УДК 629.78

Управление маневром космических аппаратов с ограничениями на вид траектории

Maneuver control of spacecraft with restrictions on the type of trajectory

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

Ключевые слова: маневр космического аппарата – maneuver of the spacecraft; метод управления – control method; программная траектория – program trajectory; относительная система координат – relative coordinate system.

В статье рассматриваются особенности управления маневром космических аппаратов при наличии ограничений на вид программной траектории. Анализируются типы этих ограничений, а также условия и ситуации, когда введение их необходимо. Рассматриваются основные этапы выполнения маневра при использовании методов управления, в которых ограничения имеют вид кинематических связей между компонентами вектора состояния центра масс активного космического аппарата. Приводится сравнительная характеристика таких методов. На этой основе даются рекомендации по областям их практического применения.

The article discusses the features of spacecraft maneuver control in the presence of restrictions on the type of program trajectory. The types of these restrictions are analyzed, as well as the conditions and situations where their introduction is necessary. The main stages of the maneuver when using control methods in which the constraints have the form of kinematic connections between the components of the state vector of the center of mass of the active spacecraft. A comparative characteristic of such methods is given. On this basis, recommendations are given on the areas of their practical application.

Введение

Для решения задачи управления маневром космических аппаратов (КА) в настоящее время разработан целый ряд методов [1...15]. В основу классификации этих методов могут быть положены различные признаки. Наиболее часто из них используются следующие два признака: тип ограничений, накладываемых на вид программной траектории маневра, и вид управляющих воздействий, необходимых для осуществления маневра активным КА.

В зависимости от вида управляющих воздействий, необходимых для осуществления маневра, все возможные методы можно подразделить на дискретные, непрерывные и комбинированные. В дискретных методах управляющие воздействия дискретны во времени, в непрерывных методах они являются непрерывными функциями времени, а в комбинированных методах используется как тот, так и другой вид управляющих функций.

В зависимости от типа ограничений, накладываемых на вид программной траектории, эти же методы могут быть разделены на две группы: методы управления с ограничениями и методы управления без ограничений.

На практике при разработке программ управления в зависимости от особенностей выполняемого маневра можно встретиться с двумя основными разновидностями ограничений на вид программной траектории. В первом случае они накладываются лишь на отдельные компоненты вектора $\vec{q}$ состояния центра масс активного КА на программной траектории при отсутствии кинематических связей между этими компонентами. Примером здесь может служить маневр орбитального перехода или относительный маневр при необходимости их выполнения в период нахождения активного аппарата (АА) либо на освещенной стороне планеты, либо в зоне действия тех или иных измерительных пунктов наземного комплекса управления. В данном случае ограничения накладываются лишь на такие составляющие вектора положения АА в сферической планетоцентрической системе координат, как азимут α и угол места β (при компланарных маневрах – только на угол β). Вторым примером применительно к указанным маневрам

являются ограничения по допустимому перепаду высот переходной орбиты АА, когда необходимо исключить возможность его попадания как в плотные слои атмосферы, так и в область поясов с повышенной радиацией. В этом примере ограничиваются минимальные и максимальные значения такого компонента вектора положения АА, как наклонная дальность R в точках перигея и апогея переходной орбиты. В качестве еще одного примера можно привести взаимные маневры сближения (удаления) или барражирования, когда траектории не должны выходить за пределы определенного углового сектора из-за ограниченных углов "прокачки" следящих антенн навигационных устройств или из-за необходимости подойти к пассивному аппарату (ПА) с определенного направления (например, со стороны расположения стыковочного узла при осуществлении стыковки аппаратов). Здесь ограничения накладываются на угловые компоненты вектора относительного положения $\vec{R}$ (углы азимута α и места β).

Таким образом, из рассмотренных примеров видно, что ограничивающие условия первой разновидности представляют собой фактически ограничения на экстремальные значения отдельных компонентов вектора положения центра масс АА на программной траектории, которые определяют допустимую область ее нахождения в фазовом пространстве координат. При этом ограничений на форму траектории внутри данной области может не быть. Следовательно, ограничивающим условиям первой разновидности можно в ряде случаев удовлетворить за счет выбора соответствующим образом (там, где такая возможность имеется) значений краевых (прежде всего начальных) условий и времени выполнения маневра, без ввода кинематических связей между отдельными составляющими вектора $\vec{q}$.

Отличительной особенностью ограничений на вид программной траектории второй разновидности является то, что они имеют вид определенных кинематических связей между отдельными компонентами вектора $\vec{q}$. Эти связи могут представлять собой связи как между координатами АА (в механике такие связи называются голономными), так и между координатами и скоростями их изменения (неголономные связи). В обоих случаях они могут быть двух типов: линейные и нелинейные.

Ограничения в виде линейных голономных связей накладываются тогда, когда траектория движения должна представлять собой при любых значениях краевых условий и времени выполнения маневра отрезок неподвижной прямой, проходящей через заданные точки фазового пространства координат. Кинематические связи такого типа обычно имеют место при использовании для осуществления маневра методов управления вдоль линии визирования. Если же программная траектория при тех же условиях должна представлять собой пространственную или плоскую кривую второго порядка, то вводятся нелинейные голономные связи. Наиболее характерным случаем применения таких кинематических связей являются маневры облета и барражирования на постоянной дальности, когда программная траектория относительного движения АА должна быть круговой с центром в точке расположения ПА.

Неголономные связи, то есть кинематические связи между координатами и скоростями их изменения, используются в тех случаях, когда необходимо обеспечить в процессе выполнения маневра заданный закон движения по той или иной координате. Например, если в маневре сближения вдоль линии визирования требуется, чтобы относительная радиальная скорость вдоль этой линии уменьшалась прямо пропорционально значению относительной дальности R (такая ситуация желательна, например, при осуществлении стыковки аппаратов), то используется линейная кинематическая неголономная связь вида $\dot{R} = mR$, где m - коэффициент пропорциональности.

Среди методов управления маневром с ограничениями на вид программной траектории в виде кинематических связей наиболее широкое использование на практике получили методы управления относительно линии визирования (ЛВ), которые могут быть разделены на две группы: методы управления вдоль ЛВ и методы управления по нормали к ЛВ. Основная область применения методов первой группы – различные разновидности взаимных маневров сближения и удаления, когда на кинематику относительного движения накладывается ограничения в виде заданных линейных голономных связей типа

$$r_2 = k_{21} r_1, \quad r_3 = k_{31} r_1, \tag{1}$$

где r_1, r_2, r_3 – декартовы координаты АА в выбранной относительной системе координат (ОСК) $r_1 \; r_2 \; r_3$;

k_{21}, k_{31} – угловые коэффициенты.

Указанные выше ограничения приводят к тому, что программная траектория в этой ОСК представляет собой отрезок неподвижной прямой, проходящей через центры масс АА и ПА, то есть относительное движение в этом случае происходит вдоль стабилизированной линии визирования, 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.

В зависимости от типа ОСК, в которой ведется управление маневром, можно выделить три основных метода сближения (удаления) вдоль ЛВ:

1) движение вдоль ЛВ, стабилизированной в невращающейся ОСК;

2) движение вдоль ЛВ, стабилизированной во вращающейся (орбитальной) ОСК;

3) движение вдоль ЛВ, стабилизированной в ОСК, вращающейся относительно орбитальной ОСК с угловой скоростью ПА-цели.

При осуществлении первого метода управления ЛВ должна перемещаться в процессе маневра параллельно самой себе, то есть угловая скорость вращения ее в инерциальном пространстве должна быть равна нулю. При осуществлении второго метода эта скорость при компланарном маневре должна быть равна орбитальной угловой скорости обращения ПА вокруг планеты. В связи с этим данные методы получили еще второе название: методы инерциального и орбитального параллельного сближения (ИПС и ОПС). При осуществлении третьего метода АА в процессе маневра должен удерживаться на ЛВ, соединяющей ПА-цель и базовый ПА и вращающейся относительно базового ПА с угловой скоростью ПА-цели. Поэтому этот метод называется еще методом сближения по радиолучу (СРЛ). На рис. 1 и 2 изображены виды траекторий абсолютного и относительного движения центров масс сближаемых КА при использовании метода ИПС.

Основной областью применения методов управления по нормали к ЛВ, представляющих собой вторую группу методов управления относительно ЛВ, являются различные разновидности относительного маневра группового полета (зависание, облет и барражирование). Так, при выполнении облета или барражирования на постоянной дальности на кинематику относительного движения накладываются ограничения в виде нелинейных голономных связей типа

$$r_1^2 + r_2^2 + r_3^2 = R^2 \ , \qquad (2)$$

где r_1, r_2, r_3 – декартовы координаты АА в выбранной ОСК $r_1\ r_2\ r_3$; R – дальность облета или барражирования. Указанные выше ограничения приводят к тому, что программная траектория 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, то есть относительное движение 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.

На рис. 3 и 4 изображены виды траекторий абсолютного и относительного движения центров масс аппаратов при компланарном облете ПА на постоянной дальности R во вращающейся ОСК для случая, когда первоначальные орбиты КА круговые, угол места $\beta_0=\pi/2$, а время облета равно периоду обращения ПА вокруг центра планеты $O_И$.

Введение рассмотренных ограничений при использовании методов управления относительно ЛВ превращает программную траекторию в вынужденную, что увеличивает энергозатраты на выполнение маневра по сравнению с энергозатратами методов управления, в которых такие ограничения отсутствуют. Однако, в противоположность последним методы управления относительно ЛВ характеризуются более простой технической реализацией, при их использовании на точность маневра в меньшей степени влияют погрешности навигационных устройств и другие возмущения, эти методы также позволяют осуществить маневр даже без знания перед его началом орбитальных характеристик ПА или когда они изменяются в процессе его выполнения по неизвестному закону. Прямолинейность программной траектории, 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 ПА, и, во-вторых, уменьшить требуемые углы "прокачки" следящих антенн навигационных устройств.

При использовании методов управления относительно ЛВ все операции по управлению как движением центра масс, так и движением вокруг него могут

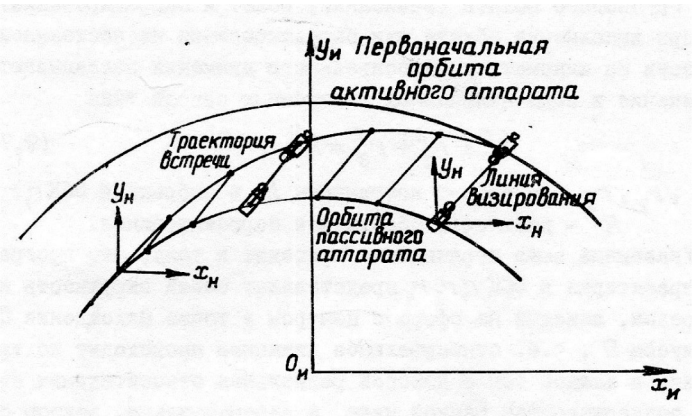

Рис. 1. Траектория абсолютного движения при сближении

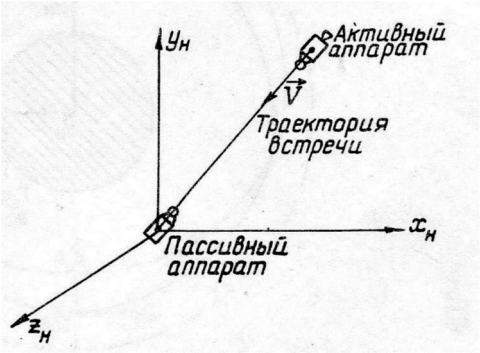

Рис. 2. Траектория относительного движения при сближении

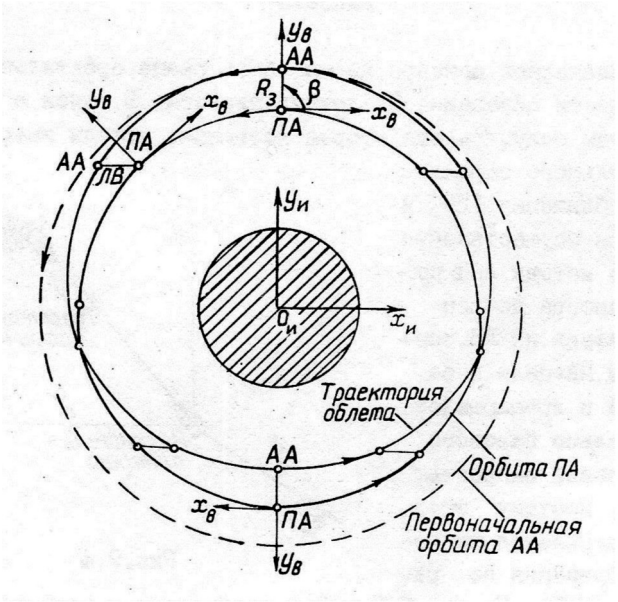

Рис. 3. Траектория абсолютного движения при облете

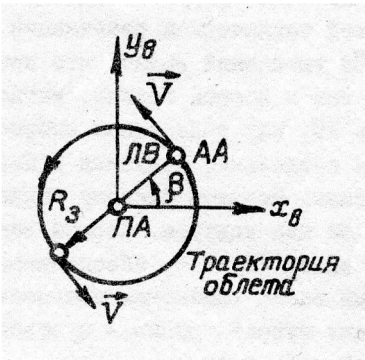

Рис. 4. Траектория относительного движения при облете

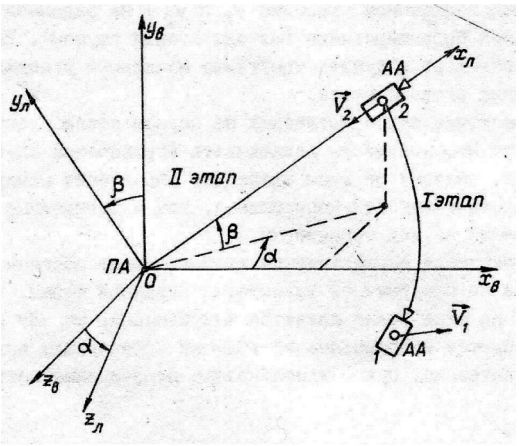

Рис. 5. Этапы процесса управления при движении вдоль ЛВ

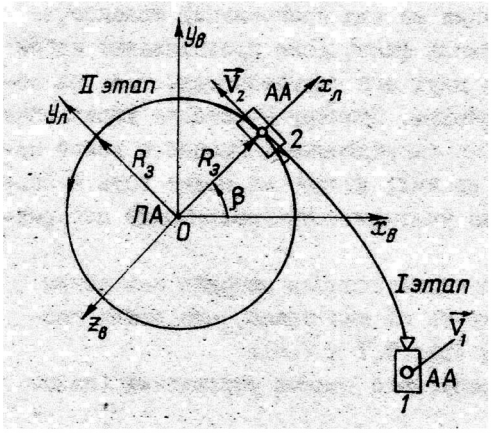

Рис. 6. Этапы процесса управления при движении по нормали к ЛВ

быть выполнены в одной и той же визирной ОСК $x_Л\ y_Л\ z_Л$. Для приборной реализации этой системы на борту АА не требуется иметь устройств, определяющих направление местной вертикали и необходимых в методах управления без ограничений на вид траектории. Построить такую ОСК можно с помощью следящего измерителя направления ЛВ, входящего в состав бортового навигационного комплекса системы управления.

Дифференциальные уравнения относительного движения в визирной ОСК в случае компланарности орбит КА имеют вид [6, 8]

$$\ddot{R} - R\Omega_{ЛВ}^2 + R(1 - 3\sin^2\tau_\beta) = u_x,$$
$$R\dot{\Omega}_{ЛВ} + 2\dot{R}\Omega_{ЛВ} + 3R\sin\tau_\beta\cos\tau_\beta = u_y, \quad (3)$$

где $\tau_\beta = \tau - \beta$, $\tau = \omega_П t$, $\omega_П$ – угловая скорость обращения ПА вокруг планеты, R – относительная дальность, $\dot{R}$ – радиальная скорость, β – угол места, $\Omega_{ЛВ}$ – угловая скорость ЛВ, u_x и u_y – управляющие воздействия.

Эти уравнения позволяют проиллюстрировать еще один факт, свидетельствующий о более простой технической реализации методов управления относительно ЛВ. Из уравнений видно, что при использовании методов как первой, так и второй группы, когда соответственно или угловая скорость ЛВ, или радиальная скорость вдоль ЛВ равна нулю, поперечное и продольное движения в первом приближении практически независимы. Поэтому систему управления маневром АА можно разделить на два контура. Первый контур управляет продольным движением вдоль ЛВ, то есть обеспечивает в методах первой

группы – заданный закон изменения дальности и радиальной скорости, а в методах второй группы - нулевое значение этой скорости на заданной дальности.

Второй контур корректирует поперечное движение по нормали к ЛВ, то есть обеспечивает в методах первой группы – неподвижное положение ЛВ в ОСК заданного типа, а в методах второй группы – заданный закон изменения углов и угловой скорости ЛВ в этой ОСК.

Если контур, обеспечивающий в процессе маневра нулевые значения угловой скорости ЛВ или радиальной скорости вдоль этой линии, работает идеально, то траектории АА в ОСК будут иметь соответственно вид или прямой, проходящей через ПА, или отрезка окружности с центром в начале ОСК, независимо от того, известны параметры орбиты ПА или нет. В результате задача определения программы управления, как это видно из уравнений (3), превращается в одномерную и состоит в том, чтобы найти закон продольного движения (в методах первой группы) или закон поперечного движения (в методах второй группы). Первый из них должен быть выбран так, чтобы, во-первых, обеспечивалось сближение аппаратов за заданное время, а во-вторых, чтобы при мягком контакте и зависании скорость сближения стремилась к нулю в момент окончания маневра. Второй же закон должен обеспечивать либо полный или 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 маневра в том или ином смысле. Реализация выбранных законов осуществляется соответственно с помощью контуров управления продольным или поперечным относительным движением.

Рассмотренные ограничения на вид программной траектории полного относительного движения фактически представляют собой ограничения лишь на одну из двух его составляющих, то есть на поперечное или продольное движение. Поэтому в методах управления относительно ЛВ принципиально вынужденным в процессе всего маневра является только одно из них, второе же может быть и свободным. Это необходимо также учитывать при разработке алгоритмов управления.

Процесс управления при использовании методов наведения относительно ЛВ можно разделить на два этапа, следующих последовательно друг за другом (рис. 5 и 6):

1) этап обеспечения требуемого режима управления (наведения);

2) этап движения вдоль стабилизированной ЛВ или движения с нулевой радиальной скоростью на заданной дальности.

Основное назначение первого этапа, осуществляемого с помощью относительного маневра обеспечения требуемого режима управления, в методах первой группы (рис. 5) состоит в стабилизации положения ЛВ, то есть в сведении к нулю составляющих ее угловой скорости вращения в ОСК, а в методах второй группы (рис. 6) – в обеспечении заданной дальности облета или барражирования $R_з$ и сведении к нулю радиальной относительной скорости в этой ОСК. Кроме того, на данный этап могут быть возложены дополнительные задачи, такие, как обеспечение требуемого углового положения стабилизированной ЛВ в ОСК, определяемого углами азимута α и места β, и требуемого значения радиальной скорости $\vec{V}_2$ вдоль ЛВ (методы первой группы), либо обеспечение требуемого значения угловой скорости вращения ЛВ в ОСК (требуемое значение относительной поперечной скорости $\vec{V}_П = \vec{V}_2$) на заданной дальности облета или барражирования (методы второй группы). Решение этих задач позволяет получить требуемые начальные условия для осуществления второго этапа.

Специфика задач, решаемых на первом этапе, такова, что здесь нет необходимости накладывать ограничения на кинематику движения, поэтому на этом этапе для управления маневром могут быть использованы как непрерывные, так и дискретные методы без ограничений на вид траектории.

В процессе осуществления второго этапа обеспечивается движение АА по программной траектории заданной формы. Так как траектория на этом этапе является вынужденной, то для ее реализации требуются непрерывные во времени управляющие воздействия, а следовательно, нужно использовать непрерывные методы управления.

Литература

1. Алексеев, К. Б. Маневрирование космических аппаратов / К.Б. Алексеев, Г.Г. Бебенин, В.А. Ярошевский. – Москва : Машиностроение, 1970. – 416 с.

2. Балахонцев, В. Г. Сближение в космосе / В.Г. Балахонцев, В.А. Иванов, В.И. Шабанов. – Москва : Воениздат, 1973. – 240 с.

3. Гончаревский, В. С. Основы теории управления встречей на орбите / В.С. Гончаревский. – Москва : Изд-во МО СССР, 1973. – 229 с.

4. Гончаревский, В. С. Радиоуправление сближением космических аппаратов / В.С. Гончаревский. – Москва : Советское радио, 1976. – 240 с.

5. Гончаревский В. С. Теория программного управления относительным движением / В.С. Гончаревский. – Москва : Изд-во МО СССР, 1980. – 82 с.

6. Гончаревский, В. С. Методы и алгоритмы управления относительным движением космических аппаратов / В.С. Гончаревский. – Москва : МО РФ, 1998. – 87 с.

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

8. Гончаревский, В. С. Автоматизированное управление взаимным маневром КА вдоль линии визирования /

В.С. Гончаревский. – Санкт-Петербург : ВКА им. А.Ф. Можайского, 2009. – 91 с.

9. Ермилов, Ю. А. Управление сближением космических аппаратов / Ю.А. Ермилов, Е.Е. Иванова, С.В. Пантюшин. – Москва : Наука, 1977. – 448 с.

10. Иванов, Н. М. Баллистика и навигация космических аппаратов / Н.М. Иванов, Л.Н. Лысенко. – Москва : Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. – 523 с.

11. Калинин, В. Н. Теория управления космическим аппаратом (на основе концепции активного объекта) / В.Н. Калинин. – Санкт-Петербург : ВКА им. А.Ф. Можайского, 2014. – 182 с.

12. Кубасов, В. Н. Методы сближения на орбите / В.Н. Кубасов, Г.Ю. Данков, Ю.П. Яблонько. – Москва : Машиностроение, 1985. – 184 с.

13. Гончаревский, В. С. Моделирование управляемого движения космических аппаратов / В.С. Гончаревский, Ю.С. Мануйлов, Е.А. Новиков. – Санкт-Петербург : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2011. – 334 с.

14. Титов, Г. С. Межорбитальные локальные маневры космических аппаратов / Г.С. Титов, В.А. Иванов, В.Л. Горьков. – Москва : Машиностроение, 1982. – 246 с.

15. Разыграев, А. П. Основы управления полетом космических аппаратов и кораблей / А.П. Разыграев. – Москва : Машиностроение, 1977. – 472 с.