

На правах рукописи

УДК 629.78.015

Симонов Александр Владимирович

**Методика оптимизации экспедиции
в Главный пояс астероидов
с использованием орбиты ожидания у Марса**

Специальность 05.07.09

«Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов»

Автореферат

диссертации на соискание ученой степени

кандидата технических наук

Химки, Московская область

2013

Работа выполнена в Федеральном государственном унитарном предприятии «Научно-производственное объединение им. С.А.Лавочкина»

Научный руководитель: кандидат технических наук
Суханов Константин Георгиевич

Официальные оппоненты: доктор технических наук, профессор
Московского авиационного института
(национального исследовательского
университета, МАИ)
Константинов Михаил Сергеевич

доктор физико-математических наук,
заместитель директора по научной работе
Федерального бюджетного учреждения
науки Института прикладной математики
им. М.В.Келдыша РАН
Боровин Геннадий Константинович

Ведущая организация Федеральное государственное бюджетное
учреждение науки Институт космических
исследований Российской академии наук
(ИКИ РАН)
117997, г. Москва, ул. Профсоюзная 84/32

Защита состоится 13 июня 2013 года в 15:00 на заседании диссертационного совета Д 212.125.12 в Московском авиационном институте (национальном исследовательском университете, МАИ) по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Московского авиационного института (национального исследовательского университета, МАИ) по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4.

Автореферат разослан 7 мая 2013 г.

Отзывы, заверенные печатью, просьба высылать по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4, МАИ, Ученый совет МАИ.

Ученый секретарь диссертационного совета Д 212.125.12,
кандидат технических наук, доцент

В.В.Дарнопов

Общая характеристика работы

Актуальность темы диссертационной работы. В настоящее время известны различные схемы полета для достижения Главного пояса астероидов. К ним относятся прямой полет от Земли к малому телу; и использование гравитационных облётов планет, включая Землю; попутный облёт астероида при полёте к телам Солнечной системы и другие. Полет в Главный пояс астероидов при любой из перечисленных схем требует больших затрат энергии, так как для доставки КА с научной аппаратуры приемлемой массы используются средства выведения тяжелого класса. В связи с этим незначительная экономия на массе рабочего тела (менее одного-двух процентов от общей массы космического аппарата) позволяет существенно увеличить массу комплекса целевой аппаратуры. Подобная экономия может быть получена в результате выбора приемлемой схемы полета с последующей оптимизацией ее характеристик.

Наряду со схемами прямого полета к астероидам, возможно применение схемы с использованием орбиты ожидания у Марса. С первого взгляда создается впечатление, что они не будут энергетически выгоднее прямого полета. Действительно, увеличивается количество активных маневров, схема полета не соответствует гомановской, которая в данном случае как бы должна являться оптимальной по затратам характеристической скорости.

Однако при изучении схемы с использованием высококруговой орбиты ожидания в работе Л. Б. Ливанова в упрощенной постановке отмечена принципиальная возможность энергетического выигрыша полетов к Главному поясу астероидов через орбиту искусственного спутника Марса по сравнению с прямыми полетами Земля – астероид.

Однако данные предположения и полученные предварительные результаты требуют более детального обоснования на основе применения научно обоснованных методов и методик. В соответствии с этим тема диссертационной работы, посвященная разработке методики синтеза и оптимизации траекторий полета к Главному поясу астероидов с использованием орбит искусственного спутника Марса, является актуальной.

Таким образом, **целью диссертационной работы** является сокращение энергетических затрат при разработке схемы полета КА к Главному поясу астероидов, обеспечивающее увеличение требуемой массы целевой аппаратуры КА и расширение его функциональных возможностей.

Для достижения поставленной цели в работе решается **научная задача**: разработать методику оптимизации траекторий полета к Главному поясу астероидов с использованием орбит искусственного спутника Марса, обеспечивающих энергетический выигрыш по сравнению со схемами прямого перелета.

Данная задача направлена на повышение существующего на сегодняшний момент уровня методик разработки и оптимизации параметров схем полета в части использования орбиты ожидания около промежуточной планеты при

полете к небесному телу, представляющего собой основную цель экспедиции. Ее решение приводит к сокращению энергетических затрат на экспедицию с последующим увеличением массы комплекса целевой аппаратуры КА и расширением его функциональных возможностей.

Объектом исследования диссертационной работы являются схемы полета Земля – Главный пояс астероидов. К ним относятся схемы прямого полета и схемы с использованием орбиты ожидания у Марса.

Предметом исследования являются методики и алгоритмы определения оптимальных параметров рассматриваемых схем полета Земля – астероид.

В данной диссертационной работе использованы **следующие подходы и методы решения задачи:**

- Для расчета энергетических затрат на экспедицию используется метод импульсной аппроксимации и «Точечных сфер действия».
- Расчет участков полета КА по гелиоцентрическим траекториям выполнен при помощи решения задачи Эйлера-Ламберта.
- При оптимизации схем полета применяется метод покоординатного спуска.

В диссертационной работе получены следующие **научные результаты:**

- Методика аналитического расчета энергетических затрат экспедиций к астероидам Главного пояса;
- Методика и алгоритмы расчета схемы полета с применением орбиты ожидания у Марса и вблизи либрационной точки системы Солнце – Марс;
- Методика синтеза и оптимизации траекторий полета к Главному поясу астероидов с использованием орбит искусственного спутника Марса, а также к другим телам Солнечной системы с применением орбиты ожидания у промежуточной планеты.

Научная новизна работы заключается в том, что в ней на основании анализа траекторий полета космических аппаратов впервые разработана научно обоснованная методика оптимизации траекторий полета к Главному поясу астероидов с использованием орбит искусственного спутника Марса, обеспечивающая энергетический выигрыш по сравнению со схемами прямого перелета.

Практическая значимость работы состоит в следующем:

- Разработан программный комплекс, позволяющий выполнять сквозную оптимизацию всей траектории полета от старта с Земли до прилета к астероиду;
- Показана принципиальная выгода при полете в Главный пояс астероидов по критерию энергетических затрат, получаемая при использовании схемы с орбитой ожидания;
- Получены оптимальные решения и даны подробные описания траекторий перелета Земля – Марс – Фемида и Земля – Марс – Гармония, приведены результаты оптимизации схем полета к 250 астероидам Главного пояса;

- Приведены результаты расчетов полета по маршруту Земля – орбиты ИС Венеры – Меркурий, показан выигрыш от использования орбиты ожидания у Венеры по сравнению со схемой прямого перелета;
- Указано на принципиальный проигрыш по суммарной характеристической скорости экспедиции при использовании схемы с орбитой ожидания для полета к планетам юпитерианской группы, а также через Луну к астероидам, сближающимся с Землей.

Результаты диссертационной работы используются в рабочей деятельности ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», ИКИ РАН и ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, что подтверждается соответствующими актами о внедрении.

Достоверность основных положений и выводов подтверждена результатами численного моделирования, а также сравнением с результатами, опубликованными другими авторами.

Апробация работы. Схема полета в Главный пояс астероидов с применением орбиты ожидания у Марса обсуждалась на:

- 12-й, 13-й, 14-й и 17-й Международных научных конференциях «Системный анализ, управление и навигация», Евпатория, Крым, Украина, 2007 – 2009 и 2012 г;
- XXXII – XXXVI чтениях по космонавтике посвященных памяти С.П. Королева, Москва, 2007 – 2010 гг;
- XLII чтениях, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского, Калуга, 2007 г;
- XVIII Научно-технической конференции молодых ученых и специалистов в РКК «Энергия» им. С.П. Королева, Королев, Московская область, 2008 г.

Публикации. По теме диссертации опубликовано 35 научных работ, в том числе: 13 статей (из них пять – в изданиях, входящих в перечень ВАК Минобрнауки России [1-5]), тезисы 17 докладов на конференциях (чтениях) [6-8, 12-22, 24-26, 31], 4 отчета о НИР, 1 книга в соавторстве [32].

Личный вклад автора. Все результаты, приведенные в диссертации, получены лично автором.

Основные положения, выносимые на защиту:

- методика аналитического расчета энергетических затрат на реализацию экспедиций к астероидам Главного пояса, позволяющая оценить эффективность от использования схемы полета с орбитой ожидания у промежуточной планеты;
- методика определения и оптимизации параметров экспедиции полета к Главному поясу астероидов с использованием орбит искусственного спутника Марса, позволяющая получить энергетический выигрыш по сравнению со схемой прямого перелета к небесному телу – цели экспедиции;
- методика определения и оптимизации параметров экспедиции полета к Главному поясу астероидов с использованием орбиты ожидания вблизи либрационных точек L1 и L2 системы Солнце – Марс.

Структура и объем работы. Диссертация состоит из введения, пяти глав, заключения, списка литературы из 106 наименований. Текст диссертации изложен на 139 машинописных страницах, включает 42 рисунка и 45 таблиц.

Содержание работы

Во введении обоснована актуальность темы диссертации, сформулированы цель и задачи исследования, отмечена научная новизна и практическая значимость полученных результатов, приведены основные положения диссертационной работы, выносимые на защиту, а также сведения об апробации результатов работы. Описана структура диссертации и дано краткое содержание ее разделов.

В первой главе работы проводится анализ объекта и предмета диссертации, а также ставится задача оптимизации экспедиции в Главный пояс астероидов с использованием орбиты ожидания у Марса по критерию минимума суммарной характеристической скорости.

Современные тенденции расширения и увеличения круга научных задач, ставящихся перед космическими аппаратами, предназначенными для дистанционных и контактных исследований небесных тел Солнечной системы в целом, и астероидов Главного пояса в частности, приводят к требованиям по увеличению массы научной аппаратуры, устанавливаемой аппараты для таких экспедиций. Анализ же разработанных на сегодня методик разработки «классических» схем полета к объектам «дальнего» космоса показал, что возможно расширение существующего спектра построения траекторий полета за счет применения орбиты ожидания у удобно расположенной «по пути» промежуточной планеты. Для перелета в Главный пояс астероидов такой планетой является Марс.

Однако в настоящее время отсутствуют научно обоснованные методики определения параметров подобных траекторий. В соответствии с этим возникает актуальная научная задача: разработать методику синтеза и оптимизации траекторий полета к Главному поясу астероидов с использованием орбит искусственного спутника Марса, обеспечивающих энергетический выигрыш по сравнению со схемой прямого полета.

Энергетический выигрыш будет зависеть от значения энергетических затрат соответствующей схемы полета, т.е. от суммарной характеристической скорости экспедиции ΔV_{Σ} . Из формулы Циолковского видно, что при применении реактивных двигателей расход рабочего тела (топлива) будет тем больше, чем больше требуемое приращение скорости КА – характеристической скорости маневров. Это обстоятельство позволяет рассматривать в качестве оптимизируемого функционала не конечную массу КА (или массу комплекса научной аппаратуры, доставляемой на необходимую орбиту вблизи небесного тела – цели экспедиции), а суммарную характеристическую скорость миссии, уменьшение которой позволяет уменьшить требуемые затраты топлива, а значит – увеличить массу научной аппаратуры.

Общая математическая модель движения КА на N гелиоцентрических и планетоцентрических участках активного и пассивного полета может быть представлена как динамическая система вида

$$\frac{dx_i}{dt_i} = \varphi_i(x_i, u_i, p_i, q, t_i), \quad t_i \in [t_i^0, t_i^k] \quad i = 1, \dots, N, \quad (1)$$

где $x_i(t_i)$ – вектор состояния КА на i -м участке полета; φ_i – функция правых частей дифференциальных уравнений; u_i – функция управления; p_i – варьируемые параметры, являющиеся внутренними факторами влияния на i -м участке полета, q – внешние факторы влияния, определяющие схему полета КА и влияющие на все участки траектории; t_i – время, независимая переменная.

Моменты времени окончания полета КА на i -м участке траектории t_i^k определяются из условия

$$\eta_i[x_i(t_i^k), q, t_i^k] = 0, \quad i = 1, \dots, N. \quad (2)$$

Условие (2) для случая окончания межпланетного перелета, т.е. попадания КА в «точечную» сферу действия планеты определяется как равенство координат КА r и планеты прилета R в момент t_k :

$$r(t_k) - R(t_k) = 0. \quad (3)$$

В моменты времени t_i^k происходит преобразование вектора состояния от одной системы, описывающей движение на i -м участке полета, к другой, моделирующей движение КА на следующем, $i + 1$ -м, участке:

$$x_{i+1}(t_{i+1}^0) = \lambda_i[x_i(t_i^k), q, t_i^k], \quad i = 1, \dots, N - 1. \quad (4)$$

В настоящей работе моменты времени t_i^k характеризуются, как правило, изменением скорости КА вследствие работы его ДУ на величину ΔV_i . Условие (4) для такого изменения скорости при применении метода импульсной аппроксимации может быть записано как

$$V_{i+1}(t_{i+1}^0) = V_i(t_i^k) + \Delta V_i(t_i^k). \quad (5)$$

КА в начальный момент времени t_1 находится на опорной круговой орбите Земли высотой $h_{ИСЗ}$, отсчитанной от среднего радиуса Земли r_3 и соответствующей скоростью $V_{ИСЗ}$:

$$\begin{cases} r(t_1) = h_{ИСЗ} + r_3, \\ V(t_1) = V_{ИСЗ}. \end{cases} \quad (6)$$

Условием прилета КА к астероиду является выравнивание их гелиоцентрических координат и скоростей:

$$x_N^{KA}(t_N) - x^A(t_N) = 0. \quad (7)$$

С использованием сделанных выше обозначений определим показатель энергетических затрат, представляющий собой суммарную характеристическую скорость экспедиции, в виде следующего соотношения:

$$F_j = \sum_{i=1}^{N_j} \Delta V_i = f_j(x_i, u_i, p_i, q_j, t_i), \quad j=1, 2, \dots, n; \quad (8)$$

где f_j – алгоритм расчета значения энергетических затрат F_j для j -й схемы полета; N_j – число участков j -й схемы полета; n – число анализируемых схем полета. При этом для всех анализируемых схем полета начальные условия движения КА, записанные в виде системы (6), являются одинаковыми. Также одинаковыми являются ограничения (7) на правом конце траектории полета КА. Однако моменты времени определения этих условий t_1^j и t_N^j для рассматриваемых схем могут отличаться.

Для получения искомого энергетического выигрыша необходимо:

- 1) для каждой анализируемой схемы полета определить такие значения параметров u_i^* и p_i^* , при которых энергетические затраты F_j^* будут минимальными;
- 2) определить такую схему полета из множества возможных, задаваемых через внешние факторы влияния q_j , для которой значение энергетических затрат $F^* = f(u^*, p^*)$ будет минимальным из множества полученных значений F_j^* , где u^* и p^* – параметры оптимальной схемы полета:

$$F^* = f(u^*, p^*) = \min F_j^*(u_j, p_j, q_j). \quad (9)$$

Тогда математическая постановка задачи может быть сформулирована следующим образом:

Для множества вариантов схемы полета к Главному поясу астероидов, задаваемых через внешние факторы влияния q , определить схему полета и соответствующие ей такие параметры u^ и p^* , которые при условии выполнения соотношений (1) – (8) обеспечат минимум функционала (9).*

Особенности поставленной задачи:

1. Исходное множество анализируемых схем полета к Главному поясу астероидов будет включать схему прямого полета и схемы полета с использованием орбит искусственного спутника Марса для различных астероидов.

2. Определяемые значения энергетических затрат и параметров получаемых орбит являются случайными величинами, поэтому при решении задачи используются математические ожидания (средние значения) этих величин.

3. Исследуемая задача является многоэкстремальной. Ни один из разработанных методов оптимизации, основанных на малой вариации параметров (классическое вариационное исчисление Эйлера – Лагранжа, принцип максимума Л. С. Понтрягина, динамическое программирование Беллмана и др.) не в состоянии найти глобальный экстремум функции. В связи с этим при поиске локального минимума функции (8) варьирование параметров схемы полета p будет проводиться в некоторой области, ограниченной

значениями $p \in P^L$, определяемыми согласно некоторым разумным предположениям.

В результате общая процедура решения задачи, характеризующая искомую методику оптимизации траекторий для выбранного набора схем полета, будет включать следующую последовательность действий:

1. Составление общей аналитической модели (1) для определения энергетических затрат рассматриваемых схем полета (прямого и с использованием орбит ИСМ).

2. Уточнение диапазонов значений внутренних факторов влияния P^L , необходимых для определения энергетических затрат каждой анализируемой схемы полета.

3. Разработка методики расчета энергетических затрат, соответствующих анализируемой j -й схеме полета, позволяющей установить соотношения $F_j^* = f(u_j^*, p_j^*)$.

4. Разработка методики оптимизации, с помощью которой определяется минимум суммарных энергетических затрат для каждой схемы полета в соответствии с (8).

5. Определение наилучшей схемы полета и ее характеристик u^* и p^* , обеспечивающей минимальные энергетические затраты согласно (9).

6. Оценка влияния полученных характеристик схемы полета F_i^* на массу КА на всех этапах полета и принятие решения о целесообразности внедрения полученной схемы полета в практику планирования полета КА к Главному поясу астероидов.

С целью постепенного уточнения и усложнения задачу поиска оптимальной траектории перелета к выбранному небесному телу можно решать следующим образом:

- расчет сравниваемых схем полета на упрощенных моделях для выяснения принципиального выигрыша или проигрыша одной из траекторий;
- в случае если упрощенный расчет показывает, что схема полета с использованием орбиты ожидания обладает энергетическим выигрышем по сравнению со схемой прямого перелета, выполняется расчет обеих траекторий для более сложных моделей, учитывающих различные возмущающие факторы.

Вторая глава посвящена разработке аналитических моделей для определения энергетических затрат рассматриваемых схем полета. Для первой оценки суммарной характеристической скорости экспедиции можно воспользоваться некоторыми допущениями, упрощающими моделирование реальных условий полета. Согласно им можно применить методы «точечных сфер действия» и импульсной аппроксимации.

Дополнительно будем использовать следующие упрощающие предположения (составляющие вектора ограничений P^L):

- планеты (Земля и Марс) и астероиды движутся по круговым гелиоцентрическим орбитам в плоскости эклиптики;
- Главный пояс астероидов представляет собой множество упомянутых тел, движущихся по круговым орбитам радиусом 2.0 – 3.6 а. е.;
- фазы движения планет и астероида не учитываются, поэтому траектория межпланетного перелета всегда представляет собой гомановский полуэллипс, перицентр и апоцентр которого совпадают со средними гелиоцентрическими радиусами орбит планет (Земли, Марса) и астероида соответственно.

Аналитическая модель расчета прямого перелета. Этот вариант, как было указано при постановке задачи, является базовым при сравнении. Траектория оптимального перелета космического аппарата – гомановский полуэллипс.

Энергозатраты перелета V_{Σ} записываются в суммы характеристических скоростей разгона КА с опорной орбиты ИСЗ на межпланетную траекторию $\Delta V_{\text{ИСЗ}}$ и выхода на заданную орбиту вокруг астероида (торможения с подлетной гиперболической траектории), принятую равной подлетной асимптотической скорости $V_{\infty A}$:

$$V_{\Sigma} = \Delta V_{\text{ИСЗ}} + V_{\infty A} = \left(\sqrt{V_{\infty 1}^2 + \frac{2\mu_1}{r_{\text{ИСЗ}}}} - \sqrt{\frac{\mu_1}{r_{\text{ИСЗ}}}} \right) + \left(\sqrt{\frac{\mu_0}{R_A}} - \sqrt{\frac{2\mu_0 R_1}{R_A (R_1 + R_A)}} \right), \quad (10)$$

где μ_1 – гравитационный параметр Земли, $r_{\text{ИСЗ}} = r_3 + h_{\text{ИСЗ}}$ – радиус околоземной опорной орбиты, с которой выполняется отлетный маневр, $V_{\infty 1}$ – асимптотическая скорость отлета от Земли, μ_0 – гравитационный параметр Солнца, R_1 – радиус круговой орбиты Земли, R_A – радиус круговой орбиты астероида и одновременно – радиус афелия орбиты перелета.

Аналитическая модель расчета полета с использованием орбит спутника Марса. Межпланетные участки траектории перелета, как и для прямого перелета, представляют собой гомановские переходы. Околосолнечный участок представляет собой биеллиптический переход с одной гиперболической орбиты (подлета к Марсу при полете от Земли) на другую (отлетную от Марса к астероиду). «Стыковка» эллиптических орбит выполняется через круговую орбиту большого радиуса, близкого к радиусу сферы Хилла.

Ареоцентрический участок полета начинается с гиперболической траектории (она обозначена «1» на рисунке 1), характеризующейся асимптотической скоростью V_{M1}^{∞} , с которой КА маневром ΔV_{M1} в перицентре радиусом r_{π} переводится на начальную эллиптическую орбиту ИСМ («2») с радиусом апоцентра, равным r_{α} . В апоцентре начальной орбиты на расстоянии

r_α выполняется второй маневр ΔV_{M2} , выводящий КА на круговую орбиту ожидания («3»).

Схема дальнейшего полета КА с орбиты ожидания на отлетную траекторию «зеркальна» по отношению к орбите ожидания. В момент, определяемый аргументом перицентра отлетной орбиты (т.е. датой отлета от Марса и асимптотической скоростью V_{M2}^∞), реализуется третий маневр ΔV_{M3} . После него КА свой дальнейший полет совершает по предстартовой эллиптической орбите («4») в направлении перицентра. При его достижении выполняется заключительный, четвертый маневр ΔV_{M4} , в результате которого КА переводится на отлетную орбиту («5») для дальнейшего перелета в Главный пояс астероидов.

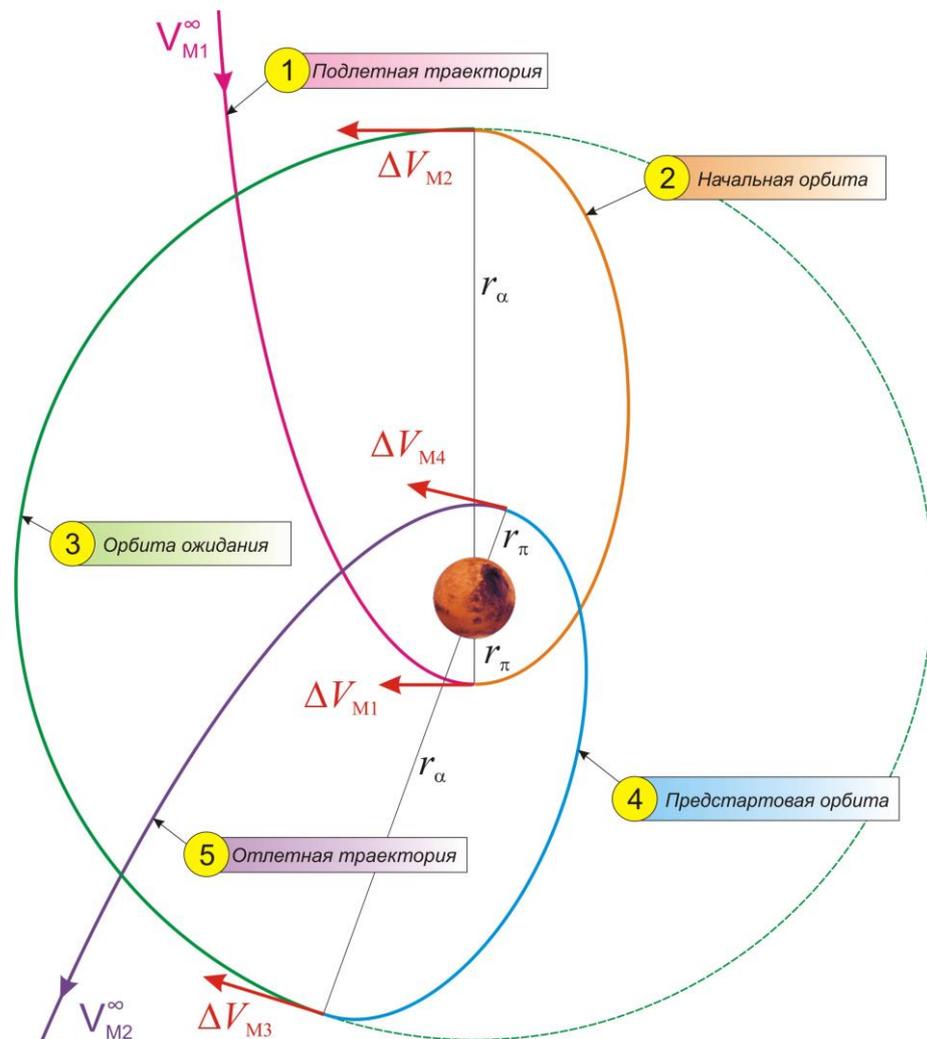


Рисунок 1. Схема полета КА вблизи Марса

Суммарная характеристическая скорость экспедиции в этом случае равна

$$V_\Sigma = \Delta V_{ис3} + \Delta V_{M1} + \Delta V_{M2} + \Delta V_{M3} + \Delta V_{M4} + V_{\infty A}. \quad (11)$$

Результаты расчетов суммарной характеристической скорости для исследуемых схем полета представлены на рисунке 2.

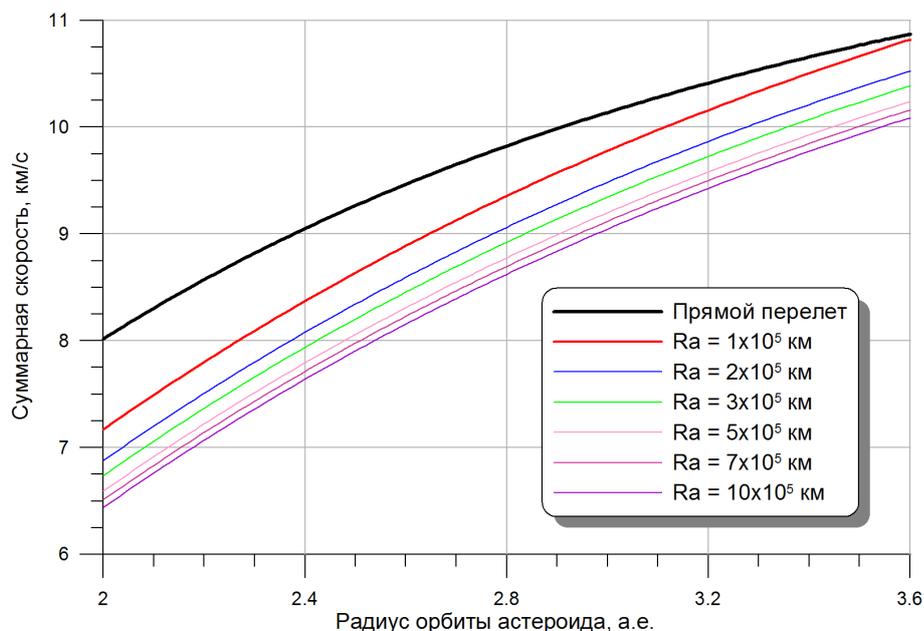


Рисунок 2. Сравнение требуемых скоростей КА при различных схемах перелета (для соответствующих радиусов орбиты ожидания у Марса)

Как видно из полученных результатов, вариант полета с использованием орбиты ожидания выгоднее перелета Земля – астероид «напрямую». Также видно, что с увеличением радиуса орбиты ожидания возрастает выгода от использования маневров у Марса при полетах в Главный пояс астероидов.

В третьей главе приводится предложенная автором методика оптимизации схемы полета к Главному поясу астероидов с использованием орбиты ожидания у Марса. Предположения о чисто круговом характере движения планет и астероидов, сделанные в первой главе, могут помочь только при проведении упрощенных оценочных расчетов. Использование же более точных моделей движения рассматриваемых небесных тел приводит к постановке более сложной расчетной задачи, решаемой уже только численными методами. Дальнейшие исследования энергетических затрат рассматриваемых схем перелетов будут проведены для полетов в область астероидов (24) Фемида и (40) Гармония.

Численные модели и методика синтеза и оптимизации схемы прямого перелета к астероиду. Суммарная характеристическая скорость, сообщаемая КА посредством его ДУ ΔV_{Σ} , может быть получена как сумма характеристических скоростей разгона КА с опорной орбиты ИСЗ на межпланетную траекторию $\Delta V_{ИСЗ}$ и выхода на заданную орбиту вокруг астероида (торможения с подлетной гиперболической траектории) $\Delta V_{ИСА}$:

$$F_1 = \Delta V_{\Sigma}(T_0, T_A) = \Delta V_{ИСЗ}(V_{\infty 1}) + \Delta V_{ИСА}(V_{\infty 2}), \quad (12)$$

где $V_{\infty 1}$ и $V_{\infty 2}$ – асимптотические скорости отлета КА от Земли и подлета к астероиду, T_0 и T_A – времена старта с Земли и прилета к астероиду.

Методика синтеза и оптимизации схемы полета с использованием орбиты ожидания у Марса. Для схемы полета с использованием орбит ИСМ функционал (8) будет иметь более сложный вид, чем для схемы прямого перелета:

$$\begin{aligned} F_2 &= \Delta V_{\Sigma}(T_0, T_{M1}, T_{M2}, T_A, \mathbf{E}_{ИСМ}) = \\ &= \Delta V_{ИСЗ} + \Delta V_{Торм}^{M1} + \Sigma \Delta V_{ИСМ} + \Delta V_{Разг}^{M2} + \Delta V_{\infty A}, \end{aligned} \quad (13)$$

где $\Delta V_{Торм}^{M1}$ – импульс торможения при перелете Земля-Марс (перехода с гиперболической орбиты подлета на начальную орбиту ИСМ); $\Delta V_{Разг}^{M2}$ – импульс разгона с конечной орбиты ИСМ на гелиоцентрическую орбиту перелета к астероиду; $\Sigma \Delta V_{ИСМ}$ – сумма импульсов, необходимых для маневров перехода и стыковки начальной и конечной орбит ИСМ; T_{1M} – момент прилета к Марсу (при перелете Земля-Марс); T_{2M} – момент отлета от Марса (при перелете Марс-астероид), $\mathbf{E}_{ИСМ}$ – элементы орбит начальной, конечной и одной или нескольких промежуточных орбит ИСМ.

Проанализировав выражение (13), можно разбить решение задачи на две части по отношению к Марсу на «внешнюю» – гелиоцентрические участки перелета – и «внутреннюю», ареоцентрическую.

Задачу синтеза околomarсианского этапа будем решать в следующей последовательности:

1) Сначала определяются асимптотические скорости подлета к Марсу и отлета с орбиты ИСМ и соответствующие им моменты времени, обеспечивающие минимум $\Delta V_{\Sigma(1+2)} = \Delta V_{ИСЗ} + \Delta V_{\infty A}$:

$$\min \Delta V_{\Sigma(1+2)}(T_0, T_A) \rightarrow \{ \mathbf{V}_{M1}^{\infty}, T_{M1}, \mathbf{V}_{M2}^{\infty}, T_{M2} \}. \quad (14)$$

Обе части «внешней» задачи можно решать почти независимо, только ограничившись весьма разумным неравенством $T_{M1} \leq T_{M2}$, т.к. прилет от Земли к Марсу не может быть раньше отлета от Марса к астероиду. Минимумы энергетических затрат в обоих случаях может быть найден аналогично (12).

2) Исходя из найденных с помощью выражения (14) параметров, считающихся постоянными при решении «внутренней» задачи, находим элементы всех орбит ИСМ, приводящих к минимуму энергетических затрат на ареоцентрическом участке $\Delta V_{\Sigma 3} = \Delta V_{Торм}^{M1} + \Sigma \Delta V_{ИСМ} + \Delta V_{Разг}^{M2}$:

$$\min \Delta V_{\Sigma 3}(\mathbf{V}_{M1}^{\infty}, T_{M1}, \mathbf{V}_{M2}^{\infty}, T_{M2}) \rightarrow \mathbf{E}_{ИСМ}. \quad (15)$$

При решении задачи синтеза орбит ИСМ предлагается воспользоваться следующей методикой:

- Задаем начальными значениями радиусов апоцентра для начальной ($r_{\alpha 1}$) и предстартовой ($r_{\alpha N}$) эллиптических орбит, радиус перицентра обоих орбит выбираем одинаковым;
- Начальное значение наклона выбирается таким образом, чтобы полет по околomarсианским траекториям происходил в одной плоскости:

$$i_1 = i_N = \arcsin\left(\frac{C_V^z}{|C_V|}\right),$$

где $C_V = \mathbf{V}_{\infty 1} \times \mathbf{V}_{\infty 2}$ – произведение векторов асимптотических скоростей подлета к Марсу и отлета от Марса к астероиду;

- Из этих данных определяются полные векторы состояния в перицентрах эллиптических и гиперболических траекторий, где и выполняются переходы между орбитами;
- Импульсы перехода между орбитами рассчитываются как разности между векторами скоростей в точках орбиты, соответствующих моментам совершения маневров t_j :

$$\Delta \mathbf{V}_j(t_j) = \mathbf{V}_{j-1}(t_j) - \mathbf{V}_j(t_j);$$

- Решается краевая задача перелета из околоапоцентрального участка начальной орбиты на аналогичный участок предстартовой орбиты. Результатом является околокруговая орбита ожидания.
- Варьируя независимыми переменными – параметрами орбит, находим минимум суммарной характеристической скорости.

Таким образом, оптимальный околосирианский участок полета будет соответствовать минимуму функционала

$$F_2^{Внутр} = \sum_{j=1}^N \Delta V_j(t_j, r_{\alpha_j}, i_j). \quad (16)$$

В таблицу 1 сведены итоговые результаты оптимизации прямой схемы перелета и схемы с использованием орбиты ожидания и выполнено сравнение этих схем.

Таблица 1

Схема полета	Цель экспедиции	
	Фемида	Гармония
Прямая	10.569	9.846
С использованием орбиты ожидания у Марса	9.434	7.838
Выигрыш по сравнению со схемой прямого перелета, км/с	1.135	2.008

Как видно из таблицы 1, схема перелета с использованием орбиты ИСМ дает выгоду по энергетическим характеристикам по сравнению с прямым перелетом Земля – астероид.

Если условно пересчитать эти величины на массу полезной нагрузки, то получим, что выигрыш от использования схемы полета с орбитой ожидания у Марса по сравнению с прямым перелетом может достигать 2-2.5 раз.

В четвертой главе рассмотрено использование в качестве орбиты ожидания траекторию вблизи либрационных точек L1 и L2 системы Марс-Солнце.

В этом случае надо уже проводить «сквозную» оптимизацию всей схемы полета, используя в качестве начального приближения результат, полученный в предыдущей главе.

Решать эту задачу будем путем поиска минимума функционала

$$\begin{aligned} \min F_4 = \Delta V_{\Sigma}(T_0, T_{M1}, T_{M2}, T_A, r_{\alpha M1}, i_{M1}, T_{M3}, T_{M4}) = \\ = \Delta V_{ИСЗ} + \Delta V_{M1}^T + \Delta V_{M3} + \Delta V_{M4} + \Delta V_{M2}^P + \Delta V_{\infty A}, \end{aligned} \quad (17)$$

Где T_0, T_{M1}, T_{M2}, T_A – соответственно моменты старта с опорной орбиты ИСЗ, прилета к Марсу (перехода с подлетной гиперболической траектории на траекторию полета в область вблизи либрационной точки L1 или L2), отлета от Марса (перевода КА с предстартовой орбиты на отлетную гиперболическую) и прилета к заданному астероиду; $r_{\alpha M1}$ и i_{M1} – радиус апоцентра начальной орбиты ИСМ и ее наклонение при оскуляции в перицентре начальной орбиты; T_{M3} – момент перехода с начальной орбиты на орбиту ожидания в окрестности точки либрации, T_{M4} – момент выдачи импульса, переводящего КА с орбиты ожидания на предстартовую орбиту; $\Delta V_{ИСЗ}, \Delta V_{M1}^T, \Delta V_{M3}, \Delta V_{M4}, \Delta V_{M2}^P, \Delta V_{\infty A}$ – импульсы скорости, выдаваемые в моменты времени $T_0, T_{M1}, T_{M3}, T_{M4}, T_{M2}, T_A$.

Последовательность расчета схемы полета может быть следующей:

- 1) Расчет межпланетного участка перелета Земля – Марс: определение характеристической скорости маневра ухода с орбиты ИСЗ $\Delta V_{ИСЗ}$, асимптотической скорости прилета к Марсу ΔV_{M1}^{∞} и соответствующих моментов времени T_0 и T_{M1} ;
- 2) Аналогичный расчет для перелета Марс – астероид с определением величин ΔV_{M2}^{∞} , $\Delta V_A = \Delta V_A^{\infty}$, T_{M2} и T_A ;
- 3) Определение параметров околomarсианских подлетной \mathbf{E}_{M1} и отлетной \mathbf{E}_{M2} гиперболических траекторий по ΔV_{M1}^{∞} , ΔV_{M2}^{∞} и i_{M1} ;
- 4) Расчет импульса торможения ΔV_{M1}^T с подлетной траектории \mathbf{E}_{M1} на начальную эллиптическую орбиту \mathbf{E}_{M3} (определяемую с помощью $r_{\alpha M1}$), по которой КА совершает свой полет к области в окрестности точке либрации до момента T_{M3} ;
- 5) Моделирование пассивного полета КА по орбите \mathbf{E}_{M3} и расчет импульса перехода ΔV_{M3} , выдаваемого в момент T_{M3} , переводящего спутник на орбиту ожидания \mathbf{E}_{ML} вблизи удобной для этого либрационной точки;
- 6) Моделирование полета КА по орбите \mathbf{E}_{ML} до момента T_{M4} , расчет импульса скорости ΔV_{M4} , реализующего перевод на эллиптическую предстартовую орбиту \mathbf{E}_{M4} с моделированием дальнейшей траектории аппарата до момента T_{M2} ;

7) Расчет импульса разгона $\Delta V_{M_2}^P$ с предстартовой орбиты E_{M_4} на отлетную гиперболическую траекторию E_{M_2} ;

8) Повторение шагов 1-7 до нахождения минимума целевой функции (17).

В результате оптимизации целевой функции (17) для всей схемы перелета с применением орбиты ожидания вблизи точки либрации для полета к астероиду Фемида получим $\Delta V_{\Sigma} = 9.288$ км/с, для Гармонии – 7.679 км/с.

Для составления более общей картины, отражающей эффект от использования орбиты ожидания у Марса, были проведены расчеты для полета к 250 астероидам Главного пояса. Статистический анализ этих данных показал, что применение орбиты ожидания в среднем приносит выигрыш порядка 1 км/с характеристической скорости по сравнению со схемой прямого перелета. Максимальный выигрыш, полученный в расчетах, соответствует почти 4 км/с.

Пятая глава посвящена возможности применения орбиты ожидания у промежуточной планеты для полета к целевой планете или другому телу Солнечной системы (астероидам и кометам).

Результаты такого изучения показывают, что:

- схема полета к Меркурию с использованием орбиты ожидания у Венеры дает выигрыш по суммарной характеристической скорости миссии в 439 м/с;
- прямой перелет к Нептуну оказывается выгоднее схемы с использованием орбиты ожидания вблизи Юпитера примерно на 1.8 км/с;
- прямой перелет от Земли к Юпитеру оказывается энергетически более выигрышным, чем использование орбиты ожидания у Марса;
- использование орбиты ожидания у Луны для полета к астероидам, сближающимся с Землей, не обеспечивает выигрыша по суммарной характеристической скорости экспедиции.

Основные результаты работы

Основными результатами исследований, приведенных в работе, являются следующие:

1. Разработана методика оптимизации схемы полета к Главному поясу астероидов с использованием орбиты ожидания у Марса, обеспечивающая энергетический выигрыш по сравнению со схемой прямого перелета. Методика заключается в оптимизации параметров схем полета по критерию минимума суммарной характеристической скорости всей экспедиции [1-3, 10, 28].
2. Разработан алгоритм синтеза ареоцентрического участка схемы полета с орбитой ожидания, находящейся вблизи границы сферы Хилла, отвечающего минимизации суммарной характеристической скорости. Математическая модель движения КА на этом участке построена с учетом

- влияния гравитационного поля Марса, притяжение Солнца и планет [2-5, 16, 19, 27].
3. Расчет по аналитическим моделям показывает, что в зависимости от радиуса гелиоцентрической орбиты астероида Главного пояса, выигрыш схемы с использованием орбиты ожидания равен 1...1.6 км/с [1, 6, 7].
 4. На примере полетов к астероидам Фемида и Гармония показано, что суммарная характеристическая скорость экспедиции при полете по схеме с орбитой ожидания у Марса меньше, чем при прямом перелете на 1.1 и 2 км/с соответственно [1, 10, 16, 28].
 5. Длительность экспедиции увеличивается с 1.5-2 лет при прямом перелете до 3-4 лет при полете с маневрами у Марса в зависимости от конкретного астероида-цели из Главного пояса [1, 15, 19, 28].
 6. Под влиянием гравитационного воздействия от Солнца и планет орбита ожидания значительно эволюционирует [15, 16, 24, 28-30].
 7. Согласно проведенным оценкам, значение конечной массы КА в окрестности астероида при использовании схемы полета с орбитой ожидания у Марса превышает аналогичное значение для прямого перелета более чем в два раза. В случае экспедиции к астероиду Фемида и выведения КА на отлетную траекторию с помощью РН «Протон» с РБ «Бриз» разница составляет около 360 кг (280 и 640 кг для соответствующих схем полета), в аналогичном случае для Гармонии – примерно 660 кг (420 и 1080 кг соответственно) [15, 28].
 8. При использовании в качестве орбиты ожидания точки либрации L1 или L2 системы Марс – Солнце для случая полетов к астероидам Фемида и Гармония возможно добиться дополнительного выигрыша около 150 м/с характеристической скорости [20].
 9. Полученные результаты дают возможность разработчикам и проектантам выбрать характеристики КА и конкретные астероиды для осуществления миссии [8, 9, 11-14, 23-27].
 10. Орбита ожидания обладает преимуществом по суммарным энергетическим затратам экспедиции и для полетов к Меркурию через Венеру [31].
 11. При планировании схемы полета с орбитой ожидания необходимо учитывать, что планеты Юпитерианской группы как в качестве промежуточной планеты, так и в качестве целевой планеты использовать невыгодно. Также вариант полета к астероидам, сближающимся с Землей, через Луну энергетического выигрыша не принесет [17, 22, 24, 31, 32].

Публикации по теме диссертации

В изданиях из рекомендованного ВАК Минобрнауки России перечня:

1. Симонов А. В. Полет к Главному поясу астероидов с использованием орбит искусственного спутника Марса. // Космонавтика и ракетостроение, №2 (51), Королев: ЦНИИ машиностроения, 2008. с. 43-54.

2. Симонов А. В., Морской И. М., Тучин А. Г., Степаньянц В. А. Баллистическая схема полета КА «Фобос-грунт» // Вестник ФГУП «НПО им. С. А. Лавочкина». Химки: Изд-во НПО им. Лавочкина, №3, 2011, с. 66-73.
3. Симонов А. В., Морской И. М., Хамидуллина Н. М. Обеспечение планетарной защиты Марса в экспедиции «Фобос-грунт». Расчет вероятности попадания КА на Марс. Вестник ФГУП «НПО им. С. А. Лавочкина». Химки: Изд-во НПО им. Лавочкина, №4, 2011, с. 28-36.
4. Усачов В.Е., Ежов А.С., Симонов А.В. Двухуровневая оптимизация исследовательской миссии в ближайшее околосолнечное пространство с использованием перспективных космических технологий. Вестник МАИ. М.: Издательство МАИ, т. 19, №3, 2012, с. 44-53.
5. Усачов В.Е., Ежов А.С., Симонов А.В. Оптимизация межпланетных траекторий перелета в ближайшее околосолнечное пространство. Вестник ФГУП «НПО им. С. А. Лавочкина». Химки: Изд-во НПО им. Лавочкина, №5, 2012, с. 19-26.

Другие публикации:

6. Симонов А. В. Полет к астероидам Главного пояса с использованием орбит искусственного спутника Марса // Тезисы докладов 5-й Международной научно-технической конференции «К.Э. Циолковский – 150 лет со дня рождения. Космонавтика. Радиоэлектроника. Геоинформатика», Рязань, РГРУ, 2007, с. 100.
7. Симонов А. В., Суханов К. Г. Достижение Главного пояса астероидов с использованием орбит искусственного спутника Марса // Тезисы докладов XII Международной научной конференции «Системный анализ, управление и навигация», М.: МАИ-Принт, 2007, с. 39-40.
8. Буслаев С. П., Москвинов Д. А., Поль В. Г., Симонов А. В., Суханов К.Г. О комплексной миссии разведки астероида Апофис, угрожающего столкновением с Землей // Тезисы докладов XII Международной научной конференции «Системный анализ, управление и навигация», М.: МАИ-Принт, 2007, с. 19.
9. Поль В.Г., Симонов А.В., Суханов К.Г. О миссии разведки астероида Апофис // Материалы международной конференции «Околосолнечная астрономия – 2007», Нальчик, Изд. М. и В. Котляровы, 2008, с. 200-213.
10. Симонов А. В. Полет к астероидам Главного пояса с использованием орбит искусственного спутника Марса // Труды XLII чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К. Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники». (Калуга, 17-19 сентября 2007 г.) Казань: Изд. КГТУ, 2008, с. 136-149.
11. Мартынов М.Б., Поль В.Г., Симонов А.В., Суханов К.Г., Чистов Э.Г., Ширшаков А.Е. Астероидная угроза Земле и миссия разведки угрожающего астероида Апофис. // Труды XLII чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Секция

- «Проблемы ракетной и космической техники». (Калуга, 17-19 сентября 2007 г.) Казань: Изд. КГТУ, 2008, с. 123-135.
12. Мартынов М. Б., Польш В. Г., Симонов А. В., Ломакин И. В., Суханов К. Г. О миссии разведки астероида Апофис // Материалы XXXII чтений по космонавтике посвященных памяти С. П. Королева, М.: Комиссия РАН, 2008, с. 449-450.
 13. Мартынов М. Б., Польш В. Г., Симонов А. В., Ширшаков А. Е. Особенности баллистического обеспечения миссии полета к астероиду Апофис. // Материалы XXXII чтений по космонавтике посвященных памяти С. П. Королева, М.: Комиссия РАН, 2008, с. 450-451.
 14. Мартынов М. Б., Польш В. Г., Симонов А. В., Хайлов М. Н. Космическая миссия посещения астероида Апофис // Материалы конференции «100 лет Тунгусскому феномену», М.: ИНАСАН, 2008, с. 141.
 15. Симонов А. В., Суханов К. Г. Синтез орбиты ожидания искусственного спутника Марса для полета к астероидам Главного пояса // Тезисы докладов XII Международной научной конференции «Системный анализ, управление и навигация», М.: МАИ-Принт, 2008, с. 82-83.
 16. Симонов А. В. Использование орбиты ожидания у Марса для полета к Главному поясу астероидов // Материалы XVIII Научно-технической конференции молодых ученых и специалистов. Часть 2. Королев: РКК «Энергия» им. С. П. Королева, 2010, с. 13-18.
 17. Польш В. Г., Симонов А. В., Суханов К. Г., Ширшаков А. Е. Некоторые критерии практической осуществимости противодействия опасным астероидам // Материалы XXXIII чтений по космонавтике посвященных памяти С. П. Королева, М.: Комиссия РАН, 2009, с. 484-485.
 18. Польш В. Г., Симонов А. В. О возможности повышения точности определения движения потенциально опасных астероидов // Материалы XXXIII чтений по космонавтике посвященных памяти С. П. Королева, М.: Комиссия РАН, 2009, с. 485-486.
 19. Симонов А. В. Схема полета к Главному поясу астероидов с использованием орбиты ожидания у Марса // Материалы XXXIII чтений по космонавтике посвященных памяти С. П. Королева, М.: Комиссия РАН, 2009, с. 486.
 20. Симонов А. В., Суханов К. Г. Использование либрационных точек системы Земля – Марс для полета к Главному поясу астероидов // Тезисы докладов XIV международной конференции «Системный анализ, управление и навигация», М.: МАИ-Принт, 2009, с. 36-37.
 21. Martynov M. B., Simonov A. V., Lomakin I. V., Zelenyi L. M., Popov G. A. The Concept of expedition to Europa, the Jupiter's satellite // International workshop "Europa Lander: science goals and experiments" (9-13 February 2009). Abstract book. Moscow: Space Research Institute, 2009, p. 53-54.
 22. V.G. Pol, A.V. Simonov. Possibility of delivery of counteraction means to the threatening asteroids. International Conference «Asteroid-Comet Hazard 2009». St. Petersburg, Russia, September 21-25, 2009. Book of Abstracts. St. Petersburg: IAA RAS, 2009. p. 172.

23. Ломакин И. В., Мартынов М. Б., Поль В. Г., Симонов А. В. Астероидная опасность: реальные проблемы и практические действия // Вестник ФГУП «НПО им. С. А. Лавочкина». Химки: Изд-во НПО им. Лавочкина, №1, 2009, с. 53-62.
24. Ломакин И. В., Мартынов М. Б., Поль В. Г., Симонов А. В. Миссии посещения малых тел солнечной системы и реализация полета КА вблизи них // Материалы XXXVI чтений по космонавтике посвященных памяти С. П. Королева, М.: Комиссия РАН, 2010, с. 498.
25. Мартынов М. Б., Поль В. Г., Симонов А. В., Суханов К. Г. О проекте космической миссии «Апофис» // Тезисы докладов XVI международной конференции «Системный анализ, управление и навигация», М.: МАИ-Принт, 2010, с. 21-22.
26. M. Martynov, V. Pol, A. Simonov, I. Lomakin. The integrated mission for intelligence of threatening asteroid Apophis // Abstracts of the 2nd International Symposium "Space & Global Security of Humanity". Riga: Transport and Telecommunication Institute, 2010, p. 132.
27. L. Zelenyi, O. Korablev, M. Martynov, G. A. Popov, M. Blanc, J. P. Lebreton, R. Pappalardo, K. Clark, A. Fedorova, E. L. Akim, A. V. Simonov, I. V. Lomakin, A. Sukhanov, N. Eismont and the Europa Lander Team. Europa Lander mission and the context of international cooperation. Advances in Space Research, Volume 48, Issue 4, 2011, p. 615-628. [doi:10.1016/j.asr.2010.11.027](https://doi.org/10.1016/j.asr.2010.11.027).
28. Симонов А. В. Использование орбиты ожидания у Марса для полета к Главному поясу астероидов // Вестник ФГУП «НПО им. С. А. Лавочкина». Химки: Изд-во НПО им. Лавочкина, №1, 2010, с. 14-23.
29. Поль В. Г., Симонов А. В., Суханов К. Г. О стабильности орбиты спутника малого небесного тела, возмущаемого внешним телом // Вестник ФГУП «НПО им. С. А. Лавочкина». Химки: Изд-во НПО им. Лавочкина, №2, 2010, с. 17-24.
30. И. М. Морской, А. В. Симонов, В. А. Степаьянц, А. Г. Тучин. Схема полета космического аппарата // Фобос – Грунт. Проект космической экспедиции. М.: НПО им. Лавочкина и ИКИ РАН, 2011, Т. 1, с. 58-73.
31. Симонов А. В., Суханов К. Г. Схема полета к телам Солнечной системы с использованием орбиты ожидания у промежуточной планеты // Тезисы докладов XVII международной конференции «Системный анализ, управление и навигация», М.: МАИ-Принт, 2012, с. 53-54.
32. Астероидно-кометная опасность: вчера, сегодня, завтра / Под ред. Б.М. Шустова, Л.В. Рыхловой. – М.: Физматлит, 2010, 384 с.

Множительный центр МАИ (НИУ)
Заказ от 30.04.2013 г. Тираж 100 экз.