Корректирующее управление взаимным маневром космических аппаратов

Corrective control of mutual maneuvering of spacecraft

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

Ключевые слова: корректирующее управление – corrective control; взаимный маневр – mutual maneuvering;вектор состояния – state vector.

При решении большинства практических задач в космическом пространстве, требующих выполнения взаимного маневра космических аппаратов, программное управление и соответствующие ему программные системы управления не обеспечивают требуемой высокой точности. Поэтому для высококачественного выполнения задач маневра наряду с программным управлением должно быть предусмотрено дополнительное корректирующее управление. В статье анализируются причины, требующие введения корректирующего управления, рассматриваются различные его виды, приводится алгоритмическая структура этих видов, анализируются линейные и нелинейные законы корректирующего управления взаимным маневром и даются рекомендации по их разработке и практическому использованию.

When solving most practical tasks in space that require mutual maneuvering of spacecraft, the program control and the corresponding software control systems do not provide the required high accuracy. Therefore, additional corrective control should be provided in addition to program management for high-quality implementation of the ma-neuver tasks. The article analyzes the reasons that require the introduction of corrective control, considers its various types, applies the algorithmic structure of these types, analyzes the linear and nonlinear laws of corrective control of mutual maneuver and gives recommendations for their development and practical use.

Для выполнения взаимного маневра (ВМ) космических аппаратов (КА) должна быть разработана соответствующая программа управления центром масс активного КА, которая представляет собой заданный закон изменения во времени функции $\vec{q}(t)$. Вектор состояния $\vec{q}(t)$ полностью описывает в любой момент времени t относительное положение и относительные скорости центров масс КА, участвующих в ВМ. Реализация разработанного закона изменения вектора $\vec{q}(t)$ осуществляется с помощью программной системы управления маневром [1...11]. Однако, при решении большинства практических задач программное управление и соответствующие ему программные системы управления взаимным маневром не обеспечивают требуемой высокой точности его выполнения. Это объясняется следующими основными причинами:

Наличием отклонений действительного значения вектора начального состояния $\vec{q}_0$ от значения этого вектора $\vec{q}_n$, для которого была рассчитана программа управления. Эти отклонения называются возмущениями по начальным условиям. Они обусловлены в основном ошибками навигационных измерительных устройств системы управления.

Наличием различных возмущающих сил, действующих на КА в процессе его движения по заданной программной траектории, которые не были учтены при составлении программы управления в использовавшейся динамической модели этого движения, то есть приближенностью дифференциальных уравнений этой модели. К ним обычно относятся возмущения, вызываемые такими факторами, как не центральность гравитационного поля планеты, влияние полей тяготения других небесных тел, линеаризация гравитационного потенциала в используемой динамической модели или не учет в ней разницы гравитационных ускорений, действующих на аппараты, влияние среды, в которой происходит движение (воздействие атмосферы, давление солнечных лучей) и т.д.

Неточностями отработки программы управления исполнительными элементами системы управления КА, так как они не могут абсолютно точно создать требуемые величину и направление управляющего ускорения.

В связи с этим для обеспечения высококачественного выполнения задач ВМ на практике, как правило, необходимо ввести наряду с программным управлением

дополнительное управление, называемое корректирующим. Оно осуществляется или в процессе выполнения, или после завершения программного управления, причем это делается на основе информации от навигационных устройств, контролирующих движение активного КА по программной траектории. Таким образом, корректирующее управление как бы корректирует заданное допустимое программное движение КА. В зависимости от того, как осуществляется это корректирование, можно выделить два основных вида этого управления: управление с пересчетом программы и управление в окрестности программной траектории.

Отличительная особенность корректирующего управления с пересчетом программы состоит в том, что программа управления в процессе выполнения ВМ периодически изменяется (рассчитывается заново или уточняется) в соответствии с новой измерительной информацией, поступившей от навигационных устройств, которые контролируют движение КА по программной траектории.

Алгоритмическая структура корректирующего управления с пересчетом программы изображена на рис. 1.

Вся программная траектория делится здесь на ряд отдельных участков. Изменение (пересчет) программы управления осуществляется в граничных точках этих участков $t_1, \ldots, t_i, \ldots, t_n$ в соответствии с новыми начальными условиями для этих точек. Эти условия в каждой точке определяются по информации, полученной от навигационных устройств на предыдущем участке программной траектории маневра. Данная информация будет отражать в себе как изменение конечных условий маневра, так и результаты воздействия различных неучтенных возмущений, вызывающих отклонения КА от первоначально заданной программной траектории. По сути дела, здесь в каждой последующей точке рассчитывается новая программа управления, которая является уже уточненной.

Таким образом, реализация рассматриваемого вида корректирующего управления требует пересчета программы управления n-I раз, если n-число участков, на которые разбита программная траектория. Требование многократного пересчета программы существенно усложняет вычислительные устройства формирователя управляющих сигналов системы управления КА. Время пересчета программы может быть довольно значительным, поэтому даже при использовании совершенных вычислительных устройств здесь в ряде случаев могут иметь место большие запаздывания между моментами съема измерительной информации и моментами определения новой программы управления. Указанные недостатки затруднят применение корректирующего управления данного вида, если не будут приняты меры по упрощению алгоритмов расчета программы управления. Поэтому его практическое применение неразрывно связано с необходимостью разработки методов приближенного синтеза оптимальных алгоритмов программного управления. Эти методы могут базироваться на ряде разумно и обоснованно принятых допущений, справедливых для достаточно широкого диапазона условий выполнения маневра и позволяющих синтезировать искомые алгоритмы в замкнутой аналитической форме. К таким допущениям следует прежде всего отнести использование линейных динамических моделей движения, а также разумный и рациональный учет ограничивающих условий (прежде всего ограничений на величину управления), позволяющий воспользоваться для синтеза аналитическими методами классического вариационного исчисления и рядом других методов, которые дают возможность получить в ряде случаев решения искомых вариационных задач в замкнутой аналитической форме. Таким образом, там, где алгоритмы расчета программного управления получаются относительно простыми и

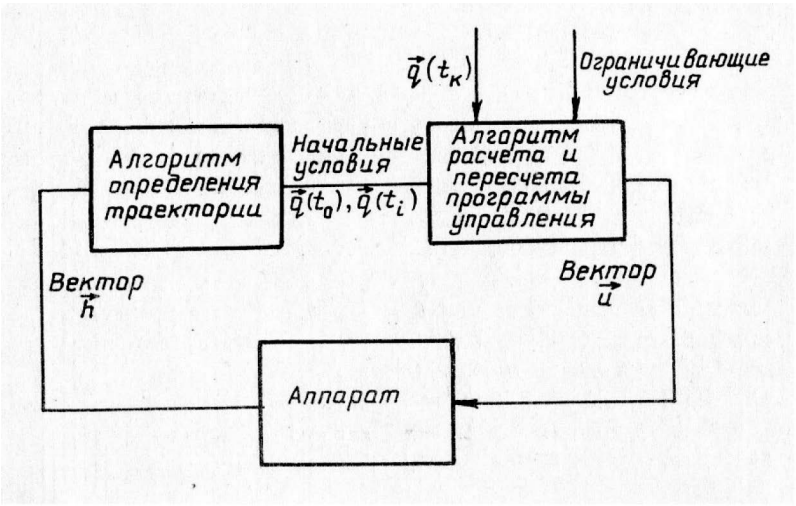

Рис. 1. Алгоритмическая структура корректирующего управления с пересчетом программы

где имеется возможность использования в формирователе управляющих сигналов вычислительных устройств цифрового типа, рассматриваемый вид корректирующего управления может быть с успехом реализован. Так, корректирующее управление с пересчетом программы часто используется в системах управления взаимным маневром КА, реализующих так называемые методы свободных траекторий.

Корректирующее управление в окрестности программной траектории маневра не требует изменения первоначальной программы движения. Сущность его заключается в том, что здесь наряду с вектором программного управления $\vec{u}_n(t)$ формирователь управляющих сигналов рассчитывает еще и вектор корректирующего управления $\vec{u}_k = \vec{u}_k(\Delta\vec{q}, t)$, который является функцией определяемых в процессе маневра отклонений вектора состояния центра масс активного КА от программной траектории, то есть функцией вектора отклонений $\Delta\vec{q}(t)$. Вектор отклонений $\Delta\vec{q}(t)$ определяется навигационными устройствами системы управления КА, контролирующими движение активного аппарата по первоначально рассчитанной программной траектории маневра.

Алгоритмическая структура корректирующего управления в окрестности программной траектории маневра показана на рис. 2.

В отличие от корректирующего управления с пересчетом программы (рис. 1) формирователь управляющих сигналов системы управления КА помимо алгоритма программного управления должен реализовать дополнительный алгоритм корректирующего управления. В теории управления этот алгоритм называется еще законом корректирующего управления. Алгоритм расчета программы управления реализуется формирователем управляющих сигналов лишь один раз, перед началом маневра КА. В процессе выполнения маневра формирователь реализует только алгоритм корректирующего управления. Так как этот алгоритм, как правило, получается более простым по сравнению с алгоритмом расчета программы управления, то требования к вычислительным устройствам формирователя снижаются. В ряде случаев в качестве их могут быть использованы несложные устройства аналогового типа.

Отработка программного и корректирующего управления может осуществляться с помощью одних и тех же исполнительных элементов системы управления КА. В этом случае сигналы управления обоих видов суммируются и подаются на соответствующие двигатели управляющей двигательной установки. Однако, так как вектор программного управления $\vec{u}_n(t)$ по величине обычно значительно превышает вектор корректирующего управления $\vec{u}_k$, то более целесообразен раздельный способ отработки управляющих сигналов. Сущность его заключается в том, что для осуществления программного управления используются мощные маршевые двигатели, а корректирующее управление выполняется с помощью других прецизионных корректирующих двигателей малой тяги. И те и другие двигатели должны входить в таком случае в состав двигательной установки системы управления маневром. Если корректирующее управление

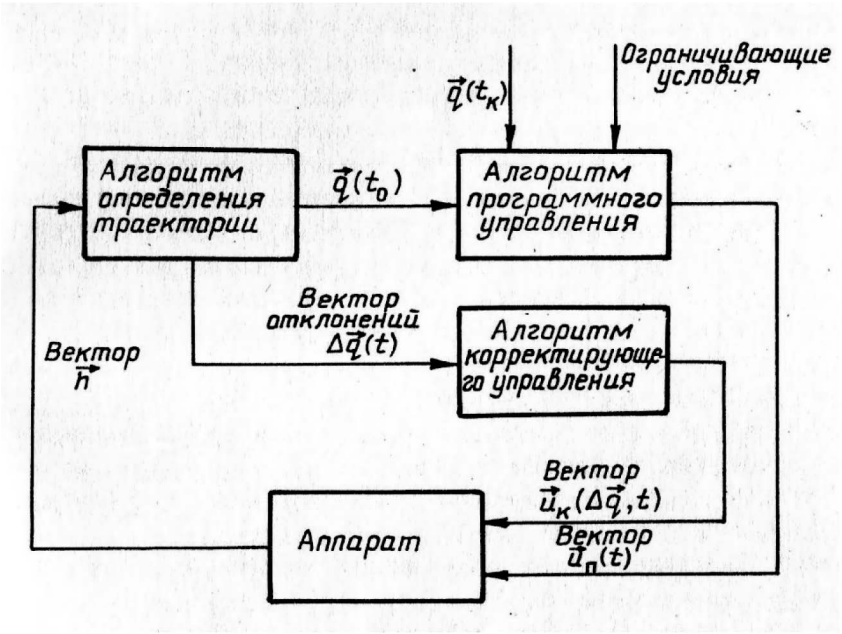

Рис. 2. Алгоритмическая структура корректирующего управления в окрестности программной траектории маневра

выполняется в окрестности программной баллистической траектории, т.е. при $\vec{u}_n(t)=0$, то такое управление иногда называют корректирующим маневром. Примером его может служить маневр стабилизации орбиты, на которой должен находиться КА.

Разработка алгоритмов (законов) корректирующего управления в окрестности программной траектории маневра может производиться примерно теми же путями, что и разработка алгоритмов расчета программы управления. Закон корректирующего управления должен конструироваться с учетом ряда необходимых условий, которым он должен удовлетворять. Эти условия делятся здесь также на краевые и ограничивающие. Данные краевые условия отличаются от краевых условий программного управления только тем, что определенные требования накладываются не на значения программного вектора состояния $\vec{q}_n(t)$ в моменты начала и конца маневра, а на значения вектора отклонений $\Delta\vec{q}(t)$ в моменты начала и окончания коррекции программного движения.

Ограничивающие условия, так же как и в случае программного управления, могут быть трех типов: ограничения на динамическую модель движения в отклонениях, ограничения по основным характеристикам качества управления маневром, ограничения на класс функций, описывающих закон корректирующего управления.

Перечисленные ограничения были подробно охарактеризованы в работах [3-5], поэтому отметим только их особенности применительно к задачам корректирующего управления.

В качестве динамической модели в задачах корректирующего управления используется математическая модель движения активного КА в окрестности программной траектории маневра. Так как отклонения от этой траектории обычно малы, то данное движение может быть описано с достаточной степенью точности следующей системой линейных дифференциальных уравнений

$$d\Delta\vec{q}\,/\,dt = D(t)\Delta\vec{q} + \vec{\xi}_{uk}(\Delta\vec{q},t) + \vec{\xi}_{в}(t), \qquad (1)$$

где $\vec{\xi}_{uk}$ – векторная функция, определяемая воздействием корректирующего управления,

$$\vec{\xi}_{uk} = \begin{vmatrix} 0 \\ \vec{u}_k \end{vmatrix},$$

$\vec{\xi}_{в}$ – векторная функция, определяемая действием возмущений, которые вызывают отклонения от программной траектории.

Решения системы уравнений (1) используются при разработке алгоритмов корректирующего управления для определения структуры закона $\vec{u}_k(\Delta\vec{q},t)$. Принципиальное отличие этого закона от программы управления $\vec{u}_n(t)$ состоит в том, что он является функцией не только времени, но и отклонений координат и скоростей от их программных значений.

Второй тип ограничивающих условий применительно к корректирующему управлению можно записать в виде

$$\vec{J}(\vec{u}_k, \Delta\vec{q}, t) \geq 0, \qquad (2)$$

где $\vec{J}$ – некоторая векторная функция.

К этому типу ограничений, как и в случае программного управления, относятся ограничения по отдельным характеристикам качества корректирующего управления (точность, энергетические затраты, время и т.д.), а также ограничения на компоненты векторов $\vec{u}_k$ и $\Delta\vec{q}$. Однако если для программного управления основными ограничениями данного класса являлись ограничения по энергетическим затратам и времени выполнения маневра, то главным показателем качества корректирующего управления (как это следует из самого его назначения) является точность выполнения маневра. Ограничивающие условия по этому показателю можно представить в виде

$$\Delta\vec{q}_{П}(t_k) - \Delta\vec{q}_k \geq 0 \qquad (3)$$

где $\Delta\vec{q}_{П}(t_к)$– максимально допустимое значение вектора отклонений в момент окончания маневра, необходимое для решения возлагаемой на активный КА задачи.

Вектор $\vec{u}_k(\Delta\vec{q},t)$ должен быть выбран так, чтобы обязательно выполнялось условие (3). Кроме того, необходимо стремиться к тому, чтобы одновременно по мере возможности были достаточно высокими и другие показатели качества корректирующего управления.

Третий тип ограничивающих условий определяет класс функций, описывающих закон корректирующего управления маневром. Так как синтез закона корректирующего управления, состоящий в отыскании наиболее рационального алгоритма этого управления, представляет собой сложную математическую задачу, то наиболее часто ограничения данного типа преследуют цель значительного упрощения этой задачи.

Различают линейные и нелинейные законы корректирующего управления. В линейных законах компоненты вектора корректирующего управления линейно зависят от составляющих вектора отклонений $\Delta\vec{q}$, то есть

$$\vec{\xi}_{к}(\Delta\vec{q},t) = C(t)\Delta\vec{q}, \qquad (4)$$

где $C(t)$ – некоторая матрица переменных коэффициентов. Эти законы наиболее просты с точки зрения возможностей их синтеза, так как дифференциальные уравнения, описывающие движение центра масс активного КА в окрестности программной траектории маневра, остаются линейными даже с учетом корректирующих воздействий. Такие уравнения могут быть получены из уравнений (1), если подставить туда соотношение (4). Они будут иметь вид

$$d\Delta\vec{q}/dt = [D(t) + C(t)]\Delta\vec{q} + \vec{\xi}_в(t). \quad (5)$$

Структура линейных алгоритмов корректирующего управления зависит также от режима работы корректирующих двигателей (двигателей, используемых для создания корректирующих воздействий).

Для случая импульсной тяги

$$\vec{u}_k = \sum_{i=1}^{n} B_i \Delta\vec{q}(t_i)\delta(t - t_i) \quad (6)$$

где B_i – прямоугольные матрицы постоянных коэффициентов размером 3x6;

$\delta(t - t_i)$ – корректирующий импульс тяги;

n – число этих импульсов; t_i – моменты их приложения.

При непрерывной тяге

$$\vec{u}_k = B(t)\Delta\vec{q}(t), \quad (7)$$

где $B(t)$ – матрица размером 3x6, элементы которой изменяются во времени. В зависимости от типа корректирующих двигателей эти элементы могут быть либо непрерывными, либо кусочно-непрерывными (кусочно-постоянными) функциями времени.

Элементы матриц B_i и $B(t)$ в соотношениях (6) и (7) являются параметрами структуры корректирующего управления и, соответственно, коэффициентами усиления системы управления, а закон их изменения – законом программного изменения коэффициентов усиления. Численные значения коэффициентов усиления, вид закона их изменения, а также количество корректирующих импульсов n и моменты их приложения t_i (для случая импульсной тяги) определяются в результате синтеза алгоритма корректирующего управления маневром.

К недостаткам линейных законов корректирующего управления маневром следует отнести их приближенность, которая особенно сказывается при наличии значительных отклонений от программной траектории. Кроме того, при использовании этих законов не всегда удается удовлетворить тем ограничивающим условиям, которые накладываются на закон корректирующего управления со стороны таких элементов системы управления, как двигатели коррекции. Сюда относятся ограничения, связанные с режимом работы двигателей, возможностью и пределами дросселирования тяги, допустимым количеством включений (запусков) и т.д.

Второй класс законов корректирующего управления маневром характеризуется нелинейностью зависимости компонентов вектора $\vec{u}_k$ от составляющих вектора $\Delta\vec{q}$. Наиболее простым примером такой зависимости между отдельными компонентами вектора управления и вектора отклонений является релейный закон с зоной нечувствительности и петлей гистерезиса. Вид закона изображен на рис. 3, где u_{kx} и Δq_x – компоненты векторов $\vec{u}_k$, $\Delta\vec{q}$; а $\Delta q_{xв}$ и $\Delta q_{xн}$ – значения Δq_x, при которых соответственно включается и выключается корректирующее управление.

Нелинейным законам в значительно меньшей степени свойственны недостатки, присущие линейным алгоритмам корректирующего управления. Однако синтез этих законов (особенно оптимальных нелинейных) вследствие нелинейности динамической модели существенно усложняется и наталкивается зачастую на непреодолимые математические трудности. Поэтому в настоящее время при разработке оптимальных законов корректирующего управления маневром, как правило, ограничиваются решением задачи их приближенного синтеза. Один из наиболее распространенных путей приближенного синтеза основывается на разделении этой задачи на две части:

1. Определение самой структуры закона корректирующего управления, то есть определение вида функциональных преобразований информации о векторе и логики формирования управляющих сигналов.

2. Отыскание оптимальных значений числовых параметров данной структуры.

В соответствии с вышесказанным приближенный синтез производится в такой последовательности. Сначала, исходя из простоты технической приборной

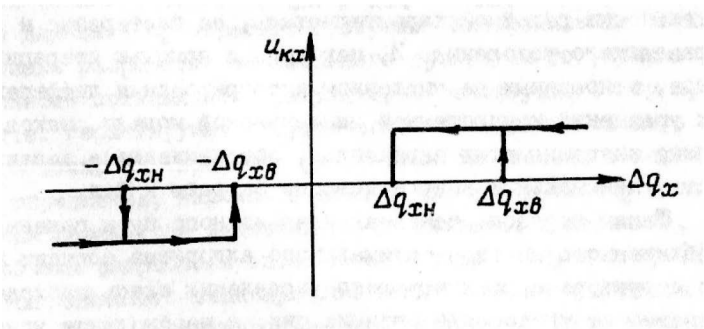

Рис. 3. Релейный закон корректирующего управления маневром

реализации, задаются структурой закона корректирующего управления. Например, можно выбрать ее в виде релейной характеристики (рис. 3), которая относится к классу кусочно-линейных функций, требующих минимального преобразования информации о векторе отклонений $\Delta\vec{q}$. Затем, используя упрощенную динамическую модель движения, с помощью приближенного аналитического решения можно оценить значения числовых параметров, входящих в выбранную структуру. В рассматриваемом примере (рис. 3) это параметры $\Delta q_{хв}$, $\Delta q_{хн}$ и u_{kx}, определяющие зону нечувствительности релейной характеристики, ее гистерезис и величину управляющего ускорения u_{kx}. И наконец, с помощью итерационных методов, основанных на численном интегрировании дифференциальных уравнений неупрощенной динамической модели, можно определить уточненные значения этих параметров, обеспечивающие заданную точность, минимальные энергетические затраты и т. д. Таким образом, основная идея данного пути решения задачи приближенного синтеза оптимального алгоритма состоит в том, что структура корректирующего управления здесь выбирается независимо от требований оптимизации, а необходимое улучшение показателей его качества достигается настройкой числовых параметров выбранной структуры.

Задача синтеза строго оптимального закона корректирующего управления так же, как и в случае программного управления, состоит в отыскании в классе допустимых законов (законов, удовлетворяющих выбранной динамической модели и совокупности заданных краевых и ограничивающих условий) таких законов, которые дают экстремум определенному показателю качества корректирующего управления. Таким показателем (учитывая само назначение корректирующего управления) обычно является точность выполнения маневра, так как абсолютные значения остальных основных показателей качества (например, энергетические затраты) здесь сравнительно малы и, следовательно, большого выигрыша от их оптимизации ожидать трудно.

Следует заметить, что в общем случае любая оптимальная система управления представляет собой совокупность объекта регулирования, оптимального программирующего элемента и оптимального регулятора. Применительно к системам управления взаимным маневром КА объектом регулирования является активный аппарат, под оптимальным программирующим элементом понимается оптимальная программа управления движением его центра масс, а оптимальный регулятор есть аппаратура управления, реализующая оптимальным образом данную программу. С учетом этого в настоящее время общепринятой является двухэтапная оптимизация системы управления взаимным маневром КА путем деления движения его центра масс на невозмущенное (программное) и возмущенное. В этом случае глобальная оптимизация системы управления ВМ распадается на два класса взаимосвязанных проблем, решаемых последовательно:

– определение оптимальной опорной траектории и соответствующей ей оптимальной программы управления, при которой невозмущенное движение приобретает требуемые экстремальные свойства (проблема разработки оптимального программного управления);

– синтез оптимального регулятора, реализующего эту программу, то есть гарантирующего существование заданных свойств возмущенного движения (проблема разработки оптимального корректирующего управления, включающая в себя в том числе задачу оптимальной оценки параметров движения по результатам измерений).

Проблема разработки оптимального корректирующего управления, обеспечивающего заданную точность выполнения маневра с учетом влияния возмущающих сил, действующих на КА в процессе его движения по заданной программной траектории, а также с учетом погрешностей навигационных, вычислительных и исполнительных элементов системы управления, носящих случайный характер, может быть эффективно решена только в стохастической постановке, то есть с использованием статистической теории управления. Решение же проблемы разработки оптимального программного управления проводится, как правило, в детерминированной постановке. Использование детерминистических методов синтеза оптимальных опорных траекторий и программ управления применительно к орбитальному полету КА является целесообразным и вполне обоснованным, если учесть, во-первых, высокую детерминированность траекторий этого полета из-за малости возмущающих воздействий, а во-вторых, достаточно малый уровень ошибок современных навигационных, вычислительных и исполнительных элементов системы управления КА. Таким образом, при рациональном синтезе корректирующего управления, предназначенного для ликвидации влияния этих возмущений и ошибок, энергетические затраты на его реализацию могут быть сведены к минимуму.

Разработка программного управления в указанной постановке позволяет сформулировать ряд важных требований к навигационным, исполнительным и вычислительным элементам системы управления КА (состав, диапазоны и начальные условия измерения параметров движения, законы изменения управляющей тяги, объем памяти и быстродействие вычислительных устройств и т. д.) и наглядно оценить ряд основных показателей качества выполнения маневра (энергетические затраты, время маневра, величина максимального управляющего ускорения и т. д.). Все это имеет большое значение для последующего выбора принципов построения и проектно-конструкторской разработки регулятора, то есть аппаратуры управ-

ления взаимным маневром КА, реализующей как программное, так и корректирующее управление выбранного типа.

Литература

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

2. Гончаревский, В. С. Теория программного управления относительным движением / В.С. Гончаревский. – МО СССР, 1980. – 82 с.

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

4. Гончаревский, В. С. Краевые и ограничивающие условия выполнения взаимного маневра космических аппаратов / В.С. Гончаревский // Информация и Космос. – 2021. – № 1. – С. 178–182.

5. Гончаревский, В. С. Методы программного управления взаимным маневром космических аппаратов / В.С. Гончаревский // Информация и Космос. – 2022. – № 1. – С. 138–142.

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

7. Иванов, Н. М Баллистика и навигация космических аппаратов / Н.М. Иванов, Л.Н. Лысенко. – М.: Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2016. – 523 с.

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

9. Пономарев, В. М. Теория управления движением космических аппаратов / В.М. Пономарев. – М.: Наука, 1965. – 456 с.

10. Титов, Г. С. Межорбитальные локальные маневры космических аппаратов / Г.С. Титов, В.А. Иванов, В.Л. Горьков. – М.: Машиностроение, 1982. – 245 с.

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