

ПРИМЕНЕНИЕ КОНЦЕПЦИИ ОБРАТНЫХ ЗАДАЧ ДИНАМИКИ К ПРОБЛЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ УГЛОВЫМ ДВИЖЕНИЕМ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА

Н.Г. Лавров, Е.Э. Страшинин, Л.Н. Шалимов

BACK DYNAMIC CONCEPT APPLIED TO RE-ENTRY VEHICLE ATTITUDE CONTROL PROBLEM

N.G. Lavrov, E.E. Strashinin, L.N. Shalimov

В работе рассматривается подход к синтезу систем управления (СУ) на основе концепции обратных задач динамики (ОЗД). Описывается ставший уже классическим подход, основанный на ОЗД. Показаны особенности применения концепции ОЗД к синтезу СУ спускаемых аппаратов (СА). Предлагается модифицировать классический подход ОЗД для реализации СУ маневрирующего СА. Приведены результаты моделирования, подтверждающие эффективность модификации.

Ключевые слова: система управления, спускаемый аппарат, обратные задачи динамики, система стабилизации, эталонные модели, адаптация, моделирование.

The control system synthesis approach based on back dynamic structures is considered. Classical back dynamic structure is described. Re-entry vehicle control system features are shown. Back dynamic structure classical approach is suggested to be modified. Modeling results are shown.

Keywords: control system, re-entry vehicle, back dynamic structures, stabilization system, etalon model, adaptation, simulation.

Введение

Развитие науки и техники постоянно требует разработки и создания все новых и новых летательных аппаратов (ЛА) различных типов с широким набором целевых задач. Выполнение целевых задач предъявляет к ЛА и бортовой системе управления требования (зачастую очень жесткие) по реализации заданных характеристик управляемого движения. В ракетно-космической технике (РКТ) можно выделить три класса летательных аппаратов, исходя из динамики полета, это: космические аппараты (КА), спускаемые аппараты различного назначения (СА) и ракеты-носители (РН). Аппараты, принадлежащие к разным классам, сильно отличаются друг от друга по целому ряду параметров и в первую очередь по целям и решаемым задачам, откуда и вытекают все осталь-

ные различия. Тем не менее для всех упомянутых летательных аппаратов, независимо от принадлежности к конкретному классу, существует общий подход к математическому описанию их движения, который основан на широко известных уравнениях динамики:

$$\begin{aligned}\ddot{x} &= f_x(t, x, \dot{x}, u_x), \\ \ddot{\varphi} &= f_\varphi(t, \varphi, \dot{\varphi}, u_\varphi).\end{aligned}$$

Применительно к СА, совершающему маневрирующий спуск в плотных слоях атмосферы Земли, полученная система является существенно нелинейной и нестационарной, что серьезно затрудняет синтез алгоритмов СУ классическими методами. Исследование альтернативных методов синтеза алгоритмов СУ дало результат, позволяющий говорить о том, что с многих позиций наиболее

Лавров Никита Георгиевич - начальник сектора ФГУП «НПО автоматики им. Н.А. Семихатова»; ngl@npoa.ru

Страшинин Евгений Эрастович - ведущий науч. сотрудник ФГУП «НПО автоматики им. Н.А. Семихатова»; ngl@npoa.ru

Шалимов Леонид Николаевич - генеральный директор ФГУП «НПО автоматики им. Н.А. Семихатова»; ngl@npoa.ru

Lavrov Nikita Georgievich - head of sector of Science & Production Association of Automatics; ngl@npoa.ru

Strashinin Eugeny Erastovich - lead scientific staff of Science & Production Association of Automatics; ngl@npoa.ru

Shalimov Leonid Nikolaevich - CEO of Science & Production Association of Automatics; ngl@npoa.ru

эффективным является подход к синтезу, основанный на концепции обратных задач динамики. Анализ работ Петрова Б.Н., Крутько П.Д., Попова Е.П. в области применения ОЗД к синтезу алгоритмов СУ[1-6] показал, что результирующие алгоритмы управления обладают нетрадиционной структурой, придающей им следующие важные свойства:

- слабую чувствительность к параметрическим и координатным возмущениям;
- естественную адаптивность;
- практически единую структуру как для линейных, так и для нелинейных систем;
- квазиоптимальность.

1. Классический подход к обратным задачам динамики

Исторически обратные задачи динамики возникли в рамках теоретической механики и применяются для вычисления сил действующих на объект по известной траектории его движения. Применительно к задаче синтеза алгоритмов управления в соответствии с классической концепцией ОЗД можно выделить следующие основные этапы:

- формирование эталонных траекторий движения (эталонных моделей);
- формирование управляющих ускорений и сил;
- формирование уставок на отклонение органов управления.

Эталонная модель, которая представляет собой реализацию эталонной фазовой траектории, может быть задана в явной форме, в виде функции времени:

$$y(t) = c_1 e^{\lambda_1 t} + c_2 e^{\lambda_2 t},$$

или в неявной, когда задается дифференциальное уравнение, решением которого является функция

$y(t)$:

$$g(t, y, \dot{y}, \dots) = 0.$$

Обычно эталонную модель, реализующую эталонную модель движения механической системы, удобно задать в виде линейного дифференциального уравнения требуемого порядка (например, второго) с постоянными коэффициентами:

$$T_3^2 \ddot{y} + 2T_3 \xi_3 \dot{y} + y = v,$$

где v - уставка; T_3, ξ_3 - параметры, характеризующие динамику эталонной модели, определяются разработчиком СУ; \dot{y}, y - эталонные фазовые координаты. В принципе, эталонные модели могут быть и нелинейными, и нестационарными. В этих случаях разработчик СУ должен четко представлять влияние упомянутых особенностей на эталонные процессы. Одной из возможных реализаций нелинейных эталонных моделей может стать простейшая замкнутая система с линейным объектом и квазиоптимальным управлением.

Далее рассмотрим способ формирования управляющих ускорений. Для этого кроме эталонной модели зададим закон изменения ошибки по

параметрам управления. Этот закон наиболее удобно задать линейным дифференциальным уравнением требуемого порядка с постоянными коэффициентами:

$$e = y - x,$$

$$\dot{e} = \dot{y} - \dot{x},$$

$$\ddot{e} = \ddot{y} - \ddot{x},$$

$$\ddot{e} + k_2 \dot{e} + k_1 e = 0.$$

Коэффициенты закона выбираются с учетом динамики эталонных моделей. Не исключаются случаи использования нелинейного или нестационарного закона изменения ошибки. С учетом этого закон управления будет выглядеть следующим образом:

$$\ddot{x}^{\mathcal{J}} = \ddot{y} - \ddot{e} = \ddot{y} + k_2 \dot{e} + k_1 e,$$

где $\ddot{x}^{\mathcal{J}}$ - управляющее ускорение. Естественно, что программная составляющая, рассчитанная по эталонной модели системы, не будет обеспечивать нулевые ошибки при работе с реальным объектом. Поэтому программная составляющая дополняется обратной связью, которая обеспечивает малую динамическую ошибку отклонения от программной траектории.

С учетом значения $\ddot{x}^{\mathcal{J}}$ и на основе уравнения, описывающего движение объекта управления (ОУ):

$$\ddot{x} + q(x) = F(x, \dot{x}, u), \quad (1)$$

где $q(x)$ - некоторое переносное ускорение, а F - обобщенная внешняя сила, вычислим управляющую силу $F^{\mathcal{J}}$:

$$F^{\mathcal{J}} = \ddot{x}^{\mathcal{J}} + q(x).$$

Вид уравнения объекта (1) является характерным при описании движения твердого тела под действием внешней силы в подвижной системе координат (СК).

Следующим шагом по величине управляющей силы вычисляем уставку на отклонение органов управления ($u^{\mathcal{J}}$). Естественно, что уставка должна удовлетворять следующему равенству:

$$F(x, \dot{x}, u^{\mathcal{J}}) = F^{\mathcal{J}},$$

которое в общем случае является нелинейным нестационарным алгебраическим уравнением относительно $u^{\mathcal{J}}$. Для этого уравнения за редким исключением не может быть получено аналитическое решение. Поэтому для его решения в общем случае целесообразно применять численные методы. Наиболее органично в концепцию ОЗД вписывается метод, в котором в качестве приближенного значения $u^{\mathcal{J}}$ используется численное решение нелинейного нестационарного дифференциального уравнения [2-4]:

$$u^{\mathcal{J}} = k \int (F^{\mathcal{J}} - F(x, \dot{x}, u^{\mathcal{J}})) dt, \quad (2)$$

$$\dot{u}^{\mathcal{J}} + kF(x, \dot{x}, u^{\mathcal{J}}) = kF^{\mathcal{J}}.$$

При выполнении определенных ограничений на уравнение (1) полученному закону управления соответствует следующая структурная схема [2, 3], представленная на рис. 1.

В этом случае закон управления можно записать в достаточно простой форме

$$u^{\text{ж}} = k \int (\ddot{x}^{\text{ж}} - \ddot{x}) dt = k(\dot{y} - \dot{x} + k_1(y - x) + k_0 \int (y - x) dt). \quad (3)$$

Таким образом, выражение (3) реализует достаточно простой и компактный алгоритм управления движением. Аналогичное выражение для закона управления (3) можно получить и другим способом, основанным на минимизации функционала, характеризующего отклонение энергии ускорения объекта управления от энергии ускорения эталонной модели [2]:

$$I(u) = \frac{1}{2}(\dot{y} - \dot{x})^2.$$

Однако упомянутые выше ограничения, наложенные на уравнение (1), исходя из которых получен закон управления (3), не могут быть реализованы для реального объекта управления. Это заставляет отойти от классической формы закона управления и некоторым образом модифицировать подход, предлагаемый концепцией ОЗД.

2. Применение модифицированного подхода ОЗД к управлению полетом СА

Рассмотрим построение модифицированного закона управления на основе концепции ОЗД применительно к управлению пространственной ориентацией СА, совершающего спуск в плотных слоях атмосферы Земли. Необходимо отметить, что многие СА и рассматриваемый в частности не обладают полной управляемостью угловым движением. Это является следствием стремления к минимизации объемно-массовых характеристик исполнительных органов. Рассматриваемый СА характерен тем, что его аэродинамическая схема позволяет одновременно вести независимое управление только в двух каналах из трех и реализует завязку между управляющими моментами. По результатам анализа характеристик СА в каждом из

каналов и требуемых типов траекторий, в качестве каналов управления выбраны тангаж и крен.

Система уравнений, описывающая движение СА в атмосфере, в связанной СК выглядит следующим образом:

$$\dot{\bar{\omega}}_1 = J^{-1}(\bar{M}_1 + J\bar{\omega}_1 \times \bar{\omega}_1),$$

$$\dot{\bar{V}}_1 = \frac{1}{m}(\bar{F}_1 + \bar{V}_1 \times \bar{\omega}_1) + \bar{G}.$$

При этом F_i и M_i являются аэродинамическими силой и моментом, записанными в связанной СК. Коэффициенты аэродинамических моментов и сил для тел с ярко выраженной осевой асимметрией, как правило, задаются с помощью разложения в ряд в цилиндрической связанной СК на основе таблиц. Для рассматриваемого СА объем таблиц, описывающих только лишь стационарные характеристики, достигает порядка 1500 коэффициентов.

Структурная схема системы управления пространственной ориентацией в соответствии с концепцией ОЗД, представлена на рис. 2, где $M_1^{\text{ж}}$ -

уставка по управляющему моменту; $\delta^{\text{ж}}$ - уставка на отклонение органов управления ориентацией СА; i_k - командный ток на рулевые машины (РМ).

Структурная схема блока управления пространственной ориентацией в соответствии с рассмотренной классической концепцией ОЗД представлена на рис. 3, где приняты следующие обозначения: y_i, \dot{y}_i - фазовые координаты эталонных моделей каналов упр: $\ddot{\varphi}^{\text{ж}}, \ddot{\vartheta}^{\text{ж}}, \ddot{\psi}^{\text{ж}}$ - управляющие ускорения; $\varphi, \dot{\varphi}, \vartheta, \dot{\vartheta}$ - величины параметров управления (φ - оценка угла скоростного крена, ϑ - оценка угла атаки) и их производных.

До этого момента рассматриваемая СУ пространственной ориентацией СА полностью соответствует рассмотренной классической концепции ОЗД. При вычислении углов отклонения органов управления для реального СА уже невозможно реализовать замыкание через объект и применить контур по ускорению (см. рис. 1). Невозможно это сделать, по крайней мере, по двум причинам: во-первых, в этом контуре появляется рулевой привод, вносящий задержки инерционности и допол-

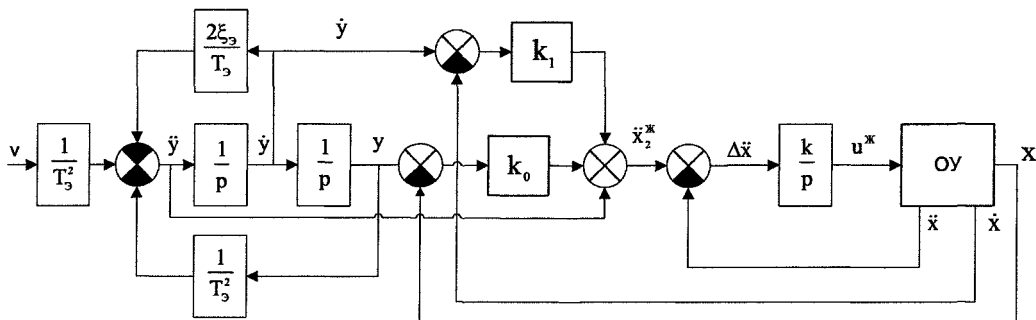


Рис. 1. Преобразованная структурная схема алгоритма управления



Рис. 2. Структура СУ пространственной ориентацией

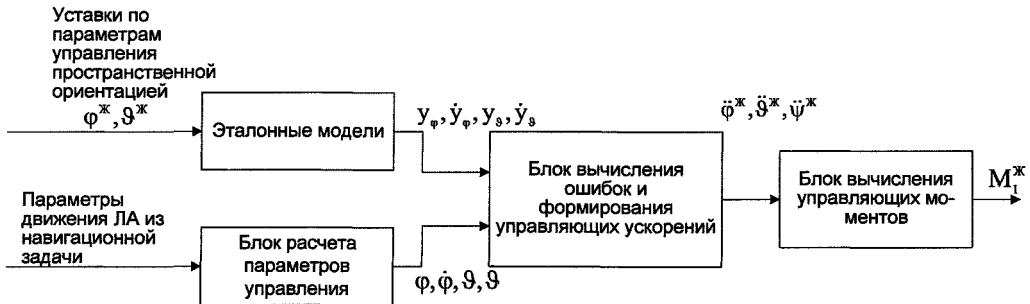


Рис. 3. Структурная схема блока управления пространственной ориентацией

нительные нелинейности, а во-вторых, необходимо наличие датчиков, измеряющих угловые ускорения, что представляет собой отдельную проблему. Для решения этой проблемы предложено реализовать решение уравнения (2) алгоритмически в СУ без замыкания через объект. На рис. 4 приведена структурная схема контура для алгоритмического решения уравнения (2) в бортовых алгоритмах СУ, работающей в реальном времени. В качестве функции F , описывающей зависимость внешней силы от фазовых координат, используются аэродинамические характеристики (АДХ) СА.

На рис. 4 приняты следующие обозначения: ϑ - величина параметра управления, используемая в качестве оценки угла атаки; M - число Маха; q - величина скоростного напора; \hat{M}_1 - оценка аэродинамического момента. Дополнительно к интегратору появляется схема учета приоритетов каналов управления и связанная с ней

реализация ограничений. Этот механизм необходим для возможности вести управление СА с учетом завязки управляющих моментов и частичной управляемости, вызванными особенностями аэродинамической схемы. По результатам исследования характеристик СА в каждом из каналов управления наиболее приоритетным каналом выбран канал крена.

При функционировании контура (см. рис. 4) в реальном времени невозможно использовать полные АДХ СА из-за большого их объема. Это обстоятельство требует сформировать упрощенную эквивалентную модель АДХ. Процедура упрощения полных АДХ проводится путем исключения из расчета АДХ тех составляющих, влияние которых мало (например, динамические моменты) или незначительно (например, моменты в рыскании), а также путем сокращения интерполяционной сетки по отдельным параметрам. Адекватность проведенного упрощения показана путем моделирова-

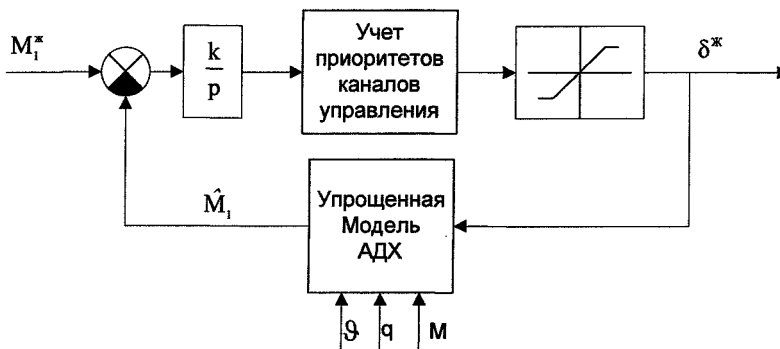


Рис. 4. Структурная схема расчета углов отклонения органов управления

ния работы СУ пространственной ориентации в целом. Результаты моделирования приводятся ниже. В итоге упрощенная модель АДХ включает в себя таблицы, содержащие порядка 100 коэффициентов. Это позволяет не только сократить объем вычислений, но и сделать систему менее чувствительной к изменению отдельных характеристик СА.

Несмотря на малую чувствительность системы к изменению отдельных характеристик, существуют параметры СА, малое изменение которых приводит к существенному изменению управляемости СА. И эти существенные параметры СА имеют как начальные разбросы, так и сильно изменяются в процессе движения СА вследствие обгара и уноса теплозащитного покрытия (ТЗП), а также расхода рабочего тела РП. К этим существенным параметрам можно отнести те, которые определяют балансирующую зависимость СА и возмущения в канале крена. В итоге эти параметрические возмущения оказывают заметное влияние на работу СУ пространственной ориентацией и приводят к большой динамической ошибке как по угловым параметрам движения (порядка 30-50°), так и по линейным параметрам в процессе наведения СА. При этом итоговый динамический промах наведения возрастает в десятки раз. Для решения этой проблемы авторами предложено в рамках системы, построенной в соответствии с концепцией ОЗД, реализовать дополнительный контур адаптации упрощенной модели АДХ к изменениям существенных параметров СА. Структура, предлагаемая ОЗД, позволяет сохранить физический смысл используемых в контурах СУ величин. Это дает возможность достаточно легко выделить параметры упрощенной модели АДХ, за счет изменения которых возможна эффективная адаптация СУ. Оказывается, что в качестве подстраиваемых параметров упрощенной модели наиболее целесообразно использовать эквивалентное относительное положение центра масс СА, которое возможно получить, анализируя оценки аэродинамических моментов. Исходя из этого, разработана система адаптации СУ, которая позволяет в процессе полета в реальном времени проводить оценку эквивалентного положения центра масс СА и производить подстройку упрощенной модели АДХ. Структурная схема системы адаптации СУ показана на рис. 5.

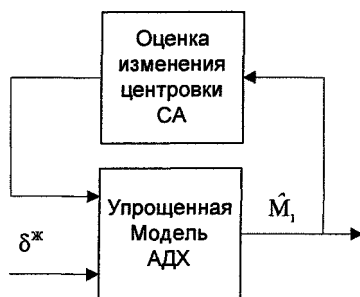


Рис. 5. Структурная схема включения системы адаптации СУ к изменению параметров СА

3. Результаты моделирования полета СА

Далее рассмотрим результаты моделирования работы СУ пространственной ориентацией при полете СА на отдельном участке траектории с учетом обгара и уноса ТЗП, а также расхода рабочего тела РП. Моделирование проводилось с использованием среды Matlab в пакете Simulink [7]. На рис. 6, 7 представлены переходные процессы по параметрам управления пространственной ориентацией при работе системы адаптации СУ к изменению характеристик СА, а на рис. 8 - угол скоростного крена без адаптации.

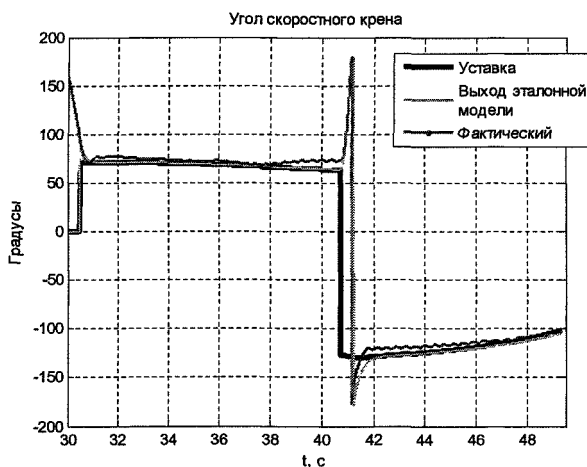


Рис. 6. Угол скоростного крена с адаптацией

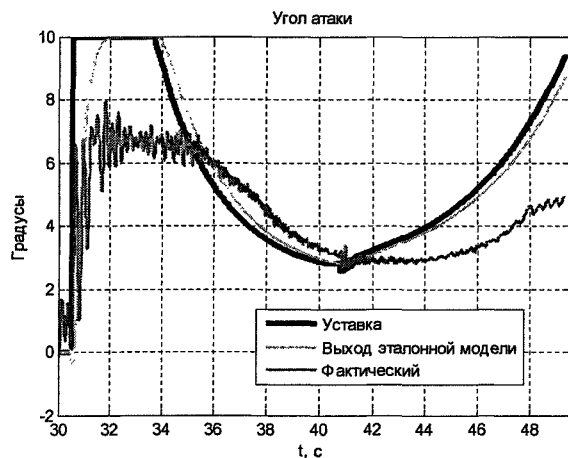


Рис. 7. Угол атаки с адаптацией

По результатам моделирования достигается заданная точность реализации траектории и терминальных условий. Результаты, приведенные на рис. 6, 7, показывают возможность управлять угловым движением СА на рассматриваемом участке траектории с учетом изменения характеристик СА. Процессы по углу атаки в случае с работающей системой адаптации и без нее расходятся незначительно. В канале крена (рис. 8) без системы адаптации СУ реализуется достаточно большая динамическая ошибка по углу скоростного крена, вызванная поперечным смещением центровки СА.

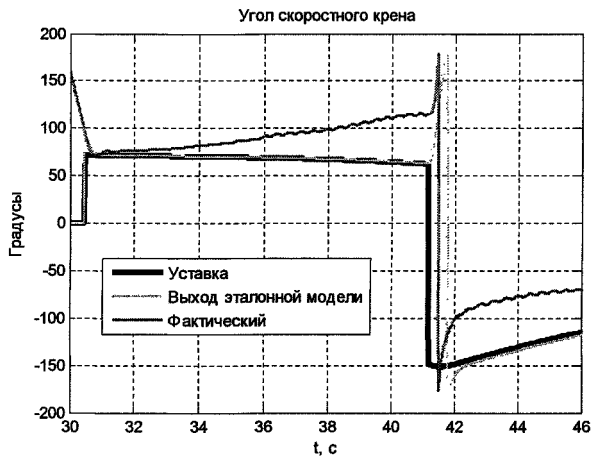


Рис. 8. Угол скоростного крена без адаптации

Отдельно стоит сказать, что отличие фактического угла атаки от уставки (см. рис. 7) вызвано особенностями аэродинамической схемы СА: смещением центровки вдоль продольной оси СА (см. рис. 8), что сокращает максимальные реализуемые углы атаки, и завязкой между управляющими моментами в каналах крена и тангажа. Реализованная схема приоритетов и система адаптации СУ позволяют стабилизировать СА в крене и тангаже в условиях существенного смещения центра масс СА (см. рис. 8) и минимизировать динамическую ошибку в канале крена. При этом естественно повышается нагрузка органов управления и осознанно приходится жертвовать динамической точностью отработки угла атаки в канале тангажа, так как она оказывает меньшее влияние на точность наведения. При высокой динамической точности в канале крена (см. рис. 6), несмотря на заметную ошибку в канале тангажа (см. рис. 7) система управления обеспечивает высокую итоговую точность управления линейным движением СА по траектории, которая оказывается недостижимой при отсутствии системы адаптации СУ к изменению характеристик СА.

Заключение

По результатам разработки СУ пространственной ориентацией СА на основе концепции обратных задач динамики в первую очередь выделяем

реализуемость и работоспособность такой системы. Полученная структура позволяет эффективно реализовать систему, которая действительно обладает слабой чувствительностью к параметрическим и координатным возмущениям, а также возможностью эффективно создать на ее основе адаптивную СУ. В заключение необходимо отметить, что приведенные в статье наработки в области ОЗД успешно применяются в СУ различных СА, в том числе и тех, которые имеют жесткие полетные условия [8].

Литература

1. Петров, Б.Н. Построение алгоритмов управления как обратная задача динамики / Б.Н. Петров, П.Д. Крутько, Е.П. Попов // ДАН СССР. - 1979. - Т. 247, № 5.
2. Крутько, П.Д. Обратные задачи динамики в теории автоматического управления / П.Д. Крутько. — М.: Машиностроение, 2004.
3. Крутько, П.Д. Обратные задачи динамики управляемых систем. Нелинейные модели / П.Д. Крутько. — М.: Наука, 1988.
4. Крутько, П.Д. Обратные задачи динамики управляемых систем. Линейные модели / П.Д. Крутько. — М.: Наука, 1987.
5. Методы классической и современной теории автоматического управления: учеб.: в 5 т. / под ред. К. А. Пупкова, Н. Д. Егунова. - М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004.
6. Крутько, П.Д. Робастно устойчивые структуры управляемых систем высокой динамической точности. Алгоритмы и динамика управления движением модельных объектов / П.Д. Крутько // Изв. РАН. ТуСУ. - 2005. - №6.
7. Лавров, Н.Г. Моделирование движения ЛА в среде MATLAB / Н.Г. Лавров // Ракетно-космическая техника: Системы управления ракетных комплексов. - Екатеринбург: НПОА, 2006. - С. 148—158.
8. Лавров, Н.Г. Система управления пространственной ориентацией высокоманевренного летательного аппарата / Н.Г. Лавров // Ракетно-космическая техника: Системы управления ракетных комплексов. - Екатеринбург: НПОА, 2008. - С. 16-33.

Поступила в редакцию 4 мая 2009 г.