

Аннотация монографии

“Методы решения вариационных задач механики космического полета с малой тягой”

В. В. Салмин, С. А. Ишков, О. Л. Старина

В настоящее время механика космического полета с малой тягой выделилась, по существу, в новый раздел механики космического полета, рассматривающий в совокупности проблемы оптимизации траекторий и законов управления движением, а также выбора оптимальных соотношений масс основных компонентов космического аппарата (космического аппарата) с электрореактивным двигателем. Физические и технические основы электрореактивных двигателей широко освещены в специальной литературе. К настоящему времени в России, (а ранее в СССР) и ряде других стран – США, Германии, Франции, Англии созданы и испытаны серийные образцы двигателей, которые активно используются в космическом пространстве для решения целого ряда практических задач космонавтики. В основном электрореактивные двигатели использовались в околоземном космосе для управления орбитами спутников Земли. Источником энергии для электрореактивных двигателей служат солнечная или (в перспективе) ядерная энергетическая установка.

Космические эксперименты последнего десятилетия показали хорошее соответствие расчетно-теоретических и экспериментальных характеристик электрореактивных двигателей, показали пути дальнейшего повышения их эффективности и возможность создания перспективных космических аппаратов, целиком ориентированных на использование электрореактивных двигательных установок.

Главное направление теоретических исследований в области динамики космических перелетов с малой тягой заключается в развитии аналитических и численных методов решения вариационных задач для поиска оптимальных траекторий. В последнее время большее значение приобретают вопросы, связанные с учетом дополнительных факторов в математических моделях движения космических аппаратов, а также дополнительных ограничений на возможности управления двигательной установкой.

Например, следует заметить, что в подавляющем большинстве работ космический аппарат рассматривают как точку переменной массы, сводя проблему выбора оптимальной траектории к оптимизации управления вектором тяги. Однако если двигатель жестко закреплен относительно корпуса космического аппарата, любая программа изменения вектора тяги может осуществляться только разворотом космического аппарата в пространстве с помощью управляющего момента, величина которого ограничена. В этом случае следует выбирать оптимальную траекторию из условия минимума суммарных

затрат на управление движением центра масс и программный разворот корпуса космического аппарата или с учетом ограничений на ориентацию вектора тяги. При этом существенно усложняется математическая модель задачи оптимизации.

Дополнительные проблемы возникают при рассмотрении вопросов управления аппаратами с солнечными энергетическими установками. Основная причина трудностей заключается в наличии больших панелей солнечных батарей с системой индивидуального наведения на Солнце, ограничивающих возможность оптимального управления вектором тяги. С другой стороны, ограничения на управление ориентацией солнечных батарей не позволяют реализовать максимальный уровень тяги электрореактивного двигателя. Поэтому необходима совместная оптимизация не только траекторного и углового движений, но и ориентации батарей и начального положения плоскости орбиты относительно Солнца.

Таким образом, традиционный подход к задачам механики полета с малой тягой, при котором космический аппарат рассматривается как материальная точка с «идеальным» управлением вектором тяги, в ряде случаев оказывается несостоятельным.

Еще одна проблема заключается в трудности решения задач оптимизации многовитковых траекторий полета в «сильных» гравитационных полях планет. Блестящий подход к решению этой проблемы основан на разделении переменных на «быстрые» и «медленно меняющиеся» и усреднении уравнений движения. В настоящей монографии этот подход получил дальнейшее развитие.

Существенные трудности содержат также задачи оптимизации замкнутых межпланетных перелетов. Отдельные участки перелетов (припланетные, гелиоцентрические) сравнительно легко оптимизируются, однако при их объединении в схему замкнутого перелета необходимо решать задачу стыковки участков на основе параметрической оптимизации. Алгоритм решения вариационной задачи носит ярко выраженный двуцикленный характер, а его устойчивость становится проблематичной.

При решении задач оптимизации движения космического аппарата с солнечным парусом существующая взаимосвязь между величиной и направлением управляющего ускорения и положением паруса требует совместного моделирования движения центра масс космического аппарата и его вращения относительно центра масс. Дополнительные трудности создает необходимость учета светотеневой обстановки на орбите, деградирующего влияния температуры и радиации на поверхность солнечного паруса, а также ограничений на управление, связанных с большими габаритами и невысокой прочностью конструкции.

Авторами монографии предлагается также новый подход к проблеме поиска оптимального управления для космического аппарата с малой тягой, движущегося в системе двух гравитирующих тел. Такое движение, например, осуществлялось космическим аппаратом SMART-1 (задача перелета на орбиту спутника Луны) на участке между сферами действия Земли и Луны. Оптимизация этого движения в рамках проекта SMART-1 не проводилась. Сложности оптимизации этого участка движения связаны с громоздкостью и большой размерностью математической модели движения, а также необходимостью оптимальной стыковки с другими участками траектории.

Усложнение математической модели движения космического аппарата ведет к появлению новых трудностей при решении задач оптимизации. По сути дела, происходит сужение класса допустимых траекторий и управлений. В этих условиях существенно возрастает роль приближенных методов решения задач оптимизации. Поэтому актуальной проблемой становится разработка методов отыскания приближенно-оптимальных траекторий и управлений и их оценки. Эти методы базируются на известном принципе расширения класса допустимых состояний и управлений и достаточных условиях абсолютного минимума.

Авторами предложен и теоретически обоснован следующий подход к решению проблемы оптимизации перелетов с малой тягой. Сначала формулируется задача в наиболее общей постановке. Затем анализируются физическая сущность задачи и ее особенности, позволяющие провести редукцию математической модели движения, например усреднение движений, носящих циклический характер (движение аппарата вокруг центра масс, орбитальное многовитковое движение и т. п.) отбрасывание ряда связей и ограничений. В результате модель движения существенно упрощается, сохраняя, однако, все важнейшие особенности исходной модели.

Для отыскания приближенно-оптимальных траекторий предложен метод, основанный на разбиении пространства состояний на отдельные области, где возможные упрощения модели движения позволяют получить аналитические результаты для количественных оценок. После получения приближенно-оптимальных решений по участкам осуществляется их стыковка на границах областей и оптимизация по фазовым координатам – параметрам точек стыковки. При таком подходе приходится сознательно отказываться от получения универсального решения для априори заданной области допустимых состояний.

Следующий шаг заключается в отыскании структуры оптимального управления в рамках упрощенной модели движения. Здесь применяются как методы теории оптимальных систем, так и эвристические приемы отыскания приближенно-оптимальных

управлений. Последние обладают теми достоинствами, что позволяют выбрать рациональные управления, заведомо удовлетворяющие ограничениям и содержащие необходимое число свободных параметров для решения краевой задачи.

Третий этап заключается в оценке степени оптимальности выбранных приближенно-оптимальных управлений и траекторий. Специальные процедуры оценки позволяют установить, насколько близки найденные управления к абсолютно оптимальным, и указать способы их улучшения.

Совместную оптимизацию траекторий и проектных параметров космического аппарата предлагается проводить итерационным методом, с использованием последовательности усложняющихся динамических и проектных моделей. В соответствии с этим подходом, решение задачи оптимизации в рамках упрощенной модели рассматривается как первое приближение. На последующих итерациях, по мере усложнения модели, уточняются затраты рабочего тела на реализацию маневра и параметры задающие облик проектируемого космического аппарата.

Монография может быть полезна для инженеров и исследователей в области проектирования космических аппаратов с двигателями малой тяги, а также работающих в смежных областях аэрокосмической техники.