Методы управления взаимным маневром космических аппаратов

Methods for controlling mutual maneuvers of space vehicles

Гончаревский /Goncharevsky V.
Вилен Степанович
(vilenstepan@yandex.ru)
доктор технических наук, профессор,
заслуженный деятель науки и техники РФ.
ФГКВОУ ВПО «Военно-космическая
академия имени А. Ф. Можайского» МО РФ,
почетный профессор.
г. Санкт-Петербург

Ключевые слова: взаимный маневр – mutual maneuver; метод управления – control method; относительная система координат – relative system of coordinates.

В статье рассматриваются различные виды и разновидности взаимного маневра космических аппаратов, осуществление которого необходимо при выполнении операций их встречи и группового полета. Анализируются две основные группы методов управления взаимным маневром, а именно методы свободных траекторий и методы управления относительно линии визирования. Приводится их сравнительная характеристика. На этой основе даются рекомендации по областям практического применения тех или иных методов для управления различными видами взаимного маневра.

The article considers various types and particulars of mutual maneuvering of space vehicles, needed for their rendezvous and group flight operations. Two main groups of methods for controlling mutual maneuvers are analyzed, namely the method of free trajectories and the method of control with respect to line of sight. Their comparative characteristics are given. It provides a foundation for recommendations on application ranges for this or that methods to control mutual maneuvering.

Под взаимным маневром (ВМ) космических аппаратов (КА) понимается такое управляемое перемещение одного КА относительно другого, в процессе которого расстояние между КА остается значительно меньшим расстояния до центра планеты и в результате которого создаются конечные условия, требуемые для решения той или иной поставленной задачи. Таким образом, основное назначение ВМ состоит в том, чтобы в процессе его осуществления вектор $\vec{q}(t)$ относительного состояния центров масс КА изменялся вполне определенным образом и принимал в момент окончания ВМ вполне определенное заданное значение. Вектор $\vec{q}(t) = [\vec{R}(t), \vec{V}(t)]$, определяемый тремя компонентами вектора относительного положения $\vec{R}(t)$ и тремя компонентами вектора относительной скорости $\vec{V}(t)$, полностью описывает в любой момент времени t относительное положение и относительные скорости центров масс КА, участвующих в ВМ. Обычно при решении большинства практических задач ВМ совершает один из КА, остальные же аппараты не изменяют в это время траекторию центра масс. Поэтому в дальнейшем первый из них называется активным аппаратом (АА), а остальные – пассивными аппаратами (ПА).

В зависимости от того, каким образом изменяются векторы $\vec{R}$ и $\vec{V}$ в процессе ВМ и какие значения они должны принять в момент его окончания, можно выделить несколько его видов:

1. Сближение. Отличительной особенностью этого ВМ в том случае, когда начало относительной системы координат (ОСК) $r_1r_2r_3$, в которой рассматривается движение, совпадает с центром масс ПА, является уменьшение относительной дальности R, т.е. выполнение условия $\frac{dR}{dt} = \dot{R} \le 0$ ($\dot{R}$ – относительная радиальная скорость) в течение времени $T = t_k - t_0$, где t_0 и t_k – моменты его начала и окончания, а T – время его выполнения. В свою очередь, в зависимости от того, какие конечные условия требуются в момент, можно выделить несколько разновидностей сближения:

– сближение с мягким контактом. В этом случае все компоненты вектора относительного состояния должны обратиться в момент окончания маневра в нуль, т.е. должно выполняться условие $\vec{q}(t_k) = \vec{q}_k = 0$, $[\vec{R}(t_k) = \vec{R}_k = 0,\ \vec{V}(t_k) = \vec{V}_k = 0]$. Такая разновидность сближения обычно используется при решении задачи стыковки, необходимой при осуществлении сборки орбитальных станций и орбитальных комплексов, доставки грузов на КА и орбитальные станции, периодические смены экипажей пилотируемых КА и др.;

– сближение с жестким контактом. При выполнении этой разновидности в момент t_k должны принять нулевое значение только составляющие вектора относительного положения, составляющие же вектора относительной скорости в этот момент могут быть произвольной величины, т.е. должно выполняться условие

$\vec{R}_k = 0$, $\vec{V}_k \neq 0, (V_k = \dot{R}_k < 0)$. Такой ВМ может понадобиться, например для уничтожения КА, выполнивших свои задачи, а также других космических объектов, которые могут помешать выполнению тех или иных работ в космосе;

– сближение с пролетом. Здесь в момент окончания ВМ вектор относительного положения должен принять некоторое, обычно достаточно малое, заданное значение, составляющие же вектора относительной скорости в этот момент могут иметь произвольную величину, т.е. должно выполняться условие: $\vec{R}_k = \vec{R}_{k3}$, $\vec{V}_k \neq 0$. С данной разновидностью сближения можно встретиться, например при осуществлении опознавания и инспекции космических объектов неизвестного назначения.

2. Удаление. Для этого ВМ характерно выполнение условия $\dot{R} > 0$, причем начальный вектор относительного состояния $\vec{q}(t_0) = \vec{q}_0 = 0$. Разновидности удаления аналогичны разновидностям сближения, разница состоит только в том, что конечные условия, свойственные той или иной из них, должны выполняться не в начале ОСК, а в некоторой вынесенной точке космического пространства (например, в точке расположения третьего аппарата – ПА – цели), характеризуемой значениями $\vec{q}_k = \vec{q}_ц$, где $\vec{q}_ц$ – вектор состояния центра масс ПА – цели.

Основное применение ВМ удаления – управление относительным движением КА, базирующихся на орбитальных станциях или на многоразовых транспортных космических кораблях. К таким КА можно отнести межорбитальные космические буксиры, КА технического обслуживания, аварийно-спасательные КА, устройства передвижения космонавтов в открытом космосе и др.

3. Групповой полет (ГП). Характерная особенность этого ВМ – обеспечение в процессе его выполнения условия $R_{\min} \leq R \leq R_{\max}$. В зависимости от того, каким образом изменяются вектора $\vec{R}$ и $\vec{V}$ при осуществлении ГП, здесь также можно выделить ряд его разновидностей. Основными из них являются:

– зависание. Здесь $\vec{q} = \vec{q}_0$ в течение всего времени *T*, причем $\vec{R} = \vec{R}_0$, а $\vec{V} = 0$. Таким образом, при выполнении этой разновидности обеспечивается неизменность относительного положения КА, т.е. АА как бы зависает относительно ПА на некотором расстоянии, определяемом константой R_0. Необходимость такого положения может возникнуть при решении задач опознавания и инспекции космических объектов неизвестного назначения, проведения ремонтных работ, спасения экипажей пилотируемых КА в аварийных ситуациях и т.д.;

– облет. В процессе выполнения данной разновидности вектор $\vec{R}$ поворачивается в пространстве на заданный угол, т.е. АА совершает облет ПА. В случае полного облета с возвращением в исходную точку $\vec{R}_k = \vec{R}_0$, а при полном облете на постоянной дальности $R = R_0$ и $\dot{R} = 0$ в течение всего ВМ. Эта разновидность может потребоваться при осуществлении стыковки с орбитальными станциями, оборудованными несколькими стыковочными узлами, при ремонте, при спасении экипажей КА и др.;

– барражирование. Здесь АА в процессе ГП совершает многократное перемещение в пределах некоторой зоны с заданными линейными или угловыми размерами, $R_{\min} < R < R_{\max}$, $\alpha_{\min} < \alpha < \alpha_{\max}$, $\beta_{\min} < \beta < \beta_{\max}$, где α и β – угловые компоненты вектора $\vec{R}$. Если эти перемещения производятся между двумя заданными точками фазового пространства, то $\vec{q}_0 = \vec{q}_{03}$, $\vec{q}_k = \vec{q}_{k3}$, если же около одной опорной точки, то $\vec{q}_0 = \vec{q}_k$. Необходимость барражирования может возникнуть при решении таких же задач, как и в случае зависания.

Следует отметить, что все рассмотренные виды и разновидности ВМ в зависимости от содержания и условий технологической операции могут выполняться активным КА, как по отдельности, так и в определенной совокупности и последовательности. Например, для осуществления стыковки с орбитальной станцией, оборудованной несколькими стыковочными узлами и при отсутствии на ней встречной ориентации, транспортный корабль снабжения, выполняющий роль АА, должен сначала сблизиться со станцией, затем зависнуть около нее, далее совершить облет для выхода на направление оси заданного стыковочного узла, снова зависнуть и затем осуществить причаливание и стыковку.

Другими примерами могут служить операция опознавания неизвестных космических объектов с помощью КА-инспектора, базирующегося на многоцелевой орбитальной станции, или операция доставки с этой станции на другие КА различных грузов с помощью межорбитального космического буксира. В случае операции опознавания КА-инспектор стартует с борта орбитальной станции, сближается с целью и совершает групповой полет с ней (зависание, облет, барражирование), а затем совершает маневр возвращения на станцию. Таким образом, вся операция включает в себя три основные разновидности взаимного маневра: удаление, групповой полет и сближение. Примерно аналогичным будет выглядеть взаимный маневр и при осуществлении операции доставки грузов, когда роль активного КА выполняет межорбитальный космический буксир.

Для решения задачи управления взаимным маневром разработано большое число различных методов. Из них в настоящее время наибольшее практическое применение получили две группы:

– методы свободных траекторий (МСТ);

– методы управления относительно линии визирования (ЛВ), соединяющей центры масс ПА и АА.

В методах первой группы траектория ВМ фактически состоит из отрезков свободного движения активного КА в гравитационном поле планеты, точки сопряжения которых совпадают с моментами приложения импульсов тяги управляющей двигательной установки. Отсюда и следует название этих методов – методы свободных траекторий (МСТ). При использовании МСТ определение требуемых приращений скорости, сообщаемых активному КА управляющими импульсами тяги, для

заданных краевых условий и времени выполнения маневра производится на основе решения однородных дифференциальных уравнений, описывающих динамику свободного движения центра масс активного КА в поле сил тяготения в выбранной системе координат. Указанные решения являются основой для аналитического конструирования алгоритмов управления при взаимном маневре.

Главное достоинство МСТ заключается в возможности выполнения ВМ с минимальными энергетическими затратами (с минимальным расходом топлива). К основным недостаткам можно отнести:

– невозможность осуществления ВМ, если параметры орбиты пассивного КА неизвестны. Это обусловлено отсутствием в данном случае на борту аппаратов информации о разностном гравитационном ускорении, что не позволяет предсказать относительное движение (ОД) в процессе свободного полета;

– необходимость установки на борту КА устройств определения местной вертикали, без которых в алгоритмах управления также нельзя учесть разностное гравитационное ускорение;

– сравнительно большая сложность алгоритмов управления, требующих для их реализации на борту КА достаточно мощных вычислительных устройств, и сложный вид траектории ОД для маневров сближения и удаления, особенно при больших длительностях их выполнения.

Методы второй группы могут быть разделены на методы управления вдоль ЛВ и методы управления по нормали к ЛВ. Основная область применения первых из них – различные разновидности сближения и удаления, когда на кинематику ОД накладываются ограничения в виде заданных линейных связей типа $r_2 = k_{21} r_1$, $r_3 = k_{31} r_1$, где $r_{1,2,3}$ – декартовы координаты активного КА в выбранной ОСК $r_1 r_2 r_3$; k_{21} и k_{31} – угловые коэффициенты. Такие ограничения приводят к тому, что траектория ВМ в этой ОСК представляет собой отрезок неподвижной прямой, проходящей через центры масс АА и ПА, т.е. ОД в этом случае происходит вдоль стабилизированной ЛВ, угловая скорость, вращения которой в ОСК поддерживается равной нулю, а, следовательно, направление вектора скорости $\vec{V}$ в каждый момент времени совпадает с направлением этой линии.

Основной областью применения методов управления по нормали к ЛВ являются различные разновидности ГП (зависание, облет и барражирование). Так, при выполнении облета или барражирования на постоянной дальности R на кинематику ОД накладываются ограничения в виде нелинейных связей типа $r_1^2 + r_2^2 + r_3^2 = R^2$. Эти ограничения приводят к тому, что траектория ВМ в ОСК $r_1 r_2 r_3$ представляет собой окружность или ее отрезок, лежащий на сфере с центром в точке нахождения ПА и радиусом R, т.е. ОД происходит по траектории, в каждой точке которой радиальная относительная скорость поддерживается равной нулю, а, следовательно, вектор скорости $\vec{V}$ в каждый момент времени направлен по нормали к ЛВ.

Введение рассмотренных ограничений при использовании методов управления относительно ЛВ превращает траекторию ОД в вынужденную, что увеличивает расход топлива по сравнению с МСТ. Однако в противоположность последним методы управления относительно ЛВ позволяют, во-первых, осуществить ВМ даже без знания перед его началом орбитальных характеристик ПА или в том случае, если они изменяются в процессе его выполнения по неизвестному закону, во-вторых, при их использовании на точность выполнения ВМ в меньшей степени влияют погрешности навигационных устройств и, в-третьих, они характеризуются более простой технической реализацией. Последнее достоинство проявляется в том, что такие основные элементы бортового автоматизированного комплекса управления как автоматизированная система управления (АСУ) траекторией и АСУ ориентацией КА получаются достаточно простыми, а, следовательно, более надежными. Это вытекает из следующих обстоятельств:

– все операции по управлению траекторией и ориентацией КА (измерение параметров движения, расчет управляющих сигналов, исполнение этих сигналов двигательной установкой) могут быть выполнены в одной и той же визирной ОСК;

– для построения опорной системы отсчета, относительно которой осуществляется ориентация КА, нет необходимости в установке на борту приборов определения направления местной вертикали или астроориентаторов, так как построить визирную ОСК можно с помощью бортового локатора измерения относительных координат центров масс КА;

– сравнительно простые алгоритмы управления могут быть реализованы даже с помощью вычислительных устройств аналогового типа;

– прямолинейность траекторий ОД, свойственная методам управления вдоль ЛВ, позволяет экипажу АА, во-первых, сравнительно просто осуществить контроль качества функционирования основного автоматического управления и выполнить, в случае необходимости, дублирующее ручное управление, используя средства визуального наблюдения за пассивным КА и, во-вторых, уменьшить требуемые углы «прокачки» следящих антенн бортового локатора.

При использовании методов управления вдоль ЛВ и по нормали к ЛВ, когда соответственно или угловая скорость ЛВ, или радиальная скорость вдоль ЛВ равна нулю, относительные поперечное и продольное движения в первом приближении являются практически независимыми. Поэтому АСУ траекторией можно разделить на два контура. Первый контур управляет продольным движением вдоль ЛВ, т.е. обеспечивает либо заданный закон изменения дальности R и радиальной скорости $\dot{R}$, либо нулевое значение этой скорости на заданной дальности. Второй контур корректирует поперечное движение по нормали к ЛВ, т.е. обеспечивает или неподвижное

положение ЛВ в ОСК, или заданный закон изменения углов и угловой скорости ЛВ в этой ОСК.

Если контур, обеспечивающий в процессе ВМ нулевые значения угловой скорости ЛВ, либо радиальной скорости вдоль этой линии, работает идеально, то траектории АА в ОСК будут иметь соответственно вид прямой, проходящей через ПА, или отрезка окружности с центром в начале ОСК независимо от того, известны параметры орбиты ПА на борту АА или нет. В результате задача определения программы управления и реализующего ее алгоритма управления превращается в одномерную и состоит в том, чтобы найти закон продольного или закон поперечного движения. Первый из них должен быть выбран так, чтобы, во-первых, обеспечить сближение или удаление за заданное время, а во-вторых, чтобы при мягком контакте и зависании радиальная скорость стремилась к нулю в момент окончания маневра. Второй же закон должен обеспечить либо полный, либо частичный облет за заданное время, либо барражирование в заданном угловом секторе с определенным периодом. Как на тот, так и на другой закон могут быть наложены дополнительные условия, обеспечивающие оптимальность выполнения ВМ в том или ином смысле. Реализация законов осуществляется соответственно с помощью контуров управления продольным и поперечным относительным движением. Заметим, что ограничения на вид траектории ОД, вводимые в методах управления относительно ЛВ, представляют собой фактически ограничения лишь на одну из двух его составляющих, то есть на поперечное или на продольное движение. Поэтому здесь принципиально вынужденным в процессе маневра является только одно из этих движений, второе же может быть и свободным. Данное обстоятельство также необходимо учитывать при разработке алгоритмов управления.

Проведенный сравнительный анализ преимуществ и недостатков методов управления относительно ЛВ и методов свободных траекторий предопределяет область их применения для различных видов и разновидностей ВМ. Первые из них необходимо использовать в случае, когда на борту аппаратов неизвестны их орбитальные характеристики и когда там отсутствуют построители местной вертикали или другие устройства, позволяющие определить положение ЛВ относительно силовых линий гравитационного поля планеты. В противном случае для выбора метода определяющее место при прочих равных условиях имеют массово-габаритные характеристики аппаратуры АСУ траекторией и АСУ ориентации с учетом потребного запаса топлива на борту. Следовательно, применение МСТ имеет смысл в АСУ, рассчитанных на такие условия ВМ, для которых увеличение массы аппаратуры (за счет устройств, определяющих орбитальные характеристики и направление местной вертикали и др.) компенсируется экономией массы за счет уменьшения потребных расходов топлива. Эта экономия увеличивается в МСТ с ростом начальной дальности и времени выполнения маневра. Таким образом, использование методов управления относительно ЛВ можно считать более целесообразным при достаточно малых значениях (соответственно по сравнению с высотой и периодом обращения КА вокруг планеты) начальной дальности и времени выполнения ВМ. Для альтернативных условий более предпочтительным будет уже применение МСТ.

Литература

1. Гончаревский, В. С. Методы и алгоритмы управления относительным маневром космических аппаратов / В.С. Гончаревский. – МО РФ, 1998. – 87 с.

2. Гончаревский, В. С. Взаимный маневр космических аппаратов / В.С. Гончаревский // Информация и Космос. – 2001. – № 1. – С. 14–17.

3. Гончаревский, В. С. Групповой полет космических аппаратов / В.С. Гончаревский. – МО РФ, 2006. – 81 с.