

УПРАВЛЕНИЕ, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА И ИНФОРМАТИКА

УДК: 681.5.013

© А.В. МАТВЕЕВ, В.Т. БОБРОННИКОВ, 2009

МЕТОДИКА ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СРЕДЫ ПРОГРАММИРОВАНИЯ MATLAB/SIMULINK

Анатолий Владимирович МАТВЕЕВ родился в 1984 г. в городе Дубне Московской области. Аспирант МАИ. Основные научные интересы — в области моделирования движения и синтеза систем управления летательных аппаратов, имитационного моделирования в MATLAB/Simulink. Автор семи научных работ. E-mail: Anatolii_84@mail.ru

Anatoly V. MATVEYEV was born in 1984 in the Moscow region. He is a Postgraduate Student at the MAI. His research interests are in aircraft motion modeling, control system design and model-based design in MATLAB/Simulink. He has published 7 technical papers. E-mail: Anatolii_84@mail.ru

Владимир Тимофеевич БОБРОННИКОВ родился в 1938 г. в селе Заречье Житомирского района Житомирской области. Профессор МАИ. Доктор технических наук, профессор. Основные научные интересы — в области системного анализа и управления движением автоматических летательных аппаратов. Автор более 150 научных работ. E-mail: v.bobronnikov@cea.ru

Vladimir T. BOBRONNIKOV, D.Sci., was born in 1938, in the Zhytomir Region. He is a Professor at the MAI. His research interests are in system analysis and unmanned aircraft motion control. He has published over 150 technical papers. E-mail: v.bobronnikov@cea.ru

Представлена методика проектирования систем управления (СУ) беспилотных летательных аппаратов (ЛА). Методика предлагает поэтапное автоматизированное проведение синтеза с решением задач оптимизации регуляторов контуров по качеству переходных процессов путём определения экстремума функционала в пространстве настраиваемых параметров. Приводится пример применения методики для решения задачи синтеза системы управления планирующего ЛА.

A technique is presented to design control systems for unmanned aerial vehicles (UAV). The technique suggests a step-by-step automated synthesis including solving of optimization problems for controllers basing on transient performance criteria within a space of tuned parameters. An example is described to demonstrate an application of the technique for control system synthesis in regard to a gliding UAV.

Ключевые слова: система управления, летательный аппарат, моделирование движения.

Key words: control system, aircraft, motion modeling.

Введение

При синтезе систем управления современных летательных аппаратов формируется компромиссное решение, чтобы удовлетворить большому числу

противоречивых требований во всей области режимов полета, учитываются многочисленные ограничения на структуру и параметры СУ.

На момент постановки задачи синтеза требования к точностным, динамическим и другим качественным показателям, как правило, уже сформированы. Они могут быть достаточно строго обоснованы анализом условий функционирования ЛА. А характеристики ЛА как объекта управления и его подсистем могут быть определены в самом общем виде и подлежат уточнению в процессе работы. Поэтому исследователю приходится возвращаться на предыдущие стадии разработки по мере уточнения исходных данных, и процесс синтеза приобретает итерационный циклический характер.

Задача синтеза решается с использованием современных информационных и вычислительных технологий. Итоговая оценка эффективности спроектированной системы обычно проводится путем полунатурного моделирования на достаточно полной имитационной модели и по результатам летных испытаний ЛА.

В настоящее время математические модели и инструментарий для решения задачи синтеза СУ разрабатываются на различных универсальных языках программирования. При этом требуется знание не только предметной области, к которой относится исследуемая система, но и языка программирования, причем на достаточно высоком уровне.

Задачи проектирования и анализа эффективности СУ ЛА могут эффективно решаться в среде программирования MATLAB® и в её приложении визуального программирования Simulink®. К настоящему времени в данной среде были разработаны несколько систем для моделирования и анализа динамики ЛА с системой управления, среди них: Flightsim [1], DYNALAB, The Flight Dynamics and Control (FDC) toolbox for MATLAB/Simulink [2], Aerosim [3], Aerospace Blockset [4] и др.

Каждая из разработок обладает своими достоинствами и недостатками. Системы DYNALAB, Aerosim и Aerospace Blockset ориентированы, в первую очередь, на анализ динамики ЛА с учетом его основных подсистем. Наиболее совершенными на их фоне выглядят системы FDC и Flightsim.

Программный комплекс Flightsim обладает рядом полезных функциональных возможностей:

- редактором баз данных аэродинамических характеристик самолетов;
- инструментарием для визуализации движения ЛА;
- средствами обеспечения моделирования на пилотажных и полунатурных стендах.

Однако этот комплекс не ориентирован на решение задач синтеза СУ.

Система FDC является программным комплексом для синтеза СУ ЛА, однако в ней не рассмат-

ривается ряд важных вопросов синтеза, например, выбор коэффициентов регуляторов и их программирование в зависимости от параметров адаптации.

Поэтому задача формирования целостной методики проектирования систем управления ЛА с использованием современного программного обеспечения остается актуальной.

В статье излагается методика проектирования систем управления автоматических ЛА, дается описание программного комплекса, созданного в среде MATLAB/Simulink [5], и приводится пример применения методики и комплекса для решения задачи синтеза СУ планирующего ЛА.

1. Методика синтеза системы управления движением

Исходными данными для решения задачи синтеза являются геометрические, массово-инерционные и аэродинамические характеристики ЛА. Также полагаются известными характеристики подсистем ЛА, способных оказывать существенное влияние на динамику движения ЛА, в первую очередь рулевых приводов.

Система управления ЛА формируется из двух контуров: внешнего и внутреннего. Внешний контур реализует информационные связи, определяющие траекторию движения планирующего ЛА. Внутренний контур обеспечивает выполнение команд внешнего контура и парирование действующих на ЛА возмущений. Он состоит из трех каналов: тангажа, рыскания и крена.

Для решения задачи синтеза СУ ЛА по предлагаемой методике процесс решения разбивается на несколько этапов (рис. 1):

1. Формирование исходных данных, необходимых для решения задачи синтеза.
2. Расчет типовых траекторий движения ЛА.
3. Формирование моделей динамики ЛА (углового движения ЛА на базе линеаризованных уравнений возмущенного движения ЛА и модели пространственного движения, описываемого нелинейными уравнениями).
4. Синтез внутреннего контура управления на основе линеаризованной модели движения ЛА с использованием Control System Toolbox, блока Simulink Response Optimization в изолированных каналах и с учетом взаимосвязей между каналами.
5. Коррекция составленных алгоритмов системы стабилизации с использованием нелинейных моделей рулевых приводов и пространственного движения ЛА.
6. Синтез внешнего контура управления.
7. Анализ эффективности системы управления путем имитационного моделирования простран-

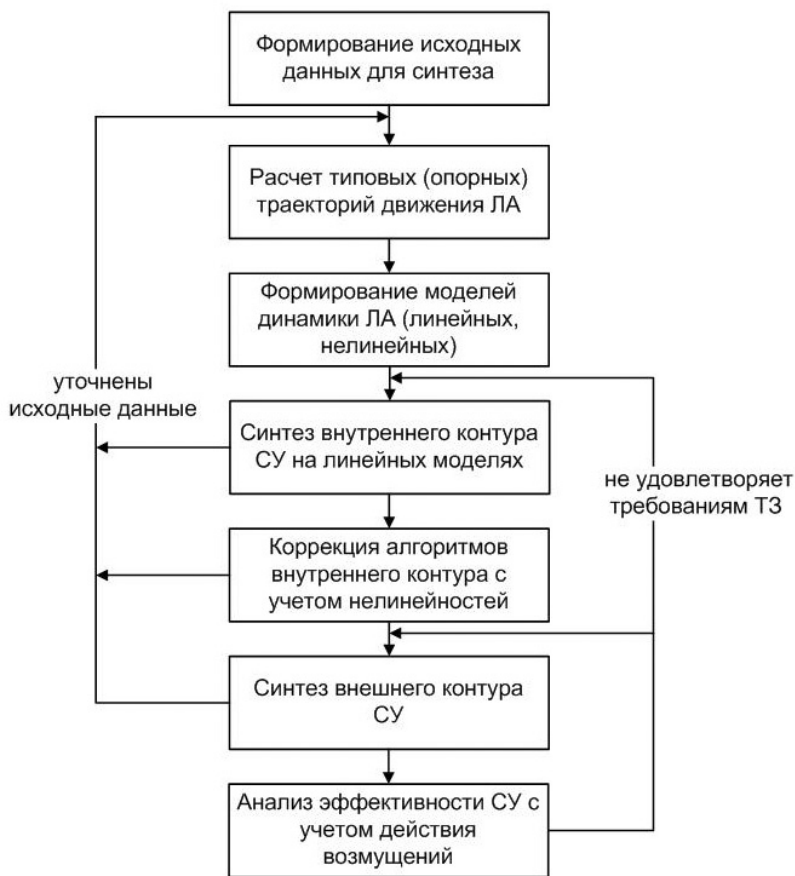


Рис. 1. Этапы синтеза системы управления автоматического ЛА

ственного движения ЛА при действии различных возмущений.

2. Пример применения методики

Применение методики решения задачи синтеза СУ ЛА рассмотрим в следующем примере. В качестве объекта управления рассмотрим планирующий ЛА, выполненный по нормальной аэродинамической схеме. Органы управления ЛА представлены рулем направления, рулями высоты и элеронами.

Геометрические, массово-инерционные и аэродинамические характеристики ЛА считаются заданными.

Требуется синтезировать систему управления ЛА, обеспечивающую полет ЛА в заданную точку пространства с реализацией координированного разворота в горизонтальной плоскости.

Для реализации описанной методики в среде MATLAB/Simulink был создан программный комплекс, состоящий из следующих программ:

- 1) построения опорных траекторий;
- 2) расчета параметров передаточных функций и динамических коэффициентов при движении вдоль опорных траекторий;

- 3) библиотеки компонентов контуров СУ ЛА;
- 4) выбора коэффициентов внутреннего контура на эксплуатационных высотах и числах Маха;
- 5) моделирования нелинейного пространственного движения ЛА.

Остановимся на каждом из пунктов методики подробнее.

3. Формирование исходных данных для синтеза

Аэродинамические свойства летательных аппаратов характеризуются совокупностью статических, вращательных и нестационарных составляющих [6].

Статическими характеристиками являются коэффициенты аэродинамических сил c_x , c_y , c_z и моментов m_x , m_y и m_z , зависящие от углов атаки α и скольжения β , а также от углов поворота органов управления δ_i и механизации крыла (без учета вращения). Они могут быть рассчитаны с использованием аналитических методик [7], но наиболее точно определяются экспериментальным исследованием моделей ЛА в аэродинамических трубах и в процессе летных испытаний.

Вращательные характеристики, зависящие от угловых скоростей вращения ЛА относительно цен-

тра масс $\omega_x, \omega_y, \omega_z$, определяют собственное демпфирование и перекрестные связи между каналами ЛА.

Нестационарные характеристики зависят от скоростей изменения углов отклонения рулей $\dot{\delta}_i$ и изменения угла атаки $\dot{\alpha}$. Для планирующего ЛА, рассматриваемого в примере, эти характеристики не учитываются в силу его малой маневренности [8].

Статические аэродинамические коэффициенты были заданы в виде полиномов в функции углов атаки α и скольжения β , а также углов поворота органов управления — рулей высоты δ_v , направления δ_n и элеронов δ_3 [9], а вращательные — аэродинамическими производными $m_x^{0x}, m_y^{0y}, m_z^{0z}, m_x^{0y}, m_y^{0x}$.

Нелинейности рулевых приводов (РП) могут существенно повлиять на динамические свойства контуров управления. Поэтому на разных этапах синтеза СУ должны использоваться модели РП различного уровня сложности. Наиболее простая модель может быть представлена аperiodическим звеном совместно с нелинейностью типа зоны насыщения (рис. 2). Более подробные модели учитывают динамику компонент РП как замкнутой системы, шарнирные моменты и моменты сухого трения, действующие на рули в полете (рис. 3).

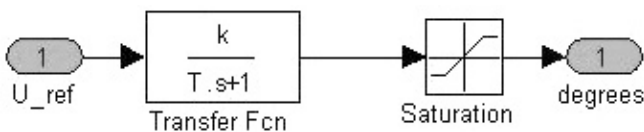


Рис. 2. Упрощенная модель РП в Simulink

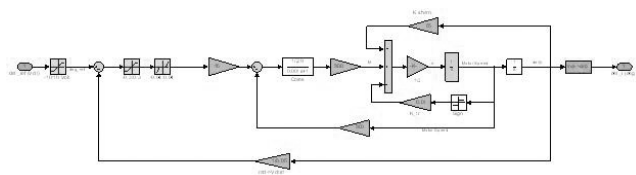


Рис. 3. Детальная модель РП в Simulink

4. Расчет типовых траекторий движения ЛА

Типовые (номинальные) траектории движения ЛА позволяют оценить летно-технические характеристики (ЛТХ) аппарата, сформировать массивы управляющих воздействий и определить типовые режимы применения ЛА. Кроме того, типовая траектория может быть использована в качестве опорной траектории при формировании линеаризованных моделей ЛА как объекта управления.

Приближенно в качестве типовой траектории можно принять кинематическую траекторию, соответствующую методу наведения, который предпо-

лагается использовать во внешнем контуре СУ ЛА, например метод пропорционального наведения [10].

При построении кинематической траектории рассматривается движение только центра масс ЛА, а углы атаки, скольжения, крена и поворота рулей высоты, направления и элеронов в каждый момент времени находятся в балансирующем соотношении друг с другом. Эти углы связаны уравнениями установившегося криволинейного полета [11].

В состав рассматриваемого программного комплекса входит программа построения кинематических траекторий движения ЛА. Программа позволяет рассчитывать траекторию при двух вариантах разворота ЛА в горизонтальной плоскости — плоском и координированном. На рис. 4–7 приведены гра-

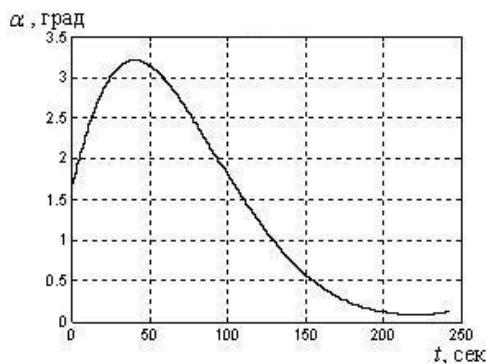


Рис. 4. Зависимость угла атаки аппарата от времени

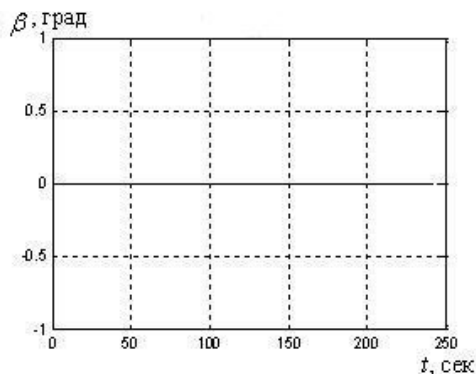


Рис. 5. Зависимость угла скольжения аппарата от времени

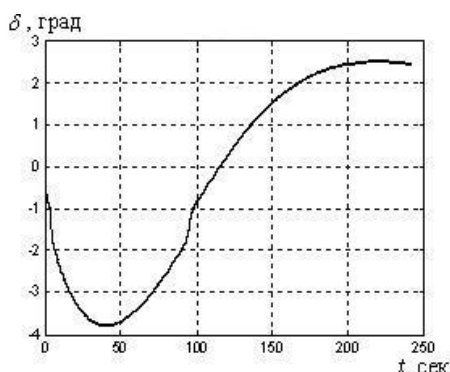


Рис. 6. Зависимость угла отклонения руля высоты от времени

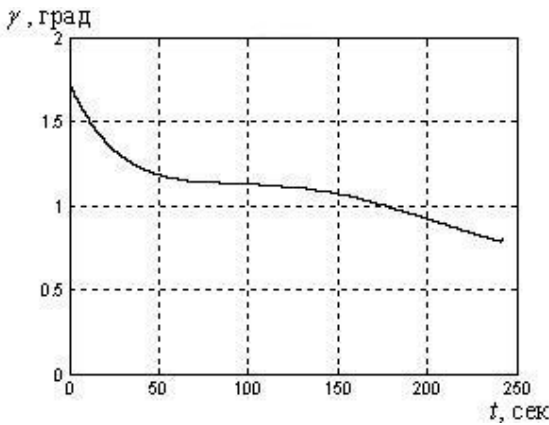


Рис. 7. Зависимость угла крена от времени

фики изменения некоторых параметров движения ЛА вдоль типовой траектории при движении ЛА в режиме координированного разворота.

5. Формирование моделей динамики ЛА

Синтез СУ осуществляется в два этапа. На первом этапе задача синтеза регуляторов решается с использованием линеаризованных уравнений возмущенного движения ЛА. На втором этапе используются нелинейные модели движения ЛА (рис. 8).

Каждая модель имеет свою область применения. Так, линеаризованные модели углового движения используются для параметрического синтеза внутреннего контура управления ЛА (системы стабилизации). Линейность модели позволяет использовать встроенные инструменты MATLAB, например Control System Toolbox.

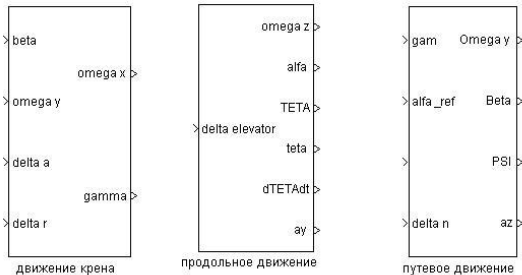
Нелинейная модель пространственного движения применяется на более поздних стадиях синтеза, например при коррекции коэффициентов системы стабилизации ЛА.

Указанные модели углового движения ЛА реализованы в Simulink с помощью стандартных блоков (рис. 9). Задача построения моделей значительно упрощается при использовании блока Embedded MATLAB Function библиотеки User-Defined Functions.

6. Синтез системы стабилизации в линейной постановке

Сформировав модели углового движения ЛА, можно приступить непосредственно к решению задачи синтеза алгоритмов управления. Синтез ре-

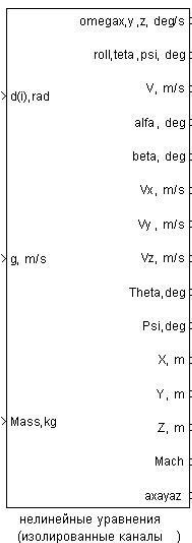
1. Модели движения на основе линейных уравнений (изолированные каналы)



2. Модель движения на основе линейных уравнений (с учетом перекрестных связей между каналами)



3. Модель движения на основе нелинейных уравнений (изолированные каналы)



4. Нелинейная модель пространственного движения

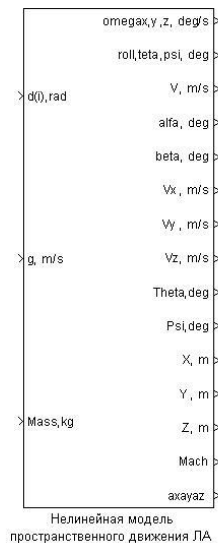


Рис. 8. Библиотека моделей динамики планирующего ЛА в Simulink

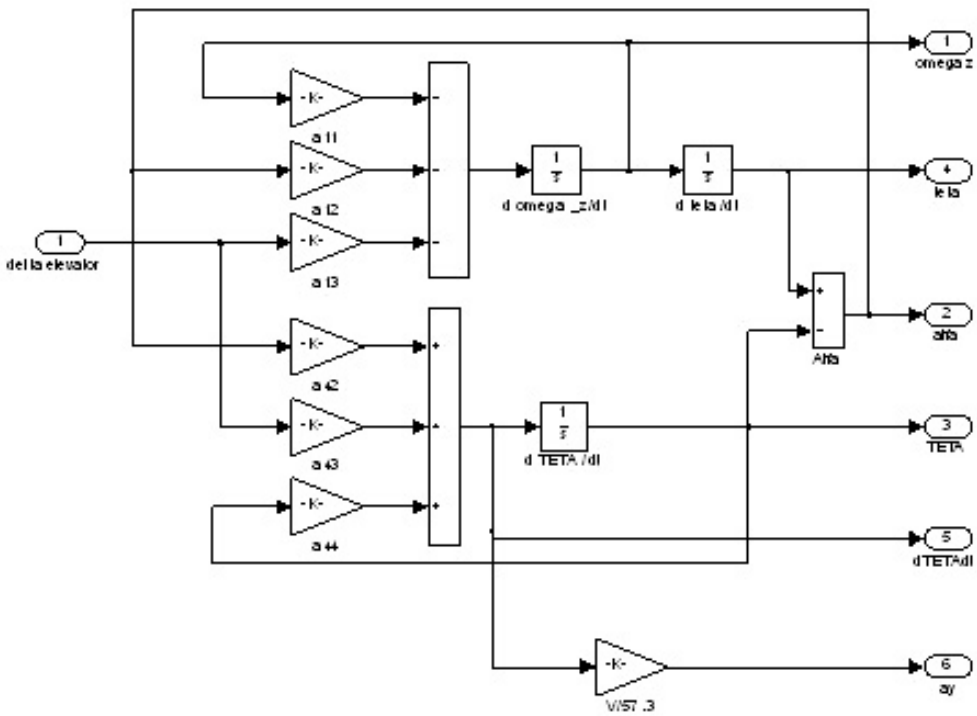


Рис. 9. Модель продольного движения ЛА в Simulink

регуляторов внутренних контуров управления предусматривает решение двух задач:

- структурный синтез;
- параметрический синтез.

Выбор структуры системы управления является нетривиальной задачей и во многом определяется опытом исследователя. В простейшем случае в качестве структуры системы стабилизации можно принять ПИД-регулятор, который формирует сигнал управления органами управления, являющийся линейной комбинацией трех составляющих: пропорциональной, дифференциальной и интегральной [12]:

$$U_{\delta} = K_1 \cdot \Delta \epsilon + K_2 \cdot \int \Delta \epsilon dt + K_3 \cdot \frac{d\Delta \epsilon}{dt},$$

где U_{δ} — управляющий сигнал, подаваемый на вход рулевого привода; $\Delta \epsilon$ — ошибка регулирования.

Параметрический синтез регуляторов во внутренних контурах проводится в два этапа:

- выбор коэффициентов регуляторов в изолированных каналах;
- уточнение коэффициентов регуляторов на моделях, учитывающих аэродинамические перекрестные связи между каналами.

Задача параметрического синтеза решается с использованием двух приложений MATLAB:

- 1) приложения Control and Estimation Tools Manager;

- 2) блока Signal Constraint библиотеки Simulink Response Optimization.

Приложение Control and Estimation Tools Manager обеспечивает линеаризацию моделей динамических систем и дает возможность пользователю выбрать переходные или частотные характеристики, изменяя которые «перетаскиванием» мыши можно добиться требуемого качества регулирования и одновременно оценить качество синтезированной системы по набору непараметрических характеристик.

Блок Signal Constraint среды Simulink предоставляет пользователю графический интерфейс для настройки параметров динамического объекта, обеспечивающих желаемое качество переходного процесса. При работе блока обеспечивается минимизация функции штрафа за нарушение ограничений на характеристики переходного процесса в синтезируемой системе. Блок позволяет настраивать параметры нелинейной Simulink-модели, в качестве которых может быть заявлено любое количество переменных, включая скаляры, векторы и матрицы.

Ограничения задаются исследователем в интерактивном режиме. С учетом ограничений блок Response Optimization автоматически генерирует задачу оптимизации так, чтобы точка экстремума в пространстве настраиваемых параметров обеспечивала выполнение всех требований, предъявляемых к качеству процесса. Задача решается методом

штрафных функций с использованием специализированной процедуры квадратичного программирования из пакета Optimization Toolbox. Ход оптимизации может контролироваться путем отображения на экране компьютера графика оптимизируемого переходного процесса (рис. 10) и текущих значений минимизируемого критерия.

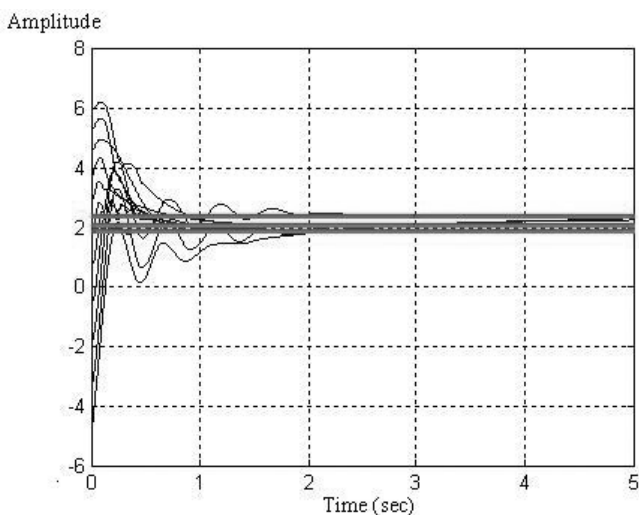


Рис. 10. Оптимизация переходного процесса в блоке Signal Constraint

В разработанном программном комплексе содержатся программы для параметрического синтеза системы стабилизации в изолированных каналах и с учетом перекрестных связей. В качестве примера на рис. 11 приведена программа параметрического синтеза системы стабилизации в канале крена планирующего ЛА.

7. Коррекция алгоритмов системы стабилизации

Рассмотрение нелинейных уравнений пространственного движения ЛА, так же как учет нелинейностей рулевых приводов и датчиков системы, может значительно ухудшить качество регулирования в системе, сформированной с использованием линейных моделей ее компонентов. Поэтому на следующем этапе характеристики системы подлежат уточнению путем перехода от упрощенной линейной модели к нелинейной модели пространственного управляемого движения ЛА.

Задача коррекции алгоритмов стабилизации может быть решена корректировкой коэффициентов в окрестности найденных на предыдущем этапе значений, если характеристики нелинейной модели системы изменяются по сравнению с линейной моделью незначительно. Задача существенно усложняется, если система управления, синтезированная с использованием линейных моделей, при учете нелинейностей и взаимосвязей между каналами оказывается неустойчивой. В подобных ситуациях задачу синтеза приходится решать фактически заново, в отдельных случаях даже меняя структуру регулятора.

По результатам работ по данному этапу формируется алгоритм стабилизации (алгоритм внутреннего контура), способный выполнять любые возможные команды внешнего контура управления с требуемым качеством во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей движения ЛА.

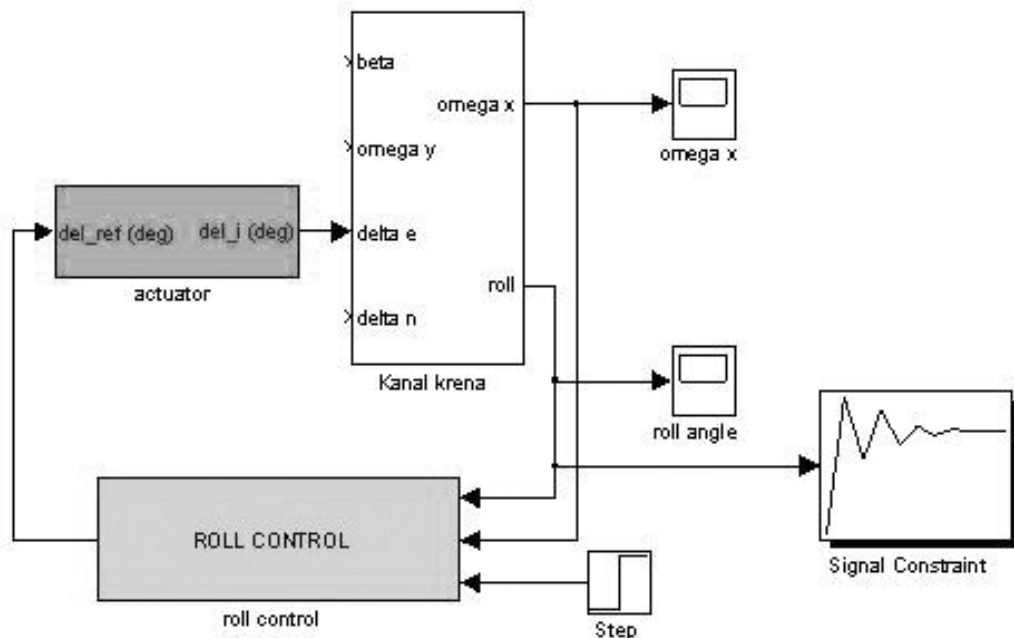


Рис. 11. Программа параметрического синтеза системы стабилизации в канале крена

8. Синтез внешнего контура управления

Внешний контур управления обеспечивает движение ЛА в определенном режиме, в том числе полет ЛА на заданной высоте, стабилизацию заданного значения скорости полета или наведение ЛА на некоторую точку пространства. Поддержание требуемого режима обеспечивается путем создания потребных поперечных перегрузок или углов ориентации вектора скорости. Во всех случаях внешний контур задаёт управляющие воздействия, обрабатываемые внутренним контуром.

Алгоритмически внешний контур формируется применительно к конкретному режиму. В режиме поддержания высоты полета сигналом ошибки внешнего контура является отклонение фактической высоты полета ЛА от требуемой, в режиме наведения сигнал ошибки формируется из условия обеспечения движения ЛА в соответствии с заданным методом наведения [10]. Управляющий сигнал внешнего контура, формируемый на основе сигнала ошибки и подаваемый для отработки во внутренних контурах, также формируется в некотором регуляторе. В качестве такого регулятора, как и во внутренних контурах, может быть использован ПИД-регулятор.

9. Оценка эффективности системы управления при действии возмущений

Конечным этапом формирования системы управления ЛА является оценка эффективности спроектированной системы. Одним из возможных методов такого анализа в настоящее время является имитационное моделирование пространственного управляемого движения ЛА на основе математической модели.

Качество алгоритмов управления проверяется введением в модель возмущений, таких, как ветер, турбулентность, погрешности навигационной системы.

Имитационная модель может быть создана объединением модели нелинейного пространственного движения ЛА с алгоритмами системы управления, моделями исполнительных и измерительных устройств, блоками формирования возмущений.

10. Результаты синтеза

Решение задачи синтеза СУ планирующего ЛА по разработанной методике с использованием созданного программного комплекса включает следующие этапы:

1. Создание базы исходных данных для синтеза системы управления аппарата, программирование аэродинамических характеристик ЛА и их ли-

неаризацию для вычисления аэродинамических производных. Полученные производные автоматически передаются в модели углового движения ЛА.

2. Расчет опорных траекторий движения ЛА, формирование эксплуатационных диапазонов параметров адаптации, в зависимости от которых должны рассчитываться коэффициенты регуляторов во внутренних контурах.

3. Выбор оптимальных коэффициентов внутренних контуров СУ при разных значениях параметров адаптации в эксплуатационных диапазонах их значений.

4. Коррекция коэффициентов регуляторов с учетом уточненных моделей рулевых приводов, программирование коэффициентов в зависимости от используемых параметров адаптации [13].

5. Выбор алгоритмов внешнего управляющего контура.

6. Анализ эффективности системы управления с использованием имитационной модели с учетом возмущений.

На рис. 12—15 приведены графики изменения некоторых параметров движения планирующего ЛА по траектории наведения в режиме координированного разворота, рассчитанные с использованием нелинейных уравнений управляемого пространственного движения.

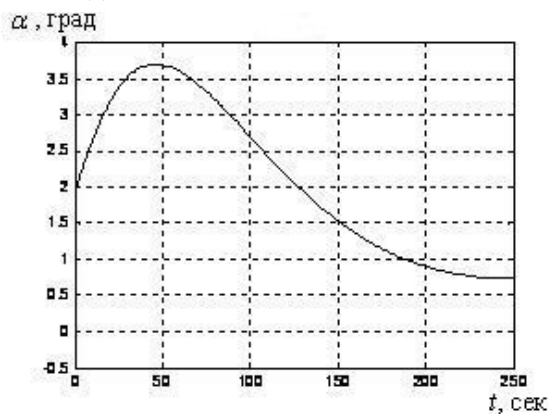


Рис. 12. Зависимость угла атаки аппарата от времени

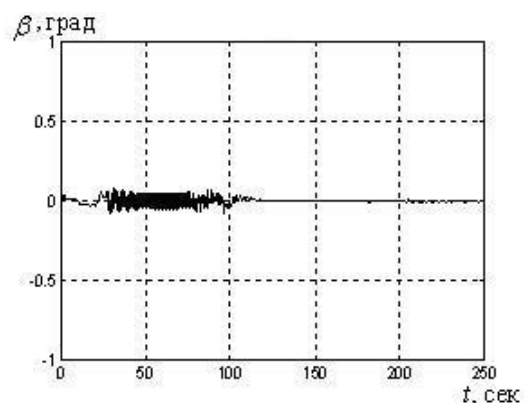


Рис. 13. Зависимость угла скольжения аппарата от времени

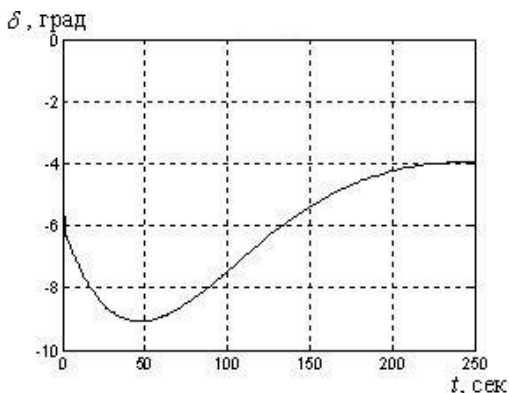


Рис. 14. Зависимость угла отклонения руля высоты от времени

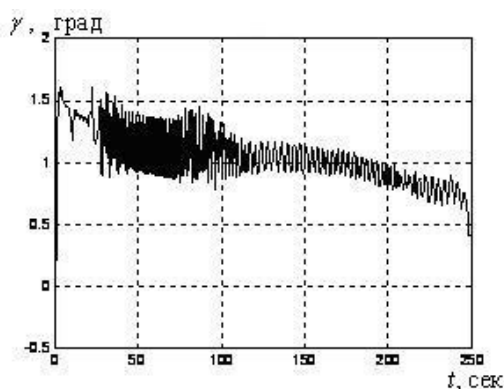


Рис. 15. Зависимость угла крена от времени

Выводы

В статье изложена методика проектирования систем управления автоматических ЛА с использованием специального программного комплекса, разработанного в среде MATLAB/Simulink.

Методика предлагает поэтапное автоматизированное проведение работы с решением задач оптимизации регуляторов контуров по качеству переходных процессов путём определения экстремума функционала в пространстве настраиваемых параметров.

Методика позволяет автоматизировать и ускорить проводимые работы и тем самым обеспечить решение задачи синтеза СУ в короткие сроки ограниченным количеством специалистов.

Библиографический список

1. Применение информационных технологий для решения задач динамики сверхзвуковых самолетов (программы, пилотажные стенды, тренажеры) / Под ред. Г. С. Бюшгенса. — М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2006.

2. *Rauw M.O.* A SIMULINK environment for Flight Dynamics and Control analysis -application to the DHC-2 “Beaver”, Delft University of Technology, Faculty of Aerospace Engineering, Disciplinary Group for Stability and Control, Graduate’s Thesis, September 1993.

3. AEROSIM BLOCKSET Version 1.2 User’s Guide, <http://www.u-dynamics.com> 1.02.09.

4. Arkadiy Turevskiy, Stacey Gage, Craig Buhr. Model-Based Design of a New Light-weight Aircraft, <http://www.mathworks.com>, 1.02.09.

5. *Бобронников В.Т., Матвеев А.В.* Программное обеспечение для решения задачи синтеза системы управления // Тр. IX Международной Четаевской конференции «Аналитическая механика, устойчивость и управление движением». Т. 4. Иркутск, 2007. С. 19—28.

6. *Святodus В.К.* Динамика пространственного движения управляемых ракет. — М.: Машиностроение, 1969.

7. The USAF Stability and Control Digital Datcom, Users manual, USA, 1979.

8. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов / Под ред. Г.С. Бюшгенса. — М.: Наука; Физматлит, 1998.

9. *Лукошкин В.В.* Общие свойства и приближенное описание многомерных функциональных зависимостей аэродинамических характеристик маневренных летательных аппаратов // Уч. записки ЦАГИ. Т. XXIII. № 4. 1992. С. 3—13.

10. *Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С.* Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1973.

11. *Остославский И.В., Стражева И.В.* Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. — М.: Оборонгиз, 1963.

12. *Дорф Р., Бишоп Р.* Современные системы управления: Пер. с англ. — М.: ЛБЗ, 2002.

13. Динамическое проектирование систем управления автоматических маневренных летательных аппаратов: Учеб. пособие для студентов вузов / Е.А. Федосов, В.Т. Бобронников, М.Н. Красильщиков и др.; Под ред. Е.А. Федосова. — М.: Машиностроение, 1997.

Московский авиационный институт
Статья поступила в редакцию 9.04.2009