ГЛАВА 8. МАНЕВРЫ СБЛИЖЕНИЯ И ВСТРЕЧА КА НА ОРБИТЕ

8.1. Основные положения

Осуществление сближения и встречи КА на орбите представляет одну из наиболее сложных научно-технических проблем космонавтики, решение которой непосредственно связано с реализацией многих проектов по освоению космического пространства. В осуществлении операции встречи принимают участие по меньшей мере два КА. При этом обычно один из них не маневрирует, а совершает свободный орбитальный полет. Этот пассивный КА в дальнейшем для определенности будем называть орбитальной станцией (ОС), а маневрирующий КА – транспортным кораблем (ТК). Осуществление встречи двух КА можно разделить на три этапа:

1) выведение ТК на орбиту, близкую к орбите ОС;

2) наведение ТК на станцию с помощью бортовых средств;

3) причаливание и механическая стыковка ТК и ОС.

Задача первого этапа состоит в том, чтобы вывести ТК на орбиту, близкую к орбите ОС с таким расчетом, чтобы в точке вывода расстояние между ТК и ОС удовлетворяло условию:

$$\Delta r_0 \le L_{\text{н}}, \tag{8.1}$$

где $L_{\text{н}}$ – дальность действия системы наведения ТК.

Вывод ТК на орбиту ОС может выполняться двумя путями:

1) прямое выведение из стартовой позиции в район цели. Траектория выведения может или лежать в плоскости орбиты ОС (компланарное выведение) или в общем случае не совпадать с этой плоскостью (некомпланарное выведение).

При прямом выведении наземный контрольно-измерительный комплекс (КИК) определяет орбиту станции, производит ее коррекцию (корректируется высота прохождения станции над стартовой позицией и время прохождения) и определяет время старта ТК.

Недостатком этого метода является жесткое ограничение на время старта. При допустимых значениях углов некомпланарности (углов между плоскостью орбиты ОС и плоскостью траектории выведения ТК) потребуется значительная задержка его запуска до прохождения ОС над районом старта ТК. Необходимо обеспечить одновременное прибытие ОС и ТК в точку вывода последнего на орбиту станции, так как ошибка в 1 секунду приводит примерно к 8-ми км разброса по дальности.

От этого недостатка свободен второй способ вывода ТК

2) сближение с промежуточной орбиты. Этот способ в настоящее время применяется при встрече космических объектов.

Применение этого способа предполагает предварительное выведение ТК на орбиту ожидания. В качестве этой орбиты выбирается либо круговая орбита, которая по экономическим соображениям располагается ниже орбиты ОС, либо эллиптическая орбиты, апогей которой касается орбиты станции. В качестве переходной орбиты в случае когда орбита ожидания является круговой целесообразно использовать эллипс Хомана, перигей которого касается орбиты ожидания, а апогей – орбиты станции. В апогее, который совпадает с точкой выхода ТК на орбиту ОС, должно выполняться условие (8.1). Разница в периодах обращения ТК и ОС позволяет выбрать момент перехода с орбиты ожидания на орбиту сближения при наиболее выгодном взаимном положении ТК и ОС. Время, необходимое для достижения этого положения, называют временем фазирования. При использовании эллиптической промежуточной орбиты дежурный полет ТК происходит до тех пор, пока при его выходе в точку встречи не будет выполняться условие (8.1). Наиболее выгодным по простоте управления и по энергетическим затратам является случай, когда орбита ожидания лежит в плоскости орбиты ОС [13]. Во всех рассмотренных маневрах вывода ТК на орбиту ОС в процессе полета к точке встречи могут выполняться орбитальные маневры (не считая маневра орбитального перехода с дежурной орбиты). Их принято называть маневрами на среднем участке траектории. Они нужны, если ошибки вывода велики и условие (8.1) в точке встречи не выполняется. Указанные маневры обеспечивают необходимую коррекцию траектории ТК.

Описанный этап сближения называется этапом дальнего неведения. Для управления на этом этапе сближения используются данные наземных измерительных средств (КИК-а). Дальнее наведение начинается на удалении ТК от ОС более 100 км.

Второй этап – ближнее наведение начинается с момента захвата бортовыми средствами ТК станции (выполняется условие 8.1). Методы ближнего наведения обычно разделяют на две группы [13]: методы, не учитывающие законы орбитального движения и методы, основанные на использовании законов орбитального движения. Методы первой группы часто называют методами сближения по линии визирования. Управление движением центра масс ТК при использовании этих методов производится по результатам измерений относительно дальности (расстояния между ТК и ОС), скорости изменения относительной дальности и угловой скорости линии визирования (линии, соединяющей центры масс ТК и ОС). Наиболее простым и удобным в реализации из методов первой группы является метод параллельного сближения. Этот метод использовался при автоматическом и ручном управлении сближением при стыковке спутников «Космос» и КА «Союз», а также при доставке экипажей и грузов на ОС «Салют».

Принципиальное отличие метода параллельного сближения при управлении встречей на орбите от аналогичного метода управления при наведении ракет заключается в необходимости управления скоростью сближения и обеспечения малой ее величины в конце сближения. Из методов ближнего наведения второй группы основным является метод свободных траекторий, представляющий собой двухимпульсный маневр встречи, при котором первый импульс обеспечивает прохождение траектории через расчетную точку встречи в заданное время, а второй импульс прикладывается в конце сближения для выравнивания скоростей ТК и ОС. Метод свободных траекторий применялся при выполнении маневров встречи КА «Джемини» и

«Аполлон». Главное преимущество применения метода двухимпульсной коррекции состоит в том, что он обеспечивает меньший расход топлива по сравнению с методами первой группы, однако он требует знание параметров движения ОС и наличие на борту ТК (или ОС, в зависимости от способа управления) устройств, определяющих относительные координаты и компоненты вектора относительной скорости ТК в орбитальной СК, связанной со станцией (ОС).

Третий этап сближения – причаливание начинается с дальности 300 – 1000 м при скоростях сближения несколько м/сек. Конечной целью этапа является достижение совпадения стыковочных узлов ТК и ОС при нулевой относительной скорости. Принципиально достаточно управлять ориентацией только ТК, однако выполнение стыковки облегчается, если одновременно производится управление ориентацией корпусов как ТК, так и ОС (в противном случае могут потребоваться сложные маневры ТК вокруг станции). Корпусы ТК и ОС должны ориентироваться по осям одной и той же системы координат так, чтобы их стыковочные узлы были направлены навстречу друг другу. В том случае, когда стыковочные узлы обладают осевой симметрией, задача ориентации состоит в обеспечении совпадения продольных осей ТК и ОС с линией визирования.

8.2. Маневры, обеспечивающие выход ТК на орбиту встречи

Параметры траектории ТК после выведения его на орбиту определяются широтой и долготой точки старта, временем и азимутом запуска. При постоянных характеристиках участка выведения на орбиту от этих параметров будет зависеть ориентация начальной орбиты ТК по отношению к орбите станции. Если место и время старта ТК произвольны, то ТК может находиться на значительном геоцентрическом угловом расстоянии от плоскости орбиты ОС.

Величина угла Δi, определяющего наклон орбиты ТК по отношению к плоскости орбиты ОС, зависит от геоцентрического углового расстояния $\Delta\varphi_{0*}$ точки старта ТК от плоскости орбиты ОС и геоцентрического угла $\Delta\vartheta_B$ между точкой орбиты станции, расположенной на траверзе точки старта A_0 и точкой B выхода ТК на орбиту ОС. Используя соответствующую формулу сферической тригонометрии для прямоугольного треугольника A_0CB находим (рис.8.1):

$$tg\Delta i = \frac{tg\Delta\varphi_{0*}}{\sin\Delta\vartheta_B} \tag{8.2}$$

(Быть на траверзе т. A_0 – значит находиться на прямой, направленной в эту точку, составляющей прямой угол с курсом станции). Таким образом, имеем некомпланарный выход. Для того, чтобы обеспечить компларность потребуется боковой импульс

$$\Delta V_w = V\sin\Delta i \approx V\Delta i, \tag{8.3}$$

где V – скорость ТК.

Для повышения экономичности можно боковой маневр частично или полностью заменить выбором (“маневром”) места и времени старта ТК.

Можно рассматривать следующие варианты запуска ТК для выведения на орбиту ОС:

1. Запуск ТК и ОС производится из одной и той же точки A_0. ТК запускается со сравнительно небольшим интервалом после старта ОС (несколько часов или один - двое суток).

2. Запуск ТК из той точки A_{01}, с которой стартовала ОС, или из некоторой другой точки A_{02}. ТК запускается с интервалом в несколько суток. Этот вариант характерен для запуска корабля снабжения.

3. Срочный запуск ТК, как правило, из точки, не совпадающей с точкой старта ОС.

Таким образом, в первом случае возможен “маневр” моментом старта для выполнения условия компланарности выхода ТК $(\Delta i = 0)$. Второй вариант допускает практически неограниченный “маневр” моментом и местом старта. В последнем варианте “маневр” моментом старта очень ограничен и в основном “маневрирование” осуществляется местом старта.

Рассмотрим возможность выполнения условия компларности в первом случае.

Параметры траектории ТК после выведения его на орбиту определяются широтой и долготой точки старта, временем и азимутом запуска. При постоянных характеристиках участка выведения на орбиту от этих параметров будет в значительной мере зависеть ориентация начальной орбиты ТК по отношения к орбите ОС. Азимут старта А при данных географических координатах точки старта (широте $\varphi_{\text{ст}}$ и долготе $\lambda'_{\text{ст}}$) определяет наклонение орбиты i_1 ТК и гринвичскую долготу восходящего узла $\lambda'_B = \Omega + \lambda'_*$ ($\Omega -$ долгота восходящего узла, $\lambda'_* -$ географическая долгота проекции точки весеннего равноденствия на поверхность Земли (см.рис.3.5)).

Между наклонением, азимутом старта и широтой точки старта существует соотношение (рис.8.1, сферический треугольник EA_0F)

$$\cos i_1 = \sin A_1 \cos \varphi_{\text{ст}} \tag{8.4}$$

Время старта $t_{\text{ст}}$ определяет долготу восходящего узла Ω орбиты ТК в абсолютной системе координат.

Таким образом, при неизменной точке старта независимыми начальными условиями старта ТК для обеспечения встречи являются азимут и время старта. Очевидно, что независимо от схемы сближения (прямое выведение в точку встречи или использование промежуточной орбиты) азимут и время старта должны выбираться таким образом, чтобы после окончания участка выведения орбиты ТК и ОС оказались компланарными. Если на азимут старта наложено ограничение, то при неизменной точке старта наклонения плоскости орбиты ТК в соответствии с формулой (8.4) может изменяться только в определенных пределах. Из-за наложенных ограничений наклонение плоскости орбиты ТК (i_1 рис.8.1) может отличаться от наклонения i_2 плоскости орбиты ОС.

В этом случае становится неизбежным пространственный маневр (т.е. боковой импульс) на угол Δi (8.2) для совмещения плоскостей орбит. Для обеспечения компланарности орбит время старта должно выбираться из условий прохождения трассы ОС через точку старта ТК.

Расчет времени старта ТК может быть произведен исходя из следующих соображений.

Вначале определяется долгота восходящего узла Ω_2 орбиты станции в абсолютной с.к. на начало витка орбиты ТК. Затем выбирается такое время старта, чтобы долгота восходящего узла орбиты ТК Ω_1 совпадала с долготой узла Ω_2 орбиты станции. Это требование может быть удовлетворено всегда, по крайней мере, один раз в сутки. Действительно, траектория стартующего с Земли ТК и последующего его свободного полета вплоть до пересечения экватора в восходящем узле первого витка для данного пуска остается неизменной относительно поверхности Земли. Можно, следовательно, подобрать такое время старта, чтобы эта точка (восходящий узел орбиты ТК) лежала в плоскости орбиты ОС, и тогда при равных наклонениях плоскости орбит ТК и ОС совпадут.

Время старта $t_{\text{ст}}$, при которой обеспечивается совмещение узлов орбит ТК и ОС определится очевидной формулой

$$t_{\text{ст}} = t + \frac{\Omega_2 - \Omega_1}{\omega_3} \quad , \tag{8.5}$$

где Ω_2 − долгота восходящего узла орбиты ОС, Ω_1 − долгота восходящего узла орбиты ТК при старте его в некоторый момент t.

В работе [2] указывается, что наиболее благоприятные условия для обеспечения компланарности орбит будут иметь место в том случае, когда ТК выводится на орбиту станции по той же траектории, что и станция. Достаточно обеспечить условие геопериодичности орбиты станции [2]. Это условие имеет вид:

$$n_{\text{к}} = \frac{\upsilon_0}{\omega_\Sigma} m_{\text{к}} , \tag{8.6}$$

где $\upsilon_0 = \frac{2\pi}{T}$, причем T– период обращения станции по орбите;

$m_к$ – количество суток, прошедших с момента старта станции до момента в который выполняется условие компланарности;

$n_к$ – номер витка орбиты станции, соответствующий условию компланарности

ω_Σ – суммарная угловая скорость, равная скорости вращения Земли и прецессии восходящего узла орбиты за счет сжатия Земли (см.(6.3)).

Так как $n_к$ и $m_к$ целые числа, то равенство (8.6) выполняется в том случае, когда знаменатель дроби $\frac{\upsilon_0}{\omega_\Sigma}$, представляемой как отношение целых чисел равен $m_к$. В дальнейшем условие (8.6) выполняется при $m_к$, кратных этому значению. В этом случае положение плоскости орбиты станции относительно Земли периодически повторяется с периодом $T_{го} = n_к T$. Такие орбиты называются геопериодическими. Очевидно, что наименьшее значение указанного периода соответствует $m_к = 1$. В этом случае $T_{го} = \frac{\upsilon_0}{\omega_\Sigma} T \approx 24$ часа, где $\frac{\upsilon_0}{\omega_\Sigma}$ – целое число. Подобные орбиты называют минимальными геопериодическими. Они наилучшим образом обеспечивают условие компланарности орбит ТК и ОС, так как последнее выполняется с наибольшей частотой. Величина угловой скорости ω_Σ включает угловую скорость прецессии орбиты, которая зависит от высоты и наклонения орбиты. Однако ввиду относительной малости угловой скорости прецессии по сравнению с $\omega_з$ можно считать, что $\frac{\upsilon_0}{\omega_\Sigma}$ зависит лишь от высоты H_0(точнее средней высоты $H_a = a - R$) орбиты. Эта зависимость представлена графиком на рис.8.2. Замечаем, что в диапазоне высот 200<H_0<1000км возможны три минимальные геопериодические орбиты (на высотах порядка 280, 570, 890 км), для которых отношение $\frac{\upsilon_0}{\omega_\Sigma}$ соответственно равно 16, 15, 14. Указанный диапазон высот, ограниченный снизу по плотности атмосферы (следовательно, по времени существования станции) и сверху по интенсивности радиации, считается наиболее вероятным для запуска космических станций.

С увеличением $m_к$ количество геопериодических орбит в указанном диапазоне высот возрастает. В качестве примера в таблице 8.1 приведены значения высот и периода обращения геопериодических орбит, рассчитанные по формуле (8.6) при $m_к = 2, 3, 5.$ [2]

Таким образом, в разд.8.2 определены условия, при которых возможен компланарный выход ТК и ОС в точку встречи. В дальнейшем будем считать, что эти условия выполняются.

Таблица 8.1

$m_к$, сутки	2		3				5						
H, км	427	737	376	477	684	790	339	398	456	519	637	704	770
T, час	$1\frac{17}{31}$	$1\frac{19}{29}$	$1\frac{25}{47}$	$1\frac{13}{23}$	$1\frac{7}{11}$	$1\frac{29}{43}$	$1\frac{41}{79}$	$1\frac{7}{12}$	$1\frac{43}{77}$	$1\frac{11}{19}$	$1\frac{23}{37}$	$1\frac{47}{73}$	$1\frac{2}{3}$

8.3. Дальнее наведение

Как уже указывалось в разд.8.1, задача этапа дальнего наведения заключается в выведение ТК в некоторую окрестность ОС, где начинается этап ближнего наведения с использованием бортовых измерительных средств. На этапе дальнего наведения управление ТК осуществляется с помощью наземных измерительных средств. Основные проблемы, которые возникают при рассмотрении траекторий дальнего наведения, связаны с тем, что запуск ТК в общем случае не может быть произведен в любой момент времени (см.разд.8.2). Для минимизации энергетических затрат необходимо обеспечить выполнение условий компланарности орбит ТК и ОС на этапе дальнего наведения. Дальнее наведение может осуществляться либо непосредственно с участка выведения ТК на орбиту, либо с промежуточной орбиты. Оптимальным по энергетике траекториям дальнего наведения отвечают вполне определенные положения начала и конца маневра межорбитального перехода. Поэтому (при выводе с промежуточной орбиты) дальнее наведение ТК целесообразно начинать после некоторого ожидания на орбите, в результате которого ТК и ОС займут необходимое взаимное положение. Орбита, на которой находится ТК и ожидает благоприятного момента для начала сближения, называется орбитой ожидания или фазирующей орбитой. При известных орбитах ОС и ТК для каждого маневра перехода на этапе дальнего наведения существует свое значение угла $u_{\text{тр}}$ между радиусами- векторами ОС и ТК. Обеспечение требуемого угла между ТК и ОС представляет собой фазирование их движения. Таким образом, на этапе дальнего наведения для обеспечения встречи ТК с ОС необходимо решать задачи совмещения плоскостей орбит и фазирования движения рассматриваемых объектов [2].

Рассмотрим случай прямого выхода ТК на орбиту ОС.

В общем случае станция в момент старта ТК находится в некоторой произвольной точке C_0 с аргументом широты u_0 (рис.8.3). Реализуемый метод выведения ТК зависит от положения т. C_0 относительно точки A_0(ТК) в момент старта, т.е. от угла $\Delta u_0 = u_0 - u_{A_0}$, который называется начальной фазой станции. Здесь:

$$u_{A_0} = \arcsin \frac{\sin \varphi'_{A_0}}{\sin i} \tag{8.7}$$

– угловое расстояние точки $A_0\left(\varphi'_A, \lambda'_A\right)$ от экватора в плоскости орбиты станции.

При движении ОС по круговой орбите (рис.8.3) угол u_0 определяется формулой:

$$u_0 = \upsilon_0 \Delta t_k , \tag{8.8}$$

где Δt_k- время движения ОС от начала n_k-го витка до точки орбиты в момент времени t_k, когда выполняется условие компланарности. Прямой выход ТК на орбиту станции возможен лишь при определенных значениях угла Δu_0, который зависит от элементов орбиты станции и геоцентрического угла $\Delta \vartheta_B$ (рис.8.3). При идеальном соблюдении условий компланарности наиболее экономичной траекторией выведения является эллипс Хомана ($\Delta \vartheta_B = \pi$). В этом случае точка

A_1 (конец стартового участка ТК) является перигеем траектории и скорость $\overline{V_0}$ ТК в этой точке (высотой H_1 т. A_1 пренебрегаем из-за ее сравнительной малости) на основании формулы (2.42) будет

$$V_{0\min} = \sqrt{\mu\left(\frac{2}{R} - \frac{1}{a_в}\right)}, \tag{8.9}$$

где $a_в$ − большая полуось орбиты выведения;

$a_в = R + \frac{H_0}{2}$ (H_0 – высота орбиты ОС над Землей; R − радиус Земли).

После выхода ТК в т. B_0 ему сообщается дополнительная скорость

$$\Delta V = V_C - V_{\text{ВТК}}, \tag{8.10}$$

где $V_C = \sqrt{\frac{\mu}{R + H_0}}$ − скорость станции, а $V_{\text{ВТК}\min} = \sqrt{\mu\left(\frac{2}{R + H_0} - \frac{1}{a_в}\right)}$ − скорость ТК в момент его выхода в т. B_0.

Характеристическая скорость ракеты-носителя выбирается с таким расчетом, чтобы обеспечить преодоление силы сопротивления атмосферы и силы тяготения при выводе ТК в т. A_1, а также придание ТК указанных скоростей не только в случае выведения по эллипсу Хомана, но и в общем случае($\Delta\vartheta_B < \pi$):

$$V_{\text{хар}} = V_0 + \Delta V_0 \tag{8.11}$$

В результате реальное выведение будет происходить по одной из траекторий, ограниченной предельными траекториями 1 и 2 на рис.8.3. Траектория 1 − эллипс Хомана соответствует минимальному использованию энергетических возможностей ракеты- носителя, а траектория 2 соответствует полному использованию этих возможностей (полное выгорание топлива). Так как конкретная траектория выведения ТК не является эллипсом Хомана, то вектор скорости $\overline{V_0}$ составляет с плоскостью горизонта точки A_0 угол θ_{VH}, а вектор дополнительной скорости $\Delta\overline{V}$ с плоскостью горизонта точки B_0 угол θ_{VK}. Таким образом, возможные точки встречи ТК со станцией находятся в пределах дуги $B_{01}B_{02}$ орбиты станции, которая называется областью встречи.

Этой дуге соответствует дуга $C_{01}C_{02}$, характеризующая возможные положения станции в момент старта ТК, при которых решается задача встречи (точнее, выход ТК на орбиту ОС). Длину дуги $C_{01}C_{02}$ и соответствующий ей интервал времени называют областью старта, или окном старта при выполнении операции встречи. Размер окна старта и начальная фаза станции Δu_0 зависят от характеристической скорости ракеты-носителя.

В том случае, когда коррекция геопериодичности орбиты отсутствует, идеальное выполнение условий компланарности маловероятно как из-за ошибок в определении момента старта ТК (см.(8.5)), так и вследствие нарушения условий геопериодичности орбиты станции, вызванных изменением ее периода обращения под действием сопротивления атмосферы. Кроме того, при запуске ТК из произвольной точки и в произвольный момент времени (аварийная ситуация) выход на орбиту станции будет, как правило, некомпланарным. Тогда целесообразно принимать $\Delta \vartheta_B = \dfrac{\pi}{2}$, так как при этом отклонение от условий компланарности оказывает наименьшее влияние на экономичность встречи ($\Delta i = \Delta i_{\min}$ см.(8.2)). Используя формулы (2.24) и (2.41) применительно к точкам A_0 и B_0 (рис.8.4) с учетом того, что $H_0/R << 1$, получим $a \approx R$, $e \approx \dfrac{H_0}{H_0 + R} << 1$ и средняя угловая скорость ТК в данном случае будет $\upsilon_{\text{ОТК}} = \dfrac{V_{IR}}{R}$; ($V_{IR} = \sqrt{\dfrac{\mu}{R}}$).

Далее обращаемся к зависимостям (2.53):

$$\vartheta = M + 2e \sin M + \ldots \qquad M = n(t - \tau)\ ; \quad n = \sqrt{\frac{\mu}{a_3}} \approx \upsilon_{OTK} \approx \frac{V_{IR}}{R}.$$

Учитывая, что в принятой схеме истинная аномалия за время t_B выведения изменяется на $\pi/2$ (от $\pi/2$ до π), имеем:

$$\frac{\pi}{2} = \frac{V_{IR}}{R} t_B + 2e \sin \frac{V_{IR}}{R} t_B,$$ а так как (рис.8.4) $$t_B = \frac{\pi/2 - \Delta u_0}{V_C}(R + H_0),$$ то

окончательно находим:

$$\frac{V_{IR}}{V_C}\left(1+\frac{H_0}{R}\right)\left[\Delta u_0+\frac{2eV_C}{V_{IR}\left(1+\frac{H_0}{R}\right)}\sin\frac{V_{IR}}{V_C}\left(1+\frac{H_0}{R}\right)\Delta u_0\right]=\frac{\pi}{2}\left[\frac{V_{IR}}{V_C}\left(1+\frac{H_0}{R}\right)-1\right] \quad (8.12)$$

Результаты расчетов по уравнению (8.12) показывают, что при $H_0 = 200 - 700$ км начальная фаза Δu_0 находится в пределах $6 - 12^\circ$.

В случае, когда начальная фаза Δu_0 находится за пределами окна старта, то дальнее наведение возможно только с использованием промежуточной орбиты, на которой выполняется маневр фазирования за счет разности периодов обращения ТК и ОС. В качестве промежуточной орбиты может использоваться круговая или эллиптическая орбита. Эти орбиты называются фазирующими. Как указывалось выше фазирующая орбита, как правило, располагается внутри орбиты станции. Рассмотрим случай использования круговой фазирующей орбиты ТК при сближении со станцией орбитой которой является окружность. Наиболее известной схемой дальнего наведения для компланарных круговых орбит является переход по эллиптической траектории, касающейся орбит ТК и ОС (хомановский переход), (см.рис.7) с ожиданием на начальной круговой орбите (рис.8.5). Переход ТК на орбиту ОС осуществляется благодаря приложению двух трансверсальных импульсов скорости (7.44). Предположим, что промежуточная орбита имеет высоту $H_п$ (рис. 8.5). В момент вывода ТК на эту орбиту станция находится впереди ТК на угловом расстоянии Δu_0. Фазирование происходит до тех пор, пока фаза станции не достигнет некоторой величины $u_н$. Последняя должна быть такой, чтобы время движения ТК на орбите перехода и время движения станции до точки встречи B_0 были одинаковыми:

$$\frac{\pi - \Delta u_н}{\upsilon_0} = \frac{T_п}{2} \quad (8.13)$$

Здесь $\upsilon_0 = \dfrac{V_C}{R + H_0}$, $T_п = 2\pi\sqrt{\dfrac{\left[R + \left(H_0 + H_п\right)/2\right]^3}{\mu}}$ − период обращения ТК по переходной орбите. Учитывая, что $H_П$ и H_0 являются малыми по сравнению с $R + H_0$ линеаризуем выражение для $T_п$ и представим его в виде

$$T_{\text{п}} = \frac{2\pi}{\upsilon_0}\left(1 - \frac{3}{4}\frac{H_0 - H_{\text{п}}}{R + H_0}\right). \qquad (8.14)$$

После подстановки (8.14) в (8.13) получим:

$$\Delta u_{\text{н}} \approx \frac{3}{4}\pi\left(\frac{H_0 - H_{\text{п}}}{R + H_0}\right) \qquad (8.15)$$

Угловое расстояние между ТК и ОС в процессе фазирования изменяется со скоростью $\Delta\upsilon = \upsilon_{ОП} - \upsilon_0$, где $\upsilon_{\text{оп}}$- угловая скорость обращения ТК по промежуточной орбите. Имеем:

$\upsilon_{\text{оп}} = \dfrac{V_{TK}}{R + H_{\text{п}}}$; $\upsilon_{\text{ТК}} = \sqrt{\dfrac{\mu}{R + H_{\text{п}}}}$ и далее,

$$\upsilon_{\text{оп}} = \frac{\mu^{\frac{1}{2}}}{\left(R + H_{\text{п}}\right)^{\frac{3}{2}}} = \frac{\upsilon_0\left(R + H_0\right)^{\frac{3}{2}}}{\left(R + H_{\text{п}}\right)^{\frac{3}{2}}} = \upsilon_0\left(\frac{R + H_0}{R + H_{\text{п}}}\right)^{\frac{3}{2}} \approx \upsilon_0\left(1 + \frac{3}{2}\frac{H_0 - H_{\text{п}}}{R + H_0}\right)$$

Тогда

$$\Delta\upsilon = \upsilon_0\left(1 + \frac{3}{2}\frac{H_0 - H_{\text{п}}}{R + H_0}\right) - \upsilon_0 = \frac{3}{2}\upsilon_0\frac{H_0 - H_{\text{п}}}{R + H_0}. \qquad (8.16)$$

В процессе фазирования станция совершает некоторое количество $n_{\text{ф}}$ витков за время $t_{\text{ф}} = n_{\text{ф}}T$, где $T = 2\pi\dfrac{\mu^{\frac{1}{2}}}{\left(R + H_0\right)^3}$ период обращения станции по круговой орбите с радиусом $R + H_0$, при этом фаза станции изменяется от Δu_0 до Δu_H. В результате имеет место равенство $\Delta u_0 - \Delta u_{\text{н}} = \Delta\upsilon n_{\text{ф}}T$.

Подставляя сюда $\Delta u_{\text{н}}$ из (8.15) и $\Delta\upsilon$ из (8.16) получим:

$$n_{\text{ф}} = \frac{\left(R + H_0\right)\Delta u_0}{3\pi\left(H_0 - H_П\right)} - \frac{1}{4}. \qquad (8.17)$$

В качестве промежуточной орбиты естественно принять орбиту с наименьшей возможной высотой, обеспечивающей полет ТК в течение $t_{\text{ф}}$(время существования спутника (ТК) на этой высоте должно быть больше $t_{\text{ф}}$). При этом, как это следует из (8.17) $n_{\text{ф}}$ будет зависеть от H_0 орбиты ОС и от начальной фазы Δu_0. Так, при движении станции по орбите сравнительно малой высоты($\approx$300 км) для осуществления фазирования при любой начальной фазе станции $0 < \Delta u_0 < 2\pi$ потребуется до 44,2 витков (около трех суток). Если высота орбиты станции около 600 км, максимальное потребное количество витков $n_ф$ на фазирование уменьшается до 11,3 (около 18 час.). При $H_0 \approx 900$ км, $n_ф \approx 6{,}7$ (около 10 час.).

Как следует из этого расчета, даже при большой высоте орбиты станции процесс фазирования может быть довольно длительным. При $\Delta u_0 > \pi$ его можно сократить за счет использования промежуточной орбиты с $\mathrm{H_П} > \mathrm{H_0}$, однако это приводит к излишним затратам топлива и снижает экономичность операции встречи.

Рассмотрим маневр фазирования основанный на использовании эллиптической промежуточной орбиты. При этом ТК выводится в перигей этой орбиты (рис.8.6), имеющий высоту $\mathrm{H_1}$, а апогей касается орбиты станции в расчетной точке B_0. В момент вывода ТК на промежуточную орбиту фаза станции равна Δu_0. Фаза станции к концу первого полуоборота ТК (первый выход в точку B_0) будет:

$$\Delta u_1 = \Delta u_0 - \left(\pi - \upsilon_0 \frac{T_п}{2}\right), \tag{8.18}$$

где $T_п = 2\pi\sqrt{\dfrac{a_п^3}{\mu}}$, $\quad a_п = \dfrac{1}{2}\left(H_0 + H_п + 2R\right)$; $\upsilon_0 = \sqrt{\dfrac{\mu}{\left(R + H_0\right)^3}}$.

Высота перигея H_1 должна выбираться так, чтобы через $n_ф$ оборотов ТК по переходной орбите фаза станции стала равной нулю. Величина $n_ф$ может быть найдена из уравнения:

$$\Delta u_0 - \left(\pi - \upsilon_0 \frac{T_п}{2}\right) - n_ф\left(2\pi - \upsilon_0 T_п\right) = 0 \tag{8.19}$$

Подставляя в выражение для периода $T_п$ значение $a_п$ и учитывая формулу для υ_0, найдем

$$T_п = \frac{2\pi}{\upsilon_0}\left[1 - \frac{H_0 - H_1}{2(R + H_0)}\right]^{\frac{3}{2}} \approx \frac{2\pi}{\upsilon_0}\left[1 - \frac{3}{4}\frac{\left(H_0 - H_1\right)}{\left(R + H_0\right)}\right] \tag{8.20}$$

(учтена малость $H_0 - H_1$ по сравнению с $R + H_0$)

После подстановки (8.20) в уравнение (8.19) получим:

$$n_{\text{ф}} = \frac{2}{3\pi}\left(\frac{R+H_0}{H_0-H_1}\right)\Delta u_0 - \frac{1}{2} \qquad (8.21)$$

Поскольку $n_{\text{ф}}$ должно обязательно быть целым числом, выбор высоты H_1 в перигее промежуточной орбиты производится с учетом двух положений.

Во-первых, эта высота должна быть такой, чтобы время существования равнялось времени фазирования или превышало его. Во-вторых, для каждого значения Δu_0 необходимо выбирать такое значение H_1, чтобы первый член формулы (8.21) включал целое число и половину.

Изложенный метод фазирования является более простым по сравнению с предыдущим, так как он не требует дополнительного перехода с промежуточной орбиты на орбиту станции. Однако он имеет и существенные недостатки. Во-первых, длительность фазирования по второму методу примерно вдвое больше, что объясняется почти вдвое меньшим значением относительной угловой скорости $\Delta\upsilon$ ТК и станции. Во-вторых, требование к точности выдерживания высоты перигея эллиптической орбиты фазирования, является более высоким, чем требование к точности высоты круговой орбиты. В процессе фазирования на круговой орбите имеется возможность уточнить ее элементы и осуществить более точный переход на орбиту станции. При фазировании на эллиптической орбите отклонение высоты перигее от расчетного на несколько километров приводит к появлению остаточной фазы в точке B_0:

$$\left|\Delta u_k\right| \le \pi - \upsilon_0 \frac{T_{\text{п}}}{2} \approx \frac{3\pi}{4}\frac{H_0-H_1}{R+H_0}$$

Для H_1=182 км, $H_0 = 600$ км получаем $\left|\Delta u_k\right|_{\max} = 8^0 15'$, что соответствует расстоянию ТК от станции в районе точки B_0 около 1000 км. Для этого достаточно отклонения высоты перигея от расчетного значения на $\Delta H_1 \approx 12{,}5$ км [2].

При длительном фазировании (для приведенных выше данных $n_{\text{ф}} \approx 18$) изменение высоты перигея за счет возмущающего действия атмосферы может привести к указанному отклонению, хотя на орбиту перехода ТК можно вывести достаточно точно. Изменение высоты (уменьшение) в апогее будут при этом еще больше, что приведет к дополнительным затруднениям на последующем конечном этапе операции встречи. Таким образом, фазирование на эллиптической орбите имеет смысл применять лишь в том случае, когда начальная фаза невелика, а ко времени процесса фазирования не предъявляется достаточно жестких требований.

Время выведения ТК на орбиту станции является минимальным в том случае, если ТК выводится на орбиту станции по той же траектории, так как в этом случае необходимость в “маневре” фазирования отсутствует. При этом должно выполнятся условие геопериодичности орбиты станции (8.6). Однако под действием различных возмущений условие геопериодичности будут нарушаться и со временем может возникнуть необходимость в выполнении “маневров” фазирования. Возмущения орбиты приводят также к нарушению условий компланарности. Все это снижает эффективность операции встречи. Одним из методов повышения эффективности встречи являются коррекция орбиты станции, обеспечивающая восстановление условий геопериодичности. Расчеты показывают, что энергетические затраты на выполнение маневров коррекции орбиты станции малы по сравнению с тем выигрышем, который дает коррекция. Основной причиной нарушения условий геопериодичности является сопротивление атмосферы, которые приводят к уменьшению периода обращения (большой полуоси орбиты) станции. Поэтому нужно выполнять маневры коррекции, увеличивающие период орбиты станции ТК.

8.4. Ближнее наведение

Этап ближнего наведения начинается с момента обнаружения и захвата по дальности и угловым координатам ОС бортовыми измерительными средствами ТК. Этот этап начинается на расстоянии от нескольких километров до нескольких десятков километров до ОС и заканчивается на расстоянии порядка нескольких сотен метров. На этапе ближнего наведения происходит “гашение” до малой величины скорости относительного движения ТК и ОС и расходуется большая часть топлива. Поэтому величина расхода топлива при заданном времени сближения является одним из основных критериев качества алгоритма управления движением центра масс ТК на этапе ближнего наведения. В разд.8.1 рассматривалась классификация методов наведения на этапе сближения и была дана общая характеристика этих методов. Напомним, что методы наведения на этапе сближения разделяются на две группы:

1. методы наведения, основанные на использовании законов орбитального движения.

2. методы наведения, не учитывающие законы орбитального движения.

При решении различных задач ближнего наведения существенное значение имеет выбор соответствующей модели процесса относительного движения рассматриваемых объектов. Поэтому описание методов наведения на этапе сближения начнем с вывода уравнений относительного движения.

а) Уравнения относительного движения.

Для записи соответствующих уравнений введем в рассмотрение две системы координат с началом в центре масс станции:

орбитальную, которую в данном разделе для удобства записи уравнений обозначим $cx_0y_0z_0$ и лучевую (визирную) $cxyz$, связанную с линией визирования ТК относительно ОС. Направления осей указанных СК., а также принятые обозначения параметров движения станции указаны на рис.8.7. На этом рисунке $\overline{P}-$ вектор тяги, $P_q, P_\rho -$ проекции вектора тяги на оси лучевой СК. Если $\overline{i_0}$, $\overline{j_0}$, $\overline{k_0}$, $\bar{i}$, $\bar{j}$, $\bar{k}$ орты СК $cx_0y_0z_0$ и $cxyz$, причем $\overline{k_0} = \bar{k}$, то можно записать (см.рис.8.7):

$$\overline{r_c} = r_c\overline{j_0}\,,\ \overline{\rho} = \rho\bar{i}\,,\ \overline{\varpi} \equiv \overline{\upsilon} = \dot{\chi}\,\bar{k}\,,\ \ \overline{\rho} = \overline{r_k} - \overline{r_c}$$

и далее,

$$\frac{d^2\overline{r_c}}{dt^2}+\frac{\mu}{r_c^3}\overline{r_c}=\overline{a_c} \qquad \overline{a_c}=0 \tag{8.22}$$

$$\frac{d^2\overline{r_k}}{dt^2}+\frac{\mu}{r_k^3}\overline{r_k}=\overline{a_k} \tag{8.23}$$

$$\overline{a_k}=\frac{\overline{P}}{m_k} \tag{8.24}$$

− управляющее ускорение, действующее на ТК. Вычтем из уравнения (8.23) уравнение (8.22):

$$\frac{d^2}{dt^2}\left(\overline{r_k}-\overline{r_c}\right)-\mu\left(\frac{\overline{r_c}}{r_c^3}-\frac{\overline{r_k}}{r_k^3}\right)=\overline{a_k}-\overline{a_c} \tag{8.24}$$

Индекс “*c*” в дальнейшем опускаем. Тогда получаем:

$$\frac{d^2\overline{\rho}}{dt^2}-\mu\left(\frac{\overline{r}}{r^3}-\frac{\overline{r}+\overline{\rho}}{r_k^3}\right)=\overline{a_k}-\overline{a} \quad \text{или} \quad \frac{d^2\overline{\rho}}{dt^2}-\frac{\mu}{r^3}\left[\overline{r}-\frac{r^3}{r_k^3}\left(\overline{r}+\overline{\rho}\right)\right]=\overline{a_k}-\overline{a}$$

Сделаем некоторые вспомогательные вычисления:

$$r_k=\left|\overline{r_k}\right|=\left|\overline{r}+\overline{\rho}\right|=\sqrt{\left(\overline{r}+\overline{\rho}\right)\cdot\left(\overline{r}+\rho\right)}=\left(\rho^2+2\overline{r}\cdot\overline{\rho}+r^2\right)^{\frac{1}{2}};$$

$$r_k^3=\left|\overline{r_k}\right|^3=\left(\rho^2+2\overline{r}\cdot\overline{\rho}+r^2\right)^{\frac{3}{2}}=r^3\left[1+\frac{2\left(\overline{r}\cdot\overline{\rho}\right)+\rho^2}{r^2}\right]^{\frac{3}{2}}.$$

В результате получаем:

$$\frac{d^2\overline{\rho}}{dt^2}-\frac{\mu}{r^3}\left[\overline{r}-\left(\overline{r}+\overline{\rho}\right)\left(1+\frac{\rho^2}{r^2}+\frac{2(\overline{r}\cdot\overline{\rho})}{r^2}\right)^{-\frac{3}{2}}\right]=\overline{a_k}-\overline{a}$$

Для этапа ближнего наведения, очевидно, $\frac{\rho}{r}<<1$.

Учитывая последнее обстоятельство и используя разложение в ряд, получим после элементарных преобразований

$$\frac{d^2\overline{\rho}}{dt^2}+\frac{\mu\overline{\rho}}{r^3}-\frac{3\mu}{r^5}\left(\overline{r}\overline{\rho}\right)\overline{\rho}=\overline{a_{\hat{e}}}-\overline{a} \tag{8.25}$$

Запишем векторное уравнение (8.25) в проекциях на оси орбитальной СК $cx_0y_0z_0$. Для этого радиус-вектор $\overline{\rho}$ представим в виде:

$$\overline{\rho}=x_0\overline{i_0}+y_0\overline{\gamma_0}+z_0\overline{k_0}, \tag{8.26}$$

где $x_0y_0z_0$ координаты ТК в орбитальной СК. Кроме того, имеем: $\bar{r} = r \cdot \bar{j}_0$. Угловая скорость орбитальной СК $\overline{\omega} = \upsilon\bar{k}$, где

$$\upsilon = \dot{\chi} = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \frac{(1 + e\cos\vartheta)^2}{(1 - e^2)^{\frac{3}{2}}} = \dot{\vartheta} = \frac{1}{r}\sqrt{\frac{\mu}{\rho}}(1 - e\cos\vartheta) = \sqrt{\frac{\mu}{\rho^3}}(1 + e\cos\vartheta)^2,$$

где (см.разд.2) *p, e, a* − параметры орбиты станции.

Дифференцируя (8.26) получим:

$$\ddot{\overline{\rho}} = \tilde{\ddot{\overline{\rho}}} + \dot{\overline{\omega}} \times \overline{\rho} + \overline{\omega} \times (\overline{\omega} \times \overline{\rho}) + 2\overline{\omega} \times \overline{\rho},$$

где $\tilde{\ddot{\overline{\rho}}} = \ddot{x}_0\bar{i}_0 + \ddot{y}_0\bar{j}_0 + \ddot{z}_0\bar{k}_0$.

В результате имеем следующий скалярный аналог уравнения (8.25): ($\overline{a_0} = \overline{a_к} - \overline{a_c}$); ($\bar{r} \cdot \overline{\rho} = ry_0$)

$$\begin{cases} \ddot{x}_0 - 2\omega\dot{y}_0 + \omega^2\left(\dfrac{r}{p} - 1\right)x_0 - y_0\dot{\omega} = a_{0x_0} \\ \ddot{y}_0 + 2\omega\dot{x}_0 - \omega^2\left(\dfrac{2r}{p} + 1\right)y_0 + x_0\dot{\omega} = a_{0y_0} \\ \ddot{z}_0 + \omega^2\dfrac{r}{p}z_0 = a_{0z_0} \end{cases} \tag{8.27}$$

Имея в виду, что орбита станции, как правило, является круговой, можем записать: *r=p, ω*=const. Тогда система (8.27) преобразуется к виду:

$$\begin{cases} \ddot{x}_0 - 2\omega\dot{y}_0 = a_{0x_0} \\ \ddot{y}_0 + 2\omega\dot{x}_0 - 3\omega^2 y_0 = a_{0y_0} \\ \ddot{z}_0 + \omega^2 z_0 = a_{0z_0} \end{cases} \tag{8.28}$$

Система (8.28) является линейной системой с постоянными коэффициентами. Из нее следует, что боковое движение не зависит от движения в плоскости орбиты.

Теперь запишем уравнение относительного движения в лучевой СК *cxyz*. Учитывая, что сближение является компланарным, запишем (рис.8.7)

$$x_0 = \rho\cos q,\ y_0 = \rho\sin q,\ a_{0q} = -a_{0x_0}\sin q + a_{0y_0}\cos q = a_{0y}$$

$$a_{0\rho} = a_{0x} = a_{0x_0}\cos q + a_{0y_0}\sin q.$$

Далее, имеем: $\dot{x}_0 = \dot{\rho}\cos q - \rho\dot{q}\sin q;\ \dot{y}_0 = \dot{\rho}\sin q + \rho\dot{q}\cos q$

$$\ddot{x}_0 = \ddot{\rho}\cos q - 2\dot{\rho}\dot{q}\sin q - \rho\ddot{q}\sin q - \rho\dot{q}^2\cos q$$

$$\ddot{y}_0 = \ddot{\rho}\sin q + 2\dot{\rho}\dot{q}\cos q + \rho\ddot{q}\cos q - \rho\dot{q}^2\sin q;$$

$$\begin{aligned} &\ddot{x}_0\cos q + \ddot{y}_0\sin q = \ddot{\rho} - \rho\dot{q}^2 \\ &\ddot{y}_0\cos q - \ddot{x}_0\sin q = 2\dot{\rho}\dot{q} + \rho\ddot{q} \end{aligned} \qquad (8.29)$$

Подставив в (8.29) значение $\ddot{y}_0$ и $\ddot{x}_0$ из первых двух уравнений системы (8.28). В результате, после ряда элементарных преобразований получим:

$$\begin{aligned} &\ddot{\rho} - \rho\dot{q}^2 - 2\omega\rho\dot{q} - 3\omega^2\rho\sin^2 q = a_{0\rho} \\ &\rho\ddot{q} + 2\dot{\rho}\dot{q} + 2\omega\dot{\rho} - 1{,}5\omega^2\rho\sin 2q = a_{0q} \end{aligned} \qquad (8.30)$$

Система (8.30) описывает относительное движение ТК в полярной СК, начало которой совпадает с центром масс станции, находящейся на круговой орбите (ω=const).

б) Методы, основанные на использовании законов орбитального движения [6, 10, 13].

Эти методы предполагают значение параметров орбиты станции (при круговой орбите - одного параметра: угловой скорости $\omega = \upsilon$ движение станции по орбите) и наличия на борту ТК (или станции, в зависимости от способа управления) устройств, определяющих относительные координаты x_0, y_0 и компоненты вектора относительной скорости $\dot{x}_0, \dot{y}_0$ в орбитальной СК. (рис.8.7). Наиболее известным из методов этой группы является метод двух импульсной коррекции, которой состоит в следующем.

По измеренным относительным координатам $x_{0н}$, $y_{0н}$ рассчитываются компоненты скорости $\dot{x}_{0отр}$, $\dot{y}_{0треб}$, при которых ТК, двигаясь с выключенным двигателем, через заданное время сближение $T_{сбл}$ окажется в непосредственной близости от станции, в идеальном случае – в начале орбитальной СК (рис.8.8): $x_{окон} = x_0(T_{сбл}) = 0;\ y_{окон} = y_0(T_{сбл}) = 0$. Путем сравнения величин $\dot{x}_{0треб}$, $\dot{y}_{0тр}$ с измеренными $\dot{x}_{0н}, \dot{y}_{0н}$ определяется вектор приращения скорости ТК

$$\Delta\overline{V}_1 = (\dot{x}_{0отр} - \dot{x}_{0н})\bar{i}_0 + (\dot{y}_{0отр} - \dot{y}_{0н})\bar{j}_0 = \Delta\dot{x}_0\bar{i}_0 + \Delta\dot{y}_0\bar{j}_0 .$$

После этого производится первая импульсная коррекция в результате которой вектор скорости ТК изменяется на $\Delta\overline{V}_1$. Через время $T_{сбл}$, когда ТК оказывается в начале орбитальной СК, измеряются конечные компоненты скорости $\dot{x}_{0кон}, \dot{y}_{0кон}$ и производится вторая коррекция, в результате которой вектор скорости получает приращение $\Delta V_2 = -\dot{x}_{0кон}\bar{i}_0 - \dot{y}_{0кон}\bar{j}_0$, в результате чего скорость относительного движения становится равной нулю. Продолжительность обеих коррекций мала по сравнению с временем сближения, поэтому их можно считать практически мгновенным. Характеристическая скорость при двух импульсном методе наведения равна $V_{хар}=\Delta V_1+\Delta V_2$, где ΔV_1 и ΔV_2 модули векторов $\Delta\bar{V}_1$ и $\Delta\bar{V}_2$. Для расчета приращений скорости ΔV_1 и ΔV_2 используются решения системы уравнений (8.28), соответствующие свободному полету ($a_{0x_0} = a_{0y_0} = a_{0z_0} = 0$)

$$\begin{cases} x_0 = x_{0н} + \dfrac{2\dot{y}_{0н}}{\omega}(\cos\omega t - 1) + 6y_{0н}(\sin\omega t - \omega t) + \dfrac{\dot{x}_{0н}}{\omega}(4\sin\omega t - 3\omega t) \\ y_0 = y_{0н}(4 - 3\cos\omega t) + \dfrac{\dot{y}_{0н}}{\omega}\sin\omega t + \dfrac{2\dot{x}_{0н}}{\omega}(1 - \cos\omega t) \end{cases} \tag{8.31}$$

$$\begin{cases} \dot{x}_0 = \dot{x}_{0н}(4\cos\omega t - 3) + 6\omega y_{0н}(\cos\omega t - 1) - 2\dot{y}_{0н}\sin\omega t \\ \dot{y}_0 = \dot{y}_{0н}\cos\omega t + 2\dot{x}_{0н}\sin\omega t + 3\omega y_{0н}\sin\omega t \end{cases} \tag{8.32}$$

где $x_{0н}, y_{0н}, \dot{x}_{0н}, \dot{y}_{0н}$ – начальные значения координат и составляющих относительной скорости в орбитальной СК.

Из уравнений (8.31), положив $t=T_{сбл}$, $x_0=y_0=0$ находим требуемые начальные скорости $\dot{x}_{0тр}$, $\dot{y}_{0тр}$:

$$\begin{aligned} \dot{x}_{0треб} &= \omega\frac{x_{0н}\sin\omega T_{сбл} - y_{0н}\left[6\omega T_{сбл}\sin\omega T_{сбл} - 14(1-\cos\omega T_{сбл})\right]}{3\omega T_{сбл}\sin\omega T_{сбл} - 8(1-\cos\omega T_{сбл})} \\ \dot{y}_{0треб} &= \omega\frac{-2x_{0н}(1-\cos\omega T_{сбл}) + y_{0н}\left[4\sin\omega T_{сбл} - 3\omega T_{сбл}\cos\omega T_{сбл}\right]}{3\omega T_{сбл}\sin\omega T_{сбл} - 8(1-\cos\omega T_{сбл})} \end{aligned} \tag{8.33}$$

Зная $\dot{x}_{0треб}$ и $\dot{y}_{0треб}$ и измеренные начальные значения $x_{0н}$ и $y_{0н}$ определяем величину импульса ΔV_1:

$$\Delta V_1 = \sqrt{(\dot{x}_{0треб} - \dot{x}_{0н})^2 + ((\dot{y}_{0треб} - \dot{y}_{0н})^2)}$$

Так как после первой коррекции компоненты скорости становятся равными требуемым, то подставив в выражение(8.32) $\dot{x}_{0треб}$, $\dot{y}_{0треб}$ из (8.33) вместо $x_{0н}$, $y_{0н}$ и положив $t=T_{сбл}$, найдем конечные скорости:

$$
\begin{aligned}
\dot{x}_{0\text{кон}} &= \omega \frac{x_{0\text{н}} \sin \omega T_{\text{сбл}} - 2 y_{0\text{н}} (1 - \cos \omega T_{\text{сбл}})}{3\omega T_{\text{сбл}} \sin \omega T_{\text{сбл}} - 8(1 - \cos \omega T_{\text{сбл}})} \\
\dot{y}_{0\text{кон}} &= \omega \frac{x_{0\text{н}} \sin \omega T_{\text{сбл}} - y_{0\text{н}} (3\omega T_{\text{сбл}} - 4 \sin \omega T_{\text{сбл}})}{3\omega T_{\text{сбл}} \sin \omega T_{\text{сбл}} - 8(1 - \cos \omega T_{\text{сбл}})}
\end{aligned}
\tag{8.34}
$$

По известным значениям $\dot{x}_{0\text{кон}}$, $\dot{y}_{0\text{кон}}$ определяем величину импульса ΔV_2, выравнивающего скорости ТК и СК: $\Delta V_2 = \sqrt{\dot{x}_{0\text{кон}}^2 + \dot{y}_{0\text{кон}}^2}$.

Главным преимуществом метода является, как указывалось в разд.8.1, меньший расход топлива по сравнению с другими известными методами. Однако он имеет и ряд недостатков, о чем также указывалось в разд.8.1. Остановимся на этом подробнее. Недостатки метода двухимпульсной коррекции можно разделить на две группы:

1. Недостатки, вызванные фактическим отсутствием управления в течение всего времени сближения (кроме начального и конечного моментов)
2. Недостатки, вызванные использованием законов орбитального движения.

Недостатки, относящиеся к первой группе, проявляются в том, что при практическом осуществлении двухимпульсного метода ошибки в величине и направлении первого корректирующего импульса ΔV_1 неизбежно приводят к промаху, т.е. к тому, что ТК через время $T_{\text{сбл.}}$ не приходит в начало орбитальной СК. Промах может быть уменьшен за счет введения нескольких промежуточных коррекций или перехода к непрерывному управлению. Каждая последующая коррекция позволяет частично скомпенсировать ошибки, имеющие место при предыдущих коррекциях. Требуемые значения компонент скорости ТК $\dot{x}_{0\text{треб}}$, $\dot{y}_{0\text{треб}}$ в этом случае в каждый момент времени рассчитываются по формулам (8.33), в которые вместо $x_{\text{он}}$, $y_{\text{он.}}$ подставляются текущие измеренные значения координат $x_0(t)$, $y_0(t)$, а вместо $T_{\text{сбл.}}$ – время – $t_{\text{ост.}} = T_{\text{сбл.}} - t$, оставшееся до конца сближения.

Существенным недостатком двухимпульсного метода является также необходимость импульсного «гашения» относительной скорости в конце сближения. За счет конечной величины тяги маршевого двигателя, ошибок в определении вектора второго корректирующего импульса ΔV_2, задержки включения двигателя и других причин, начальные условия для этапа причаливания могут оказаться неблагоприятными в том отношении, что относительная скорость и расстояние ТК от станции могут оказаться вне допустимых пределов.

Рассмотрим один из методов сближения, свободных от недостатков первой группы – метод затухающего перехвата. Этот метод требует непрерывного управления. Необходимые значения компонент относительной скорости $\dot{x}_{0\text{тр}}(t)$, $\dot{y}_{0\text{треб}}(t)$ непрерывно определяются по формулам (8.33) при подстановки вместо времени $t_{\text{ост.}}$, оставшегося до конца сближения времени, $t^*_{0\text{ст}} = k(T_{\text{сбл}} - t)$, где $0<k<1$. Можно показать, что при таком методе наведения в момент времени $t = T_{\text{сбл.}}$ одновременно обращаются в нуль и координаты ТК и скорость его относительного движения, т.е. данный метод не требует заключительного тормозящего импульса. Непрерывное управление позволяет компенсировать ошибки предыдущего управления в последующие моменты времени. Непрерывное управление может быть заменено несколькими импульсными коррекциями, проводимыми в соответствии с описанной выше логикой. Количество их должно подбираться так, чтобы получить достаточно малые промах и относительную скорость в конце этапа сближения. Подбирая коэффициент “k” можно добиться желаемого сочетания характера изменения скорости относительного движения в процессе встречи и прироста расхода топлива по сравнению с двухимпульсным методом.

Относительно недостатков второй группы следует остановиться на следующих моментах:

1. При реализации методов сближения с использованием законов орбитального движения необходимо знать параметры орбиты станции. Не точное их знание равносильно ошибкам управления.
2. Сравнительно простые расчетные соотношения для определения требуемых величин компонент вектора относительной скорости

получаются только в случае круговой орбиты станции. Построение бортового вычислительного устройства на основе уравнений, учитывающих эллиптичность орбиты станции, усложняет его. Неучет же эллиптичности орбиты приводит при двухимпульсном методе к промаху, а при наведении по методу перехвата – к возрастанию расхода топлива.

3. При сближении по методам, использующим законы орбитального движения, необходимо наличие на борту устройств, производящих построение орбитальной системы координат. Это усложняет аппаратуру по сравнению с методами, не использующими законы орбитального движения.

в) Методы наведения, не использующие законы орбитального движения.

Эти методы свободны от перечисленных выше недостатков, для их осуществления нет необходимости иметь на борту построитель орбитальной системы координат. Их бортовая реализация предполагает наличие информации об относительном положении объектов, получаемой по результатам измерения относительной дальности ρ, радиальной проекции $V_{\text{вз}\rho}$ взаимной скорости $\overline{V}_{\text{вз}} = \overline{V}_{\text{к}} - \overline{V}_{\text{с}}$ ($\overline{V}_{\text{к}}$-вектор скорости ТК, $\overline{V}_{\text{с}}$ вектор скорости ОС): $V_{\text{вз}\rho} = \left|\dot{\rho}\right| = \left|V_{\text{сбл}}\right|$, а также угловой скорости $\overline{\Omega}$ линии визирования: $\overline{\Omega} = \overline{\dot{q}} + \overline{\omega}$ ($\overline{\dot{q}}$ – угловая скорость линии визирования относительно орбитальной СК, $\overline{\omega}$-угловая скорость местной вертикали ОС). (см. рис.8.7 и рис.8.9).

По известным расстоянию до ОС, направлению линии визирования и вектору угловой скорости линии визирования могут быть определены направление компоненты V_n взаимной скорости (как направление, перпендикулярное к линии визирования и вектору $\overline{\Omega}$) и ее модуль по формуле $V_n = \Omega\rho$. Таким образом, на борту ТК может быть построена визирная (лучевая) система координат. Однако знание только взаимной скорости не позволяет предсказать движение ТК относительно станции, так как ускорения, действующие на ТК в относительном движении неизвестны. Они зависят от направления линии визирования по отношению к осям $cx_0y_0z_0$ орбитальной СК, а это направление не может быть определено, если на борту корабля нет построителя орбитальной СК. Неполнота информации о действующих на корабль силах усложняет задачу управления: возникает вопрос о способе выбора управляющих воздействий в условиях, когда последствия, к которым приведут эти воздействия не могут быть предсказаны точно. Это делает методы поведения данной группы принципиально неоптимальными с точки зрения расхода топлива.

Так как относительное движение предсказать точно невозможно, то для обеспечения сближения целесообразно в каждый момент времени потребовать совпадения вектора взаимной скорости $\overline{V}_{\text{вз}} = \overline{V}_{\text{к}} - \overline{V}_{\text{с}}$ с линией визирования при одновременном выполнении условия $\dot{\rho} < 0$, т.е. скорости сближения $V_{\text{сбл}}>0$. Это означает, что нормальная составляющая V_n вектора взаимной скорости должна быть равна нулю, а значит равна нулю и угловая скорость линии визирования $\Omega = V_n / \rho$. Таким образом, приходим к методу параллельного сближения при управлении встречей ТК с ОС на орбите, если имеющаяся информация об относительном положении ТК и станции недостаточна для использования законов орбитального движения. Все системы управления встречей, основанные на отказе от использования законов орбитального движения, тем или иным способом приближенно реализуют метод параллельного сближения. Как уже было отмечено в разд.8.1 принципиальное отличие метода параллельного сближения при управлении встречей на орбите от аналогичного метода управления при наведении ракет заключается в необходимости управления скоростью сближения $V_{\text{сбл}} = -\dot{\rho}$ и обеспечения малой ее величины в конце сближения. При выборе закона изменения скорости сближения в процессе встречи принимается во внимание влияние этого закона на расход топлива и другие, наиболее важные показатели, например, время сближения.

При изучении относительного движения в рассматриваемом случае принимается модуль движения без учета действия относительного (разностного) гравитационного ускорения. Эта модель используется при изучении маневров ближнего наведения на достаточно малых расстояниях между кораблем и станцией и при ограниченной продолжительности маневров. При использовании указанной модели относительное движение объектов можно рассматривать происходящим в перемещающейся поступательно плоскости относительного движения, положение которой определяется линией визирования и вектором взаимной скорости.

Уравнения движения ТК относительно станции в визирной системе координат *cxyz* в случае круговой орбиты станции имеют вид (8.30). Введя допущения, что задача сближения решается в однородном поле тяготения, исключим из рассмотрения эффекты орбитального движения, положив ω=0. тогда из (8.30) получим:

$$\begin{gathered} \ddot{\rho} - \rho\dot{q}^2 = a_\rho \\ \rho\ddot{q} + 2\dot{\rho}\dot{q} = a_q \end{gathered} \tag{8.35}$$

Здесь a_ρ, a_q – проекции управляющего ускорения, действующего на ТК.

Измеряя на борту ТК $\dot{q}$ и прикладывая первый импульс коррекции ΔV_1 таким образом, чтобы обеспечить $\dot{q}=0$ при $a_\rho=0,\ a_q=0$ (свободный полет), сводим относительное движение сближающихся объектов к равномерному прямолинейному движению, описываемому уравнением $\ddot{\rho}=0$, т.е $\dot{\rho}=\dot{\rho}_0$ и $\rho=\rho_0+\dot{\rho}_0 t$.

В идеальном случае для встречи объектов необходимо в момент ρ=0 приложить второй импульс коррекции для выравнивая скоростей объектов встречи.

Очевидно, этот второй импульс

$$\Delta V_2 = -\dot{\rho}_0 \tag{8.36}$$

Первый импульс

$$\Delta V_1 = \rho_0\dot{q}_0 \tag{8.37}$$

Сравним значение характеристической скорости $V_1=\Delta V_1$ в случае импульсного перехода ТК на траекторию по методу параллельного сближения со значением характеристической скорости V', необходимой для выполнения аналогичного маневра при постоянной величине управляющего ускорения a_q. Будем считать (см. выше) что изменение относительной дальности в процессе маневра происходит по линейному закону: $\rho = \rho_0 + \dot{\rho}_0 t$.

Для постоянного управляющего ускорения a_q величина характеристической скорости определяется произведением этого ускорения на продолжительность управляемого движения $t_в$:

$$V' = a_q t_в \tag{8.38}$$

Для определения времени *t* воспользуемся вторым уравнением системы (8.35) с учетом линейного закона изменения относительной дальности. Имеем:

$$\ddot{q} + \frac{2\dot{\rho}_0 \dot{q}}{\rho_0 + \dot{\rho}_0 t} = \frac{a_q}{\rho_0 + \dot{\rho}_0 t} \tag{8.39}$$

Решение этого уравнения имеет вид:

$$\dot{q} = \left(\frac{\rho_0}{\rho_0 + \dot{\rho}_0 t} \right)^2 \left[a_q \frac{t}{\rho_0^2} \left(\rho_0 + \frac{\dot{\rho}_0 t}{2} \right) + \dot{q}_0 \right] \tag{8.40}$$

В момент $t = t_в$ завершения выхода ТК на траекторию параллельного сближения $\dot{q} = 0$, поэтому, приравнивая правую часть уравнения (8.40) нулю получим:

$$t_в^2 + \frac{2\rho_0}{\dot{\rho}_0} t_в + \frac{2\rho_0^2 \dot{q}_0}{a_g \dot{\rho}_0} = 0 \tag{8.41}$$

Решение уравнения (8.41) имеет вид: ($t_в$<0)

$$t_в = -\frac{\rho_0}{\dot{\rho}_0} + \left(1 - \sqrt{1 - \frac{2\dot{\rho}_0 \dot{q}_0}{a_q}} \right) \tag{8.42}$$

Далее из выражения (8.38) и (8.42) определим значение характеристической скорости.

$$V' = -\frac{|a_q| \rho_0}{\dot{\rho}_0} \left(1 - \sqrt{1 - \frac{2\dot{\rho}_0 \dot{q}_0}{a_q}} \right) \tag{8.43}$$

Сравнительный расчет по формулам (8.37) и (8.43) показывает, что импульсный характер воздействия тяги является более экономичным. Например, при $\rho_0 = 30$ км, $\dot{\rho}_0 = -500$ м/с, $\dot{q}_0 = 0{,}008$ 1/с, $a_q = -16$ м/с^2 по формуле (8.37) получаем ΔV_1=240 м/с, а по формуле (8.43) – $V' = 281$ м/с.

Если задано время вывода ТК на траекторию параллельного сближения, то при постоянном a_q из уравнения (8.40) можно получить требуемое значение a_q. Так как $\rho\dot{q} = V_n = a_q t$, то из (8.40) получаем

$$a_q t = \frac{1}{\rho_0 + \dot{\rho}_0 t}\left[a_q\left(\rho_0 t + \dot{\rho}_0 \frac{t^2}{2}\right) + \rho_0^2 \dot{q}_0\right]$$

или

$$a_q = \frac{2\rho_0^2 \dot{q}_0^2}{\dot{\rho}_0 t^2}, \tag{8.44}$$

где $t = t_в$ – заданное время вывода.

Рассмотрение принципов практической реализации метода параллельного сближения показывает, что в реальных условиях сближение происходит не при нулевой угловой скорости $\dot{q}$, а при измерении ее в достаточно узком диапазоне. Поэтому для более точного отображения характера реального относительного движения объектов целесообразно представить наведение корабля на станцию не при $\dot{q}$=0, а при некотором среднем значении $\dot{q}=const$ для рассматриваемого диапазона регулирования угловой скорости линии визирования. Приведенные в работах [13, 17] результаты показывают, что за счет выбора определенного постоянного значения $\dot{q}$ можно обеспечить реализацию широкого класса маневров корабля относительно станции. Учитывая указанные особенности движения корабля, можно в более общей постановке рассматривать движение при $\dot{q}$=const не только как более реальную модель процесса наведения корабля на станцию, но и как самостоятельный метод наведения при постоянной угловой скорости линии визирования.

Для метода наведения с постоянной угловой скорости линии визирования уравнения (8.35) преобразуются к виду ($a_\rho = 0$):

$$\ddot{\rho} - \rho\dot{q}^2 = 0; \qquad 2\dot{\rho}\dot{q} = a_q \tag{8.45}$$

Интегрируя первое уравнение системы (8.45), найдем, что ($\dot{q} = \text{const}$):

$$\dot{\rho}^2 - \rho^2\dot{q}^2 = c, \tag{8.46}$$

где постоянная $c = \dot{\rho}_0^2 - \rho_0^2\dot{q}^2$. Перепишем (8.46) в виде:

$$\left(\frac{d\rho}{dq}\right)^2 - \rho^2 = \frac{c}{\dot{q}^2} \qquad (dq = \dot{q}dt) \qquad (8.47)$$

Из рис.8.10 следует (используется подобие треугольников)

$$\left(\frac{\dot{\rho}_0}{\dot{q}}\right)^2 = \rho_0^2\left(k^2 - 1\right), \text{ где } k = \frac{\rho_0}{h}, \quad h = |BC|.$$

Тогда из (8.47) получаем $\left(\frac{d\rho}{dq}\right)^2 - \rho^2 = \frac{1}{\dot{q}^2}\left(\dot{\rho}_0^2 - \rho_0^2\dot{q}^2\right) = \rho_0^2(k^2 - 2)$, или в безразмерной форме:

$\left(\frac{d\tilde{r}}{dq}\right)^2 - \tilde{r}^2 = k^2 - 2,$ где $\tilde{r} = \frac{\rho}{\rho_0}$. Отсюда:

$$\frac{d\tilde{r}}{dq} = \pm\sqrt{\tilde{r}^2 + k^2 - 2} \qquad (8.48).$$

интегрируя уравнение (8.48) получим $q - q_0 = \pm\ln\frac{1 + \sqrt{k^2 - 1}}{\tilde{r} + \sqrt{\tilde{r}^2 + k^2 - 2}}$, откуда находим безразмерную дальность ТК–ОС:

$$\tilde{r} = \frac{1}{2}\left[\frac{1 + \sqrt{k^2 - 1}}{\exp[\pm(q - q_0)]} - \frac{\left(k^2 - 2\right)\exp[\pm(q - q_0)]}{1 + \sqrt{k^2 - 1}}\right] \qquad (8.49)$$

Знак «+» в правой части выражения (8.49) соответствует траекториям сближения ТК, а знак «–» –траекториям удаления.

Для анализа возможности маневрирования ТК воспользуемся уравнением (8.48), принимая во внимание что для рассматриваемого метода наведения полярный угол q монотонно возрастает с постоянной скоростью. Из необходимости выполнения условия действительности правой части уравнения (8.48) следует: $\tilde{r} \geq \sqrt{2 - k^2} = \tilde{r}_{\min}$. Если k=1 , то $\tilde{r}_{\min} = 1$ и значит ρ=ρ_0, т.е. экстремальное значение относительной дальности соответствует начальной точке. В этом случае возможно только удаление ТК от ОС по раскручивающейся спирали. Уравнение траектории (8.49) можно записать в виде:

$$\tilde{r} = 0.5\left[\exp(q - q_0) + \exp(q_0 - q)\right] \qquad (8.50)$$

Если $k>1$, то в зависимости от начальных условий возможно как удаление, так и сближение ТК и ОС, причем при $1<k<\sqrt{2}$ производная $\frac{d\tilde{r}}{dq}<0$, затем при $\tilde{r}=\tilde{r}_{\min}=\sqrt{2-k^2}$, $\frac{d\tilde{r}}{dq}=0$, и, наконец, принимает положительное значение, что соответствует траектории удаления, так как экстремальная дальность $\tilde{r}_{\min}$ может соответствовать только конечной точке траектории сближения и начальной точки траектории удаления. Таким образом, в правых частях уравнения (8.48) и (8.49) в момент пролета ТК мимо станции на минимальном расстоянии должна производиться смена знака. Если $k=\sqrt{2}$, то $\tilde{r}_{\min}=0$ и сближение должно заканчиваться мягким контактом при движении по траектории $\tilde{r}=\exp[\pm(q-q_0)]$, т.е. логарифмической спирали, закручивающейся при сближении (в момент встречи $V_n=V_\rho=0$). Если $k>\sqrt{2}$, производная $\frac{d\tilde{r}}{dq}<0$ в процессе сближения. Все траектории сближения при этом должны заканчиваться встречей, но встречей с отличной от нуля взаимной скоростью.

Для всех траекторий удаления подкоренное выражение правой части уравнения (8.48) возрастает. Это означает, что при постоянной угловой скорости $\dot{q}$ удаление ТК от ОС происходит (в относительном движении) по раскручивающейся спирали со всей возрастающей скоростью удаления.

8.5 Причаливание

На этапе причаливания, конечной целью которого является достижение совпадения стыковочных узлов корабля и станции при нулевой относительной скорости, метод наведения должен налагать определенные условия не только на кинематические соотношения, описывающие относительное движение центров масс ТК и ОС, но и на взаимную ориентацию их корпусов. Принципиально достаточно управлять ориентацией корпуса только ТК, однако выполнение стыковки облегчается, если одновременно производить управление ориентацией корпусов как ТК, так и ОС. Стыковочные узлы ТК и ОС должны быть направлены навстречу друг другу. Например, производя измерения как со стороны ТК, так и со стороны ОС, можно определить направление линии визирования и вектора угловой скорости ее вращения.

Задача взаимной ориентации после этого сводится к достижению совпадения соответствующих осей корпусов ТК и ОС с этими опорными направлениями (рис.8.11).

В силу необходимости осуществления мягкой встречи одним из основных требований, предъявляемых к кинематическому методу наведения на этапе причаливания, является требование наименьшей чувствительности к погрешностям измерительных средств и отклонениям параметров системы от номинальных значений.