Активное маневрирование на космических орбитах

К пакету моделирующих программ «Движение космических тел»

Множество интересных задач космической динамики связано с преднамеренным изменением орбиты спутника или космического корабля с целью перехода на траекторию, которая обеспечит выполнение намеченной цели космического полета. Орбиту можно модифицировать сообщением кораблю дополнительного импульса. Например, скорость корабля можно изменить кратковременным включением тягового ракетного двигателя, предварительно сориентировав корабль так, чтобы получить заданный результат. Маневр должен быть выполнен в нужный момент времени либо космонавтами корабля, либо системой дистанционного управления.

Если тяговый двигатель обладает достаточной мощностью, так что требуется его включение лишь на короткое время (настолько короткое, что за время работы двигателя корабль проходит очень малую часть орбиты), в первом приближении можно принять, что изменение скорости корабля в результате маневра происходит практически в одной точке, после чего движение опять определяется только силами тяготения. В моделирующей программе предполагается, что в результате маневра корабль получает дополнительный импульс мгновенно. После маневра корабль продолжает пассивное движение по новой орбите. Параметры новой орбиты определяются положением и новым вектором скорости корабля сразу после сообщения ему дополнительного импульса.

С помощью программы, позволяющей моделировать активные маневры космического корабля, можно проверить, как будет происходить в действительности заранее спланированный и рассчитанный Вами космический полет. При этом Вы будете выполнять миссию либо пилота космического корабля, либо оператора, выполняющего дистанционное управление полетом. Все маневры Вы выполняете, мгновенно изменяя вектор скорости космического корабля.

В моделирующей программе предполагается, что первоначально корабль пристыкован к космической станции, которая обращается вокруг Земли (или какой-либо другой планеты) по круговой орбите. Высота этой орбиты, а также величина дополнительной скорости, которую получит корабль при выполнении активного маневра, должны быть введены предварительно. Эта дополнительная скорость (называемая иногда *характеристической скоростью* маневра), сообщается космическому кораблю сразу после отстыковки от орбитальной станции.

Цели орбитальных маневров могут быть различными. Можно, например, планировать перевод корабля на более высокую круговую орбиту с тем, чтобы он оставался там некоторое время, а затем возвратился к орбитальной станции и совершил с ней мягкую стыковку. Или же мы можем проектировать маневры перевода спускаемого аппарата на эллиптическую орбиту снижения, которая должна привести его на Землю по касательной к поверхности (точнее, по касательной к плотным слоям атмосферы) для совершения мягкой посадки и возвращения экипажа с первоначальной круговой орбиты. Может также возникнуть необходимость запустить автоматический космический зонд с орбитальной станции для исследования поверхности планеты с низкой орбиты или, напротив, запустить зонд на большое расстояние от Земли для изучения межпланетного пространства. Иногда орбиту космического зонда нужно проектировать так, чтобы было возможным его возвращение на орбитальную станцию после выполнения запланированных исследований.

Для планирования таких космических полетов нужно решать разнообразные задачи, связанные с проектированием подходящих орбит. Чтобы перевести космический аппарат на желаемую орбиту, нужно заранее рассчитать величину и направление необходимой дополнительной скорости (*характеристическую* скорость), а также момент времени, когда нужно сообщить аппарату эту скорость. Как правило, такие задачи не имеют единственного решения. Сложность поставленной задачи обусловлена тем, что из множества возможных решений нам нужно выбрать *оптимальный* маневр. Проблема оптимизации может включать множество противоречивых требований и ограничений, касающихся допустимых маневров. Например, может быть поставлено требование минимальных затрат ракетного топлива при дополнительном условии, чтобы возможные ошибки навигации и управления (в частности, ошибки в определении момента времени для совершения маневра) не привели к недопустимым отклонениям действительной траектории от расчетной.

Далее приведено подробное описание следующих маневров, моделирование которых можно выполнить с помощью программы «Активные маневры на космических орбитах»:

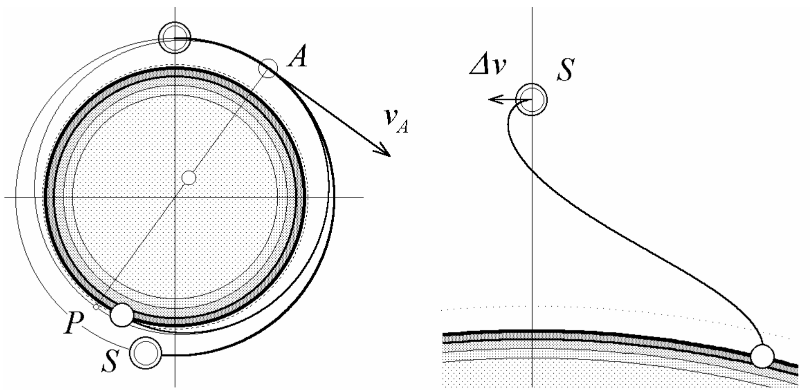
Возвращение из космоса на Землю

В качестве примера активных маневров космического корабля, первоначально находящегося на опоясывающей планету низкой круговой орбите, рассмотрим задачу перевода спускаемого аппарата на траекторию снижения. Для безопасного возвращения на Землю спускаемый аппарат должен входить в плотные слои атмосферы под очень малым углом к горизонту. Крутой вход в атмосферу опасен из-за сильного нагревания аппарата из-за трения о воздух. Для этого теплозащитный экран спускаемого аппарата должен отвечать очень строгим требованиям. В случае пилотируемого корабля с экипажем сильное замедление, вызванное сопротивлением воздуха при крутом спуске, недопустимо главным образом из-за возникающих при резком торможении перегрузок, опасных для космонавтов. Это значит, что проектируемая траектория пассивного снижения должна лишь касаться верхней атмосферы. Мы рассмотрим и сравним два возможных способа перевода спускаемого аппарата на подходящую траекторию снижения:

1. После отделения спускаемого аппарата от орбитальной станции ему сообщают дополнительную скорость в направлении, противоположном орбитальной скорости.
2. Сообщаемая аппарату дополнительная скорость направлена вертикально вниз (вдоль местной вертикали).

В любом случае дополнительная скорость переводит спускаемый аппарат с первоначальной круговой орбиты на некоторую эллиптическую орбиту. Один из фокусов новой орбиты, в соответствии с первым законом, расположен в центре Земли.

В первом случае кратковременное включение ракетного двигателя изменяет только величину орбитальной скорости при сохранении ее направления. Поэтому в точке, где происходит срабатывание тормозного двигателя (точка ***A*** на приведенном ниже рисунке), обе орбиты (прежняя круговая и новая эллиптическая) имеют общую касательную.



В этой точке ***A*** расположен апогей новой эллиптической орбиты. Перигей этой орбиты находится в противоположной точке ***P*** эллипса, на другом конце его большой оси. Очевидно, что именно в этой точке эллипс должен касаться поверхности планеты (более точно, эллипс должен касаться верхних слоев плотной атмосферы). Спускаемый аппарат должен войти в атмосферу в окрестности этой точки траектории снижения. Заметим, что в моделировании, показанном на приведенном здесь рисунке, использовано преувеличенно большое значение для высоты атмосферы, чтобы можно было рассмотреть детали конечного участка траектории спуска, проходящего в пределах атмосферы планеты.

В правой части приведенного рисунка показана траектория спускаемого аппарата в системе отсчета, связанной с орбитальной станцией. Именно такой увидят эту траекторию космонавты, находящиеся на борту орбитальной станции и наблюдающие за снижением аппарата. С их точки зрения спускаемый аппарат сначала действительно движется в направлении сообщенной ему дополнительной скорости, но вскоре скорость аппарата относительно станции изменяет направление на почти противоположное. Постепенно снижаясь, спускаемый аппарат обгоняет станцию и уходит от нее вперед, оставляя станцию позади.

Дополнительная скорость Δv, необходимая для перехода с круговой орбиты на такую эллиптическую траекторию снижения (характеристическая скорость), может быть рассчитана на основе законов сохранения энергии и момента импульса. Детали расчета можно найти в пособии «Закономерности кеплеровых движений». В случае низкой круговой орбиты, высота h которой над поверхностью Земли мала по сравнению с радиусом Земли ($h << R$), характеристическую скорость Δv можно рассчитать по приближенной формуле:

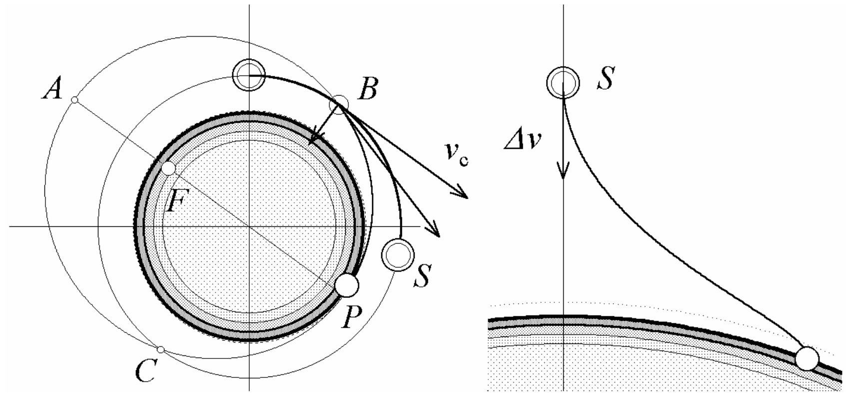
$$\Delta v \;=\; V_{\text{circ}}\, h/(4R),$$

где V_{circ} – скорость станции на круговой орбите. Если, например, высота орбиты составляет $0.2\ R = 1270$ км, дополнительная скорость Δv должна составлять около 5% круговой скорости (расчет по точной формуле дает значение 4,65%).

Рассмотренный метод спуска с круговой орбиты (с помощью направленного назад дополнительного импульса) требует абсолютно минимальных затрат ракетного топлива. Однако он чрезвычайно чувствителен к небольшим отклонениям в значении дополнительной скорости Δv. В идеальном случае, когда дополнительная скорость имеет в точности необходимое расчетное значение, точка приземления находится вблизи перигея эллиптической орбиты. За время снижения спускаемый аппарат проходит в точности половину эллипса (от ***A*** до ***P***), а орбитальная станция – почти половину своей круговой орбиты. В момент приземления спускаемого аппарата станция находится выше и немного позади него.

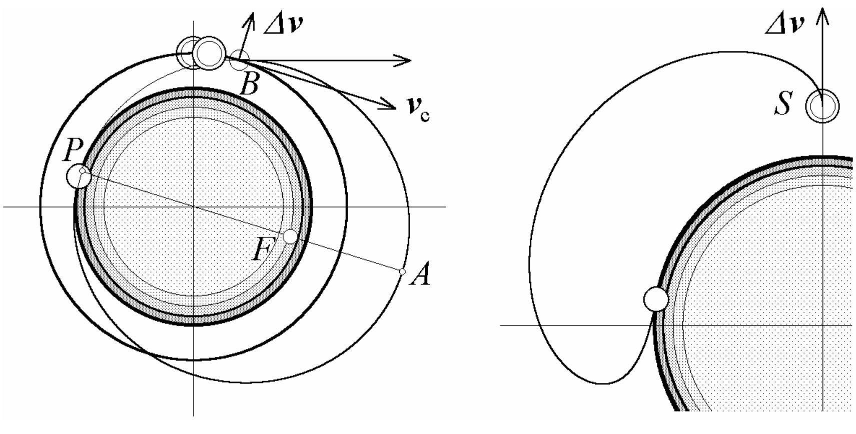
Чувствительность рассматриваемого метода к отклонениям в значении дополнительной скорости Δv означает, что когда действительная величина дополнительной скорости чуть больше требуемого значения, точка приземления значительно смещается от перигея идеального эллипса (от точки ***P***) в направлении начальной точки ***A***. А если скорость Δv чуть меньше требуемой, перигей эллиптической орбиты оказывается выше верхней границы плотной атмосферы, и спускаемый аппарат может остаться на орбите еще на протяжении нескольких витков. Из-за значительного сопротивления воздуха вблизи перигея происходит значительное понижение апогея орбиты после каждого оборота. Орбита спускаемого аппарата постепенно приближается к низкой круговой, эволюционируя так, как описано в разделе «Эволюция орбиты в атмосфере». В конце концов спускаемый аппарат входит в плотны слои атмосферы и приземляется. Но в таких условиях почти невозможно предсказать точно место предстоящей посадки.

Если дополнительная скорость, сообщаемая космическому аппарату в некоторой точке ***B*** круговой орбиты, направлена *радиально* (перпендикулярно орбитальной скорости), изменяются и величина, и направление вектора скорости. Поэтому новая эллиптическая орбита *пересекает* первоначальную круговую орбиту в точке ***B***. Для осуществления мягкой посадки новая эллиптическая траектория снижения в своем перигее также должна касаться Земли (верхних слоев плотной атмосферы). Из этого требования (расстояние от силового центра до перигея равно радиусу Земли R) с помощью законов сохранения энергии и импульса можно найти необходимую дополнительную скорость Δv для рассматриваемого метода приземления:



$$\Delta v = V_{\text{circ}}\, h/R.$$

Таким образом, этот метод перехода на траекторию приземления требует приблизительно в четыре раза большую по величине дополнительную скорость, чем рассмотренный выше способ. Например, если высота h орбиты равна $0{,}2R$, дополнительная скорость должна составлять 20% круговой скорости. Угловое расстояние между точкой схода ***B*** с круговой орбиты и точкой приземления ***P*** в этом случае составляет 90 градусов (четверть витка) в отличие от первого метода, где расстояние от точки схода ***A*** до точки приземления ***P*** было вдвое больше (половина витка). В момент приземления орбитальная станция находится на некотором расстоянии позади спускаемого аппарата, так как к этому моменту станция еще не завершает четверти оборота после точки ***B***. Правая часть рисунка показывает траекторию приземления в системе отсчета, связанной с орбитальной станцией. Сначала космонавты, находящиеся на борту станции, видят как спускаемый аппарат действительно движется прямо вниз, в направлении дополнительного импульса, сообщенного ему ракетным двигателем. Однако вскоре траектория аппарата отклоняется вперед по направлению орбитального движения станции. На пути к Земле спускаемый аппарат уходит вперед, оставляя орбитальную станцию позади.



Как это ни удивительно может показаться на первый взгляд с точки зрения здравого смысла, спускаемый аппарат можно перевести на траекторию приземления поперечным (радиальным) импульсом, направленным не только вниз, но и *вертикально вверх* (см. рисунок). В этом случае спускаемый аппарат, начиная с точки ***B*** перехода на эллиптическую орбиту, сначала поднимается выше круговой орбиты станции. Только после прохождения через апогей своей орбиты он начинает опускаться по мере приближения к точке ***P*** (к перигею орбиты), где он и погружается в плотные слои атмосферы. Угловое расстояние от точки схода с круговой орбиты до точки приземления составляет в этом случае 270 градусов, т.е. три четверти витка. За это время орбитальная станция проходит почти полный оборот, и в момент приземления спускаемого аппарата она находится далеко впереди места посадки.

Вид траектории спускаемого аппарата с точки зрения космонавтов на орбитальной станции показан на правой половине рисунка. Сначала аппарат движется вверх, в направлении дополнительной скорости, но вскоре траектория поворачивает назад. Относительное движение аппарата становится попятным, и он отстает от станции. После попятного движения на протяжении более четверти оборота по орбите направление относительного движения модуля обращается. Затем модуль начинает опускаться, приближаясь по касательной к поверхности Земли.

Чтобы перейти на эллиптическую траекторию, касающуюся поверхности Земли, величина радиальной дополнительной скорости должна иметь одно и то же значение как при направлении импульса вниз, так и при направлении вверх. К такому заключению легко придти либо на основе законов сохранения энергии и момента импульса (соответствующие уравнения одинаковы для обоих случаев), либо на основании соображений симметрии. В самом деле, когда цель заключается в достижении спускаемым аппаратом земной поверхности в заданной точке ***P***, нужно перевести аппарат с исходной круговой орбиты на эллиптическую, для которой точка ***P*** касания с поверхностью Земли должна быть перигеем. Такой переход можно осуществить либо в ***B*** сообщением аппарату дополнительного импульса вертикально вверх, либо в симметричной точке ***C*** сообщением вертикально вниз такого же по модулю импульса.

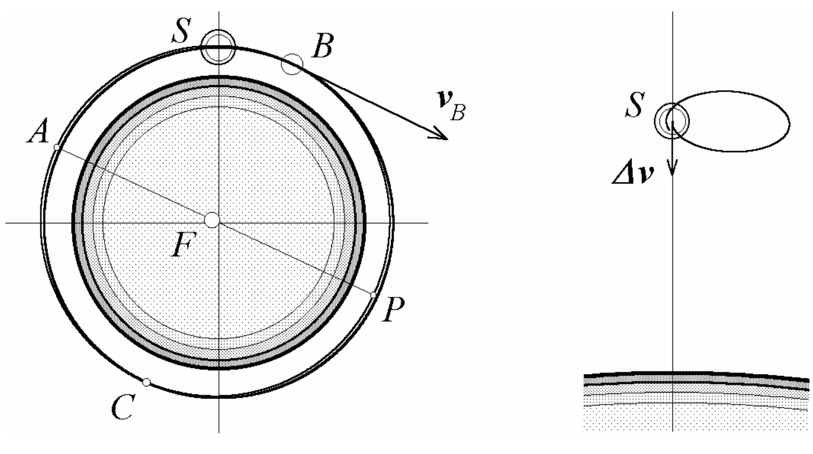
Относительное движение тел на космических орбитах

Моделирующая программа «Активные маневры на космических орбитах» может отображать относительное движение орбитальных тел. Поэтому с ее помощью можно составить ясное представление о том, как будет выглядеть с орбитальной станции свободное движение какого-либо тела, выброшенного с этой станции. В этой задаче особый интерес представляет случай, когда начальная скорость тела относительно станции много меньше орбитальной скорости станции. Например, каким увидит находящийся на станции космонавт движение тела, брошенного отвесно вниз в направлении Земли?

Наши размышления на эту тему могут пройти через несколько этапов.

Сначала, без долгих размышлений и полагаясь на наш земной повседневный опыт, вряд ли бы мы удивились, если брошенный вниз предмет стал бы быстро падать на Землю. Но затем мы неизбежно вспоминаем о том, что орбитальная станция с космонавтами движется над Землей с огромной скоростью – более 7 километров в секунду! Какова начальная скорость брошенного со станции предмета? Броском руки можно сообщить небольшому предмету скорость около 10 – 20 м/с. Рассматривая движение предмета относительно Земли, мы должны сложить векторно эту скорость с орбитальной скоростью станции. Результирующая скорость будет лишь чуть-чуть отличаться по модулю и направлению от скорости орбитальной станции. Это значит, что брошенный космонавтом предмет просто перейдет на другую орбиту, которая почти не отличается от исходной орбиты станции. Как согласовать это заключение с нашим первым предположением, что предмет будет быстро падать на Землю?

Теперь пора перейти в наших рассуждениях к следующему, исследовательскому этапу. Мы резонно вспоминаем, что поставленный вопрос относится не к движению брошенного тела относительно Земли, а в первую очередь к тому, каким увидят это движение космонавты на станции. Иначе говоря, движение предмета следует рассматривать в системе отсчета, связанной с орбитальной станцией. Моделирующая программа позволяет наблюдать такое движение относительно Земли и относительно орбитальной станции на экране компьютера. Результат моделирования можно увидеть на следующем рисунке.



Как видно на правой части рисунка, относительно станции брошенное тело сначала действительно движется вниз, в направлении дополнительной начальной скорости $\Delta \boldsymbol{v}$. Однако вскоре траектория начинает отклоняться вперед, затем вверх и назад, и наконец, сколь бы странным это ни показалось, тело возвращается к станции с противоположной стороны (сверху), описав почти замкнутую траекторию! Чтобы выяснить физические причины столь странного движения тела относительно станции, следует сначала рассмотреть движение станции и тела относительно Земли. Эти движения показаны в левой части рисунка.

Благодаря небольшой дополнительной начальной скорости, которую брошенное в точке ***B*** тело получило в направлении центра Земли, его дальнейшее геоцентрическое движение происходит по эллиптической орбите с очень малым эксцентриситетом. Один фокус эллипса расположен в центре Земли, а второй – в точке ***F***, расположенной очень близко к центру. Этот эллипс на рисунке почти сливается с круговой орбитой станции. Лишь вблизи перигея ***P*** эллипс оказывается слегка внутри, а вблизи апогея ***A*** – слегка снаружи круговой орбиты. С хорошей точностью можно рассматривать этот эллипс как окружность того же радиуса, но с центром, смещенным из центра Земли в сторону ***F*** на половину расстояния до точки ***F***. Большая ось этого эллипса почти равна диаметру исходной круговой орбиты. Поэтому, в соответствии с третьим законом Кеплера, периоды обращения тела и орбитальной станции почти совпадают.

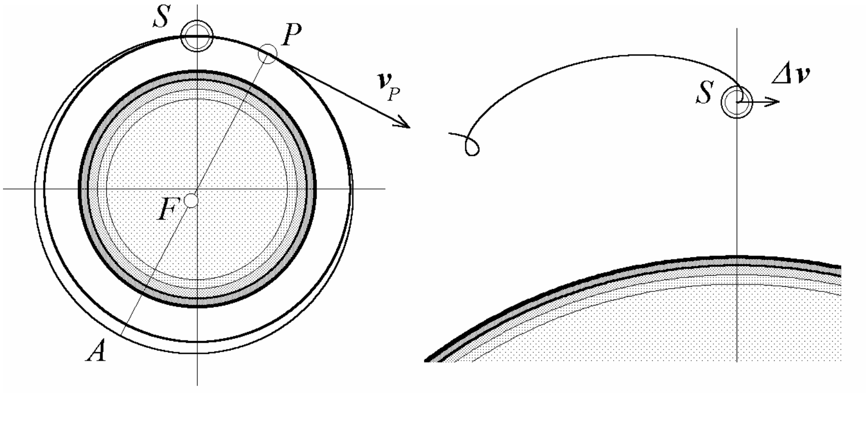
Траектории тела и станции пересекаются в двух точках – начальной точке ***B*** и противоположной точке ***C***. В точке ***C*** тело опять оказывается на одной высоте со станцией. Станция приходит в точку ***C*** ровно через половину периода своего равномерного обращения вокруг Земли. Но движение тела по своей эллиптической орбите слегка неравномерное, и тело приходит в точку ***C*** чуть раньше станции, потому что на этой половине оборота тело проходит через перигей своей орбиты, где, в соответствии со вторым законом Кеплера, его скорость больше скорости станции. В результате через пол-оборота, когда станция приходит в общую точку ***C*** двух орбит, тело оказывается впереди станции. В этот момент тело находится на максимальном удалении от станции. На второй половине оборота тело проходит через апогей ***A*** своей орбиты, где его скорость несколько меньше скорости станции. В результате тело приходит в общую начальную точку ***B*** почти одновременно со станцией, приближаясь к ней сверху. Таким образом, движение тела относительно станции происходит почти по замкнутой траектории. Один цикл этого движения совершается за время, равное периоду обращения станции по орбите.

Могут ли космонавты на самом деле наблюдать такое периодическое движение тела? Чтобы ответить на этот вопрос, необходимы количественные оценки размеров почти замкнутой петли, описываемой телом относительно станции (см. правую часть рисунка). В нижней и верхней точках относительной траектории тело находится в моменты прохождения соответственно через перигей ***P*** и апогей ***A*** своей геоцентрической эллиптической орбиты (см. левую часть рисунка). Поэтому вертикальный полуразмер относительной траектории равен смещению перигея (или апогея) эллиптической орбиты относительно круговой орбиты станции. Легко видеть, что это смещение равно произведению радиуса орбиты r_0 на малый угол $\Delta\alpha = \Delta v/\, v_{\rm circ}$ между направлениями векторов скоростей тела и станции в начальной точке ***C***. Пусть, например, высота круговой орбиты станции равна десятой доле радиуса Земли R: $h = 0.1\ R \approx 640$ км, так что радиус орбиты r_0 составляет 7 000 км, а период обращения 98 минут. Допустим, что космонавт бросает тело со скоростью Δv =15 м/с, что составляет 0,2% орбитальной скорости $v_{\rm circ}$ = 7.5 км/с. Таким образом, для поперечного (вертикального) размера траектории относительного движения мы получаем оценку 28 км.

Маловероятно, чтобы космонавты могли видеть небольшой предмет на удалении более километра. Поэтому они могут проследить за движением брошенного предмета только на протяжении небольшого начального участка почти замкнутой траектории относительного движения. Скорее всего, они потеряют предмет из виду задолго до того, как станет заметным отклонение его траектории от прямой линии. Поэтому движение предмета будет представляться космонавтам как простое падение вниз, в направлении сообщенной ему начальной скорости!

Можно показать, что когда начальная относительная скорость, малая по сравнению с орбитальной скоростью, направлена точно перпендикулярно скорости станции, траектория относительного движения представляет собой эллипс, большая ось которого вдвое больше малой (56 км в нашем численном примере). Тело будет периодически возвращаться к станции, когда дополнительная скорость направлена вертикально вниз (как в рассмотренном примере) или вверх, а также и тогда, когда у скорости есть составляющая, направленная «вбок», т.е. перпендикулярно плоскости орбиты. В последнем случае почти замкнутая траектория относительного движения будет уже пространственной (а не плоской) кривой.

Но если у начальной скорости есть хотя бы небольшая составляющая *вдоль* скорости орбитальной станции, траектория тела в относительном движении уже не будет замкнутой, т.е. предмет не будет возвращаться к станции. В его относительном движении, кроме периодических составляющих, будет присутствовать также и «вековой» член, ответственный за систематический «уход» тела от станции.



Этот рисунок иллюстрирует траекторию относительного движения тела, выброшенного со станции вперед, по направлению орбитального движения станции. Сначала тело действительно движется вперед, в направлении сообщенной ему дополнительной скорости, но вскоре отклоняется вверх и назад, постепенно отставая от станции. Тело периодически возвращается на высоту орбиты станции, но каждый раз все больше и больше отстает от станции. Чтобы понять такое поведение, можно обратиться к геоцентрическим траекториям, показанным в левой части рисунка. Новая орбита тела представляет собой эллипс, касающийся круговой орбиты станции только в начальной точке ***P*** – перигее эллиптической орбиты. Апогей ***A*** этой орбиты расположен выше орбиты станции. Пройдя через апогей и приближаясь к перигею, тело опускается на прежнюю высоту. Но период обращения по эллипсу, в соответствии с третьим законом Кеплера, больше периода обращения станции, Поэтому через оборот по орбите тело приходит в общую точку ***P*** двух орбит позже, чем станция, и это отставание увеличивается с каждым оборотом.

При малых значениях начальной относительной скорости можно воспользоваться приближенными дифференциальными уравнениями, описывающими относительное движение тела в окрестности орбитальной станции. В пособии «Закономерности кеплеровых движений» приведен вывод этих уравнений и их решения для рассмотренных здесь примеров.

Космический зонд и относительное движение

В качестве другого примера задачи, в которой вопрос об относительном движении орбитальных тел играет важную роль, рассмотрим космический зонд – автоматический или пилотируемый модуль с научными приборами, запускаемый с орбитальной станции, находящейся на круговой орбите около Земли или иной планеты. Модуль должен приблизиться к поверхности планеты, чтобы выполнить измерения на малой высоте. Другая цель запуска космического зонда может, напротив, состоять в исследовании удаленных областей межпланетного пространства. В любом случае орбита пассивного движения зонда должна проектироваться таким образом, чтобы после выполнения поставленной задачи обеспечить его встречу с орбитальной станцией. Возможны ли такие орбиты? Если да, то как запустить зонд на нужную орбиту?

При запуске со станции зонд перейдет на собственную эллиптическую орбиту вокруг планеты. Какие требования нужно предъявить к возможной орбите зонда? В первом из упомянутых выше случаев траектория должна подходить близко к поверхности планеты, т.е. это должна быть орбита с низким перигеем (перицентром, если речь идет о какой-либо другой планете, а не о Земле). Период обращения зонда по новой эллиптической орбите должен быть соизмеримым с периодом обращения станции вокруг планеты, чтобы зонд и станция периодически встречались. Такая встреча может произойти только в общей точке орбит станции и зонда. Это именно та точка, где зонд получил импульс дополнительной скорости.

Если, например, период обращения зонда равен 2/3 периода обращения станции, то станция совершает 2 полных оборота за время, пока зонд совершает 3 оборота. Таким образом, после запуска зонда станция и зонд будут встречаться в общей точке своих орбит после каждых двух оборотов станции по орбите.

После расстыковки зонда со станцией он продолжает двигаться почти по той же круговой орбите и с той же скоростью, что и станция. Чтобы перевести зонд на требуемую орбиту, необходимо сообщить ему некоторую дополнительную скорость при помощи бортового ракетного двигателя. С точки зрения затрат ракетного топлива, наиболее экономичный способ перехода на другую орбиту заключается в сообщении зонду дополнительной скорости, направленной по касательной к исходной круговой орбите. Если дополнительную скорость направить противоположно орбитальной скорости станции, зонд перейдет на внутреннюю эллиптическую орбиту, касающуюся круговой орбиты станции только в той точке, где сработал ракетный двигатель.

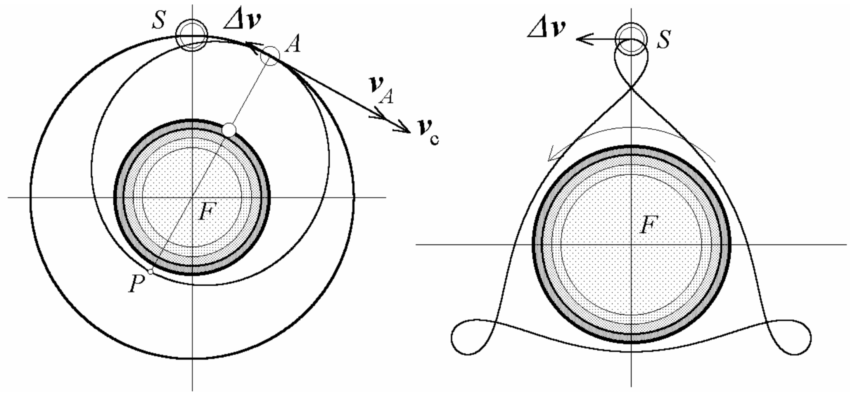
Рассмотрим сначала семейство внутренних эллиптических орбит.

Зонд будет встречаться с орбитальной станцией после каждого ее оборота, если период обращения зонда равен T_0/n, где T_0 – период обращения станции, а n – целое число. Однако фактически может быть реализована только одна такая возможность, а именно $n = 2$. Эллиптические орбиты с периодами $T_0/3$, $T_0/4$, $T_0/5$ … не существуют. Причина заключается в том, что из всех внутренних орбит кратчайший период обращения соответствует вырожденному эллипсу, малая ось которого имеет нулевую длину. По существу такой вырожденный эллипс представляет собой двухсторонний прямолинейный отрезок от начальной точки до силового центра (эти точки соответствуют его фокусам). Его большая ось равна расстоянию от начальной точки до центра. Движение спутника по такому вырожденному эллипсу можно себе представить, разумеется, только в идеализированном предельном случае, когда вся масса планеты сосредоточена в одной точке. В соответствии с третьим законом Кеплера, этот минимальный период равен приблизительно $0{,}35T_0$, т.е. он больше, чем $T_0/3$.

Для эллиптической орбиты с периодом $T = T_0/2$ расстояние до перигея равно $0{,}26r$, где r – расстояние до апогея, равное радиусу круговой орбиты станции. Следовательно, такую орбиту можно реализовать только тогда, когда радиус круговой орбиты станции по меньшей мере вчетверо больше радиуса планеты. Характеристическая скорость Δv, необходимая для перевода зонда на такую орбиту, равна) $0{,}36v_{\text{circ}}$, т.е. составляет 36% круговой скорости v_{circ}. Формулы для расчета характеристической скорости можно получить с помощью законов сохранения энергии и момента импульса (см. подробный вывод формул в пособии «Закономерности кеплеровых движений»).

Эллиптическая орбита космического зонда, период обращения которого составляет 2/3 периода обращения орбитальной станции, показана на левой части следующего рисунка.

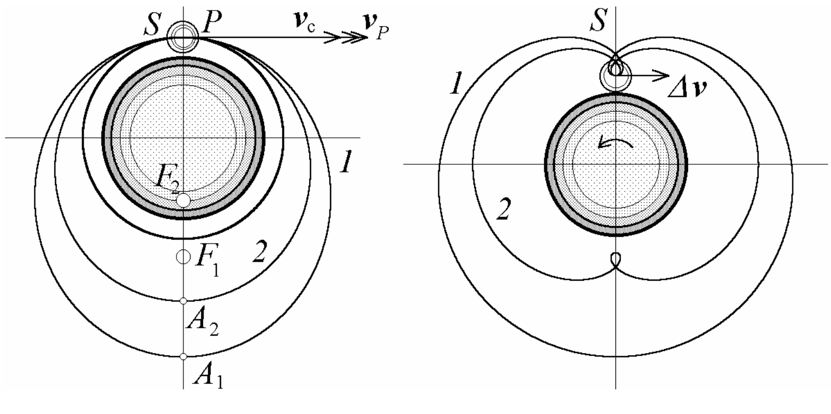
В этом случае необходимая для запуска характеристическая скорость составляет приблизительно $0{,}17v_{\text{circ}}$. В точке ***A*** происходит отделение зонда от станции, и бортовой ракетный двигатель сообщает ему дополнительную скорость $\Delta v = 0{,}17v_{\text{circ}}$. В перигее ***P*** эллиптической орбиты расстояние от центра планеты равно приблизительно $0{,}53\ r$. Таким образом, эта орбита идеальна для космического зонда, если радиус круговой орбиты станции примерно вдвое больше радиуса планеты. Встреча зонда со станцией происходит после двух оборотов станции. За это время зонд совершает три оборота по эллиптической орбите, трижды приближаясь к поверхности планеты. Правая часть рисунка показывает, сколь необычной представляется траектория такого зонда космонавтам орбитальной станции. В целом зонд обходит планету по этой траектории в том же направлении, что и станция, несмотря на противоположное направление дополнительной скорости. Вблизи вершин малых петель траектории (которые соответствуют прохождению зондом через апогей своей геоцентрической орбиты) относительное движение зонда становится попятным.



Чтобы зонд мог причалить к орбитальной станции после завершения своей миссии, необходимо погасить остаточную относительную скорость, т.е. нужно уравнять геоцентрическую скорость зонда со скоростью станции. Необходимая для этого дополнительная скорость (характеристическая скорость маневра причаливания) имеет точно такую же величину $\Delta v = 0{,}17v_{\text{circ}}$, как и при запуске зонда, но должна быть направлена в противоположную сторону: если при запуске импульс имел направление назад, противоположно орбитальному движению станции, то при причаливании он должен быть направлен вперед.

Для внешних орбит период обращения зонда больше, чем период обращения станции. Чтобы запустить зонд на траекторию с периодом $T = 2T_0$, необходима добавочная скорость $\Delta v = 0{,}17v_{\text{circ}}$, направленная вперед. Расстояние до апогея орбиты зонда (максимальное расстояние от центра планеты, на которое удаляется зонд) равно $2{,}17\ r$ (где r – радиус круговой орбиты станции). Замкнутую орбиту относительного движения (кривая *1* на следующем рисунке) зонд обходит за $2T_0$, т.е. в течение двух оборотов станции по круговой орбите.

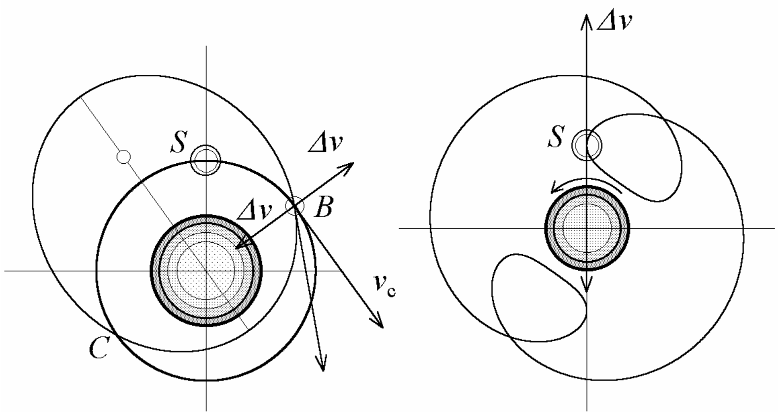
Для внешней орбиты с периодом $T = 3/2T_0$ необходимая дополнительная скорость равна приблизительно $0{,}17\ v_{\text{circ}}$, а расстояние до апогея составляет $1{,}62\ r$. Замкнутая траектория относительного движения зонда (кривая *2* на рисунке) имеет две небольшие петли, соответствующие моментам прохождения зондом перигея своей эллиптической геоцентрической орбиты. Весь замкнутый путь относительного движения совершается в течение двух оборотов зонда по геоцентрической орбите. За время двух оборотов зонда орбитальная станция совершает ровно три оборота вокруг планеты.



Внешние и внутренние эллиптические орбиты с периодами $T = 3/2T_0$ и $T = 3/4T_0$ соответственно можно использовать для того, чтобы перевести космический зонд в диаметрально противоположную точку на ту же самую круговую орбиту, по которой движется станция. После движения в течение некоторого времени в этой противоположной точке круговой орбиты зонд может возвратиться к станции по аналогичной переходной эллиптической орбите.

Чтобы при помощи одного зонда можно было исследовать как поверхность планеты, так и удаленные области межпланетного пространства, можно воспользоваться эллиптической орбитой, которая получается при сообщении зонду дополнительной скорости в поперечном (радиальном) направлении. Пример такой орбиты с периодом обращения $T = 3/2T_0$ показан на следующем рисунке.

В точке ***B*** круговой орбиты зонд расстыковывается со станцией, и бортовой ракетный двигатель сообщает ему дополнительную скорость Δv в направлении вертикально вниз. Величина дополнительной скорости, необходимой для перехода на требуемую орбиту, может быть рассчитана с помощью законов Кеплера и законов сохранения энергии и момента импульса. Примеры таких расчетов можно найти в учебном пособии «Закономерности кеплеровых движений».



Для запуска зонда на орбиту с периодом обращения $T = 3/2T_0$ требуется весьма значительная трансверсальная характеристическая скорость $\Delta v = 0{,}487v_{\text{circ}}$. Эта величина в несколько раз больше тангенциальной дополнительной скорости $0{,}11v_{\text{circ}}$, необходимой для запуска зонда на эллиптическую орбиту с таким же периодом обращения и такой же большой осью. В течение трех оборотов станции вокруг планеты космический зонд совершает два оборота по своей эллиптической орбите, и вновь встречается со станцией в начальной точке ***B***. Чтобы мягко причалить к станции, необходим еще один дополнительный импульс от бортового ракетного двигателя. Для уравнивания орбитальных скоростей зонда и станции требуется сообщить зонду дополнительную скорость такой же величины $\Delta v = 0{,}487v_{\text{circ}}$, как и при запуске, но теперь эта скорость должна быть направлена радиально вверх. Траектория движения зонда относительно станции для этого случая показана в правой части рисунка. В системе отсчета, связанной со станцией, зонд обходит этот петлеобразный замкнутый путь с двумя приближениями к поверхности планеты и двумя удалениями на максимальное расстояние на протяжении трех оборотов станции вокруг планеты.

Космические рандеву и межпланетные перелеты

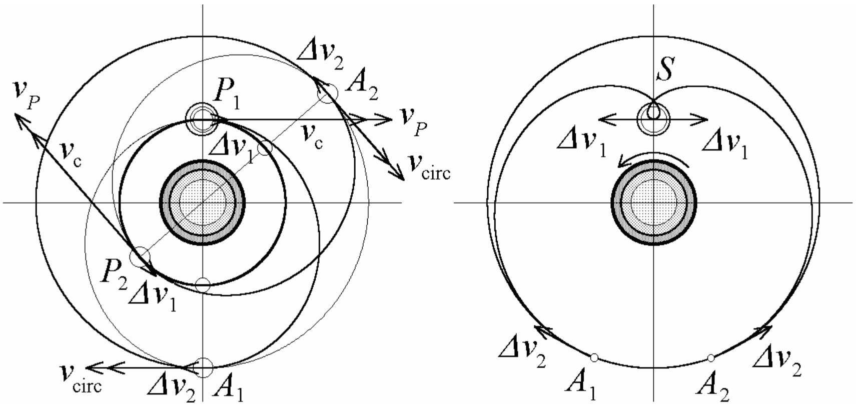
Здесь мы рассмотрим маневры в космосе, с помощью которых можно перевести космический корабль с одной круговой орбиты на другую. Допустим, что необходимо запустить космический аппарат с орбитальной станции на определенную круговую орбиту, радиус которой отличается от радиуса орбиты станции. После того, как аппарат проведет некоторое время на новой орбите, необходимо, чтобы аппарат вернулся к станции и причалил к ней. Какие маневры нужно запланировать для выполнения такой программы? Какие реактивные импульсы потребуются для оптимального маневрирования? Какие характеристические скорости должен обеспечить ракетный двигатель аппарата при оптимальном маневрировании?

Результаты проектирования таких переходов между круговыми орбитами можно применить и к межпланетным перелетам. Орбиты большинства планет почти круговые, и в первом приближении можно считать, что все они лежат в одной плоскости. В некотором смысле планеты – это орбитальные станции, находящиеся на околосолнечных круговых орбитах. Проектирование путешествия с одной планеты на другую отличается от поставленной проблемы только тем, что планеты (в отличие от искусственных орбитальных станций) имеют большие массы и потому действуют на космический аппарат своими силами тяготения.

Но благодаря тому, что массы планет много меньше массы Солнца, гравитационное поле любой планеты влияет на гелиоцентрическое движение космического аппарата только в пределах сравнительно небольшой пространственной области вокруг планеты, называемой сферой действия планеты относительно Солнца. Детальное обсуждение понятия сферы действия планеты и расчет ее размеров можно найти в пособии «Закономерности кеплеровых движений». Вне сферы гравитационного действия планеты движение космического аппарата (по отношению к гелиоцентрической системе отсчета) в сущности представляет собой кеплерово движение, происходящее под действием солнечного тяготения. Поэтому проблема проектирования межпланетных перелетов вполне аналогична поставленной выше задаче об оптимальном переходе космического аппарата с одной околоземной круговой орбиты на другую. Главное различие заключается в том, что в задаче о межпланетных перелетах дополнительная скорость, которую нужно сообщить аппарату для совершения маневра при моделировании, должна рассматриваться как скорость (относительно планеты), с которой космический корабль покидает не поверхность, а сферу действия планеты.

Наиболее экономичный способ перевода космического аппарата с одной круговой орбиты на другую (с точки зрения затрат ракетного топлива) должен происходить по полуэллиптичекой траектории, которая касается внутренней (меньшей) круговой орбиты снаружи, и касается внешней (большей) круговой орбиты изнутри. Такие переходы называют *полуэллиптическими* или *гомановскими* переходами по имени немецкого ученого В. Гомана (W. Hohman), который впервые предложил использовать их для межпланетных перелетов. В качестве конкретного примера рассмотрим путешествие космического аппарата с орбитальной станции, которая движется вокруг планеты по круговой орбите радиуса r на внешнюю круговую орбиту вдвое большего радиуса $2r$. После пребывания на новой орбите в течение некоторого времени и выполнения запланированных работ космический аппарат должен вернуться на орбитальную станцию. Приводимый ниже рисунок иллюстрирует возможные маневры, позволяющие осуществить поставленную задачу.

В точке $\boldsymbol{P}_1$ космический аппарат расстыковывается с орбитальной станцией, и бортовой ракетный двигатель сообщает аппарату дополнительную скорость Δv в направлении его орбитального движения. Для того, чтобы апогей переходной полуэллиптической траектории находился на заданном расстоянии $2r$, дополнительная скорость Δv должна быть равна 0,1547 v_{circ}, где v_{circ} – орбитальная скорость станции. Примеры выполнения расчетов дополнительной скорости можно найти в учебном пособии «Закономерности кеплеровых движений». Когда аппарат достигает апогея $\boldsymbol{A}$ переходной траектории, необходим второй тангенциальный (направленный по касательной) импульс, чтобы увеличить скорость аппарата до значения, соответствующего круговой скорости на орбите радиуса $2r$.



Точно такая же по величине, но противоположно направленная дополнительная скорость необходима для того, чтобы перевести аппарат на полуэллиптическую траекторию, которая может привести его обратно к станции. Однако на этапе возвращения, когда цель заключается в том, чтобы прибыть на внутреннюю круговую орбиту одновременно со станцией, важно правильно выбрать момент времени для совершения этого маневра: момент сообщения аппарату тормозного касательного импульса должен быть рассчитан так, чтобы при движении с внешней круговой орбиты на внутреннюю по переходному эллипсу аппарат достиг перигея, расположенного на расстоянии r, как раз в тот момент, когда орбитальная станция проходит через эту точку. Для расчета подходящего момента времени можно воспользоваться третьим законом Кеплера. При достижении перигея переходной орбиты космическому аппарату нужно сообщить еще один дополнительный касательный импульс (снова против движения), чтобы перевести его с переходной орбиты на круговую и уравнять его скорость со скоростью орбитальной станции. Очевидно, что необходимая дополнительная скорость должна иметь такую же величину Δv, как и при первом маневре (но противоположное направление).

Правая часть рисунка показывает движение космического аппарата при этих маневрах в системе отсчета, связанной с орбитальной станцией.