

УДК 629.78

DOI 10.21661/r-560004

Оливио Адилсон Педро

ОБЗОР МАНЕВРОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ОКОЛОКРУГОВЫХ ОРБИТАХ

***Аннотация:** в статье представлена всесторонняя информация о маневрах космических аппаратов (КА) в окрестности круговой орбиты. Осуществление маневров КА в окрестности круговых орбит позволяет решить многие исследовательские и прикладные задачи. Характерными примерами являются задачи сближения и стыковки КА, движущихся по околокруговым орбитам, реализации группового полета нескольких КА в заданной конфигурации, развертывания и поддержания низкоорбитальных систем для решения задач обеспечения связи и дистанционного зондирования Земли. Приведены практические примеры маневров КА.*

***Ключевые слова:** маневр, круговая орбита, космический аппарат, космическая миссия, орбита, сближение.*

Olivio Adilson Pedro

OVERVIEW OF SPACECRAFT MANEUVERS IN NEAR-CIRCULAR ORBITS

***Abstract:** this paper presents comprehensive information about spacecraft (SC) maneuvers in the vicinity of a circular orbit. The implementation of SC maneuvers in the vicinity of circular orbits makes it possible to solve many research and applied problems. Typical examples are the problems of rendezvous and docking of SC moving in near-circular orbits, the implementation of a group flight of several SC in a given configuration, the deployment and maintenance of low-orbit systems to solve the problems of providing communications and remote sensing of the Earth. Practical examples of SC maneuvers are given.*

***Keywords:** maneuver, near-circular orbit, spacecraft, space mission, rendezvous.*

Введение

Маневрирование космического аппарата (КА) играет решающую роль во многих космических миссиях, особенно на круговых орбитах. Эти маневры необходимы для достижения желаемых изменений орбиты, поддержания стабильности КА, обслуживания Международной космической станции, коррекции траектории, проведения научных наблюдений, стыковки с другими КА и обеспечения успеха миссии. В окрестности круговых орбит маневры КА становятся особенно важными из-за сложной орбитальной динамики и механики.

На протяжении многих лет обширные исследовательские усилия и разработки были посвящены пониманию и оптимизации маневров КА на круговых орбитах. Ранние методы маневрирования КА полагались в основном на обычные химические двигательные установки, которые обеспечивали высокую тягу, но ограничивали эффективность использования топлива и эксплуатационную гибкость. Однако достижения в области двигательных технологий привели к появлению альтернативных силовых установок, предлагающие лучшие характеристики и универсальность. Примечательно, что электрические силовые установки, такие как ионные двигатели и солнечные паруса, привлекли значительное внимание из-за их способности генерировать двигатель с малой тягой и большой продолжительностью действия.

Маневры КА можно различать на: маневры орбитального перехода (компланарные и некомпланарные); маневры встречи (компланарная и некомпланарная встреча); пассивные (осуществляются за счет гравитационных, аэродинамических и других сил); активные (маневры орбитального перехода с использованием тяги двигательной установки) и другие. В зависимости от величины управляющего ускорения и продолжительности работы активные маневры двигательной установки (ДУ) можно различать: маневры под действием импульсной тяги и под действием продолжительной тяги. ДУ можно подразделяют на: большой тяги (работают на химическом и ядерном топливах) и малой тяги (работают на электроракетных двигателях).

С 60-х годов начался процесс использования на КА электрических ракетных двигателей (ЭРД). Благодаря высокому удельному импульсу, ЭРД позволяют существенно снизить затраты топлива на орбитальное маневрирование. Однако, малая тяга ЭРД приводит к необходимости их длительной работы. При проведении типичных орбитальных маневров время работы ЭРД соизмеримо с длительностью перелета, что приводит к необходимости разработки специальных подходов к расчету и оптимизации траекторий КА с ЭРД. Первыми КА, использовавшими ЭРД для межорбитального перелета с некоторой промежуточной орбиты на геостационарную орбиту стали КА на основе космической платформы HS-702 (BS-702), Artemis, АЕНФ-1, АЕНФ-2 [1–2].

Идеализированной математической моделью электрического ракетного двигателя (ЭРД) является модель идеально-регулируемого (ИР) двигателя. В рамках модели ИР-двигателя, его реактивная мощность – половина произведения тяги на скорости истечения считается постоянной, но в рамках этого ограничения тяга и скорость истечения могут меняться произвольным образом [3–4]. Математическая модель ИР-двигателя привлекает к себе внимание относительной простотой оптимального управления. Использование решения задачи оптимизации траекторий КА с ИР-двигателем в качестве начального приближения обеспечивает решение сложных задач оптимизации траекторий КА с двигателями ограниченной тяги, включая ЭРД и традиционные жидкостные ракетные двигатели [5–6].

В это же время начались интенсивные исследования задачи встречи КА на околоземной орбите, когда и были осуществлены первые стыковки КА в космосе. В качестве первых заметных работ в этой области можно отметить работы Ж.Е. Прассинга [7–8], исследовавшего задачу встречи продолжительностью не более трех витков для случая двух круговых компланарных орбит, и Ж.-П. Марека [9], который решал классическую задачу встречи средней продолжительности на околокруговых орбитах.

Разработка и использование этих передовых двигательных установок произвело революцию в способности КА маневрировать на круговых орбитах. Использование электрического двигателя позволяет точно управлять

движением КА, эффективно использовать топливо и увеличивать продолжительность полета. Кроме того, эти системы позволяют использовать новые методы маневрирования, такие как непрерывная тяга и орбитальные переходы с использованием солнечных парусов, что расширяет возможности для исследования космоса и планирования миссий.

Осуществление маневров КА в окрестности круговых орбит позволяет решить многие исследовательские и прикладные задачи. Характерными примерами являются задачи сближения и стыковки КА, движущихся по околокруговым орбитам, реализации группового полета нескольких КА в заданной конфигурации, развертывания и поддержания низкоорбитальных систем для решения задач обеспечения связи и дистанционного зондирования Земли.

Оптимизация траекторий КА с ЭРД рассматривалась в нескольких практических работах, например [3, 5–8, 10–14]. Для оптимизации маневров КА на круговых орбитах разработано несколько методов и алгоритмов. Сюда входят методы оптимизации траектории, стратегии автономного управления и алгоритмы планирования миссии. Эти подходы направлены на минимизацию расхода топлива, оптимизацию траекторий и повышение эффективности маневрирования с учетом целей миссии, эксплуатационных ограничений и динамики КА.

В рамках сложности задач оптимального маневрирования КА, в которых предполагается, что маневрирование осуществляется с помощью ДУ малой тяги, традиционно были решены численными методами с использованием принципа максимума Понтрягина или методом продолжения [10–12]. В настоящее время сложные многоимпульсные задачи маневрирования КА легко решаются, т. е. делятся на три основных случая к их решению, как показано в работах [9, 15–18].

В этом смысле целью статьи является обзор маневров, выполняемых КА на низких околоземных орбитах, с анализом различных используемых методов и процедур. С помощью этого обзора мы стремимся понять важность и эффективность этих маневров в контексте космических полетов, подчеркивая их роль в достижении желаемых орбит, поддержании орбитальной стабильности и предотвращении столкновений с другими космическими объектами.

Межорбитальные перелеты

Важными динамическими операциями в процессе полета КА являются маневры. Маневром КА называется целенаправленное изменение его траектории. Одной из первых проблем, с которой столкнулись разработчики космических миссий, было выяснение, как перейти с одной орбиты на другую.

Если два спутника собраны вместе, но имеют ненулевую относительную скорость, они разойдутся не прямолинейно. Поскольку КА всегда находится в гравитационном поле какого-то центрального тела (например, Земли или Солнца), он должен следовать законам орбитального движения при перемещении из одного места в другое. Чтобы правильно рассчитать встречу двух КА, важно понять связь между скоростью КА и его орбитой.

Когда ракетный двигатель очень мощный и работает в течение очень короткого времени (настолько короткого, что КА покрывает только очень небольшую часть своей орбиты во время создания тяги), изменение орбитальной скорости КА происходит практически мгновенно. Большинство движительных систем работают только в течение короткого времени по сравнению с орбитальным периодом, так что мы можем рассматривать маневр как импульсивное изменение скорости, пока положение остается неизменным. После такого маневра КА продолжает пассивное движение по новой орбите. Параметры, характеризующие новую орбиту, зависят от начальных условий, подразумеваемых моментальными значениями вектора радиуса и вектора скорости КА в конце приложенного импульса.

Цели орбитальных маневров могут быть различными. Например, можно запланировать переход транспортного средства, отстыкованного от орбитальной станции, на более высокую круговую орбиту, чтобы оставаться на ней в течение некоторого времени, в конечном итоге вернуться на станцию и выполнить плавную стыковку с ней. Иначе можно пожелать спроектировать переход посадочного модуля на нисходящую эллиптическую орбиту, задевающую поверхность Земли (плотные слои атмосферы), чтобы вернуться на Землю с начальной круговой орбиты. Однако, можно запустить с орбитальной станции автоматический космический зонд, который будет исследовать поверхность планеты с низкой

орбиты, или, с другой стороны, отправить зонд далеко от Земли, чтобы исследовать межпланетное пространство. Орбита космического зонда должна быть спроектирована так, чтобы обеспечить его возвращение на станцию после окончания миссии. Несколько типов миссий требуют, чтобы КА встретился с другим, то есть один КА должен прибыть в то же место в то же время, что и второй. Встреча происходит каждый раз, когда КА доставляет членов экипажа или припасы на орбитальную космическую станцию.

Планирование таких космических полетов, необходимо решать различные проблемы, связанные с проектированием подходящих переходных орбит. Чтобы осуществить каждый переход КА на желаемую орбиту, мы должны заранее рассчитать величину и направление требуемой дополнительной скорости (характерной скорости), а также время, в которое эта скорость должна быть сообщена КА. Как правило, решение проблемы не является уникальным.

Сложность проблемы возникает из-за того, что мы выбираем оптимальный маневр из множества возможных. Задача оптимизации может включать различные требования и ограничения, касающиеся допустимых маневров. Например, может быть, требование минимальных затрат топлива КА, с дополнительным условием, что возможны ошибки в навигации и управлении (в частности, ошибки во время выполнения маневра и неизбежные ошибки в направлении или величине дополнительного скорости) не вызывают недопустимых отклонений фактической орбиты от прогнозируемой (расчетной).

Для выполнения маневров КА существует несколько основных методов маневрирования, используемых в окрестности круговой орбиты. Одним из наиболее распространенных методов является импульсное маневрирование, при котором КА получает короткий импульс от двигателя для изменения своей скорости и, следовательно, орбитальных параметров. Этот метод было использован во многих работах, таких как [7–9, 16–22]. Кроме того, существуют методы маневрирования с использованием электрической тяги, плазменных двигателей и солнечного ветра [14, 20, 23, 24].

При выборе оптимальной стратегии маневрирования в окрестности круговой орбиты необходимо учитывать различные факторы. Один из ключевых факторов – требуемая точность изменения орбитальных параметров. Некоторые миссии требуют высокой точности, например, для точного позиционирования космического телескопа или выполнения межпланетного перелета. Другим фактором является расход топлива. Методы маневрирования, требующие меньшего количества топлива, обеспечивают более долгую работу КА на орбите. Дополнительно, на выбор маневрирования влияют технические ограничения, включая возможности двигателей и структурных особенностей КА.

Расход топлива является решающим фактором при орбитальном маневрировании, поскольку топлива недостаточно для выполнения необходимых маневров по коррекции траектории для достижения целей миссии, для которых был разработан спутник. Таким образом, важно выполнять оптимальные маневры с точки зрения расхода топлива, так как такая экономия обеспечивает увеличение срока службы спутника, снижая стоимость миссии по мере увеличения времени использования. Однако топливо может быть не единственным параметром, который необходимо минимизировать. Есть задачи, где может потребоваться минимизация времени [25] или даже минимизация более чем одного параметра, как, например, в работе [26] ищется решение многокритериальной задачи оптимизации в который предназначен для минимизации расхода топлива, времени и ошибок при одновременном выполнении орбитального маневра.

Продолжительность и величина тяги являются важными характеристиками орбитального маневра. Во время орбитального маневра двигатель включается на время, зависящее от величины приложенной силы тяги. Именно эта характеристика топлива определяет, является ли движение импульсным или неимпульсным. Эффективность двигателя может быть измерена с помощью удельного импульса I_{sp} и измеряется в секундах. I_{sp} определяется согласно [27]:

$$I_{sp} = \frac{F \cdot \Delta t}{\Delta m \cdot g_0} \quad (1)$$

где F – модуль силы тяги – интервал времени включения двигателя, $\Delta m = m_f - m_0$ – расход топлива при маневре, g_0 – модуль ускорения свободного падения на поверхности Земли, m_0 – начальная масса, а m_f – конечная масса КА. В работе [28] автор приводит уравнение, связывающее расход топлива с модулем изменения скорости Δv КА:

$$\frac{\Delta m}{m} = 1 - e^{\left(-\frac{\Delta v}{I_{sp} \cdot g_0}\right)} \quad (2)$$

Двигатели малой тяги используются на КА для выполнения точных маневров малой величины, таких как корректировка орбиты, коррекция траектории и управление ориентацией. Они характеризуются относительно низкой силой тяги по сравнению с обычными двигателями большой мощности. По данным автора [29], двигатель малой тяги характеризуется низким ускорением и высоким удельным импульсом, обычно от 2500 до 10000 с (рис. 1).

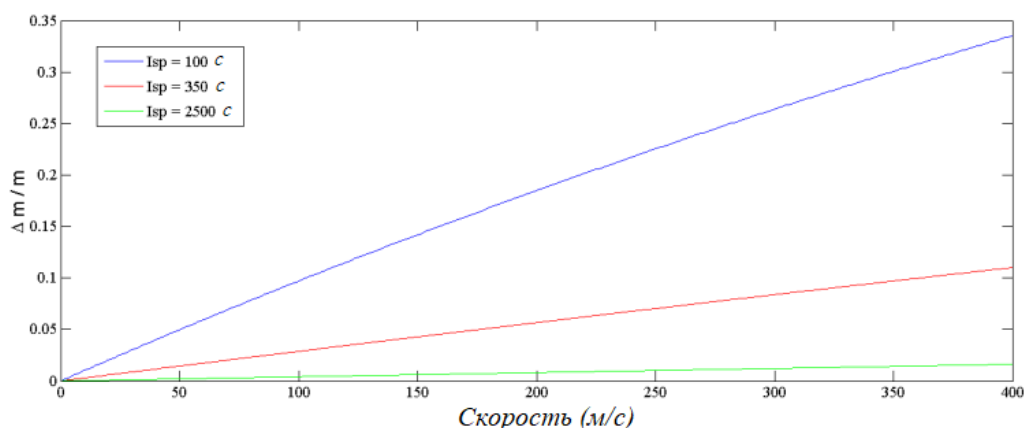


Рис.1. Отношение расхода топлива к общей массе в зависимости от изменения скорости [30].

Сближение и стыковка

Управление относительным движением КА, особенно на стадиях сближения и стыковки является одной из наиболее сложных и технических операций космического пространства. Без них невозможно освоение космоса, невозможно строительство на орбите крупных объектов, невозможно спасение космонавтов в экстремальных ситуациях.

Процесс сближения относится к орбитальным маневрам, отвечающим за выравнивание движения двух КА, синхронизацию их орбитальных элементов и объединение их в одной орбитальной плоскости. Для того, чтобы состыковать вместе два КА, необходимо их предварительно сблизить, причем очень аккуратно, с малой относительной скоростью, особенно на конечном участке, чтобы исключить соударение друг с другом.

Задача сближение и стыковки осуществляется для разных целей. Например, можно обслуживать орбитальную станцию или КА на орбите. Для задачи обслуживания на орбите необходимо задавать параметры орбит группы обслуживаемых КА на околоземных орбитах. Целевые КА перемещаются по заданным орбитам и располагаются в пространстве определенным образом для выполнения определенной целевой задачи. В баллистическом смысле обслуживание на орбите целевого КА понимается как приближение орбитальных модулей (ОМ) к этому космическому аппарату с выравниванием скорости. Задача обслуживания группы целевых КА считается выполненной, если все те, которые требует технического обслуживания на КА, обслуживаются в течение заданного времени с минимальными бюджетами ΔV . Необходимо выбрать параметры орбит, чтобы обеспечить обслуживание всех целевых КА в течение заданного периода времени с минимальными бюджетами ΔV .

Стандартная техника сближения и стыковки состоит в соединении активного транспортного средства (преследователь), с пассивной (лидер). Этот метод был успешно использован для программ Джемени, Аполлон / Союз, Салют, Скайлэб, Мир, МКС и программы Тяньгонг. Чтобы правильно понять сближение и стыковка КА, важно понять связь между скоростью КА и орбитой. Космический аппарат на определенной орбите не может произвольно изменять свою скорость. Каждая орбита соотносится с определенной орбитальной скоростью, если КА запускает и увеличивает (или уменьшает) свою скорость, то КА получит другую орбиту, коррелирующую с более высокой (или более низкой) скоростью. Для круговых орбит более высокие орбиты имеют меньшую орбитальную скорость. более низкие орбиты имеют более высокую орбитальную скорость.

При сближении и стыковке двух КА, оба должны находиться примерно в одной орбитальной плоскости, и желательно, чтобы начальная фаза (разница в аргументе широты этих КА) находилась в оптимальном диапазоне. Если в начальный момент преследователь отстает от лидера, то он должен находиться на орбите, немного меньшей лидера. Чем ниже орбита, тем выше орбитальная скорость. Разница между орбитальной скоростью преследователя и орбитальной скоростью лидера, позволяет преследователя двигаться быстрее лидера и догнать его.

Как только КА сблизятся, орбита преследователя синхронизируется с орбитой лидера, то есть преследователь будет ускоряться. Это увеличение скорости поднимает преследователя на более высокую орбиту. Увеличение скорости выбрано таким образом, чтобы преследователь приблизительно принимал орбиту лидера. Постепенно преследователь приближается к лидеру, пока не начнутся операции сближения. На самом последнем этапе скорость сближения снижается за счет использования активной системы контроля реакции транспортного средства. Стыковка обычно происходит со скоростью от 0,1 фута / с (0,030 м / с) до 0,2 фута / с (0,061 м / с).

Сближение возможно не только с КА либо космической станцией, но и с некоторым небесным телом. Во время маневрирования при сближении двух КА требуется корректировать траекторию, то есть измерить все параметры орбиты. Для операции сближения необходимо выполнить два этапа: дальнейшее сближение и автономное сближение. Разница между ними заключается в том, что, при дальнейшем сближении рассчитываются маневры, когда КА не видят друг друга, т.е. через наблюдение с помощью радиосредств, а автономное сближение происходит при измерении взаимного положения сближающихся объектов с помощью бортовых средств. Например, для того чтобы решить эту задачу на орбите, необходимо применить радиолокационную систему «Курс» [31–33]. Эта система была разработана в 1982 году.

Использование аппаратуры спутниковой навигации (АСН) может привести к коренному изменению стратегии сближения и стыковки, повысив при этом существенным образом качество управления на этом участке функционирования КА. В особенности возможности АСН проявятся при возникновении нештатных

и аварийных ситуаций. Дело в том, что стратегия традиционных методов сближения и стыковки учитывает ограниченные возможности наземных средств навигации, связанные, прежде всего, с ограниченной зоной видимости наземных станций, а также достаточно низкой точностью наземной навигации. При этом многие решения предполагают применение телевизионной стереосистемы [34] либо оснащение стыкуемых аппаратов специальными маркерами [35], что во всех случаях требует доработки существующих КА. Численные методы расчета маневров сближения КА «Союз», «Прогресс» с долговременными орбитальными станциями приведены в работах [36].

Развертывание и поддержание орбитальных группировок

Развертывание и поддержание орбитальных группировок необходимо для многих прикладных космических систем, например, низкоорбитальных систем космической связи и дистанционного зондирования Земли. Если задача решается не одиночным КА, а системой КА, то для того, чтобы обеспечить решение целевой задачи, требуется сформировать, а затем поддерживать требуемую конфигурацию этой системы, то есть обеспечивать относительное или абсолютное положения КА, входящих в эту систему. Для этого необходимо поддерживать определенное положение КА в каждой орбитальной плоскости, а, в ряде случаев, – и ориентацию этих орбитальных плоскостей. В простейшем случае, когда номинальная орбита – круговая, для решения целевой задачи (обеспечения связи, съемки заданных районов поверхности Земли и т. д.) может оказаться достаточным поддерживать КА в окрестности заданной движущейся точки этой круговой орбиты.

Поддержание может быть относительное и абсолютное [16]. Разница между ними, заключается в том, что при абсолютном поддержании каждый КА стабилизируется в окрестности жестко заданной орбитальной позиции, а при относительном поддержании корректируются только относительные положения КА в каждой орбитальной плоскости и, при необходимости, углы между орбитальными плоскостями. Относительное поддержание является более сложной задачей с математической точки зрения, потому что при расчете параметров маневров одного из КА необходимо учитывать положение всех остальных элементов

орбитальной группировки. Однако, относительное поддержание позволяет существенно снизить требуемые затраты топлива на коррекцию положения КА.

К настоящему времени для выполнения систематической глобальной съёмки поверхности Земли, мониторинга, связи между людьми используется группировка малых космических аппаратов (МКА) разных кампаний (Например, Cubsat, SkySat и Flock). Поддержание орбитальной структуры спутниковой группировки предполагает наличие на борту двигательной установки, однако оснащение МКА корректирующим двигателем сдерживается весовыми ограничениями. Требования к двигательной установке и запасу характеристической скорости определяется задачей разведения космических аппаратов по фазе в каждой из орбитальных плоскостей и поддержания фазы при эксплуатации, затратами на компенсацию атмосферного торможения и других возмущений орбиты.

Вполне возможно, что самой большой вещью в будущем дистанционного зондирования будет сравнительно небольшой КА, известный как CubeSat. В течение следующих нескольких лет МКА станут регулярной и общепринятой возможностью для измерений на Земле с помощью дистанционного зондирования. Они будут влиять не только на качество нашей существующей науки, но и позволят нам делать новые типы улучшенных научных измерений, которые в противном случае были бы невозможны с другими платформами.

Спутниковые службы в основном формируют телекоммуникационные, навигационные и дистанционные задачи, жизненно важные для мировой экономики. Постоянные космические наблюдения Земли крайне важны для понимания и решения проблем глобального масштаба, таких как бедность, урбанизация, водная безопасность, изменение климата и эпидемиологические риски для здоровья человека. Однако не существует механизма, позволяющего по доступной цене пополнять спутники ракетным топливом, и поэтому количество ракетного топлива, размещенного на борту перед запуском, ограничивает срок службы этих транспортных средств. Таким образом, требования к топливу, необходимому для поддержания станции, влияют как на расчетный ресурс ее существования, так и на стартовую массу транспортного средства.

Помимо первоначального достижения высококачественного геометрического покрытия, еще одним ключевым аспектом конструкции созвездия является топливо, необходимое для активного управления орбитальными конфигурациями спутников-компонентов для поддержания желаемых уровней покрытия. Необходимое количество топлива зависит от величины маневров и эффективности двигателей. Величина маневра изменения орбиты измеряется по изменению вектора скорости, и обычно называется дельта-скоростью. Эффективность двигателя характеризуется параметром, который называется удельным импульсом двигателя. Учитывая эти два параметра, количество топлива, требуемого для маневра или набора маневров, может быть вычислено с использованием уравнения ракеты.

Проектирование созвездия обычно выполняется задолго до выбора КА или выбора двигателя. Следовательно, эффективность двигателя обычно неизвестна во время проектирования созвездия. Величина необходимой дельта- V может быть легко переведена в требования к топливу, как только станет известна эффективность двигателя.

Групповой полет

Большой интерес представляют группы спутников, движущихся по орбите на небольшом удалении (от нескольких метров до нескольких километров) друг от друга и решающих единую задачу. Такой полет расширяет возможности наблюдений, решения прикладных задач в космосе. Благодаря законам орбитальной механики можно определить относительное движение КА в группе. Важная задача баллистического проектирования состоит в выборе орбит и стратегии управления групповым полетом КА, которые обеспечивают поддержание желаемой конфигурации группы КА в течение заданного времени при минимальных затратах топлива.

Групповой полет КА может использоваться для решения многих прикладных и научных задач: изучать климатические тенденции в окружающей среде Земли; наблюдать одну и ту же область атмосферы; наблюдать один район поверхности Земли; получить информацию, недоступную при проведении наблюдений одним КА и другие.

Существенная информация может быть получена от астрономического объекта путем анализа электромагнитного излучения, которое он излучает. Такие тонкие измерения могут быть облегчены пространственными интерферометрами с базой порядка одного-десяти километров. Группа КА, летящих в строю, снимает ограничение на размер базы интерферометра, существующее при использовании одного КА, распределив оптические элементы интерферометра по системе спутников, летящих в точном строю. Например, КА NASA Earth Observing (EO) – 1 и Landsat-7 оснащены аппаратурой высокого разрешения для изучения климатических тенденций в окружающей среде Земли. Спутник EO-1 пролетает в 450 километрах позади спутника Landsat-7 и поддерживает требуемое расстояние, так что EO-1 наблюдает одно и то же место на земле и в одной и той же области атмосферы.

Примеры использования группового полета КА

К настоящему времени уже реализовано много космических миссий, использующих для решения целевой задачи групповой полет нескольких КА. Эти миссии решали научные, прикладные и технологические задачи. В частности, концепция TechSat-21 [37] была революционной космической архитектурой сотрудничающих кластеров аналогичных, гибких микроспутников, которые могли быть адаптированы для выполнения различных миссий. Кроме того, предполагалось, что производительность системы может быть повышена с течением времени за счет поэтапного развертывания или адаптирована к меняющимся потребностям миссий. Преимущество такой системы заключается в том, что потеря одного или нескольких спутников в процессе функционирования оказывает лишь ограниченное влияние на производительность кластера, поскольку оставшиеся спутники могут поглотить обязанности потерянного спутника.

Группа Cluster [37] состоит из четырех идентичных космических аппаратов, запущенных на большие высокоэллиптические полярные орбиты вокруг Земли, с высотой перигея и апогея 19 000 км и 119 000 км соответственно. Эти спутники летают по заданным относительным орбитам, разработанным так, чтобы позволить ученым измерить тонкие изменения во взаимодействии между Землей и Солнцем. Четыре космических корабля исследуют, как частицы Солнца взаимодействуют с

магнитным полем Земли. Cluster наблюдает магнитные и электрические взаимодействия между Землей и Солнцем, выполняя прямые измерения трехмерных полей. Спутники Cluster были запущены в августе 2000 года для девятилетней миссии.

Миссия GRACE [38] включает в себя два одинаковых спутника в составе лидера / преследователя (GRACE A и GRACE B), вращающихся вокруг Земли в одной орбитальной плоскости. Целью этой миссии является создание высокоточной модели гравитационного поля Земли. Однако ожидается, что приведет к улучшению точности математической модели гравитационного поля Земли на несколько порядков и позволит значительно улучшить разрешение гравитационного поля Земли в широком и мелком масштабе, как над сушей, так и над морем. Вторичный эксперимент, который проводит GRACE, заключается в изучении влияния атмосферы на сигналы GPS. Начальная высота GRACE A и GRACE B над Землей была близка к 500 км. Из-за атмосферного сопротивления он уменьшится примерно до 300 км к концу миссии. Среднее расстояние между спутниками колеблется между 170 и 270 км.

PROBA-3 [39] – демонстрационная ESA, предназначенная для отработки технологий будущих космических миссий с использованием группового полета нескольких КА, таких как XEUS [40] и DARWIN [41]. PROBA-3 – продемонстрировала работоспособность алгоритмов, датчиков, двигательных установок и других технологий для будущих миссий.

Важной совместной миссией НАСА / ЕКА, в которой должен быть реализован ряд критически важных технологий группового полета, является проект космического лазерного интерферометра (LISA). LISA [42] предназначена для обнаружения «пульсаций» в пространстве-времени, как и предсказывает общая теория относительности Эйнштейна. Три КА LISA образуют равносторонний треугольник с длиной руки около 5 млн км. В каждом КА находятся два плавающих куба, изготовленных из сплава золота и платины, внутри КА, защищенных от неблагоприятных воздействий нахождения в межпланетном пространстве. Расстояние между кубиками на разных КА контролируется с использованием высокоточных лазерных методов.

Заключение

В работе представлен обзор маневров КА на околокруговых орбитах, которые необходимы для успеха космических миссий. Осуществление маневров КА позволяет решить многие исследовательские и прикладные задачи, такие как сближения и стыковки КА, движущихся по околокруговым орбитам, реализации группового полета нескольких КА в заданной конфигурации, развертывания и поддержания низкоорбитальных систем для решения задач обеспечения связи и дистанционного зондирования Земли.

Маневры перехода на орбиту используются для перемещения КА с одной орбиты на другую, что позволяет ему достичь определенного положения или достичь определенной цели. Эти маневры требуют тщательного планирования и точных расчетов, чтобы КА эффективно достиг желаемой орбиты. Орбитальные корректировки выполняются для исправления незначительных изменений орбиты КА. Это необходимо из-за гравитационных возмущений, сопротивления атмосферы и других факторов, которые могут повлиять на траекторию движения спутника. Однако важно гарантировать, что КА остается на стабильной орбите и правильно выполняет свои функции. Маневры предотвращения столкновений выполняются, когда КА рискует столкнуться с другим космическим объектом. В таких случаях выполняются маневры уклонения, чтобы изменить траекторию КА и избежать столкновения. Эти маневры имеют решающее значение для обеспечения безопасности КА на орбите и предотвращения образования космического мусора.

Понимание и разработка эффективных методов маневрирования являются ключевыми аспектами для дальнейшего развития исследований космоса, коммерческого использования орбитального пространства и достижения научных и технологических целей.

Список литературы

1. Mathers, A., Grys, K., & Paisley, J. (2019). Performance Variation in BPT-4000 Hall Thrusters: The 31st International Electric Propulsion Conference, University of Michigan, USA, p. 8.

2. Poole, M., & Ho, M. (2007). Boeing Low-Thrust Geosynchronous Trans-fer Mission Experience: 20th International Symposium on Space Flight Dynamics, USA, p. 6.
3. Петухов В.Г. Оптимизация межпланетных траекторий космических аппаратов с идеально-регулируемым двигателем методом продолжения / В.Г. Петухов // Космич. исслед. – 2008. – №3. – С. 224–237.
4. Гродзовский Г.Л. Механика космического полета с малой тягой / Г.Л. Гродзовский, Ю.Н. Иванов, В.В. Токарев. – М.: Наука, 1969.
5. Petukhov, V.G. (2012). Method of continuation for optimization of inter-planetary low-thrust trajectories: Cosmic Research, vol. 50, №3. pp. 249–261.
6. Petukhov, V.G., & Olívio, A.P. (2021). Optimization of the Finite-Thrust Trajectory in the Vicinity of a Circular Orbit: Advances in the Astronautical Sciences, 2021, vol. 174, pp. 5–15.
7. Прассинг Дж.И. Оптимальная четырехимпульсная встреча в фиксированный момент времени в окрестности круговой орбиты / Дж.И. Прассинг // Ракетная техника и космонавтика. – 1969. – Т. 7, №5. – С. 163–172.
8. Прассинг Дж.И. Оптимальные двух- и трехимпульсные встречи в окрестности круговой орбиты при фиксированном времени перехода / Дж.И. Прассинг // Ракетная техника и космонавтика. – 1970. – Т. 8, №7. – С. 46–56.
9. Marec J.-P. (1979). Optimal Space Trajectories: Studies in Astronautics, vol. 1, p. 329.
10. Петухов В.Г. Метод продолжения для оптимизации межпланетных траекторий с малой тягой / В.Г. Петухов // Космич. исслед. – 2012. – №3. – С. 258–270.
11. Гродзовский Г.Л. Механика космического полета с малой тягой / Г.Л. Гродзовский, Ю.Н. Иванов, В.В. Токарев. – М.: Наука, 1969.
12. Лоуден Д.Ф. Оптимальные траектории для космической навигации / Д.Ф. Лоуден. – М.: Мир, 1966.
13. Салмин В.В. Оптимизация космических перелетов с малой тягой / В.В. Салмин. – М.: Машиностроение, 1987.
14. Оливио А.П. Сравнение задачи оптимизации траектории космического аппарата с идеально-регулируемым двигателем для двух- и трехканального

управления в окрестности круговой орбиты / А.П. Оливио // Издательский дом Среда. – 2022. – С. 1–16. DOI 10.31483/r-102734.

15. Ахметшин Р.З. Плоская задача оптимального перелета космического аппарата с малой тягой с высокоэллиптической орбиты на геостационар / Р.З. Ахметшин // Космические исследования. – 2004. – Т. 42, №3. – С. 248–259. – EDN OWELKN.

16. Баранов А.А. Маневрирование в окрестности круговой орбиты / А.А. Баранов // Издательство «Спутник+». – М., 2016. – 512 с.

17. Баранов А.А. Разработка методов расчета параметров маневров космических аппаратов в окрестностях круговой орбиты: дис. ...д-ра физ.-мат. наук: 01.02.01. – М., 2019. – 304 с.

18. Baranov A.A. (1986). Algorithm for calculating the parameters of four-impulse transitions between close almost-circular orbits. *Cosmic Research*, vol. 24, №3, pp. 324–327.

19. Лайон П.М. Базис-вектор для импульсных траекторий с заданным временем перелёта / П.М. Лайон, М. Хенделсмен // Ракетная техника и космонавтика. – 1968. – Т.6, №1. – С. 153–160.

20. Баранов А.А. Компланарная многовитковая встреча на околокруговой орбите с помощью двигателей малой тяги / А.А. Баранов, А.П. Оливио // Вестник Российского университета дружбы народов. Инженерные исследования. – 2022. – Т. 23, № 4. – С. 283–292. – DOI 10.22363/2312-8143-2022-23-4-283-292. – EDN VBVJJK

21. Jezewski D.J., & Rozendaal H.L. (1968). An efficient method for calculating optimal free-space n-impulse trajectories: *AIAA Journal*, vol.6, №11, pp. 2160–2165.

22. Edelbaum T.N. (1967). Minimum Impulse Transfer in the Vicinity of a Circular Orbit. *Journal of the Astronautical Sciences*, №14 (2), pp. 66–73.

23. Лебедев В.Н. Расчет движения космического аппарата с малой тягой / В.Н. Лебедев. – М.: Изд. ВЦ АН СССР, 1968. – 108 с.

24. Рылов Ю.П. Управление космическим аппаратом, входящим в спутниковую систему при помощи электроракетных двигателей / Ю.П. Рылов // Космические исследования. – 1985. – Т. 23, №5. – С. 691–700.
25. Rocco, E.M. (1997). Transferências orbitais biimpulsivas com limites de tempo. 168 p. (INPE-6676-TDI/626). Dissertação (Mestrado em Mecânica Espacial e Controle) -Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos.
26. Rocco, E.M. (2002). Manutenção orbital de constelações simétricas de satélites utilizando manobras impulsivas ótimas com vínculo de tempo. Tese (Doutorado em Mecânica Espacial e Controle) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos.
27. Curtis, H.C. (2009). Orbital mechanics for engineering students. 2 ed. Oxford, UK: Elsevier, p. 722.
28. Chobotov, V.A. (2002). Orbital mechanics. 3. ed. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, p. 460.
29. Brown, C.D. (1992). Spacecraft mission design. 1. ed. Washington DC. American Institute of Aeronautics and Astronautics, p. 187.
30. Oliveira, T.C. (2012). Estratégias ótimas para manobras orbitais utilizando propulsão contínua. Dissertação (Mecânica Espacial e Controle) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos.
31. Брацлавец П.Ф. Космическое телевидение / П.Ф. Брацлавец, И.А. Россе-левич, Л.И. Хромов. – М.: Связь, 1973. – 248 с.
32. Цыцулин А.К. Телевидение и космос: учеб. пособие / А.К. Цыцулин // СПб: СПбГЭТУ «ЛЭТИ», 2003. – 228 с. – EDN QMOAYX
33. Бачевский С.В. Точность определения дальности и ориентации объекта методом пропорций в матричных телевизионных системах / С.В. Бачевский // Вопросы радиоэлектроники. Техника телевидения. – 2010. – №1. – С. 57–66.
34. Ази С.Н. Космическая стереофотометрическая телевизионная система в задачах сближения и стыковки космических аппаратов / С.Н. Ази, С.В. Бачевский // Вопросы радиоэлектроники. Техника телевидения. – 2009. – №1. – С. 65–84.

35. Половко С.А. Помехоустойчивость телевизионно-компьютерных систем контроля сближения и стыковки космических аппаратов / С.А. Половко, В.Л. Вартано, В.В. Козлов // Вопросы радиоэлектроники. Техника телевидения. – 2012. – №1. – С. 44–57.

36. Бажинов И.К. Навигация в совместном полете космических кораблей «Союз» и «Аполлон» / И.К. Бажинов, В.Д. Ястребов. – М.: Наука, 1978. – 224 с.

37. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.sci.esa.int/science-e/www/area/index.cfm%3Ffareaid%3D8> (дата обращения: 13.06.2023).

38. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.jpl.nasa.gov/missions/web/grace.jpg> (дата обращения: 13.06.2023).

39. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.esa.int/esaMI/Proba/SEMG2R4PVFG_0.html (дата обращения: 13.06.2023).

40. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.esa.int/esaSC/120369_index_0_m.html (дата обращения: 13.06.2023).

41. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.esa.int/esaSC/120382_index_0_m.html (дата обращения: 13.06.2023).

42. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://in-space.ru/wp-content/uploads/2018/05/LISA_Laser_Interferometer_Space_Antenna_line_drawing.jpg (дата обращения: 13.06.2023).

Оливио Адилсон Педро – аспирант, ФГАОУ ВО «Российский университет дружбы народов», Россия, Москва.

Olivio Adilson Pedro – PhD student, Russian Peoples' Friendship University, Russia, Moscow.
