

М. Н. Бурдаев

О влиянии характеристик маневренности космических аппаратов на возможность наблюдения объектов сближения

Аннотация. В статье в наглядной форме изложены ограничения, накладываемые на управление космическими аппаратами на этапе сближения. Даны рекомендации по эффективному управлению. Описаны маневры зависания.

Ключевые слова и фразы: годограф, сближение, космический аппарат, ограничения, безопасность.

Введение

Возможности управления ориентацией и изменением скорости движения космических кораблей ограничены их техническими характеристиками. Эти ограничения оказывают существенное влияние на выбор рациональных и безопасных режимов управления сближением космических аппаратов. Все эти ограничения можно представить в наглядной форме на плоскости промаха, используя метод годографов. В настоящей работе предлагается рассмотреть основные из них применительно к этапу сближения космических аппаратов. Материал статьи является продолжением цикла работ, посвященных маневрированию в пространстве: движению в центральном поле тяготения, маневрам изменения положения на круговой орбите с использованием фазирующих витков траектории и поддерживающего ускорения [1–5].

Исследования проводятся в рамках работ по гранту РФФИ № 12-07-00205-а «Разработка новых способов решения задач управления движениями космических аппаратов на всех этапах полетов и оперативного отображения получаемых результатов на основе методов годографов и когнитивной графики».

© М. Н. Бурдаев, 2014

© НИИ ЦПК имени Ю.А.Гагарина, 2014

© Программные системы: теория и приложения, 2014

1. Ограничения по величине угловой скорости линии визирования

В процессе сближения при наличии промаха линия визирования с активного корабля на объект сближения вращается в инерциальном пространстве. Чтобы удерживать объект сближения в поле зрения наблюдательного инструмента, космонавт должен разворачивать активный корабль с изменяющейся в процессе управления угловой скоростью.

Технические характеристики систем управления и двигательных установок космических аппаратов ограничивают по всем трем их осям инерции верхний и нижний пределы величин угловых скоростей разворотов, при которых может эффективно осуществляться процесс управления сближением. Если угловая скорость ω линии визирования превысит максимальную возможную угловую скорость ω_{KA} вращения корабля в плоскости промаха, то в процессе разворота корабля для отслеживания линии визирования объект сближения начнет уходить из поля зрения наблюдательного инструмента и может быть потерян. Поэтому для управления относительным движением космических аппаратов выбирают такие режимы из условия, чтобы угловая скорость линии визирования в процессе сближения не превышала некоторую максимальную допустимую величину $\omega_{\max} < \omega_{KA}$.

При управлении сближением космических аппаратов угловая скорость линии визирования измеряется и используется для расчета команд управления. Измерение угловой скорости линии визирования производится относительно связанных осей космического аппарата, точность стабилизации которых по техническим причинам ограничена. Ошибка стабилизации активного корабля по его собственной угловой скорости входит в состав ошибки измерения угловой скорости линии визирования и влияет на точность управления. Чтобы ошибки управления не превышали допустимых величин, минимальную величину угловой скорости линии визирования, используемую для расчетов команд управления относительным движением, ограничивают некоторым значением $\omega_{\min}$.

На рис. 1 показаны на плоскости промаха активный корабль КА1, объект сближения КА2 и линии, на которых угловая скорость линии визирования равна заданным значениям $\omega_{\max}$ и $\omega_{\min}$. Эти линии — окружности, соприкасающиеся между собой в точке расположения объекта сближения. Их общая касательная параллельна вектору от-

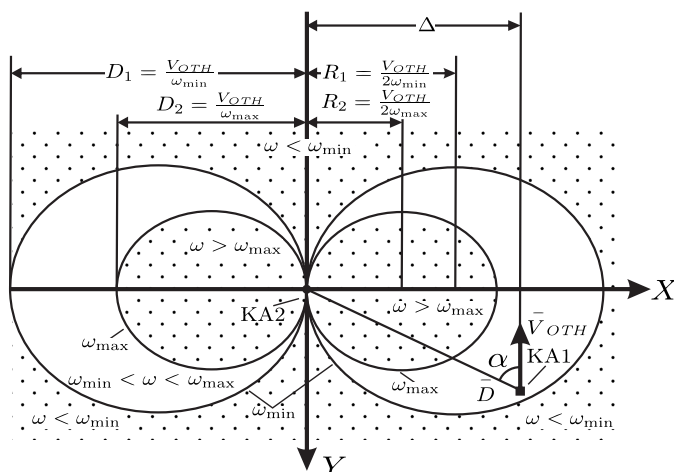


Рис. 1. Линии равных угловых скоростей линии визирования на плоскости промаха. Δ — промах.

носительной скорости V_{OTH} космических аппаратов. Уравнение этих окружностей имеет вид

$$(1) \quad \omega = \frac{V_{OTH} \sin \alpha}{D},$$

где D — расстояние между космическими аппаратами, α — угловой промах (угол между вектором относительной скорости и линией визирования на объект сближения).

Когда активный корабль находится в области, где $\omega < \omega_{\min}$, попытки управления сближением приводят к перерасходу топлива и большим ошибкам наведения. В случаях, когда величина прогнозируемого промаха превышает значение $\frac{V_{OTH}}{\omega_{\min}}$, величина угловой скорости линии визирования даже на траверзе объекта сближения не превысит ее минимального допустимого значения, и процесс управления сближением не состоится.

Ограничение по $\omega_{\max}$ проявляется при величинах прогнозируемого промаха, меньших $\frac{V_{OTH}}{\omega_{\max}}$. Если активный корабль попадает в область, где $\omega > \omega_{\max}$, он не сможет путем своего разворота удерживать объект сближения в поле зрения инструмента, через который осуществляется наблюдение, и объект сближения может через некоторое время уйти из поля зрения. Эффективное управление сближе-

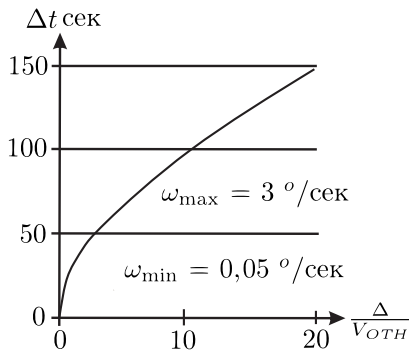


Рис. 2. Интервал времени полета от границы области $\omega_{\min}$ до границы области $\omega_{\max}$ в зависимости от соотношения промаха Δ и относительной скорости V_{OTH}

нием возможно лишь при условии, что угловая скорость линии визирования лежит в пределах $\omega_{\min} < \omega < \omega_{\max}$. На рис. 1 этому условию соответствуют области без сетки из точек. После каждой операции по гашению угловой скорости линии визирования и вместе с ней промаха, космонавту, управляющему сближением, полезно знать, сколько времени у него осталось до границы области возможного управления угловой скоростью линии визирования. Этот интервал времени Δt рассчитывается по формуле

$$\Delta t = \sqrt{\frac{\Delta}{V_{OTH}}} \left(\sqrt{\frac{1}{\omega_{\min}} - \frac{\Delta}{V_{OTH}}} - \sqrt{\frac{1}{\omega_{\max}} - \frac{\Delta}{V_{OTH}}} \right).$$

Зависимость величины Δt от соотношения $\frac{\Delta}{V_{OTH}}$ при значениях $\omega_{\min} = 0,05$ °/сек и $\omega_{\max} = 3$ °/сек показана на рис. 2. Для режима сближения с начальной дальности, например, 220 метров при начальной угловой скорости линии визирования $0,05$ °/сек и радиальной скорости 2 м/сек величина $\frac{\Delta}{V_{OTH}}$ равна $10,463$, резерв времени до границы области $\omega_{\max}$ составляет 100 секунд. Для сближения с теми же начальной угловой скоростью линии визирования и радиальной скоростью с начальной дальности 160 м величина $\frac{\Delta}{V_{OTH}}$ равна $5,558$, а резерв времени до границы области $\omega_{\max}$ составляет 71 секунду.

Управление ориентацией (разворот) активного корабля используется в процессе сближения для удержания изображения объекта сближения в поле зрения наблюдательного инструмента. Для устра-

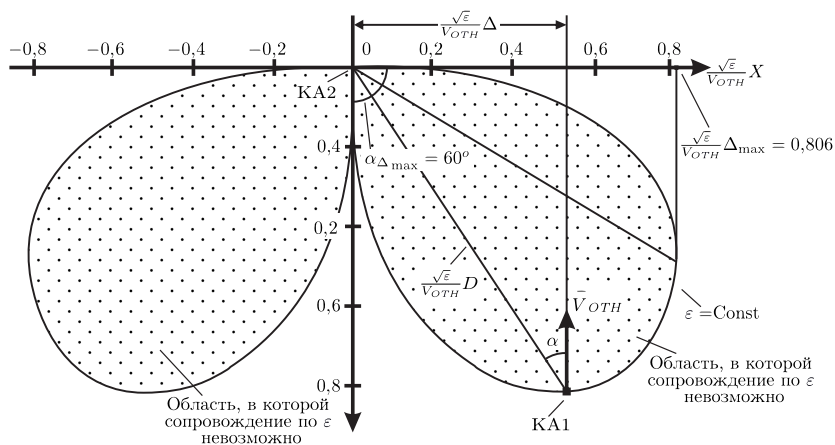


Рис. 3. Граница области возможного сопровождения линии визирования по угловому ускорению $\varepsilon = \varepsilon_\omega = \varepsilon_{AK}$

нения промаха Δ используется перпендикулярная к линии визирования составляющая линейного ускорения активного корабля, создаваемого тягой управляющих двигателей. В процессе устранения промаха угловая скорость линии визирования уменьшается.

2. Ограничения по величине угловых ускорений линии визирования и активного корабля

В процессе сближения угловая скорость линии визирования изменяется. Угловое ускорение линии визирования ε имеет минимальные значения на больших дальностях и вблизи траверза объекта сближения. На других участках сближения ее величина может превышать величину углового ускорения ε_{AK} , которое может развивать активный корабль в процессе управления его разворотом при отслеживании линии визирования. В этом случае также возможен уход объекта сближения из поля зрения и, вследствие этого, срыв управления процессом сближения.

Размеры области, в которой возможен срыв управления сближением вследствие того, что угловая скорость линии визирования ω превышает величину углового ускорения ε_{AK} , которое может развивать активный корабль, по-разному зависят от нескольких параметров. Чтобы сделать изображение внешней границы этой области

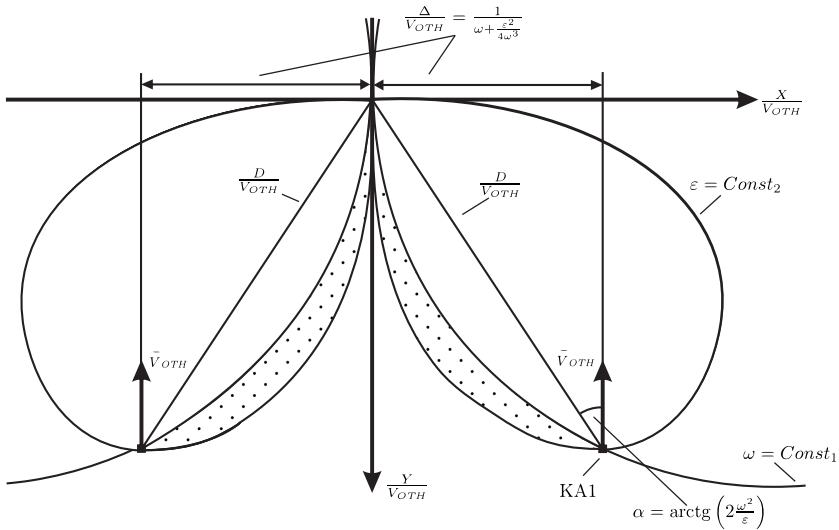


Рис. 4. Линии равных значений угловой скорости ω и углового ускорения ε линии визирования на плоскости промаха

однозначным, координаты ее границы на плоскости промаха представлены в обобщенном виде уравнением

$$(2) \quad \varepsilon = \varepsilon_{AK} = \frac{V_{OTH}^2}{D^2} \sin 2\alpha$$

(см. рис. 3). Ограничение по угловому ускорению линии визирования проявляется при прогнозируемых промахах Δ , меньших величины $\Delta = 0,806 \frac{V_{OTH}}{\sqrt{\varepsilon}}$. При малых прогнозируемых промахах возможны ситуации, когда космический корабль сначала теряет возможность отслеживать линию визирования по угловому ускорению (входит в область, где $\varepsilon = \varepsilon_{AK}$), и только позже получает достоверную информацию об угловой скорости линии визирования, переходя из области, где $\omega < \omega_{\min}$, в область, где $\omega > \omega_{\min}$ (см. рис. 4). В этих ситуациях отслеживание линии визирования с активного корабля на станцию становится невозможным, и процесс сближения может закончиться успешно только в случае, если штанга стыковочного узла активного корабля не успеет до касания станции выйти из пределов конуса стыковочного узла станции.

Внешние границы области, в которой возникают такие ситуации, определим, разделив (1) на (2) и решив полученное уравнение относительно промаха:

$$(3) \quad \Delta = \pm D \sin \alpha = \pm \frac{V_{OTH}}{\omega_{\min} + \frac{\varepsilon^2}{4\omega_{\min}^3}}.$$

Из уравнения (3) следует, что размер этой области уменьшается с увеличением ε . По величине $\omega_{\min}$ эта зависимость имеет максимум, соответствующий соотношению $\frac{\varepsilon}{\omega_{\min}^2} = \frac{2}{\sqrt{3}} = 1,155$. У пилотируемых кораблей «Союз», например, $\omega_{\min} = 0,05$ °/сек. Для этих параметров ширина полосы, в которой проявляется указанная выше ситуация, составляет менее пяти миллиметров. При таком промахе появление этой ситуации совершенно безопасно.

Управление ориентацией (разворот) активного корабля используется в процессе сближения для удержания изображения объекта сближения в поле зрения наблюдательного инструмента. Но это изображение может уйти из поля зрения наблюдательного инструмента и при выполнении маневра устранения промаха.

3. Ограничение по величине линейного ускорения активного корабля

Для устранения промаха Δ используется перпендикулярная к линии визирования (тангенциальная) составляющая J_{τ} линейного ускорения активного корабля, создаваемого тягой управляющих двигателей, создающая угловое ускорение линии визирования в поле зрения наблюдательного инструмента.

Эта составляющая ε_{τ} углового ускорения линии визирования зависит от расстояния между сближающимися объектами D и величины создаваемого линейного ускорения J_{τ} и равна $\varepsilon_{\tau} = J_{\tau}/D$. Линия визирования на объект сближения может выйти из поля зрения наблюдательного инструмента при устранении промаха, если ее угловое ускорение ε будет больше ε_{τ} . На рис. 5 на плоскости промаха показана в обобщенных координатах область, внутри которой угловое ускорение линии визирования ε больше, чем располагаемое тангенциальное ускорение ε_{τ} активного корабля, и гашение угловой скорости линии визирования тангенциальной составляющей J_{τ} линейного ускорения активного корабля невозможно. На границе этой области выполняется условие $\varepsilon = \varepsilon_{\tau}$. Уравнение границы имеет вид $D = \frac{V_{OTH}^2}{J_{\tau}} \sin 2\alpha$.

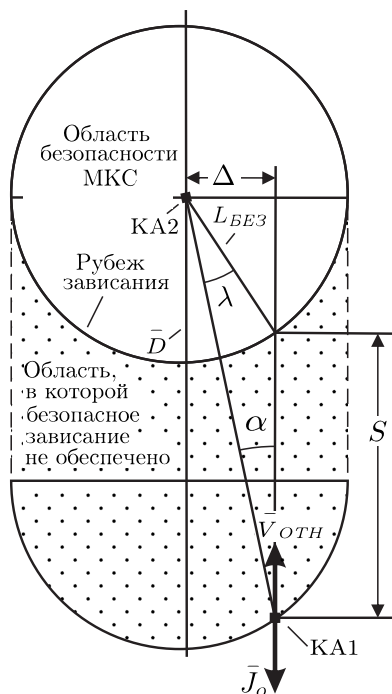


Рис. 6. Вариант маневра зависания: управляющее ускорение $\bar{J}_o$ направлено противоположно вектору относительной скорости $\bar{V}_{OTH}$

При этом промах во время относительного движения остается неизменным. Для обеспечения безопасности сближения допустимая минимальная дальность $D_{\min}$ начала гашения относительной скорости должна быть больше пути торможения на некоторую величину $L_{BEЗ}$, зависящую от размеров сближающихся космических аппаратов и заданного расстояния между ними в момент зависания: $D_{\min} = S + L_{BEЗ}$. Величина $L_{BEЗ}$ выбирается в зависимости от размеров обоих космических аппаратов (порядка 30–50 метров).

Длина тормозного пути не зависит от углового промаха. Поэтому предельный рубеж начала маневра зависания имеет на плоскости промаха вид дуги такой же окружности, как окружность, обозначающая границу области безопасности вокруг объекта сближения

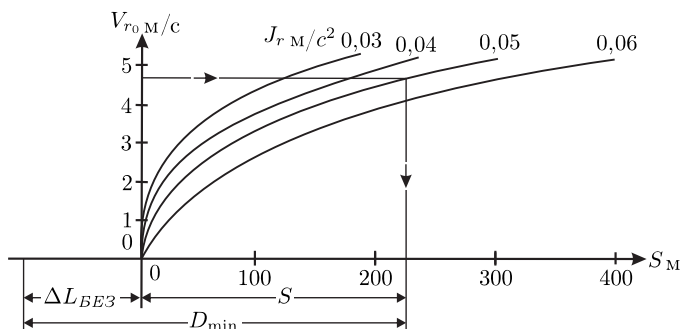


Рис. 7. Зависимость пути торможения S от начальной радиальной скорости V_{r0} и минимальная дальность гашения радиальной скорости

(рис. 6). За время выполнения маневра зависания линия визирования поворачивается в инерциальном пространстве на угол λ . При ограниченном поле зрения визирного прибора, через который наблюдают за объектом сближения в процессе зависания, полезно знать величину этого угла. В отличие от тормозного пути, она зависит от промаха Δ и вычисляется из соотношения $\lambda = \arcsin \frac{\Delta V_{OTH}^2}{2J_o L_{BEZ} D}$.

Определить угол, на который требуется повернуть активный корабль чтобы сориентировать тягу двигателя, создающего ускорение J_o , в направлении, противоположном направлению вектора относительной скорости — задача, которая не решается в уме. Поэтому при ручном управлении используют другой метод зависания. Он состоит в выполнении двух операций: гашении скорости сближения созданием ускорения на торможение вдоль линии визирования и гашении угловой скорости линии визирования созданием в плоскости промаха тангенциального ускорения. Это ускорение направляют в сторону перемещения объекта сближения в поле зрения визирного прибора, через который его наблюдают.

Обе операции могут выполняться одновременно при условии раздельного контроля моментов их окончания. Перед началом выполнения этих операций активный корабль разворачивают таким образом, чтобы объект сближения находился вблизи центра поля зрения визирного прибора. Для этого метода зависания на рис. 7 показана зависимость длины пути торможения S от начальной радиальной скорости V_{r0} и радиального ускорения J_r . При таком методе зависания

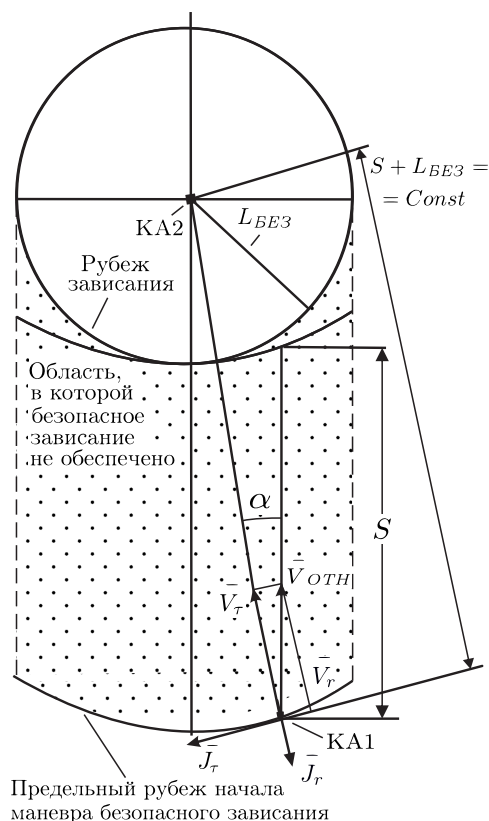


Рис. 8. Вариант маневра зависания: гашение радиальной $\vec{V}_r$ и боковой $\vec{V}_\tau$ составляющих относительной скорости $\vec{V}_{ОТН}$ радиальным $\vec{J}_r$ и тангенциальным $\vec{J}_\tau$ ускорениями

угловой промах не учитывается.

Предельный рубеж начала маневра зависания на плоскости промаха в этом случае также имеет вид дуги окружности, но, в отличие от рассмотренного выше метода зависания, с радиусом, равным алгебраической сумме пути торможения S и величины $L_{БЕЗ}$ (рис. 8). Расход рабочего тела на выполнение зависания таким методом может превышать теоретический минимум на величину до 41% в зависимости от углового промаха.

На рис. 6 и 8 части плоскостей промаха, лежащие вне предельных рубежей, называются областями безопасного зависания. Если начать маневр зависания после пересечения предельного рубежа, зависание произойдет внутри запрещенной для входа области безопасности. В этой области зависание без соприкосновения космических аппаратов в нерасчетном положении не гарантируется.

Режим зависания в реальном полете не может сохраняться долго. Он существует только на том отрезке времени, когда за счет периодической коррекции сохраняются близкими к нулю величины относительной скорости и угловой скорости линии визирования. Если перестать поддерживать нулевые значения относительной скорости и угловой скорости линии визирования, активный корабль начинает двигаться в соответствии с законами орбитального движения.

Заключение

Полученные в настоящей работе результаты позволяют в наглядной когнитивной форме наблюдать процессы маневрирования и сближения космических аппаратов в условиях накладываемых ограничений на управление. Методики расчета команд управления и сделанные рекомендации помогают избежать перерасхода топлива и ошибок наведения. Описанные годографы используются в ФГБУ «Научно-исследовательский испытательный Центр подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина» для обучения космонавтов теории перелетов.

Список литературы

- [1] М. Н. Бурдаев. Теория годографов в механике космического полета. М.: Машиностроение, 1975. — 151 с. ↑19
- [2] М. Н. Бурдаев. *Универсальное уравнение времени перелета между двумя точками центрального поля тяготения* // Программные системы: теория и приложения, 2012. Т. 3, № 3(12), с. 71–78, URL http://psta.psir.ru/read/psta2012_3_71-78.pdf. ↑19
- [3] М. Н. Бурдаев. *Годографы и уравнение перелета в центральном поле тяготения* // Программные системы: теория и приложения, 2012. Т. 3, № 3(12), с. 79–92, URL http://psta.psir.ru/read/psta2012_3_79-92.pdf. ↑19
- [4] М. Н. Бурдаев. *Маневр изменения положения искусственного спутника Земли на круговой орбите с использованием фазированных витков траектории* // Программные системы: теория и приложения, 2013. Т. 4, № 1(15), с. 3–14, URL http://psta.psir.ru/read/psta2013_1_3-14.pdf. ↑19

- [5] М. Н. Бурдаев. *Маневр изменения положения ИСЗ на круговой орбите с использованием поддерживающего ускорения* // Программные системы: теория и приложения, 2013. Т. 4, № 4(18), с. 3–15, URL http://psta.psiras.ru/read/psta2013_4_3-15.pdf. ↑19

Рекомендовал к публикации

д.т.н. В. М. Хачумов

Об авторе:



Михаил Николаевич Бурдаев

Доктор технических наук, профессор, академик Академии космонавтики, космонавт-испытатель, главный научный сотрудник 57 отдела 5-го Научного управления ФГБУ «Научно-исследовательский испытательный Центр подготовки космонавтов имени Ю. А. Гагарина».

e-mail:

burdaevmn@mail.ru

Образец ссылки на эту публикацию:

М. Н. Бурдаев. *О влиянии характеристик маневренности космических аппаратов на возможность наблюдения объектов сближения* // Программные системы: теория и приложения: электрон. научн. журн. 2014. Т. 5, № 2(20), с. 19–31.

URL: http://psta.psiras.ru/read/psta2014_2_19-31.pdf

Mikhail Burdayev. *About the influence of spacecraft maneuverability characteristics on the convergence objects observing possibility.*

ABSTRACT. In the article in graphic form presented limitations on the management of spacecraft during convergence. Recommendations for effective management are given. Described hovering maneuvers. (in Russian).

Key Words and Phrases: hodograph, convergence, spacecraft, restrictions, security.