

УДК 629.7.015.076.66

ПРОГРАММНОЕ УПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКИМИ ОБЪЕКТАМИ

А.Б. Шубин

Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН
Россия, 117997, Москва, Профсоюзная ул., 65
E-mail: ashoo@ipu.ru

Е.Г. Александров

Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН
Россия, 117997, Москва, Профсоюзная ул., 65

Ключевые слова: программное и кусочно-постоянное управление, динамические объекты.

Аннотация: с помощью компьютерного моделирования показано применение программного управления (ПУ) для быстрого сближения управляемого космического корабля (КК) с орбитальной станцией (ОС). Рассматриваются различные варианты начальных условий, по которым рассчитывается ПУ для “мягкой” стыковки. Приводятся фазовые траектории сближения при движении КК, ОС в одной плоскости. Алгоритм расчета управления позволяет учитывать постепенное нарастание управляющего воздействия, а также управление, включающее значительный интервал нулевого управления.

1. Введение

Решение проблемы стыковки космических объектов имеет большое значение [1, 2]. Не останавливаясь на пояснении этого факта, которому посвящены многочисленные публикации, отметим существенную фрагментарность описания конкретных систем управления, затрудняющую их моделирование и сравнение. Здесь описывается еще один новый подход к решению этой проблемы, с целью заинтересовать специалистов-практиков.

Под ПУ, рассматриваемом ниже, понимается кусочно-постоянная функция (возможно многомерная), рассчитанная по специальному итеративному алгоритму, которая при подстановке в дифференциальное уравнение (или поданная на объект, соответствующий этому уравнению) приводит все его фазовые координаты в заданные значения, которые могут изменяться по времени. При решении задач сближения или стыковки движущихся объектов равенство скоростей изменения координат объектов оправдывает термин «мягкий» приход в заданное состояние. Если длительность рассчитанной программы T , то в результате решения задачи находится:

$$(1) \quad u(t) = u(t, \bar{x}_0, \bar{x}_*), 0 \leq t \leq T, \text{ при } \bar{x}(T) = \bar{x}_*,$$

где u – управление, t – время, \bar{x}_0 – начальные значения фазовых координат, \bar{x}_* – заданные конечные значения (цель управления). В задачах стыковки движущихся объектов \bar{x}^* является переменной величиной, зависящей от длительности программы.

Решение задачи удобнее производить в неподвижных прямоугольных координатах с центром в центре притяжения и координатах x, y , лежащих в плоскости движения ОС.

Приведение КК в плоскость x, y при помощи вычисленного импульса управления, параллельного оси z , не представляет трудности.

2. Постановка задачи

Обозначим координаты объекта КК x_1 и y_1 , а соответствующие этой системе координаты ОС – w_1 и w_3 . Скорости изменения координат КК обозначим \dot{x}_2 и \dot{y}_2 , для ОС соответственно w_2 и w_4 . Тогда движение объектов по эллиптическим орбитам описывается уравнениями 9.16 ([1], стр.423), здесь уравнения 2а для ОС и уравнения 2б для управляемого КК:

$$(2) \quad \begin{aligned} \dot{w}_2 &= -b_1 w_1 / r_0^3 \dot{x}_2 = -b_1 x_1 / r_k^3 + k_1 u_1 \\ \dot{w}_1 &= w_2 \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{w}_4 &= -b_1 w_3 / r_0^3 \dot{y}_2 = -b_1 y_1 / r_k^3 + k_2 u_2, \\ \dot{w}_3 &= w_4 \dot{y}_1 = y_2 \end{aligned}$$

а) б)

где $r_0 = \sqrt{w_1^2 + w_3^2}$, $r_k = \sqrt{x_1^2 + y_1^2}$, u_1 – управление вдоль оси x , u_2 – управление вдоль оси y , u_1 и u_2 принимают значения $-1, 0, +1$, k_1, k_2 коэффициенты эффективности.

Используя схему и терминологию [2], полная операция стыковки начинается со старта ракеты-носителя (РН), которая выводит КК в окрестность ОС с координатами НУ $(x_1^0, x_2^0, y_1^0, y_2^0)$. Из этой точки в момент t_0 начинается расчет ПУ, характеризующийся определителями интервалов управления \bar{S}_x, \bar{S}_y , рис. 1:

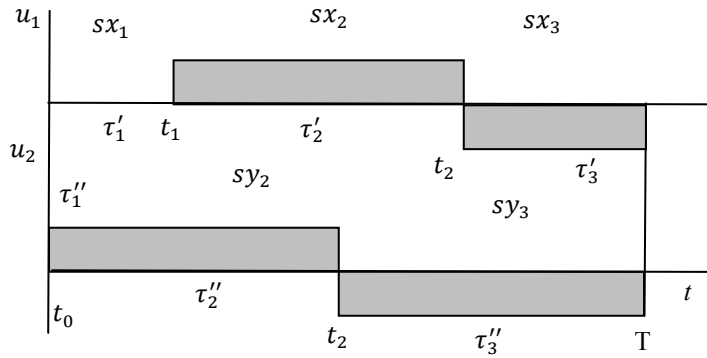


Рис. 1. Схема ПУ.

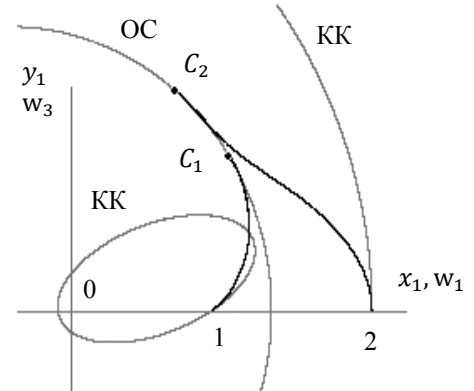


Рис. 2. Варианты реализации ПУ из НУ, точки 1 и 2.

Управление связано с определителями управления \bar{S}_x, \bar{S}_y соотношениями:

$$(3) \quad \begin{aligned} \tau'_1 &= s x_1, u_1(t) = 0, t_1 = \tau'_1, 0 \leq t < t_1, \\ \tau'_2 &= |s x_2|, u_1(t) = \text{sign}(s x_2), t_2 = \tau'_1 + \tau'_2, t_1 \leq t < t_2, \\ \tau'_3 &= |s x_3|, u_1(t) = \text{sign}(s x_3), T = \tau'_1 + \tau'_2 + \tau'_3, t_2 \leq t \leq T, \\ \tau''_1 &= 0, \\ \tau''_2 &= |s y_2|, u_2(t) = \text{sign}(s y_2), t_2 = \tau''_2, 0 \leq t < t_2, \\ \tau''_3 &= |s y_3|, u_2(t) = \text{sign}(s y_3), T = \tau''_2 + \tau''_3, t_2 \leq t \leq T, \end{aligned}$$

где $s x_i, s y_i$ определяются итеративным алгоритмом, описанным в [3, 4].

Рассмотрим несколько примеров расчета траектории КК при различных положениях точки начала ПУ. Предполагается, что известны все координаты КК и ОС. Пусть время старта РН и ее траектория рассчитаны таким образом, что в момент окончания разгона КК время равно t_0 , ОС и КК оказываются на оси x и начинается ПУ, которое после реализации, обеспечивает совпадение координат и скоростей КК и ОС. На рис. 2 показаны два варианта реализации ПУ из точек 1 и 2. При этом в точке 2 $x_2^0 = 0$, а в точке 1 $x_2^0 > 0$. Точки стыковки обозначены C_1 и C_2 . Заметим, что эти точки определяются только после расчета ПУ. В момент стыковки сумма модулей ошибок по всем координатам меньше 10^{-4} .

Можно смоделировать случай, когда в начале ПУ $x_2^0 \neq 0$, но при этом сохраняется постоянство общей скорости в начале ПУ, т.е. $\sqrt{(x_2^0)^2 + (y_2^0)^2} = const$. При этом можно для каждого варианта рассчитать критерии:

$$(4) \quad \begin{aligned} Q &= |s x_2| + |s x_3| + |s y_2| + |s y_3| \\ TL &= \tau'_1 + \tau'_2 + \tau'_3 = \tau''_1 + \tau''_2 + \tau''_3 \end{aligned}$$

Критерий Q с точностью до множителя характеризует расход топлива на маневре стыковки. Критерий TL – длительность маневра.

Значения начальных скоростей по координатам x_2^0, y_2^0 , длительность маневра T и критерий Q приведены в таблице 1. Очевидны экстремумы по длительности маневра и расхода топлива. Эти экстремумы не совпадают. Траектории на фазовой плоскости даны на рис. 3.

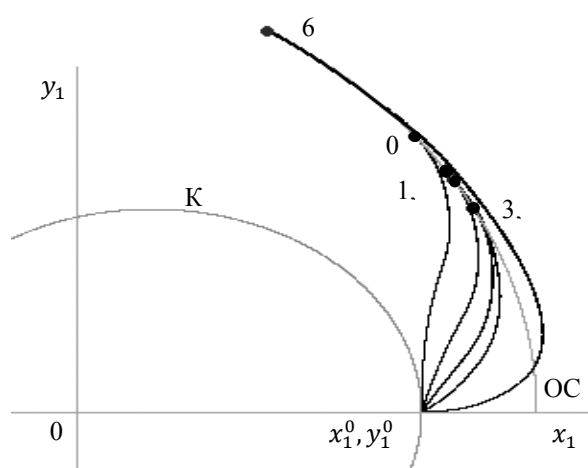


Рис. 3. Траектории стыковок.

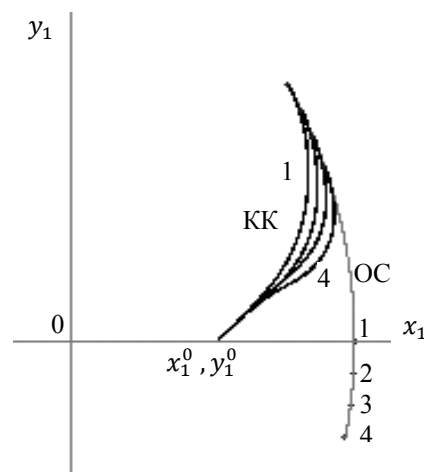


Рис. 4. Траектории стыковок.

Просто рассматриваются случаи, когда ОС на своей орбите еще не достигла оси x . Такая ситуация при разных значениях времени запаздывания τ изображена на рис. 4.

Приведена также таблица 2, аналогичная таблице 1, в которой показаны условный «расход топлива» Q , время до стыковки TL и конечная ошибка Δ по координатам в зависимости от времени запаздывания ОС. Следует отметить, что такое моделирование, включая изменение программы на компьютере, занимает несколько секунд. Это позволяет быстро просчитывать большое число вариантов различных ситуаций.

Таблица 1

x_2^0	y_2^0	TL	Q
0	6	4,929680	7,686
1	5,916080	4,277304	6/807
2	5,656854	3,812221	6,307
3	5,196152	3,492349	6/251
4	4,472136	3,284414	6,373
5	3,316625	4,192502	7,135
6	0	7,706345	13,763

Таблица 2

№ точек	τ	T	Q	Δ
1	0.000000	3.284415	6.372580	.000054
2	0.400000	3.338168	5.803576	.000090
3	0.800000	3.374667	5.090452	.000081
4	1.200000	3.385970	6.360583	.000091

Программное управление может использовать широкий набор управляющих функций. Главное, чтобы эти функции на соответствующих интервалах меняли знак, а значение их должно быть достаточным, чтобы влиять на направление изменения фазовых координат. Это не исключает возможности на некоторых участках изменения величины функции управления, а также участков нулевого значения управления. Эти изменения должны единообразно воспроизводиться при решении дифференциального уравнения на ЦВМ.

Так на рис. 5 приведены траектории стыковки при использовании короткого участка нулевого управления между двумя интервалами активного управления. Такой участок может понадобиться в реальных системах, когда по техническим причинам невозможно мгновенное изменение знака управления.

Если на КК имеется только один маршевый двигатель и пусть имеется система ориентации КК, то операцию стыковки можно провести путем распределения во времени по координатного программного управления. В этом случае процесс стыковки происходит следующим образом. Пусть КК и ОС двигаются в одной плоскости. С некоторым упреждением оператор выбирает момент t_0 начала операции «стыковка» и для этого момента определяются все координаты положения и скорости КК и ОС, которые вводятся в ЦВМ. ЦВМ вычисляет программу управления стыковкой, состоящей из четырех активных интервалов и трех интервалов нулевого управления, необходимых для разворота КК.

Реализуется первый интервал управления маршевым двигателем вдоль оси X, после этого наступает второй интервал с выключенной системой ориентации, которая разворачивает КК вдоль оси Y. После окончания второго интервала включается маршевый двигатель на время третьего интервала управления вдоль оси Y и т.д. Таким образом, реализуется все 7 интервалов управления. На рис. 6 изображены траектории стыковки и значения интервалов управления при стыковке из разных начальных условий КК в момент включения программы управления стыковкой.

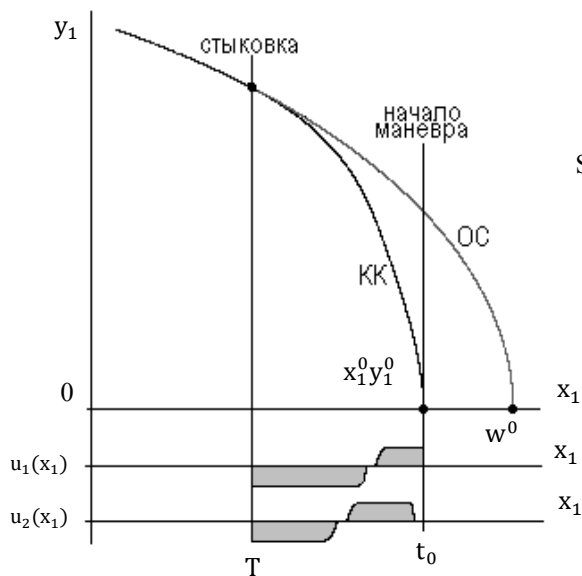


Рис. 5. Траектория стыковки при коротком участке нулевого управления.

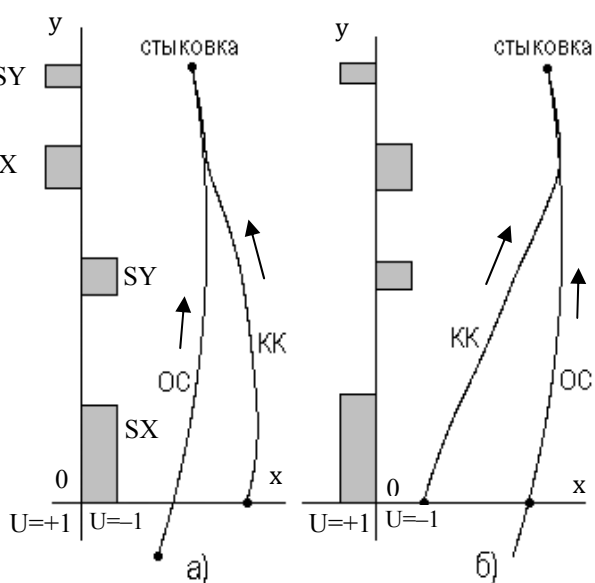


Рис. 6. Траектория стыковки при распределенном во времени покоординатном управлении.

На рис. 7 изображены траектории стыковки при длительном участке нулевого управления, что вызывает экономию ресурса управляющего воздействия. Так в процессе управления на рис. 5 относительный расход управляющего воздействия 9,6, а на рис. 7 – 3,8. Однако экономия управляющего воздействия вызывает увеличение времени операции стыковки с 5,8 до 13,2 относительных единиц времени.

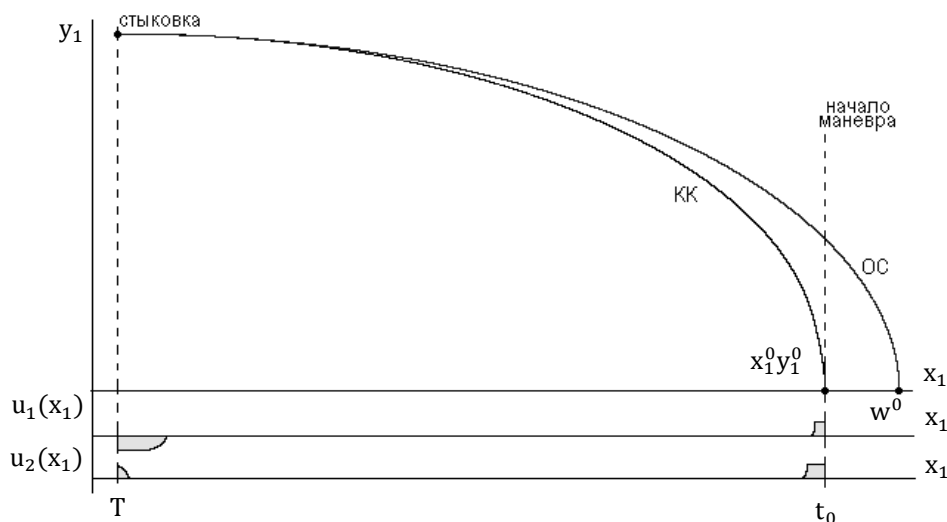


Рис. 7. Траектория стыковки при длинном участке нулевого управления.

3. Выводы

Анализ открытых публикаций убеждает, что в настоящее время алгоритмы расчета управления для объектов, описываемых нелинейными дифференциальными уравнениями, недостаточно разработаны. Особенно это касается так называемых терминальных систем управления, целью которых является приход объекта в заданную точку фазового пространства координат.

Разработанные в ИПУ алгоритмы расчета управлений расширяют возможности решения практических задач.

Представленный материал не может рассматриваться, как полное решение задачи быстрой стыковки с непрерывными управляющими воздействиями. Поскольку мы не обладаем фактическими инженерными параметрами задачи, цель работы показать возможности применения ПУ (алгоритмов программного управления) для решения задач небесной механики. Кроме того, для эффективного управления требуется, чтобы начальные разности координат взаиморасположения не превышали некоторых предельных значений, которые могут быть найдены моделированием. При наличии заинтересованности организаций, решающих конкретные инженерные задачи, работы в этом направлении могли бы быть расширены в направлении:

- моделирование задач при конкретных параметрах объектов и характеристиках управляющих воздействий;
- учет динамических характеристик двигателей;
- учет погрешностей измерений и помех;
- рассмотрение ситуаций сближения на встречных курсах.

Список литературы

1. Дубошин Г.Н. Небесная механика. М.: Наука, 1968.
2. Муртазин Р.Ф. Использование квазикомпланарной орбиты выведения для быстрой доставки космического корабля к орбитальной станции. // Космонавтика и ракетостроение. 2014. № 1(74). С. 42-49.
3. Шубин А.Б., Александров Е.Г., Харченков Г.Г. Близкое к оптимальному управление траекторией движения объекта // Проблемы управления. 2010. № 3. С. 73-78.
4. Шубин А.Б., Александров Е.Г. Алгоритмы расчета управлений, приводящих объекты в заданные состояния // Труды XII Всероссийского совещания по проблемам управления ВСПУ-2014. Москва, 16-19 июня 2014 г. М.: Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, 2014. С. 809-819.