

## ОТЗЫВ

официального оппонента кандидата технических наук заместителя начальника отдела баллистики и навигации Симонова Александра Владимировича на диссертацию Сергаевой Елизаветы Андреевны на тему «Программы управления космическим аппаратом с электроракетной двигательной установкой для исследования малых тел солнечной системы», представленную на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 2.5.16 Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

Диссертационная работа Сергаевой Елизаветы Андреевны посвящена рассмотрению методических вопросов, связанных с решением и качественным исследованием задач оптимизации перелета космического аппарата (КА), оснащённого электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ) малой тяги (МТ) к малым телам Солнечной системы. Исследование небесных тел, таких как астероиды, кометы и спутники планет, представляет огромный интерес для научного сообщества и имеет важное значение для будущих космических миссий. Эти небесные объекты являются свидетелями зарождения и эволюции нашей планетной системы, и их изучение может пролить свет на многие фундаментальные вопросы астрономии и планетологии. Исследование таких тел может помочь ответить на вопросы о составе и условиях формирования ранней Солнечной системы, происхождении воды и органических молекул на Земле и других планетах. Некоторые из спутников планет, такие как Европа и Энцелад, считаются перспективными местами для поиска жизни за пределами Земли, поскольку под их ледяными поверхностями могут находиться океаны жидкой воды. Кроме того, изучение астероидов имеет практическое значение для защиты нашей планеты от потенциально опасных столкновений с этими небесными телами, а также с точки зрения использования ресурсов для развития нашей цивилизации на Земле и будущих пилотируемых миссий к Луне, Марсу и другим планетам. Кроме того, исследование малых тел Солнечной системы может способствовать развитию новых технологий, необходимых для успешного осуществления космических миссий. Это включает в себя совершенствование систем навигации и управления, посадки и забора образцов, а также разработку новых методов дистанционного зондирования и анализа состава небесных тел.

Входящий № 205-1918  
Дата 28 МАР 2024  
Самарский университет

Одной из отличительных особенностей малых тел Солнечной системы является их неправильная форма. В результате генерируемое ими гравитационное поле существенно отличается от гравитационного поля сфероида или эллипсоида. Как правило, при предварительном планировании миссий к этим объектам имеются неполные сведения об их физических свойствах, в том числе и об гравитационном поле исследуемого тела. Его точные характеристики могут быть получены только при непосредственных наблюдениях с небольших расстояний. Реализация миссий к малым тел Солнечной системы, таких как OSIRIS-REx к астероиду Бенну, "Хаябуса-2" к астероиду Рюгу, «Rosetta» к комете Чурюмова – Герасименко и других, показали недостаточность проработок в вопросах управления и маневрирования КА вблизи объектов сложных геометрических форм. Поведение КА в гравитационном поле тела неправильной формы заметно отличается от движения вблизи сфероидальных и/или эллипсоидальных тел, форма которых в некотором приближении может считаться правильной. В таких случаях нельзя использовать кеплеровские законы движения и полученные на их основе программы управления. Отсутствие методики формирования программного управления может привести к существенным погрешностям в определении запаса рабочего тела, необходимого для проведения миссии заданной продолжительности со всеми запланированными исследованиями. Поэтому получение оценки необходимого количества рабочего тела для выполнения всех задач миссии на этапе её проектирования представляется чрезвычайно полезным.

**Актуальность** диссертационной работы продиктована как общим и повсеместным увеличением числа миссий к малым небесным телам Солнечной системы, так и повышением числа использования ЭРД в качестве штатных маршевых двигательных установок межпланетных КА.

Вследствие специфики движения аппарата под действием малого реактивного ускорения, создаваемого ЭРДУ, построение траектории для такого КА на участке полёта вблизи объекта с гравитационным полем, значительно отличающимся от центрального, представляет собой достаточно сложную задачу баллистического проектирования. Её решение на практике требует рассмотрения весьма нетривиальных оптимизационных проблем, для решения которых необходимо использовать адекватный математический аппарат. Поэтому дальнейшее развитие и совершенствование соответствующих методов и подходов весьма актуально в

настоящее время, т.к. это позволит увеличить эффективность космических транспортных систем при практической реализации полётов к малым телам Солнечной системы, имеющими форму, значительно отличающуюся от сферической.

**Основные научные результаты**, впервые полученные в диссертации, напрямую связаны с предлагаемой автором методикой баллистического проектирования КА с ЭРДУ к малым телам Солнечной системы, имеющим неправильную, существенно отличающуюся от сферической форму поверхности и гравитационного поля сложной конфигурации.

Чаще всего гравитационные поля небесных тел задают через полиномы и присоединённые функции Лежандра. Таким образом определены гравитационные потенциалы всех планет и их крупных спутников. Альтернативный подход, используемый в диссертационной работе, предполагает представление поля через суперпозицию одиночных гравитирующих точек, вращающихся относительно барицентра.

Траектория полёта КА в работе разбита на два участка в соответствии с теорией сфер действия. Первым является участок гелиоцентрического перелёта, а вторым – движение в окрестности объекта исследования.

Для расчёта и оптимизации гелиоцентрического участка траектории полёта КА к заданному объекту по критерию минимизации расхода топлива с использованием принципа максимума Понтрягина в рамках пространственной ограниченной задачи двух тел автором предлагается итеративная вычислительная процедура, при которой результаты одного шага являются исходными данными для следующего. Она позволяет поэтапно повышать сложность используемых математических моделей движения и число параметров решаемых краевых задач. На первом шаге орбита объекта исследования упрощается и считается лежащей в плоскости эклиптики и имеющей осреднённые значения большой полуоси и эксцентриситета. На последнем шаге используются реальные эфемериды небесного тела. Число параметров краевой задачи повышается с трёх до шести. В конечном итоге такая методика позволяет автоматизировать расчёт и получение оптимального решения для гелиоцентрической траектории КА.

Значительное внимание в работе уделено разработке математической модели движения КА на объектоцентрическом участке движения и управлению таким

движением. Для этих целей гравитационное поле астероида или кометы, значительно отличающееся от центрального, рассматривается как суперпозиция нескольких притягивающих точек. Для частного случая использования двух точек разработан алгоритм определения параметров математической модели гравитационного поля объекта исследования неправильной формы. Также в модели учитываются возмущающие ускорения, вызванные гравитационным влиянием Солнца, а также управляющие воздействия от ЭРДУ. Далее на базе этой модели через оскулирующие элементы строится траектория движения КА вокруг барицентра небесного тела и формируются законы программного управления аппаратом. Для формирования номинальных программ управления движением КА в окрестности небесного тела неправильной формы в работе прямо отклонения гравитационных ускорений от ускорений от центрального гравитационного поля и ускорение от тяги ЭРДУ считать возмущающими ускорениями, величина и направление которых определяются специальным образом. Программа управления формируется одним из двух способов. Первый предполагает использование локально-оптимальных законов, направленных на поддержание заданного значения одного из элементов орбиты. При этом двигательная установка КА работает постоянно, что приводит к значительному расходу топлива. Во втором способе задаётся целевой диапазон удержания регулируемого элемента орбиты, а в закон управления вводится зона нечувствительности и гистерезис. За счёт этого ЭРДУ работает с значительными перерывами, что позволяет уменьшить затраты рабочего тела, но приводит к увеличению числа включений-выключений двигателей, что снижает его ресурс работы.

В диссертационной работе также рассмотрены траектории полётов КА с ЭРДУ к комете Чурюмова - Герасименко и астероиду 433 Эрос. Их результаты показывают достаточные эффективность и точность разработанных методик и алгоритмов для решения задач баллистического проектирования для миссий к объектам с гравитационным полем, значительно отличающимся от центрального.

Сформулированные в диссертации научные положения и выводы обладают высокой степенью обоснованности.

В основе представленной в работе методики, теоретических подходов и результатов, лежат оригинальные идеи, предложенные лично автором работы.

Таким образом, **научная новизна основных результатов диссертационной работы** заключается:

- в разработанной автором математической модели объектоцентрического движения КА с ЭРДУ с учётом гравитационного воздействия Солнца и объекта исследования неправильной формы;

- в полученном алгоритме определения параметров этой математической модели гравитационного поля объекта исследования неправильной формы в случае использования двух притягивающих точек;

- в разработанной вычислительной процедуре формирования оптимального номинального управления на гелиоцентрическом участке движения с использованием условий трансверсальности для определения начального приближения для оптимальной даты старта.

- в разработке методики формирования номинального управления на объектоцентрическом участке движения, в том числе для межорбитальных переходов и поддержания заданной орбиты.

**Практическая значимость** диссертационной работы состоит в следующем:

- разработана методика выбора программы управления на объектоцентрическом участке движения для тел, форма которых значительно отличается от сферических;

- разработана итеративная вычислительная процедура оптимизации гелиоцентрического участка траектории полёта КА с ЭРДУ для проектирования миссий к малым телам Солнечной системы, орбиты которых часто имеют эксцентриситет, значительно отличающийся от нуля, а их плоскости лежат вне плоскости эклиптики;

- определены характеристики траекторий на гелиоцентрическом и объектоцентрическом участках для миссий к астероиду 433 Эрос и комете Чурюмова – Герасименко;

- разработано программно-математическое обеспечение, реализующее построение и оптимизацию программ номинального управления, моделирования и визуализации управляемого движения, и которое может быть использовано при проектировании и оптимизации траекторий КА к различным малым телам Солнечной системы.

**Достоверность** полученных результатов подтверждается строгостью и обоснованностью используемых в работе математических моделей, использовании известных методов, повсеместно применяющихся при решении проблем аналогичного типа, а также непосредственным сравнением ряда полученных результатов с существующими аналогичными результатами других авторов. Как это сделано, например, в разделе 4.1.3, где сравниваются полученные автором характеристики миссии с соответствующими результатами миссии «Rosetta». При проведении исследований использованы строгие математические формулировки и эффективные методы оптимизации траекторий.

Полученные научные результаты, представленные в диссертационной работе, с достаточной полнотой опубликованы в десяти работах, две из которых входят в перечень ВАК Минобрнауки РФ, а восемь – в рецензируемых изданиях, индексируемых в международных базах данных Scopus/WoS. Материалы исследования докладывались на 12 конференциях и получили положительные отзывы участников. Также стоит отметить, что на разработанное программное обеспечение получены свидетельства о государственной регистрации.

Оформление диссертационной работы отвечает требованиям ВАК. Изложение основного материала в работе дается логично, последовательно и обоснованно. Текст работы написан грамотным научно-техническим языком.

Текст автореферата полностью соответствует основному содержанию работы. В автореферате с достаточной для понимания степенью полноты изложены основные идеи, выводы и результаты диссертационной работы.

В качестве **недостатков** диссертационной работы следует отметить следующие:

– Математическая модель движения КА, используемая в работе, не учитывает возмущений от планет Солнечной системы и солнечного давления. КА с ЭРДУ, как правило, имеет большую площадь солнечных батарей для генерации мощности порядка нескольких киловатт, поэтому влияние солнечного давления на его движения на больших интервалах времени существенно искажает траекторию.

– Величина тяги ЭРДУ в диссертации принята постоянной и не зависящей от расстояния до Солнца. Однако, в общем случае при проектировании для расчётов траекторий межпланетных миссий, в которых гелиоцентрическое расстояние изменяется в широком диапазоне, принято считать тягу ЭРДУ зависящей от

выходной мощности, получаемой от солнечных батарей КА, т.е. от расстояния до Солнца.

– Управление КА в работе строится в неинерциальной орбитальной системе координат, направление осей которой в каждый момент времени требует расчёта и зависит от обращения астероида вокруг Солнца, его собственного вращения и движения аппарата по орбите. На практике же всегда используется инерциальная система координат (как правило, J2000), управление движением в которой не требует дополнительных пересчётов в бортовом вычислительном комплексе и относительно которой звёздные датчики выдают данные об ориентации КА.

– При формировании управления не анализируется попадание КА в тень. В связи с высокими значениями мощности, необходимой ЭРДУ для работы и измеряемой киловаттами, её энергопитание невозможно обеспечить без прямого поступления энергии от солнечных батарей. Поэтому в программу управления рекомендуется внести запрет на включение двигателей при нахождении КА в тени астероида или кометы.

– Алгоритм формирования управления по поддержанию заданного параметра орбиты строится по критерию максимального быстрогодействия. Возможно, что при использовании комплексного критерия минимизации расхода рабочего тела с одновременным обеспечением длительности баллистического существования, более заданного, можно получить меньший расход топлива. Кроме того, этот алгоритм позволяет поддерживать только один параметр орбиты. Он не даёт возможности одновременно удерживать, например, большую полуось, эксцентриситет и наклонение.

– Выходные параметры программного комплекса моделирования управляемого объектоцентрического движения для создания более полной картины и удобства рекомендуется дополнить данными о границах управляемости КА по расстоянию до барицентра и зависящими от ускорения, создаваемым тягой ЭРДУ. Это важно знать, так как ниже определённого значения этого расстояния тяги двигателей будет недостаточно для парирования возмущений от несферичности гравитационного поля центрального тела.

– Интегрирование уравнений движения КА выполняется методом Рунге-Кутты 4 порядка. Опыт показывает, что вычислительная погрешность этого метода при расчёте объектоцентрического движения вблизи малых тел с размерами порядка

единиц километров и менее на больших интервалах времени является значительной. Общепринятым стандартом является использование методов интегрирования 8 порядка.

Данные замечания не снижают научной ценности проведенного исследования, и их следует рассматривать как рекомендации к дальнейшему развитию разработанной методики.

**Выводы.** Диссертация Сергаевой Елизаветы Андреевны «Программы управления космическим аппаратом с электроракетной двигательной установкой для исследования малых тел солнечной системы» представляет собой законченную научно-квалификационную работу, содержащую решение актуальной научно-технической проблемы, связанной с оптимизацией траекторий космических аппаратов для полётов к малым телам Солнечной. Содержание работы полностью соответствует паспорту специальности 2.5.16 – Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов и соответствует критериям, изложенным в пунктах 9 – 14 Положения о присуждении учёных степеней, а её автор Сергаева Елизавета Андреевна заслуживает присуждения ученой степени кандидата технических наук по названной специальности.

Официальный оппонент

Заместитель начальника отдела баллистики и навигации,  
кандидат технических наук



А.В. Симонов

21.03.2024

Подпись официального оппонента  
кандидата технических наук Александра Владимировича Симонова удостоверяю.

Заместитель генерального директора  
по персоналу и общим вопросам



И.В. Шолохова

Полное название организации: Акционерное общество «Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина» (АО "НПО Лавочкина")

Почтовый адрес: 141402, РФ, г. Химки, Московская область, Ленинградская ул., д. 24.

Телефон: +7 (495) 573-56-75

Официальный сайт: <http://www.laspace.ru/>

Электронная почта: [npol@laspace.ru](mailto:npol@laspace.ru)