

**ПОСТРОЕНИЕ ОПТИМАЛЬНЫХ ТРАЕКТОРИЙ ЭКСПЕДИЦИЙ С ВОЗВРАЩЕНИЕМ
К ЗЕМЛЕ КА С КОМБИНИРОВАННОЙ ТЯГОЙ**

А.С. Самохин^{1,2,3,4}, М.А. Самохина^{1,2,3,4}, Е.К. Мамонтов², Г.Н. Голикова², Д.А. Горбунов²

Научные руководители: доц., к.ф.-м.н. И.С. Григорьев^{1,4}, проф., к.ф.-м.н. М.П. Заплетин^{1,2,4}

¹МГУ им. М.В. Ломоносова, Россия, Москва, Ленинские горы, д. 1, 119991; ²РУДН, Россия, Москва, ул. Миклухо-Маклая, д. 6, 117198; ³ВШЭ, Россия, Москва, ул. Мясницкая, д. 20, 101000; ⁴ООО НТА Космоэкспорт, Россия, Москва, ул. Профсоюзная, д. 84/32, с. 1, 117485

E-mail: SamokhinAlexander@yandex.ru

В настоящее время управление космическим аппаратом (КА) посредством только реактивных двигателей большой тяги (БТ) не позволяет доставить к планете-цели удовлетворительную массу полезного груза. Использование же лишь двигателей малой тяги (МТ) решает эту проблему, но при этом время ухода КА от Земли и торможения КА у планеты-цели становится недопустимо велико. Использование на КА комбинации двигателей БТ и МТ сочетает в себе достоинства как манёвров с БТ (малое время перелёта), так и манёвров с МТ (большая масса полезной нагрузки), позволяет избежать вышеуказанных недостатков и в итоге реализовать доставку необходимой полезной массы за приемлемое время. Данная проблема исследуется в работе на примере одной из актуальных задач изучения дальнего космоса — оптимизации экспедиции пространственного перелёта космического аппарата (КА) к Фобосу с возвращением к Земле [1, 2], приуроченной к реальной, планируемой Российской Федерацией, миссии.

Обычно в подобного рода задачах авторами исследований не уделяется должного внимания планетоцентрическим участкам траектории и отсутствует сквозная оптимизация всей миссии. В настоящей работе показана методика построения экстремалей Понтрягина в подобных задачах с учётом этих моментов. Орбита Земли (ОЗ), Марса (ОМ) соответствует эфемеридам DE424, орбита Фобоса (ОФ) — MAR097 [3]. Гравитационные поля Солнца, Земли и Марса считаются центральными ньютоновскими. Перелёт начинается с 2020 по 2030 г. В первой части миссии КА стартует с круговой орбиты искусственного спутника Земли (КОИСЗ), соответствующей выведению с Байконура с фиксированным углом наклона к экватору $i_E = 51,6^\circ$, высотой $h_E = 200$ км и свободными долготой восходящего узла Ω_0 и положением КА на орбите φ_0 . Затем КА подлетает к Марсу, садится на Фобос, и при помощи доставленной научной аппаратуры производятся исследования, в том числе забор проб грунта, продолжительностью не менее 30 дней. Во второй части миссии КА летит обратно от Фобоса к Земле. КА и Фобос представляют собой непритягивающие материальные точки, их координаты и скорости в конечный момент первой части и начальный момент второй части совпадают. Угловое положение КА на исходной КОИСЗ, моменты старта и оптимизируются. На рис. 1 приведена схема первой части экспедиции.

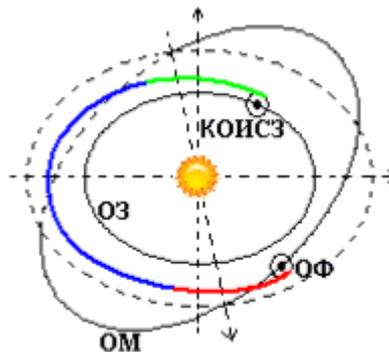


Рис. 1. Схема перелёта от Земли к Марсу. В связи с эффектом потери точности, движение КА на каждом из пяти участков траектории рассматривается в одной трёх различных невращающиеся декартовых систем координат (СК) с осями, параллельными осям СК J2000. Зелёным цветом выделен участок использования геоцентрической СК, синим — гелиоцентрической и при подлёте к Марсу красным — марсоцентрической. На 1, 3 и 4 участках миссии СК неинерциальные.

Предполагается, что КА управляется величиной и направлением вектора реактивной тяги последовательно 4-х двигательных установок (ДУ) с тягой $T_{ДУ}$ и массой $M_{ДУ}$: Фрегат осуществляет разгон КА у Земли; затем на протяжении перелёта от Земли к Марсу может работать ДУ МТ; торможение у Марса осуществляется ДУ перелётного модуля (ПМ); разгон у Марса при старте обратно к Земле — при помощи ДУ возвращаемого аппарата (ВА). В первой части миссии после отработки очередной ДУ, она сбрасывается. Моменты включения, выключения ДУ МТ и ДУ ВА оптимизируются, а ДУ Фрегат и ДУ ПМ заданы продолжительностями их работы, являющимися параметрами задачи. Минимизируется конечная масса: $M_k = M_0 - \sum_{ДУ} \left(\frac{T_{ДУ} \Delta \tau_{ДУ}}{C_{ДУ}} + M_{ДУ} \right) \rightarrow \min$, где M_0 — начальная масса КА на КОИСЗ, $C_{ДУ} = g_E P_{уд}$ — скорость истечения реактивной струи ДУ, $P_{уд}$ — удельная тяга ДУ, $\Delta \tau_{ДУ}$ — суммарное время работы ДУ, $g_E = 9,81 \text{ м/с}^2$.

Задача космодинамики формализуется как задача оптимального управления совокупностью динамических систем. На основе соответствующего принципа максимума [4] её решение сводится к решению нелинейной краевой задачи 70-го порядка, которая решалась численно методом стрельбы с подбором 21-го параметра пристрелки, с использованием модифицированного метода Ньютона и метода Рунге-Кутты 8(7) с автоматическим выбором шага для интегрирования задач Коши. Производная вектор-функции невязок по параметрам пристрелки вычислялась при помощи центральных разностей. Ввиду многоэкстремальности исходной задачи и необходимости хорошего начального приближения для метода Ньютона, при поиске области локально оптимального решения задачи, предварительно рассматривалась аппроксимация всей миссии серией задач Ламберта [5] и затем решалась импульсная задача на основе принципа Лагранжа.

Поставленную задачу удалось решить, построены конкретные траектории [6]. Разработан программно-аппаратный комплекс. Описана методика построения экстремалей в подобных задачах с проведением сквозной оптимизации всей миссии. Представлены результаты расчётов, позволяющие судить о целесообразности использования комбинированного управления КА при помощи ДУ БТ и МТ в экспедиции к Фобосу. Рассмотрение сложных задач траекторной оптимизации, требующих для своего решения синтеза методов локальной и многоэкстремальной оптимизации, оптимального управления, космодинамики, механики космического полёта, небесной механики и численных методов, даёт значительный вклад в теорию решения таких задач. По результатам исследований опубликовано более 40 работ и сделано 35 докладов на международных конференциях.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Энеев Т.М. Актуальные задачи исследования дальнего космоса // Космические исследования. – 2005. – Т. 43. – № 6. – С. 403–407.
2. Фобос-Грунт. Проект космической экспедиции. Научное издание в двух томах. – Т. 1, 2. – М.: ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» Роскосмоса, ИКИ РАН, 2011. – 519 с.
3. An Observation Geometry System for Space Science Missions. NAIF of JPL of NASA. 2017. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://naif.jpl.nasa.gov/naif>. – 25.08.2017.
4. Григорьев И.С., Григорьев К.Г. Об условиях принципа максимума в задачах оптимального управления совокупностью динамических систем и их применении к решению задач оптимального управления движением космических аппаратов // Космические исследования. – 2003. – Т. 41. – № 3. – С. 307–331.
5. Самохин А.С. Оптимизация экспедиции КА к Фобосу при управлении импульсными воздействиями с использованием решения задач Ламберта и учетом притяжения Земли и Марса // Вест. Моск. Ун-та. Сер. 1. Математика. Механика. – 2014. – № 2. – С. 62–66.
6. Григорьев И.С., Заплетин М.П., Самохин А.С., Самохина М.А. Оптимизация экспедиции к Фобосу с комбинированной тягой с возвращением к Земле // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2017. – вып. 7. – 24 с. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-7-1639>.