементов и с учетом работы тормозного механизма.
2. Построен явный численный метод пятого порядка точности, позволяющий моделировать с заданной точностью разворачивание ТС и ее свободное движение при спуске с орбиты после обрезания троса около КА.
3. Проведен анализ параметров капсулы и троса и особенностей работы управляющего механизма на процесс разворачивания ТС.
4. Проведен анализ характеристик капсулы и троса на условия входа СК в атмосферу.

**Практическая значимость.** Результаты моделирования движения ТС с СК включены в заключительные материалы эскизного проекта YES2 Европейского космического агентства.

Результаты исследования позволяют целенаправленно изменять параметры троса, СК и механизма управления разворачиванием, добиваясь требуемого поведения ТС во время разворачивания и необходимых значений параметров входа СК в атмосферу.

Разработанное программное обеспечение позволяет исследовать различные аспекты движения и разворачивания ТС и по получаемым результатам сравнивать разные законы управления для уменьшения ошибок управления и увеличения угла входа центра масс (ЦМ) ТС в атмосферу.

**Результаты работы, выносимые на защиту:**

1. Конечно-элементная математическая модель движения ТС с СК, позволяющая исследовать ее пространственное движение с учетом гравитационных, аэродинамических, упругих и диссипативных сил.
2. Численный метод интегрирования пятого порядка точности с переменным шагом, предназначенный для моделирования движения ТС с заданной точностью.
3. Параметрические исследования и результаты моделирования процесса разворачивания ТС с СК.
4. Параметрические исследования и результаты моделирования свободного движения ТС до входа в плотные слои атмосферы.
5. Рекомендации по выбору проектных параметров ТС и тормозного механизма для реализации задачи спуска капсулы с полезной нагрузкой на поверхность Земли.

**Апробация результатов исследования.** Основные научные положения и результаты работы докладывались и обсуждались на Российско-европейской летней аэрокосмической школе (г. Самара, 2004 г.), XII Всероссийском научном семинаре по управлению движением и навигации летательных аппаратов (г. Самара, 2005 г.), первой и второй Всероссийских научных конференциях «Математическое моделирование и краевые задачи» (г. Самара, 2004, 2005 гг.), Международной европейской конференции по аэрокосмическим наукам (EUCASS, г. Москва, 2005 г.).

**Публикации.** Результаты исследований опубликованы в пяти печатных работах, в том числе в двух журналах, рекомендованных ВАК, [4,5] в приведенном списке работ.

**Структура, объем и содержание диссертации.** Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения, трех приложений и списка литературы. Объем диссертации составляет 131 страницу.

## СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

**Во введении** дается общая характеристика задачи, обосновывается ее актуальность, научная новизна и практическая ценность; формулируется цель работы; описывается содержание глав диссертации.

**В первой главе** проводится аналитический обзор основных работ отечественных и зарубежных авторов, посвященных космическим тросовым системам. На основании этого обзора выделен круг вопросов, требующих дополнительного исследования.

Особое внимание уделено сравнению используемых математических моделей. Установлено, что большинство авторов используют весьма упрощенные модели, не учитывающие, например, такие факторы, как наличие атмосферы, весомость и растяжимость троса. Однако наряду с такими моделями существуют и более сложные. Среди них, в первую очередь, следует выделить модель в частных производных, предложенную В. В. Белецким и Е. М. Левиным. Это наиболее полная математическая модель, которая однако приводит к значительным вычислительным затратам при ее реализации. Другой моделью, отличающейся значительной сложностью, является конечно-элементная модель, разработанная Ф. Дигнатом и В. Шиленом. При увеличении количества элементов точность этой модели приближается к точности модели в частных производных. Однако для получения адекватных результатов достаточно иметь значительно меньшее число элементов. Недостатком этой модели является то, что она не учитывает влияние атмосферы на движение ТС, что допустимо только на высотах более 400 км.

Описываются основные этапы спуска груза с орбиты:

1. **Развертывание.** Начинается с отделения СК от КА, с последующим увеличением расстояния между ними и остановкой при достижении некоторой заданной длины троса (в работе длина развернутого троса составляла 30 км). В работе этот этап делится на три стадии. Первая стадия включает в себя отвод СК на расстояние в несколько километров и

стабилизацию связки относительно локальной геовертикали. Это обеспечивает безопасность КА при малых расстояниях между ним и СК. Вторая стадия – ускоряющееся разматывание троса. Третья стадия – торможение и завершение разворачивания.

2. *Маятниковое движение.* Этот этап наступает после завершения разворачивания ТС и заключается в том, что капсула с тросом возвращаются к локальной геовертикали в плоскости орбиты. При этом скорость СК уменьшается.
3. *Свободное движение капсулы с тросом (или отдельно капсулы и троса) до достижения плотных слоев атмосферы (100 км).*
4. *Спуск капсулы в атмосфере на поверхность Земли.* Данный этап в работе не рассматривается.

На основании проведенного анализа сформулированы основные задачи, решаемые в работе.

**Во второй главе** описана разработанная математическая модель ТС, которая предназначена для описания движения космической тросовой системы фиксированной длины. Уравнения пространственного движения системы записываются в геоцентрической системе координат. ТС рассматривается как система  $N$  материальных точек, связанных между собой упругими связями, моделирующими гибкий трос. Модель учитывает гравитационные и аэродинамические силы, силы упругих связей между точками системы и демпфирование вследствие потерь энергии при деформации в материале троса. Для определения гравитационных сил используется модель центрального поля притяжения:

$$\vec{F}_{G_i} = -M_E \cdot \gamma \cdot m_i \frac{\vec{r}_i}{r_i^3},$$

где  $M_E$  - масса Земли,  $\gamma$  - гравитационная постоянная,  $m_i$  и  $\vec{r}_i$  – соответственно масса и радиус-вектор  $i$ -ой точки системы ( $r_i$  - модуль вектора  $\vec{r}_i$ ).

Плотность используемой модели атмосферы зависит только от высоты. При расчете аэродинамических сил каждый участок между точками системы представляется как цилиндр, диаметр которого равен диаметру троса, а длина равна расстоянию между точками. При определении аэродинамических сил используется теория свободномолекулярного потока. Аэродинамические характеристики троса при его движении в потоке разреженного газа зависят от характера взаимодействия молекул набегающего потока с поверхностью тела. Существуют два предельных случая такого взаимодействия: диффузное отражение и зеркальное отражение.

При диффузном отражении аэродинамическая сила  $\vec{F}_{Ri}$  имеет лишь составляющую в направлении скорости набегающего потока (силу лобового сопротивления), которая для  $i$ -ого элементарного цилиндра определяется следующим образом:

$$\vec{F}_{Ri} = -\frac{\rho_i \cdot C_i}{2} S_i \cdot V_{ci} \cdot \vec{V}_{ci} \cdot \sin \alpha_i,$$

где  $\vec{V}_{ci}$  – скорость центра симметрии цилиндра ( $V_{ci}$  – модуль вектора  $\vec{V}_{ci}$ ),  $C_i = 2,2$  – коэффициент силы аэродинамического сопротивления цилиндра,  $S_i = DL_i$  – характерная площадь,  $D$  – диаметр троса,  $\rho_i$  – плотность атмосферы,  $L_i$  – длина цилиндра,  $\alpha_i$  – угол атаки цилиндра.

При зеркальном отражении аэродинамическая сила  $\vec{F}_{Ri}$  перпендикулярна оси симметрии цилиндра и имеет относительно вектора скорости две составляющие: силу лобового сопротивления и аэродинамическую подъемную силу, а ее абсолютная величина вычисляется следующим образом

$$F_{Ri} = \frac{\rho_i \cdot C_i}{2} S_i \cdot V_{ci}^2 \cdot \sin \alpha_i,$$

$$F_{Rix} = -\frac{F_{Ri}}{\sqrt{1 + \left( \frac{a}{L_{iz}} (L_{ix} - a \cdot L_{iy}) \right)^2}}, \quad F_{Riy} = a F_{Rix}, \quad F_{Riz} = -\frac{F_{Rix} L_{ix} + F_{Riy} L_{iy}}{L_{iz}},$$

где  $\vec{C}_i = \vec{L}_i \times \vec{V}_{ci}$ ,  $a = -\frac{L_{iz} C_{ix} - C_{iz} L_{ix}}{L_{iz} C_{iy} - C_{iz} L_{iy}}$ . Сила  $F_{Ri}$  приложена в центре симметрии цилиндра. На каждую из точек, расположенных на концах цилиндра, приходится половина этой силы.

Для определения силы упругости троса используется закон Гука, предполагающий линейную зависимость силы от растяжения. Исходя из этого, можно записать силу, действующую на точку  $i$  со стороны точки  $i-1$ , в виде (такая же по абсолютной величине, но противоположная по направлению сила действует на точку  $i-1$  со стороны точки  $i$ ):

$$\vec{T}_i = -k \cdot a_i \cdot \frac{L_i - L_{0i}}{L_{0i}} \cdot \frac{\vec{L}_i}{L_i},$$

где  $k = E \cdot A$  – коэффициент жесткости,  $E$  – модуль Юнга,  $A$  – площадь поперечного сечения троса;  $L_{0i}$  и  $L_i = |\vec{L}_i| = |\vec{r}_i - \vec{r}_{i-1}|$  – соответственно длина элемента троса в нерастянутом и растянутом состоянии;  $a_i$  – безразмерный коэффициент, равный нулю или единице. Коэффициент  $a_i = 0$  для концевых тел ( $i=1$  или  $i=N+1$ ) и при выполнении условия:  $L_i < L_{0i}$ . В остальных случаях  $a_i = 1$ .

Для описания демпфирования используется линейная модель трения:

$$\vec{D}_i = -k_d \frac{\vec{V}_{li} \cdot \vec{L}_i}{L_i} \frac{\vec{L}_i}{L_i},$$

где  $k_d$  – коэффициент демпфирования троса,  $\vec{V}_{li}$  – относительная скорость точек. В случае гистерезисного трения имеем  $k_d = \frac{E \cdot A}{L_i \cdot \omega_i} \cdot \eta$ , где  $\eta$  – коэффициент потерь в материале,  $\omega_i$  – оценка частоты колебаний элементарного цилиндра.



В результате движение тросовой системы описывается системой дифференциальных уравнений первого порядка:

$$\begin{aligned} \vec{y}_i'(t) &= f(\vec{y}_i), \\ \text{при } \vec{y}_i(t_0) &= \vec{y}_{i0}, i=1,2,\dots,N, \end{aligned} \quad (1)$$

где  $\vec{y}_i = \begin{pmatrix} \vec{r}_i \\ \vec{v}_i \end{pmatrix}$ ,  $f(t, y_i) = \begin{pmatrix} \vec{V}_i \\ M_i^{-1} \cdot \vec{F}_i \end{pmatrix}$ ,  $M_i$  - масса точки,  $\vec{F}_i = \vec{F}_{Gi} + \vec{F}_{Ri} + \vec{T}_i - \vec{T}_{i+1} + \vec{D}_i$  - сила, действующая на  $i$ -й элемент системы.

Проверка адекватности модели (1) была проведена на модельных задачах: моделировались движения пружинного и физического маятников с упругим тросом как систем с распределенными параметрами. При решении этих задач модель показала быструю сходимость к некоторому «точному» решению по мере увеличения числа элементов.

Приведен построенный для данной работы явный численный метод пятого порядка точности с переменным шагом. Он представляет собой вложенную пару явных методов Рунге-Кутты-Нюстрема 4-го и 5-го порядков точности. Вложенность методов позволяет произвести оценку локальной погрешности интегрирования на каждом шаге, что используется в алгоритме изменения шага интегрирования. При сравнении с другими методами предложенный метод обеспечил наименьшие отклонения энергии от начального значения для модельных задач. Проведено сравнение построенного метода с известными методами по правилу Рунге на примере моделирования свободного движения ТС с капсулой, показавшее, что предложенный метод обеспечивает либо меньшую погрешность интегрирования, либо значительно меньшее время интегрирования при сравнимой погрешности.

**В третьей главе** проводится анализ процесса разворачивания ТС. Для этого построена модель механизма управления разворачиванием, используемого в проекте YES2. Считается, что механизм работает дискретно: включается, совершает поворот на некоторый угол, после чего выключается. Трос соскальзывает с цилиндра механизма управления под действием силы упругости, возникающей в первом элементе троса. Исходя из предположения, что скорость разворачивания ТС равна скорости скольжения троса по валу механизма, выведена следующая зависимость управляющей силы от угла поворота механизма  $\varphi$ :

$$F_{\text{упр}} = \begin{cases} T_0 e^{\mu\varphi} + \rho V_{\text{депл}}^2 (e^{\mu\varphi} - 1) + e^{\mu\varphi} \left[ \int_0^{\varphi} \frac{\rho a_{\tau} R \sqrt{H^2 + (Rx + 2b)^2}}{(Rx + 2b)} e^{-\mu x} dx \right], \text{при } \varphi > 0 \\ T_0, \text{при } \varphi = 0 \end{cases}, \quad (2)$$

где  $T_0$  - величина, характеризующая силы трения, действующие на трос до его попадания на вал механизма;  $\rho$  - погонная масса троса;  $\mu$  - коэффициент трения троса о вал;  $a_{\tau}$  - составляющая ускорения скольжения троса по поверхности вала, направленная вдоль троса;  $R$  - радиус вала;  $V_{\text{депл}}$  - скорость разворачивания ТС;  $x$  - переменная интегрирования.

Исследовано влияние коэффициента трения  $\mu$  троса о вал на управляющую силу и показано, что даже небольшие изменения коэффициента трения существенно влияют на управляющую силу при больших углах намотки  $\varphi$ . Учитывая, что при разворачивании этот угол значительную часть времени находится в диапазоне 30-50 рад, неточность знания коэффициента трения может привести к серьезным ошибкам управления.

Математическая модель ТС, рассмотренная в главе 2 доработана с учетом изменения числа элементов по мере выпуска троса и с учетом воздействия механизма управления, что позволяет исследовать разворачивание ТС. К силам, действующим на ТС постоянной длины, добавлена сила, создаваемая механизмом управления  $F_{ynp}$ . В систему дифференциальных уравнений (1) добавлены еще два уравнения:

$$\frac{dV_{depl}}{dt} = \frac{F_{depl}}{M_{depl}}, \quad \frac{dL_{depl}}{dt} = V_{depl}. \quad (3)$$

Здесь  $L_{depl}$  - длина выпущенной части первого элемента троса (принимается за нерастянутую длину первого элемента);  $V_{depl}$  - скорость разворачивания ТС (поскольку механизм не может втягивать трос, то на скорость разворачивания накладывается ограничение  $V_{depl} \geq 0$ );  $F_{depl} = T_1 - F_{ynp}$  - сила, которая обеспечивает разворачивание тросовой системы (сила  $F_{depl}$  считается равной нулю, если  $T_1 < F_{ynp}$  и  $V_{depl} = 0$ );  $T_1$  - сила упругости в первом элементе троса;  $F_{ynp}$  - управляющая сила, которая находится из соотношения (2);  $M_{depl} = M_t + M_I$  - эквивалентная масса тормозного механизма, которая складывается из массы троса  $M_t$ , находящегося в устройстве управления, и некоторой постоянной величины  $M_I$ , характеризующей работу элементов, измеряющих скорость разворачивания и силу натяжения и предотвращающих соскальзывание троса в случае его провисания.

Необходимое изменение управляющей силы определяется следующим образом

$$\Delta F_{ynp} = k_L(L - L_p) + k_V(V_{depl} - V_p),$$

где  $V_p$  и  $L_p$  - программные значения скорости и длины троса,  $L$  - нерастянутая длина выпущенной части троса,  $V_{depl}$  - скорость разворачивания ТС,  $k_L$  и  $k_V$  - коэффициенты обратной связи, которые подбираются для обеспечения эффективного управления разворачиванием ТС. Требуемый для изменения управляющей силы поворот управляющего механизма предложено оценивать по формуле:

$$\Delta\varphi = \frac{1}{\mu} \cdot \ln\left(\frac{\Delta F_{ynp}}{F_{ynp} + \rho V_{depl}^2} + 1\right),$$

где  $V_{depl}$  - скорость разворачивания ТС.

Проведено численное моделирование процесса разворачивания ТС по различным номинальным программам разворачивания с учетом обратной связи по ошибкам управления и без нее. Одна из программ предложена в рамках проекта YES2, вторая разработана в Самарском государственном аэрокосмическом университете С.А. Наумовым.

Исследовано влияние атмосферы, массы СК, параметров работы управляющего механизма на процесс разворачивания ТС. На рисунке 1 показана зависимость проекции аэродинамической силы на линию КА-СК от угла  $\alpha$  между тросом и орбитальной скоростью ЦМ троса.

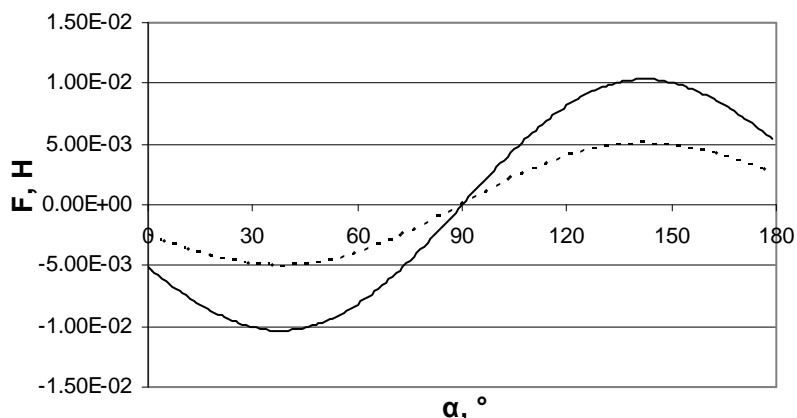


Рисунок 1 – Величина проекции аэродинамической силы на высотах 300 км (-----) и 268 км (—)

Из рисунка следует, что если трос отклонен от геовертикали по направлению движения, то разворачивание тормозится (отрицательные значения), а при отклонении в противоположную сторону оно ускоряется. Поэтому сила аэродинамического сопротивления может по-разному влиять на процесс разворачивания ТС в зависимости от реализуемой номинальной программы разворачивания.

Влияние массы СК на процесс разворачивания ТС также заметно (рисунок 2), хотя ее масса значительно меньше массы КА. На рисунке 2 ось ординат  $y$  совпадает с локальной геовертикалью, а ось абсцисс  $x$  перпендикулярна ей, лежит в плоскости орбиты и направлена по направлению движения КА, начало координат совпадает с ЦМ КА. Во время первой стадии разворачивания, когда СК играет основную роль, значительно превосходя трос по массе и площади поперечного сечения, капсулы с меньшей массой подвергаются максимальному воздействию сил аэродинамического сопротивления (рисунок 2а). На более тяжелых капсулах это воздействие сказывается меньше. Во время дальнейшего разворачивания различия между траекториями менее заметны (рисунок 2б) и графики практически совпадают.

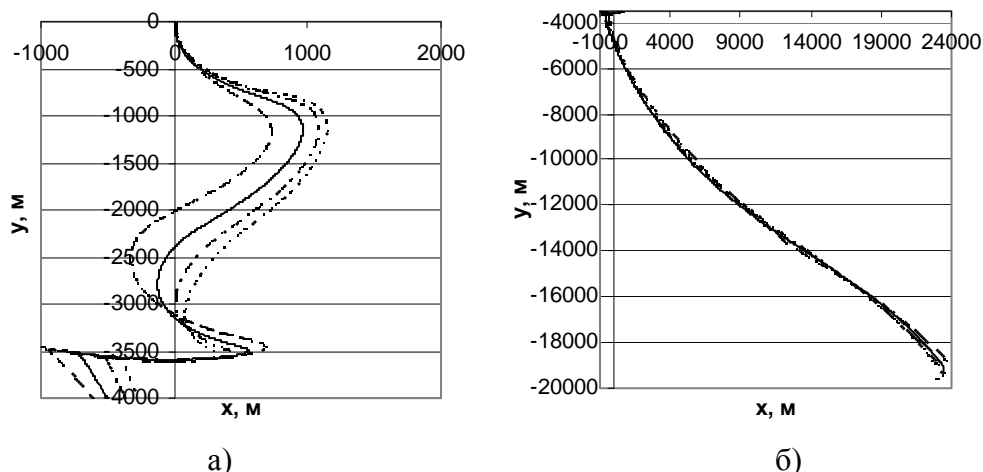


Рисунок 2 – Траектория СК относительно КА при различной массе СК на первой (а), второй и третьей (б) стадиях развертывания (----- 6 кг, — 12 кг, - - - 20 кг, ..... 30 кг)

Исследовано влияние на процесс развертывания инерционности (масса  $M_I$ ) механизма управления. Заданную инерционность механизма легко обеспечить, пропустив выпускаемый трос между двумя вращающимися колесиками. Из рисунков 3 и 4 следует, что для большого диапазона значений инерционности (от одного грамма до 0,5 кг) траектории капсулы практически совпадают. Выделяются два случая - механизмы с очень маленькой и очень большой инерционностью.

При очень малой инерционности механизма управления (менее одного грамма) развертывание не удастся удержать в рамках заданной программы, так как начинается неконтролируемый сход троса с катушки.

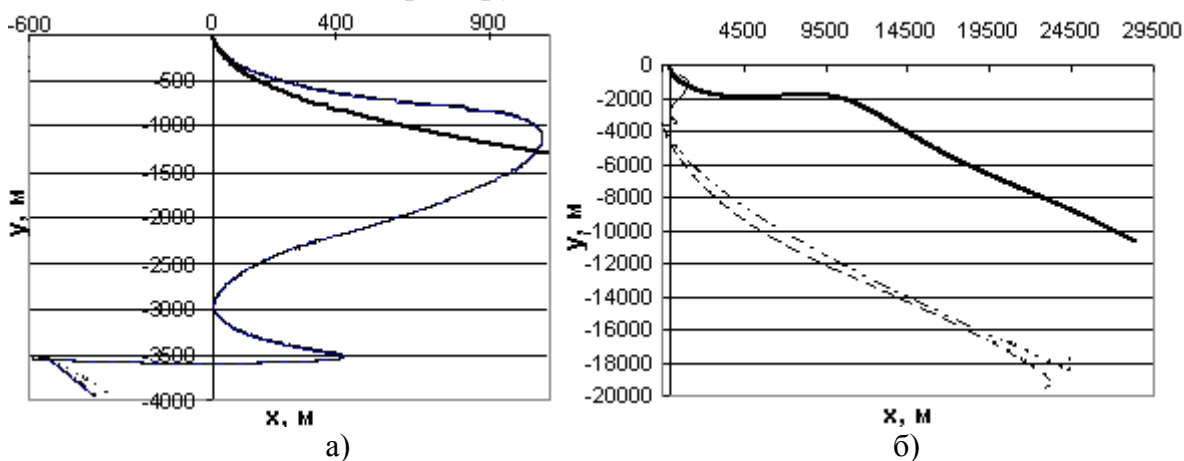


Рисунок 3 – Траектория СК относительно КА для различной инерционности управляющего механизма на первой (а) и на всех трех (б) стадиях развертывания (----- 10 кг, — — 0,5 кг; — 0,05 кг; ..... 0,001 кг; — 0,0001 кг)

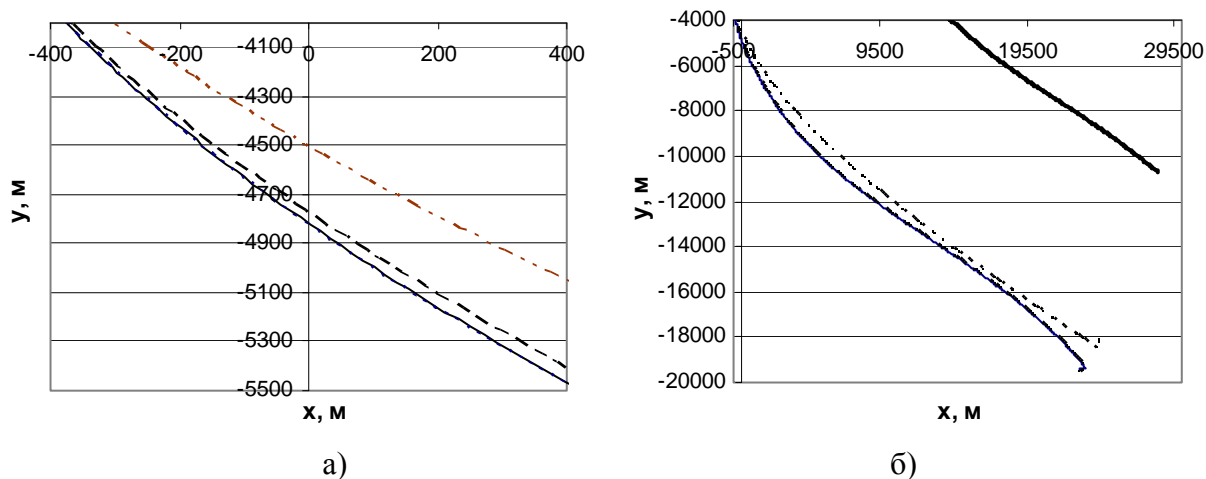


Рисунок 4 – Детализированные участки траектории СК относительно КА в начале второй стадии (а) и конце (б) развертывания (обозначения соответствуют рисунку 3)

Для механизма с большой инерционностью резко уменьшаются временные затраты на интегрирование, что является признаком уменьшения частот колебаний в системе. Следовательно, большая инерционность позволяет гасить колебания в ТС во время развертывания, поскольку скорость развертывания меняется более плавно и, следовательно, нет скачков силы натяжения. Однако у механизмов с большой инерционностью замедляется реакция системы управления, что затрудняет выполнение номинальной программы развертывания, требующей быстрого изменения скоростей развертывания.


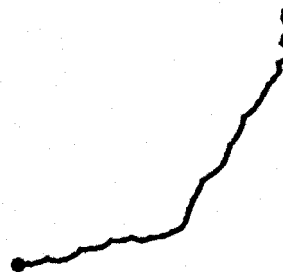
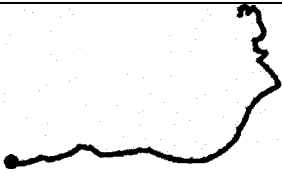
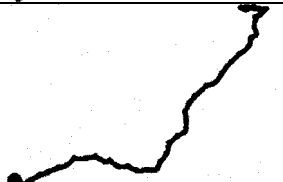
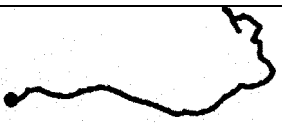
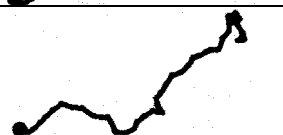

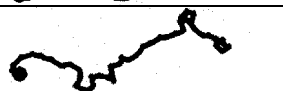
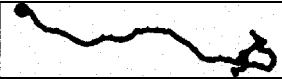

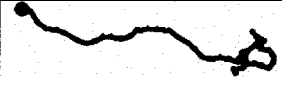

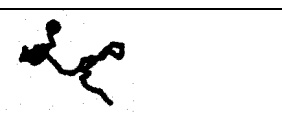
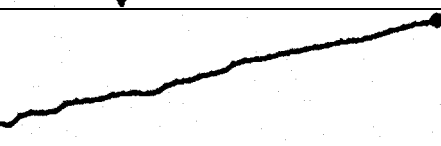
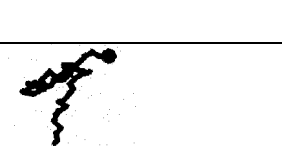
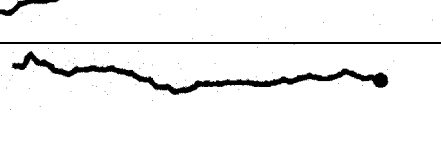
Проведен анализ влияния параметров работы (дискретности включения механизма и продолжительности его работы) управляющего механизма на точность развертывания ТС. Показано, что при их обоснованном выборе ошибки управления не превосходят допустимых значений для всех рассмотренных номинальных программ развертывания. В качестве рекомендованных значений предложены дискретность не менее 10 Гц и продолжительность включения не менее 0,05 секунды.

**В четвертой главе** проведено исследование снижения СК с тросом после обрезания последнего около КА. Моделирование осуществлялось до достижения центром масс системы высоты 100 км (высота условной границы атмосферы).

При движении СК вместе с тросом исследовалось изменение конфигураций механической системы. Если в момент обрезания трос ориентирован по прямой, близкой к локальной вертикали, то затем верхняя его часть уходит вперед, что обусловлено ее большей начальной скоростью. Постепенно под действием сил натяжения общие размеры системы уменьшаются, трос перестает быть натянутым и приближается к капсуле. На высоте ниже 200 км (после 800 секунд полета) начинает проявляться разница в конфигурациях тросовой системы (таблица 1). В результате при диффузном отражении трос полностью оказывается позади капсулы, выполняя роль аэродинамического стабилизатора. При зеркальном отражении на конечном этапе снижения также заметно выдвигание СК вперед, однако ТС не успевает развернуться, как в случае диффузного отражения. Поэтому можно

говорить о том, что использование как первой модели, так и второй приводит к одному качественному результату: аэродинамической стабилизации ТС при входе в атмосферу.

Таблица 1 - Сравнение конфигураций ТС при различных моделях аэродинамических сил

Время, с	Модель зеркального отражения	Модель диффузного отражения
800		
900		
1000		
1100		
1210		
1250		
1296		
Конец (1307 с., 1312 с.)		

Установлено, что использование совместного снижения троса с СК ведет к более крутому входу ТС в атмосферу. Исследованы гипотетические случаи, когда в момент обрезания троса к нему прикрепляется верхнее концевое тело с большой характерной площадью (аэродинамический стабилизатор) или большой массой (гравитационный стабилизатор) и влияние этих тел на траекторию движения ТС до момента входа в атмосферу. Полученные результаты представлены в таблице 2.

Таблица 2 - Сравнение значений параметров входа ЦМ ТС в атмосферу (высота 100 км)

	Капсула с тросом		Только капсула	Гравитационная стабилизация		Аэродинамическая стабилизация	
	Дифф.	Зерк.		Дифф.	Зерк.	Дифф.	Зерк.
<b>Время спуска, с</b>	фшд	1307	1287	1469	1540	1301	1312
<b>Скорость входа, м/с</b>	7087	6873	7856	7008	7242	6916	6813
<b>Угол входа, град</b>	-1,88	-1,98	-1,33	-1,83	-1,99	-2,05	-2,48

Исследовано влияние модуля Юнга материала троса на спуск ТС. Трос с меньшим модулем Юнга обеспечивает более быстрый спуск, меньшую скорость и больший угол входа в атмосферу (рис.5).

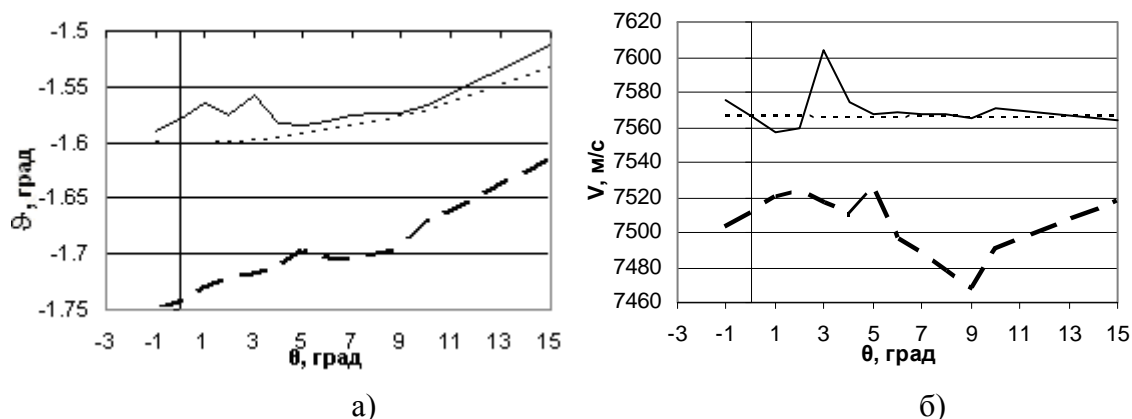


Рисунок 5 - Угол входа  $\varphi$  (а) и скорость входа  $V$  (б) центра масс ТС в атмосферу в зависимости от начального угла между тросом и вертикалью  $\theta$  для тросов различной жесткости (—  $E=10^8$  Па, —  $E=10^{10}$  Па, - - -  $E=10^{12}$  Па)

Исследовано влияние массы капсулы и диаметра троса на спуск ТС. Анализ показал, что ТС с более легкой СК быстрее теряет скорость. Также установлено, что даже незначительное увеличение диаметра троса может значительно изменить конфигурацию ТС и параметры входа в атмосферу (таблица 3, рисунок 6).

Таблица 3 - Сравнение параметров входа ЦМ ТС в атмосферу для тросов различного диаметра

Диаметр троса, мм	Время спуска, с	Скорость входа, м/с	Угол входа $\varphi$ , град.
0,50	1437	7565	-1,58
0,75	1428	7526	-1,63
1,00	1419	7449	-1,69

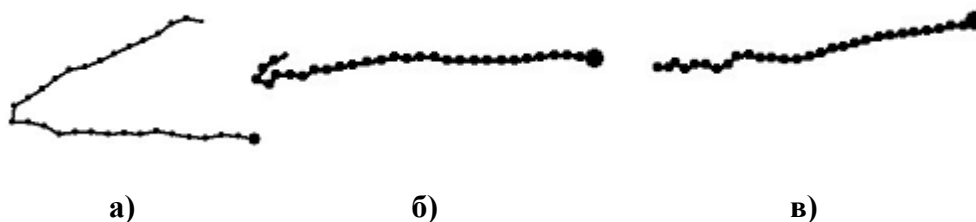


Рисунок 6 - Конфигурации ТС при входе в атмосферу для капсулы массой 20кг, диаметр троса а) 0,50 мм, б) 0,75 мм, в) 1,00 мм

## ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ

1. Разработана дискретная математическая модель для моделирования движения космической тросовой системы при ее разворачивании и на участке свободного движения при спуске капсулы с околоземной орбиты.
2. Построен численный метод интегрирования пятого порядка точности с переменным шагом интегрирования, обеспечивающий наименьшую погрешность расчетов при моделировании движения тросовой системы.
3. Получена математическая модель работы механизма управления, применяемого в проекте YES2, и показано, что учет особенностей его работы

является обязательным при проектировании системы управления тросовой системы.

4. Определены основные параметры механизма управления, выбор значений которых позволяет обеспечить требуемое развертывание тросовой системы.

5. Определены значения параметров дискретной работы механизма управления, обеспечивающие развертывание тросовой системы с капсулой для рассмотренных номинальных программ управления.

6. Показано, что при совместном спуске троса и спускаемой капсулы трос играет роль аэродинамического стабилизатора.

7. Проанализировано влияние характеристик троса и спускаемой капсулы на процесс развертывания тросовой системы и на ее снижение после обрезания троса и показано, что к большему по модулю углу входа системы в атмосферу приводит: совместный спуск капсулы и троса, использование тросов с меньшей жесткостью, использование тросов большего диаметра.

Материалы диссертации опубликованы в следующих работах:

1. Заболотнов Ю.М., Фефелов Д.И. Математическая модель движения тросовой системы с распределенными параметрами. // Математическое моделирование и краевые задачи. Серия: Моделирование и оптимизация динамических систем и систем с распределенными параметрами. СамГТУ, 2004. с. 86-88.

2. Заболотнов Ю.М., Фефелов Д.И. Выбор метода решения системы ОДУ при моделировании развертывания тросовой системы как системы с распределенными параметрами. // Математическое моделирование и краевые задачи. Серия: Моделирование и оптимизация динамических систем и систем с распределенными параметрами. СамГТУ, 2005. с. 103-106.

3. Фефелов Д.И. Моделирование развертывания тросовой системы и движения легкой капсулы с тросом на внеатмосферном участке спуска с орбиты // Сб. трудов 12 Всероссийского научно-технического семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов. Самара: СГАУ, 2005. - с.131–136.

4. Заболотнов Ю.М., Фефелов Д.И. Выбор численного метода для моделирования движения тросовой системы со спускаемой капсулой // Наука производству. - 2006. - № 6. - с.53–54.

5. Заболотнов Ю.М., Фефелов Д.И. Динамика движения капсулы с тросом на внеатмосферном участке спуска с орбиты // Известия СНЦ РАН. - 2006. – Т8. - № 3. - с.841–848.

---

Подписано в печать 07.08.2007. Формат 60x84/16

Усл. печ. л. 1,00. Тираж 100 экз.

---

Отпечатано с готовых оригинал-макетов СГАУ  
в типографии АНО «Издательство СНЦ РАН»