

ИМИТАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОЛНОГО ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА ЗАМКНУТОГО КОНТУРА «ВОЗДУШНОЕ СУДНО-УНИФИЦИРОВАННАЯ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНАЯ АВТОМАТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЁТОМ»

Замковий Д.В.,
научный сотрудник,
Национальный авиационный университет
(г. Киев, Украина)
denzamk@gmail.com
Кузнецов С.В.,
старший научный сотрудник,
Национальный авиационный университет (г. Киев, Украина)
110576@mail.ru
Мельник К.В.,
к.т.н., старший научный сотрудник,
Национальный авиационный университет (г. Киев, Украина)
flight.control.system@gmail.com

Аннотация. Статья посвящена вопросам проектирования сложной системы, реализующей полный жизненный цикл имитационного моделирования динамики управляемого движения замкнутого контура «Воздушное судно – Унифицированная интеллектуальная автоматическая система управления полётом». Изложены основное назначение, требования, принципы построения, решаемые системой задачи. Рассмотрены вопросы структурно-функционального состава вышеуказанной системы. Приведены практические примеры разработки и применения.

Ключевые слова: полный жизненный цикл, имитационное моделирование, воздушное судно, динамика полёта, интеллектуальная автоматическая система управления полётом.

THE SIMULATION OF THE FULL LIFE CYCLE OF THE CLOSED LOOP «AIRCRAFT – UNIFIED INTELLIGENT AUTOMATIC FLIGHT CONTROL SYSTEM»

D.Zamkovyi,
Researcher National Aviation University (Ukraine, Kiev)
S.Kuznetsov,
Senior Researcher National Aviation University (Ukraine, Kiev)
K.Melnyk,
Ph.D. (Eng.), Senior Researcher National Aviation University (Ukraine, Kiev)

Abstract. This article deals with design of the complex system that implements the full life cycle of the simulation of dynamics of the closed loop «Aircraft – Unified Intelligent Automatic Flight Control System». It is considered the main purpose, requirements, design principles, and problems solved by this system, as well as the problems of the structural and the functional composition the aforementioned system. Practical examples of this approach are described.

Keywords: Full Life Cycle, Simulation, Aircraft, Flight Dynamics, Intelligent Automatic Flight Control System.

Введение

В настоящее время при проектировании сложных комплексных авиационных тренажёров нового поколения для любых типов воздушных судов (ВС) важную роль играет точность и полнота их математических моделей (ММ), исследование и проектирование интеллектуальных автоматических систем управления полётом (ИАСУП)

ВС с дальнейшим имитационным моделированием (ИМ) динамики управляемого движения (ДУД) ВС в замкнутом контуре «ВС-ИАСУП» в ожидаемых и сложных условиях эксплуатации [1-4]. При этом, в первую очередь, исследователь-экспериментатор должен иметь возможность всестороннего изучения и совершенствования каждого элемента в замкнутом контуре, начиная от оценки адекватности ММ ВС,

например, определения и представления стационарных и нестационарных аэродинамических сил, их моментов, и заканчивая улучшением, изменением алгоритмов работы, выбором и оптимизацией параметров ИАСУП с целью повышения качества, точности, надёжности, безопасности её функционирования.

В данной работе, представлен опыт по созданию сложного универсального математического программного комплекса обеспечивающего решение комплекса задач аэродинамики, ДУД ВС различного типа, а также задач ИАСУП с использованием методов ИМ. Далее рассматриваются назначение, требования, принципы построения такого комплекса, решаемые им задачи, его структурный и функциональный состав.

Постановка задачи

В ходе разработки инженерного тренажёра для обеспечения научно-исследовательских и проектных работ по созданию перспективных авиационных тренажёров, испытательных пилотажных стендов, имитаторов акселерационных воздействий, комплексов полунатурного моделирования, возникла необходимость в системе, реализующей полный жизненный цикл ИМ ДУД замкнутого контура «ВС-ИАСУП». На основании проведённого анализа открытых источников по существующим крупным производителям аэрокосмического оборудования, таким как Rockwell Collins, Honeywell, Thales, BAE systems, ЦНТУ «Динамика» и др. был сделан вывод о закрытости и конфиденциальности информации, касающейся проектирования и разработки подобных систем [1, 5-9]. Кроме, того предварительная оценка их стоимости (порядка сотен тысяч долларов) указывает на целесообразность разработки собственной реализации.

При разработке системы была поставлена цель реализации полного цикла разработки, во-первых, ММ ДУД ВС и основных систем управления (ОСУ) ВС и, во-вторых, создание именно унифицированной интеллектуальной автоматической системы управления полётом (УИАСУП) ВС.

При этом к системе предъявлялись следующие требования:

- простота, гибкость, дружелюбный интерфейс, ориентированный на исследователя-экспериментатора;
- наличие инструментария для итеративного построения ММ ДУД ВС с возможностью детального моделирования ОСУ и дальнейшей возможностью её верификации на основе данных лётных испытаний;
- возможность использования платформы ИМ замкнутого контура разработанных ММ ДУД ВС и УИАСУП в режиме реального времени;
- наличие интерфейса разработчика ИАСУП ВС и системы интерактивного анимационного моделирования;
- совместимость с центральной вычислительной системой (ЦВС), реализующей ИМ ДУД в составе тренажёра, транспорт межпроцессного взаимодействия.

Система, реализующая ИМ ДУД замкнутого контура «ВС-ИАСУП», должна позволять отрабатывать режимы автоматического пилотирования и самолётоведения в сложных метеорологических условиях, во всех регионах земного шара, на всех этапах полёта ВС – от взлёта до посадки [10-12].

Описание структуры полного жизненного цикла «ВС-УИАСУП»

При более детальном рассмотрении постановки задачи становится очевидной, потребность в принятии решений по определённым поставленным требованиям, что является необходимым для продвижения проектируемой системы на следующую жизненную стадию. Поэтому возникла существенная причина применения нами описаний полного жизненного цикла.

Полный жизненный цикл неотделим от рассматриваемой системы, а именно замкнутого контура ДУД «ВС-УИАСУП», и при этом особенности данной системы порождают большое количество возможных его описаний. Поэтому для того чтобы, создать его полноценное описание, необходимо понимать какое количество компонент он должен в себя включать. На приведённой ниже блок-схеме (рис. 1) отражены

главные стадии, так называемые крупные периоды жизненного цикла, которые были выделены при описании жизненного цикла системы ИМ ДУД замкнутого контура «ВС-УИАСУП»:

1. Формальное описание объектов ИМ.
2. Использование инструментальных средств разработки и верификации ММ ДУД ВС.
3. Реализация распределённой вычислительной системы (РВС) управления и ИМ ДУД ВС.

Каждой стадии полного жизненного цикла соответствует определенный результат и набор необходимой документации, которые являются исходными данными для следующей стадии.

Рассмотрим подробнее отдельные этапы жизненного цикла. При этом принцип работы вышеназванных трёх стадий полного жизненного цикла можно изложить следующим образом.

Вначале, на основе требований, выдвинутых при постановке задачи, были формализованы описания объектов ИМ. Затем, исходя из описания, выбраны средства разработки и верификации, при этом, часть существующих средств была доработана, а часть разработана с нуля. Существует целесообразность разделения единого инструментария между этапами 2 и 3. По завершению каждого этапа производится верификация документов и решений с целью проверки их соответствия первоначальным требованиям. Не следует забывать, что каждая стадия жизненного цикла состоит из совокупности подстадий (более мелких элементов), что из соображений объёма данной статьи не приведено.

Перечислим особенности инструментальных средств разработки и верификации:

- ориентированы на исследователя-экспериментатора;
- используют разделяемое математическое обеспечение ИМ ДУД ВС;
- представляют результаты ИМ в виде, удобном для анализа;
- позволяют модифицировать как параметры, так и структуру УИАСУП;
- визуализируют процесс ИМ ДУД ВС.

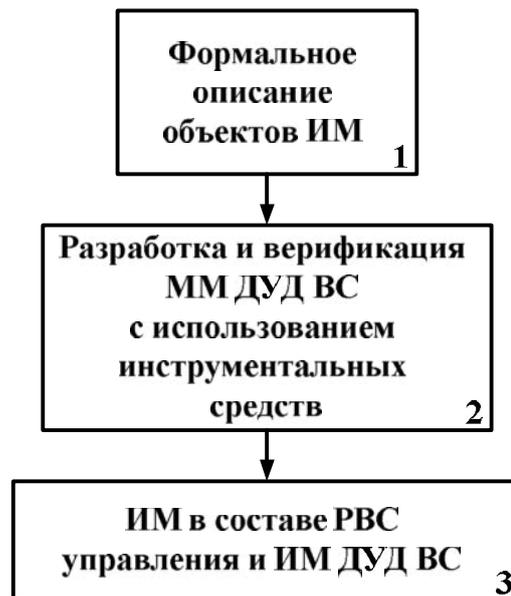


Рис. 1. Стадии жизненного цикла «ВС-УИАСУП»

Касательно созданной РВС, то она использует модульно-иерархический принцип построения и состоит из:

- сервера воздушной обстановки (СВО), который обеспечивает гибкую масштабируемость и управляет РВС ИМ ДУД ВС с предоставлением единого интерфейса;
- сервера ДУД моделирующего совокупность ВС, и состоящего из модели ДУД ВС, моделей ОСУ ВС, УИАСУП, унифицированного модуля искусственного интеллекта (ИИ) с поддержкой принятия решений, транспорта межпроцессного взаимодействия, совместимого с ЦВС заказчика.

Далее мы более подробно рассмотрим состав и определим особенности подсистем входящих, в спроектированную РВС.

Сервер динамики управляемого движения (СДУД)

Как уже было сказано выше, для организации централизованного управления множества ВС, обработки, структурирования и хранения данных используется выделенный вычислительный ресурс, а именно СДУД. При этом СДУД имеет такие особенности:

- основан на расширяемом документированном математическом обеспечении для расчёта ДУД ВС;
- использует достаточно полную нелинейную ММ ДУД ВС с решением уравнений абсолютного пространственного движения ВС в реальном масштабе времени;
- имеется возможность подключения существующих моделей ДУД ВС при наличии массовых, инерционных, аэродинамических, геометрических, лётно-технических характеристик ВС;
- имитационное моделирование ОСУ ВС при наличии их описания;
- параллельное ИМ множества ВС в режиме реального времени, гибкость настройки их параметров;
- -возможность масштабирования вычислительной нагрузки путём изменения точности расчёта счисления ДУД в реальном времени, отдельно для каждого ВС;
- возможность конфигурации каждой ММ ВС произвольным вектором состояния в любой момент времени под задачи системы реального времени позволяет, например, устанавливать массу и центровку ВС, уровень аэродрома, составлять сценарий полёта ВС в соответствии с руководством по лётной эксплуатации (РЛЭ);
- управление процессом ИМ (остановка, запуск, задание масштаба времени);
- выдача информации о текущих параметрах движения ВС;
- имитация взлётно-посадочной полосы (ВПП) и навигационной обстановки. При этом ИМ полётов в неспокойной атмосфере выполнено путем описания ветровых воздействий в виде одиночных порывов и сдвигов ветра с возможностью задания требуемой скорости и направления ветра [13-15];
- взаимосвязь подсистем при получении и передаче команд управления, параметров движения каждого ВС;
- возможность реализации интерактивного процесса ИМ с помощью включения человека-

оператора в контур управления ВС (виртуальный пилот). При этом имеется возможность учитывать его индивидуальные особенности в решении конкретной задачи пилотирования, что определяется его теоретической и практической подготовкой, пониманием ДУД ВС в различных ситуациях, знанием соответствующих инструкций РЛЭ и умением грамотно эксплуатировать ИАСУП [2, 16]. Управляющие воздействия виртуального пилота моделируются в рамках заданного сценария полёта, включающего характерные задачи и процедуры пилотирования ВС. Создание ММ ДУД ВС производится в интерактивном режиме из специальных блоков разработанного программного комплекса.

УИАСУП

Известно, что проектирование новых и адаптация имеющихся математических технологий, методов синтеза ИАСУП ВС с минимальными временными и материальными затратами является перво-степенной комплексной инженерно-математической задачей. Разработанная УИАСУП отвечает современным требованиям предъявляемых к ИАСУП ВС, имеет оригинальную структуру, в которую сведены базовые контуры каналов управления и накладываемые ограничения. УИАСУП носит универсальный характер и может быть эффективно использована при разработке ИАСУП для различных типов ВС, позволяя при этом эффективно решать задачи автоматического управления полётом ВС, проводить исследования с целью оценки динамики управляемого полёта ВС в различных условиях эксплуатации, включая моделирование отказов функциональных систем ВС [2-4, 10, 17].

УИАСУП обеспечивает автоматическое пилотирование и самолётовождение ВС на всех этапах движения, при этом, ИМ полёта ВС выполняется по траекториям заданным соответственно стандартам управления воздушным движением с одновременной 3D-визуализацией полёта ВС. Проектирование УИАСУП производится в интерактивном режиме на базе библиотеки блоков необходимых для её со-

здания, при этом доступны программы обработки, документирования результатов ИМ, анализа характеристик устойчивости и управляемости ВС. В соответствии с поставленными задачами при разработке полного жизненного цикла ИМ ДУД замкнутого контура «ВС-ИАСУП» разработаны также алгоритмы работы УИАСУП на режимах «Взлёт» и «Посадка». Для режима «Посадка» разработана ММ курсоглиссальной системы, которая формирует управляющие сигналы для УИАСУП.

Полученные результаты позволяют проводить анализ особых условий эксплуатации ВС, на этапах «Взлёт» и «Посадка», которые выходят за рамки разрешённых, с целью оценки предельных

На рис. 2 представлен результат тестирования и отладки навигационных алгоритмов, в частности здесь отработывался автоматический полёт ВС по достаточно сложному маршруту, с ограничениями на истинную воздушную скорость (ИВС) полёта, высоту, скорость набора высоты/снижения. Точками обозначены промежуточные пункты маршрута (режим Fly-Over – дословно: полёт на точку с её обязательным прохождением).

Унифицированный модуль ИИ

В процессе описания конкретной полётной ситуации для ВС, в виде сценария формируются, харак-

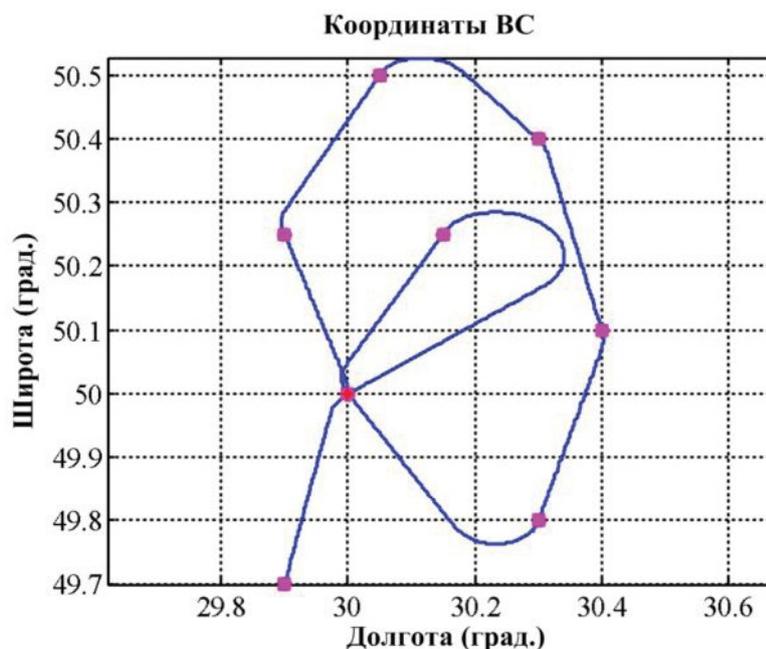


Рис. 2. Результат отладки навигационных алгоритмов

эксплуатационных возможностей ВС. Исследовать поведение ИАСУП на различных режимах работы и в различных условия эксплуатации с целью оценки её эффективности и определения путей совершенствования.

терные события будущего полёта, критерии их распознавания унифицированным модулем ИИ.

Таким образом, унифицированный модуль ИИ обеспечивает принятие решений при автоматическом управлении ВС (в объёме РЛЭ):

- выпуск и уборка шасси;
- управление положением закрылков, предкрылков;
- управление положением интерцепторов;
- применение тормозных механизмов колёс;
- уход на второй круг и другие процедуры.

Блок-схема программного комплекса, реализующего полный замкнутый жизненный цикл ИМ, представлена на рис. 3. Как видно из блок-схемы, по результатам сформулированной постановки задачи выполняется проектирование и верификация ММ с использованием высокоуровневых инструментальных

программного обеспечения для вычисления ДУД ВС. Далее производится комплексное тестирование реализованной ММ в составе распределенной системы моделирования. При необходимости доработки ММ возможен возврат на этап проектирования и верификации без выполнения обратной инженерии ММ. РВС использует транспорт межпроцессного взаимодействия, совместимый с конкретной ЦВС.

Пример. ИМ процедуры «Взлёт»

Сложность проектирования и отработки алгоритмов автоматического управления взлётом связана с не-

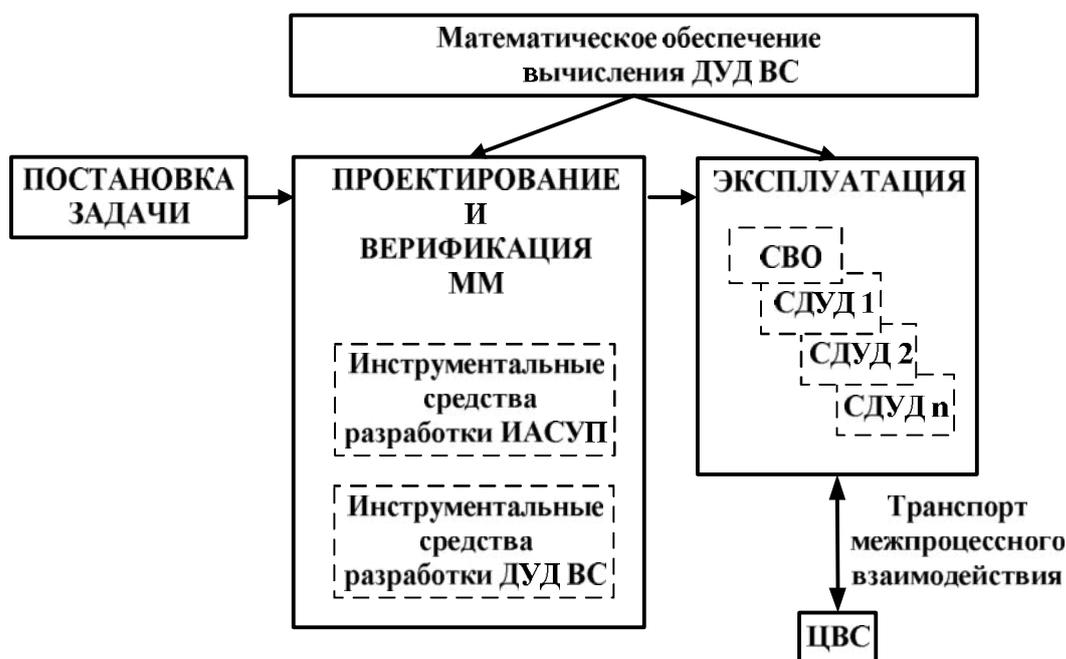


Рис. 3. Блок-схема полного замкнутого жизненного цикла ИМ ДУД ВС

средств. При этом инструментальные средства разделяют единое математическое обеспечение вычисления ДУД ВС. Они позволяют обеспечивать оценку точности и непротиворечивости ММ. После этого разработанные ММ прозрачно загружаются в РВС реального времени. Прозрачность загрузки обеспечивается использованием разделяемого со стадией разработки

которыми специфическими особенностями, которые характерны для этого участка траектории [2, 4, 12, 18]. Такими особенностями в первую очередь являются:

- существенно нелинейный характер аэродинамических характеристик ВС на больших углах атаки, возникающий при отрыве передней стойки шасси;

- наличие особых этапов движения ВС: предварительный/исполнительный старт, руление, отрыв, уборка шасси и механизации, набор высоты;
- значительное проявление перекрёстных связей продольного и бокового движений ВС;
- значительное влияние сдвига ветра на взлёт ВС;
- нестационарность динамики полёта вследствие влияния близости земной поверхности на аэродинамические характеристики ВС.

Эти особенности определяют необходимость тщательного исследования ИАСУП на этапе взлёта для обеспечения требуемой точности и повышения уровня безопасности при взлёте в автоматическом режиме.

Рассмотрим ММ ВС, которая используется при проектировании сложной системы, реализующей полный жизненный цикл ИМ ДУД замкнутого контура «ВС-УИАСУП».

Учитывая громоздкость нелинейной модели, представим её в общем виде:

$$\left. \begin{aligned} \dot{x} &= F(x, u, w) \\ y &= Cx + d \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

Здесь вектор состояния x имеет вид:

$x = [V, M, \alpha, \beta, p, q, r, \varphi, \theta, \psi, \phi, \lambda, H, n, a]^T$, где V – ИВС ВС, M – число Маха, α – угол атаки; β – угол скольжения; p – угловая скорость крена; q – угловая скорость тангажа; r – угловая скорость рыскания; φ – угол крена; θ – угол тангажа; ψ – угол рыскания; ϕ, λ – географические широта и долгота текущего местоположения ВС; H – высота полёта; вектор перегрузок $n = [n_x, n_y, n_z]$ ВС в проекциях на связанные оси; вектор абсолютных ускорений $a = [a_x, a_y, a_z]$ ВС в проекциях на связанные оси. Вектор управления u :

$$u = [\delta_A, \delta_E, \delta_R, \delta_F, \delta_S, \delta_I, \delta_{RT}, \delta_G, \delta_N, \delta_B, \Omega]^T,$$

где $\delta_A, \delta_E, \delta_R, \delta_F, \delta_S, \delta_I$ – углы отклонения элеронов, руля высоты, направления, закрылков, предкрылков, интерцепторов, соответственно; δ_{RT} – реверсивное устройство ВС; δ_G – положение шасси ВС; δ_N – управление поворотными колесами носовой опоры шасси ВС; δ_B – управление тормозами ВС; Ω – тяга силовой установки ВС; w – вектор внешних ветровых возмущений; d – вектор шумов измерений. Матрица измерений C в этом случае имеет вид:

$$C = \begin{bmatrix} 1 & O_{1 \times 1} & O_{1 \times 17} \\ O_{17 \times 1} & I_{17 \times 17} & O_{17 \times 1} \\ O_{1 \times 17} & O_{1 \times 1} & 1 \end{bmatrix},$$

где $I_{17 \times 17}$ – единичная матрица размером (17x17), $O_{i \times j}$ – нулевые матрицы размером $i \times j$.

В качестве достаточно полной нелинейной ММ объекта используются широко известные уравнения сил и моментов, кинематические соотношения для углов Эйлера и линейных координат. Поскольку силы и моменты, действующие на ВС в полёте, являются сложными функциями, как высоты, скорости полёта, так и компонент вектора состояния ВС, то дальнейшее развёртывание системы уравнений (1) приводит к сложным и объёмным выражениям, представление которых значительно превышает объём данной статьи и поэтому здесь не приводится. Подробное описание полной системы уравнений ДУД ВС приводится в большом количестве различных литературных источников [2, 3, 7, 14-16].

Рассмотрим работу УИАСУП на этапе взлёта для ВС с такими параметрами: масса 45000 кг; длина 29 м; размах крыла 28 м; площадь крыла 108 м²; крейсерская скорость 650 км/ч; момент инерции $I_x: 0.762 \cdot 10^6$ кг* м², $I_y: 2 \cdot 10^6$ кг*м², $I_z: 2.6 \cdot 10^6$ кг*м², $I_{xz}: 0.011 \cdot 10^6$ кг*м² [2, 11, 18, 21].

На рис. 4 приведены некоторые результаты ИМ процедуры «Взлёт». На рис. 4а показан график переходного процесса изменения высоты полёта ВС. В начале ИМ ВС находится на предварительном

старте; происходит выпуск закрылков и предкрылков во взлётное положение; этап исполнительного старта: ВС находится по оси ВПП в направлении взлёта, проводится проверка курса взлёта - 297 градусов.

Перед разбегом включается управление передней стойкой шасси; увеличивается режим работы двигателей необходимый для плавного трагивания; происходит руление ВС по ВПП на расстояние 10 метров по прямой с дальнейшим торможением колёсами (30-я с). Далее УИАСУП получает команду на разрешение взлёта; синхронно автоматически отпускаются тормоза ВС (65-я с) и ручка управления двигателями (РУД) переводится во взлётное положение (фактически всё выполняет УИАСУП); при достижении скорости V_R подъёма передней стойки шасси для обеспечения отрыва УИАСУП “отклоняет” штурвал “на себя”, происходит отрыв ВС от ВПП (89-я с), далее УИАСУП удерживает угол тангажа ВС 8° . При достижении скорости набора высоты V_2 , при высоте не менее 6 метров и положительной вертикальной скорости набора высоты автоматически убираются шасси (93-я с). С высоты 200 м и при достижении ВС ИВС полёта V_3 УИАСУП производит уборку механизации крыла в полётное положение (115-я с).

В процессе набора высоты УИАСУП производит удержание ИВС полёта 450 км/ч (125-я с), далее для проверки работы автомата тяги УИАСУП принимает решение удерживать ВС ИВС полёта 550 км/ч (200-я с). Всё это время ВС находится в наборе высоты, при достижении высоты полёта 1500 м отключается стабилизация угла тангажа и УИАСУП переключается на режим удержания высоты - 2000 м. Для проверки работоспособности режима удержания высоты после процедуры “Взлёт”, УИАСУП принимает решение произвести снижение и занятие ВС высоты полёта 1000 м (400-я с). Как видно на рис. 4г снижение с высоты полёта 2000 м до 1000 м с вертикальной скоростью снижения 10 м/с сопровождалось постепенным превышением ИВС полёта над заданной, несмотря на работу автомата тяги. После занятия высоты 1000 м обеспечивается удержание ВС заданной ИВС полёта. Рис. 4а также показывает

возможность управляемого увеличения вертикальной скорости снижения и набора ВС с контролем заданных ограничений.

На рис. 4д приведены результаты ИМ перехода ВС на новый курс - 90° градусов (600-я с). На графике 4е показан переходной процесс по углу крена. Как видно, УИАСУП за всё время полёта ВС стабилизировала практически нулевой угол крена, а после задания команды на смену курса ВС начало выполнять координированный разворот, то есть стабилизацию курса через канал крена, при этом в УИАСУП было задано ограничение на максимальный крен 30° . На рис. 4б приведены результаты характерного влияния (проявление перекрёстных связей продольного и бокового движений ВС) угла крена на параметры движения ВС при переходе на новый курс, а именно изменение угла тангажа ВС, что сопровождается незначительной просадкой ВС по высоте. Тем не менее, УИАСУП восстанавливает параметры движения ВС, обеспечивая выполнение смены курса с компенсацией потери высоты полёта ВС.

Выводы

Исходным материалом для написания данной статьи послужили результаты работы над инженерным тренажёром для обеспечения научно-исследовательских и проектных работ по созданию авиационных тренажёров, испытательных пилотажных стендов, имитаторов акселерационных воздействий, комплексов полунатурного моделирования. Поэтому были рассмотрены основные подходы при проектировании сложной системы, реализующей полный жизненный цикл ИМ ДУД замкнутого контура «ВС-УИАСУП». Приведены практические примеры разработки и применения. Рассмотрены некоторые аспекты инструментальных средств разработки и верификации ММ ДУД ВС, РВС, СДУД. Показано практическое применение ММ ВС и УИАСУП в составе инженерного тренажёра, работающих в условиях реального времени. Рассмотрена полная имитация процедуры «Взлёт».

Спроектирована УИАСУП являющаяся универсальной платформой для отработки методов, техно-

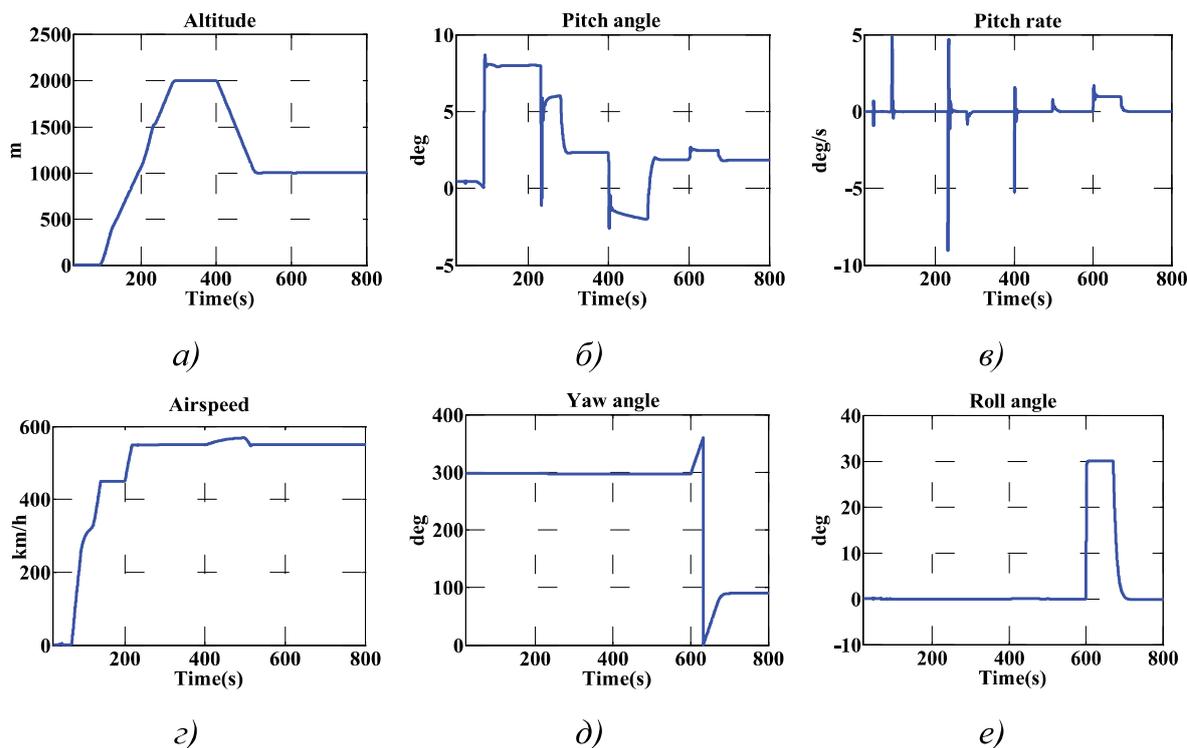


Рис. 4. Переходные процессы изменения:
 а) высоты ВС; б) угла тангажа; в) скорости изменения угла тангажа;
 г) ИВС ВС; д) курса ВС; е) угла крена

логий построения адаптивных и робастных регуляторов для систем автоматического управления полётом ВС, позволяющая дорабатывать нелинейные ММ ВС, для повышения её надёжности, улучшения характеристик устойчивости, управляемости и повышения уровня безопасности полётов ВС.

Разработанный сложный универсальный программный комплекс обеспечивает проведение прак-

тически полного перечня испытаний ИАСУП ВС, что в значительной мере сокращает требуемое время и финансовые затраты на испытания. В целом созданный программный комплекс позволяет разработать рекомендации по совершенствованию и повышению эффективности ИАСУП и соответствию ВС нормам лётной годности в нормальных и особых случаях полёта, используя ИМ.

Список литературы

1. Waltman G. L. Black magic and gremlins: Analog flight simulations at NASA's Flight Research Center / G. L. Waltman. – Washington, DC 20546, 2000. – 232 p.
2. Roskam J. Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls / J. Roskam. – Darcorporation, Volume 1, 2, 6th edition, 2001. – 992 p.
3. Nelson R. C. Flight Stability and Automatic Control / R. C. Nelson. – McGraw-Hill Science/Engineering/Math, 2 edition, 1997. – 456 p.

4. Zipfel P. H. Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics / P. H. Zipfel. – Reston, Virginia, 2007. – 621 p.
5. www.rockwellcollins.com/Products_and_Systems/Simulation.aspx
6. www.honeywell.com/Products-Services/Pages/aerospace-defense.aspx
7. www.thalesgroup.com
8. www.baesystems.com
9. www.dinamika-avia.ru
10. Military specification flight control systems-design, installation and test of piloted aircraft. Tech. Rep. MIL-F-9490D, 1975.
11. Aircraft Control Toolbox User's Guide, Princeton Satellite Systems, Princeton, NJ, USA, 2003.
12. Гуськов Ю. П. Управление полетом самолета / Ю. П. Гуськов, Г. И. Загайнов. – М.: Машиностроение, 1980. – 216 с.
13. Доброленский Ю. П. Динамика полёта в неспокойной атмосфере / Ю. П. Доброленский. – М.: Машиностроение, 1969. – 256 с.
14. U.S. Standard Atmosphere, 1976, U.S. Government Printing Office, Washington, D.C.
15. U.S. Military Handbook MIL-HDBK-1797, 19 December 1997.
16. McRuer D. T. Mathematical Models of Human Pilot Behavior / D. T. McRuer, E. Krendel Advisory. – AGARD-AG-188, 1974. – 84 p.
17. Magni J. F. Robust Flight Control: a Design Challenge / J. F. Magni, S. Bennani, J. Terlouw. – London, Berlin, New York etc., 1997. – 649 p.
18. Stevens B. L. Aircraft Control and Simulation / B. L. Stevens, F. L. Lewis. – Wiley-Interscience, 2003. – 680 p.
19. McFarland R. A. Standard Kinematic Model for Flight Simulation at NASA-Ames / R. A. McFarland. – NASA, Computer Sciences Corporation, 1975. – 44 p.
20. Эткин Б. Динамика полёта. Устойчивость и управляемость / Б. Эткин. – М.: Машиностроение, 1964. – 494 с.
21. Остославский И. В. Аэродинамика самолёта / И. В. Остославский. – М.: Оборонгиз, 1957. – 556 с.