

ОТЗЫВ

официального оппонента на диссертацию Лан Аньци
«Методика определения траекторий космического аппарата для экспедиции Земля-астероид-Земля с учетом выбора орбит пребывания у астероида и ее применение для экспедиции к астероиду Апофис», представленную
на соискание ученой степени кандидата физико-математических наук
по специальности 01.02.01 – Теоретическая механика

Диссертационная работа Лан Аньци посвящена исследованию траекторий перелета космического аппарата (КА) к околоземному астероиду с возвращением на Землю и выбору параметров орбит пребывания КА у астероида с учетом их эволюции под действием основных возмущающих факторов.

Актуальность работы определяется важностью задачи исследования малых небесных тел с точки зрения решения фундаментальных вопросов происхождения и эволюции Солнечной системы, решения задач противодействия астероидной опасности, оценки ресурсов полезных ископаемых, доступных для будущей космической деятельности человечества в долгосрочной перспективе. К настоящему времени уже осуществлен ряд космических миссий к астероидам и кометам. КА Dawn и Hayabusa-2 в настоящее время находятся на орбитах вокруг астероидов, КА OSIRIS-REx – на траектории перелета к астероиду, ряд новых миссий к малым небесным телам Солнечной системы планируется в ближайшем будущем. Для реализации перспективных космических миссий к астероидам и кометам, безусловно, необходима разработка новых и совершенствование существующих методик вычисления и оптимизации траекторий перелета с целью повышения качества и эффективности проектно-баллистического анализа, точности баллистических расчетов. Сложный характер движения КА в окрестности малых небесных тел требует особого внимания к анализу долговременной эволюции орбит КА вокруг астероидов, особенно в случае использования некорректируемых малых искусственных спутников астероидов, предназначенных для уточнения параметров орбитальных параметров потенциально опасных астероидов. Рассмотрение перечисленных вопросов в диссертационной работе, безусловно, свидетельствует об ее актуальности.

Научные положения, выводы и рекомендации, сформулированные в диссертации. Степень их обоснованности.

В диссертации разработана методика построения межпланетных траекторий экспедиции для перелета КА с двигательной установкой большой тяги от Земли к астероиду и обратно. Основные траекторные параметры выбираются из условия

максимизации полезной массы КА (конечной массы КА за вычетом массы двигательной установки). Для оценки требуемой энергетики перелета на первом этапе используется метод точечных сфер действия и решения задачи Ламберта. Для выбора дат отлета и длительности гелиоцентрических участков перелета используется метод Соболя, генетический алгоритм и квазиньютоновский метод. Последовательное применение этих методов позволяет вычислить глобально-оптимальную замкнутую траекторию перелета Земля-астероид-Земля в классе трехимпульсных перелетов. После вычисления оптимальной трехимпульсной траектории проводится проверка условий оптимальности в классе многоимпульсных траекторий, для чего анализируется поведение базис-вектора Лоудена на найденной трехимпульсной траектории и, при нарушении необходимых условий оптимальности, добавляются дополнительные импульсы скорости на гелиоцентрических участках траектории. На втором этапе траектория уточняется с учетом основных возмущающих ускорений, конечности величины тяги и уточненных массовых характеристик отделяемых частей космической транспортной системы. Для оптимизации уточненных траекторий используется метод покоординатного спуска. Используемый подход является хорошо обоснованным: на первом этапе вычислений используется упрощенная методика, позволяющая провести полный анализ задачи в пространстве выбираемых параметров и получить хорошее начальное приближение, обеспечивающее сходимость вычислений на втором этапе, в результате выполнения которого достигается высокая точность определения основных траекторных параметров.

С использованием разработанной методики вычисляются и исследуются оптимальные траектории перелета к околоземному астероиду Апофис с последующим возвращением к Земле для дат старта в период с 2019 по 2022 г. Показано, что возврат КА к Земле на оптимальных траекториях происходит в окрестности восходящего узла орбиты Апофиса. Определено оптимальное время ожидания КА у Апофиса. Рассмотрено использование в качестве средств выведения РН «Союз-ФГ», «Союз-2.1б» и «Зенит» с разгонным блоком «Фрегат», получены оптимальные значения основных траекторных параметров, обеспечивающие максимальное значение полезной массы КА. Показана возможность реализации миссии к астероиду Апофис с использованием рассматриваемых средств выведения.

Разработана математическая модель орбитального движения КА вокруг астероида с учетом нецентральности гравитационного поля астероида, притяжения удаленных небесных тел и светового давления. Для вычисления возмущений от удаленных небесных тел используются высокоточные эфемериды DE421. Астероид представляется

однородным вытянутым эллипсоидом вращения, причем ось вращения совпадает с малой осью эллипсоида. При вычислении ускорения от силы светового давления используется цилиндрическая модель тени с учетом несферической формы астероида.

С использованием разработанной математической модели, с помощью численного моделирования проанализирована эволюция орбит КА под действием отдельных возмущений и их комбинации. Показана малость влияния возмущений от удаленных небесных тел вплоть до сближения астероида Апофис с Землей. При подлете к Земле, возмущение от притяжения Земли становится определяющим и приводит либо к падению КА орбиты вокруг астероида, либо к падению КА на поверхность астероида. Найдены стационарные, либрационные и ротационные решения для эволюции параметров орбиты спутника астероида под воздействием нецентральности гравитационного поля астероида. Показано, что возмущения орбиты под действием силы светового давления могут определять срок существования КА на орбите вокруг Апофиса. Выявлено влияние ориентации плоскости орбиты относительно направления на Солнце на характер орбитальной эволюции. Если угол между орбитальной плоскостью КА и направлением на Солнце мал, то световое давление приводит к быстрому увеличению эксцентриситета и падению КА на астероид. Если это угол близок к 90 градусам, нормаль к плоскости орбиты в процессе эволюции отслеживает направление на Солнце, а эксцентриситет оказывается подвержен периодическим колебаниям с относительно малой амплитудой. Исследована эволюция орбит основного КА, находящегося на орбите вокруг Апофиса в течение времени ожидания (7...130 суток) и малого КА, остающегося у Апофиса на длительное время, до сближения астероида с Землей. Приведены рекомендации по выбору параметров орбиты этих КА, приведена оценка времени их орбитального существования и требуемых затрат характеристической скорости для поддержания орбит.

В работе получены следующие новые результаты:

1) Разработана методика построения оптимальных по максимуму полезной массы КА траекторий перелета Земля-астероид-Земля с помощью двигателей большой тяги. Разработаны алгоритмы построения сопряженных функций для этих траекторий.

2) Получены оптимальные траектории полета КА к астероиду Апофис с возвращением к Земле. Выявлено, что для оптимальных траекторий возврат к Земле происходит вблизи восходящего узла орбиты Апофиса относительно эклиптики. Определено оптимальное время ожидания КА у Апофиса. Обоснована реализуемость полученных траекторий при использовании существующих средств выведения на основе

ракет-носителей «Союз-ФГ», «Союз-2.1б», «Зенит» и разгонного блока «Фрегат», показана принципиальная возможность осуществления космической экспедиции Земля-Апофис-Земля с использованием этих средств выведения в 2019-2022 гг.

3) Разработана математическая модель орбитального движения КА вокруг астероида с учетом основных возмущающих факторов: притяжения нескольких удаленных небесных тел, несферичности астероида, светового давления с учетом затенения КА несферичным астероидом.

4) Проанализировано влияние возмущающих факторов (по отдельности и совместно) на характеристики пассивного орбитального движения КА вокруг Апофиса, в частности на длительность существования КА на орбите спутника астероида. Разработаны рекомендации по выбору рациональных параметров начальной орбиты спутника астероида, при котором длительность орбитального существования КА около Апофиса будет большой. В частности, показана возможность создания стабильных орбит спутника астероида Апофис с временем жизни несколько лет, вплоть до тесного сближения с Землей в 2029 г.

Достоверность полученных результатов, обеспечивается соответствием разработанных математических моделей и методик решения существующим данным, сравнением результатов, полученных разными методами, а также соответствием полученных расчетно-теоретических результатов исследованиям других авторов.

Практическая значимость полученных автором результатов заключается в разработке математических моделей и методик для проектно-баллистического анализа перспективных космических миссий. В частности, полученные в диссертации результаты позволяют рассчитывать и оптимизировать траектории перелета КА по маршруту Земля – Апофис – Земля; выбирать параметры орбиты для долгоживущего искусственного спутника астероида Апофис, проводить проектно-баллистический анализ космических миссий к другим околоземным астероидам.

Замечания к тексту диссертации.

1) Не вполне понятна причина использования сложного алгоритма вычисления начального приближения к оптимальной траектории перелета по маршруту Земля-астероид-Земля в рамках метода точечных сфер действия, включающая в себя метод Соболя и генетический алгоритм. При достигнутом быстродействии современных алгоритмов решения задачи Ламберта, локализация минимумов функционала по трем-четырем параметрам в этой задаче с достаточной точностью может быть достигнута

простым перебором на равномерной сетке по этим параметрам за 10...1000 секунд машинного времени.

2) Непонятно, почему при маневрировании у астероида потери характеристической скорости, составляющие пренебрежимо малую величину, вычислялись с использованием интегрирования дифференциальных уравнений движения КА, а при отлете от Земли более существенные потери характеристической скорости оценивались по приближенной формуле.

3) В работе численным моделированием получен очень интересный результат, заключающийся в стабилизации плоскости орбиты КА вокруг астероида под воздействием сил светового давления ортогонально направлению на Солнце в случае, если начальный угол между нормалью к плоскости орбиты КА и направлением на Солнце мал. К сожалению, в работе не приведен анализ механизма возникновения этого явления и области значений элементов начальной орбиты, для которой этот эффект существует.

4) В работе есть ряд неточностей и опечаток. Например, активные исследования малых тел Солнечной системы космическими аппаратами начались не в 1990-х годах, как утверждает автор, а в 1984 исследованиями кометы Галлея; на КА OSIRIS-Rex не используется двигательная установка малой тяги (электроракетная двигательная установка); утверждение в первом абзаце на странице 65 не соответствует данным таблиц 5 и 6.

Указанные недостатки не влияют на общую положительную оценку работы. Судя по содержанию диссертационной работы и проведённому в диссертации анализу литературы, автор является квалифицированным специалистом по механике космического полёта и владеет современными методами этого раздела механики.

Основные результаты, полученные в диссертационной работе, опубликованы в 10 научных работах в журналах из перечня ВАК.

Автореферат соответствует диссертации.

Считаю, что работа «Методика определения траекторий космического аппарата для экспедиции Земля-астероид-Земля с учетом выбора орбит пребывания у астероида и ее применение для экспедиции к астероиду Апофис» удовлетворяет требованиям Положения ВАК (в текущей редакции), предъявляемым к диссертациям на соискание учёной степени кандидата физико-математических наук по специальности 01.02.01 – Теоретическая

механика и соответствует паспорту специальности, а её автор – Лан Аньци – заслуживает присуждения ей искомой степени.

Отзыв составил официальный оппонент

Петухов Вячеслав Георгиевич

доктор технических наук по специальности 05.07.09 – «Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов», член-корреспондент РАН,
начальник отдела Научно-исследовательского института прикладной механики и электродинамики федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (НИИ ПМЭ МАИ)
125080 Москва, Ленинградское шоссе, д. 5, www.mai.ru
тел. (499)158-59-31 , E-mail: vgpetukhov@mail.ru

17 июля 2018 г.

В.Г. Петухов

Подпись официального оппонента В.Г. Петухова удостоверяю

Ученый секретарь НИИ ПМЭ МАИ
к.т.н.



И.В. Кравченко