

Модели малогабаритного летательного аппарата как объекта исследования функционально устойчивого управления

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт»*

Разработаны концепции создания и усовершенствования конструкции малогабаритного летательного аппарата, синтезированы законы управления соответствующими аэродинамическими поверхностями в номинальном и аварийном режимах работы. А также обоснована аэродинамическая компоновка летательного аппарата, рассмотрено его продольное движение и стабилизация характерного для этого вида движения параметра – угла тангажа.

Ключевые слова: малогабаритный летательный аппарат (МЛА), беспилотный летательный аппарат (БПЛА), функционально устойчивая система управления (ФУСУ), система управления (СУ), моделирование, аэродинамические характеристики.

Введение

Как объект проектирования МЛА представляет собой сложную техническую систему с развитой иерархической структурой, большим числом элементов и внутренних связей [1]. Неотъемлемое качество современных МЛА – функциональная устойчивость, которая достигается обеспечением этим свойством его подсистем без учета (естественно существующих) перекрестных аэродинамических возможностей самого аппарата [2-3]. Поэтому приоритетной задачей проектирования МЛА является не только обеспечение на подсистемном уровне функциональной устойчивости [4-6], а и разработка или усовершенствование схемы, структуры и конструкции аппарата и составляющих его элементов, которая должна обеспечить при определенных ограничениях наиболее эффективное выполнение поставленных целей и обеспечение его свойством функциональной устойчивости на системном уровне [7-8].

В настоящее время существуют и проектируются различные аэродинамические компоновки МЛА [9-10], однако компоновка «летающее крыло» является наиболее используемой при конструировании малогабаритных БПЛА, что связано с обеспечением высоких показателей функционирования [11-12]. Вместе с тем, данная аэродинамическая схема состоит из минимально необходимого набора аэродинамических поверхностей, который в номинальном режиме обеспечивает выполнение целевого предназначения, а появление нештатных ситуации, связанных с самим носителем, за частую приводит к потере объекта и не выполнению поставленной задачи. Поэтому, в данной работе будет использоваться монопланерная конструкция МЛА, которая лишена этих недостатков.

1. Постановка задачи

Известно, что совокупность аэродинамических поверхностей МЛА в решении задач управления как угловым так и пространственным движением должна обеспечивать пространственное изменение положения корпуса МЛА, как в номинальном режиме, так и при появлении нештатных ситуаций, например, таких

как аномальное поведение аэродинамических поверхностей управления. Для обеспечения функциональной устойчивости системы стабилизации продольного движения на системном уровне, необходимо, чтобы избыточная система компоновки аэродинамических органов управления удовлетворяла необходимому и достаточному условию обеспечения функциональной устойчивости исполнительных подсистем на системном уровне.

Анализ создания подобных МЛА, а также систем иерархических структур управления их полетом показал, что существующие подходы к повышению уровня функциональной устойчивости, основанные, как на совершенствовании элементной базы и резервировании аппаратуры, так и применение различных подходов к интеллектуализации бортовых систем управления МЛА не обеспечивают ожидаемого результата для современных систем управления.

Целью данной работы является создание функционально устойчивой системы управления и стабилизации движением МЛА.

2. Моделирование МЛА как объекта функционально устойчивого управления

Обеспечение функциональной устойчивости систем выходит за рамки традиционной и классической теории автоматического управления, так как предполагает наличие неполной априорной информации об объекте управления и условиях его работы, оперативное формирование управления параметрами движения для текущего технического состояния системы и оптимальное использование всех располагаемых ресурсов [11-12].

Применяемая концепция предполагает создание многоуровневого обеспечения функционально устойчивого управления МЛА. При этом, для обеспечения первого (подсистемного) уровня структура системы предполагает следующую компоновку (рис. 1): объект управления (МЛА), функционально устойчивая подсистема измерений (ФУПИ), функционально устойчивая исполнительная подсистема (ФУИП), включающая в себя средства диагностирования (СД) и средства восстановления (СВ) функциональных свойств в нештатных ситуациях, а также вычислительную подсистему (ВП).

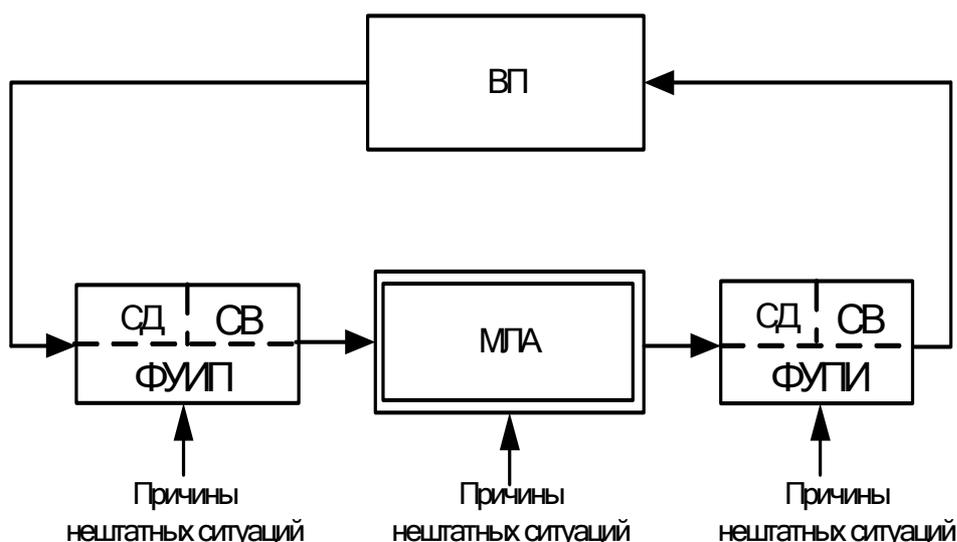


Рис. 1. Блок-схема системы с функционально устойчивым управлением на подсистемном уровне

На этом уровне производится диагностирование функционального состояния всех систем и подсистем МЛА, в результате чего, при появлении нештатной ситуации, находится место её возникновения, устанавливается класс и определяется ее конкретный вид, т.е. получается полный диагноз нештатной ситуации, вызвавшей ухудшение качества функционирования МЛА, другими словами определяется причина невыполнения возложенных на МЛА задач. После получения диагноза включается процедура парирования нештатной ситуации посредством имеющихся на борту избыточных ресурсов с целью восстановления работоспособности аварийной системы, переводя ее в разряд функционально устойчивых. При этом на подсистемном уровне возможны два варианта составных элементов – вариант, представленный на рис.2 со своими достоинствами и недостатками, а также вариант компоновки МЛА, отвечающей критериям обеспечения функциональной устойчивости на системном уровне [2].

Усовершенствованный малогабаритный летательный аппарат (УМЛА), являющийся неотъемлемой частью функционально устойчивой системы управления (СУ), необходимо скомпоновать таким образом, чтобы выполнялись необходимые и достаточные условия обеспечения функциональной устойчивости на системном уровне, что достижимо определенным расположением избыточного количества органов управления на МЛА.

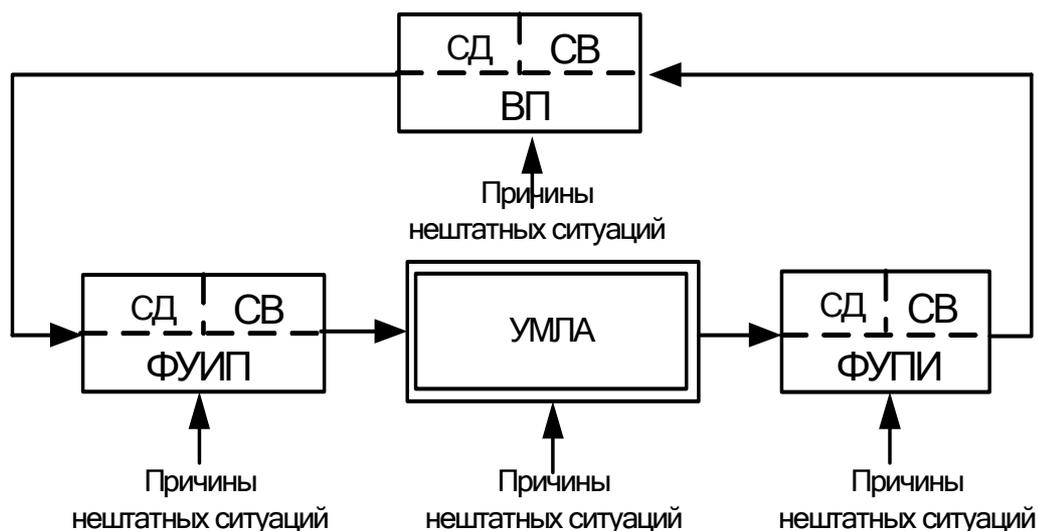


Рис. 2. Функционально устойчивая СУ МЛА на системном уровне

В соответствии с требованиями к расположению аэродинамических органов управления МЛА, была выбрана аэродинамическая схема и компоновка аэродинамических поверхностей, представленная на рис. 3.

Применяемый к разработке диагностического обеспечения сигнально-параметрический подход в значительной степени формализован, так как базируется на аналитических диагностических моделях, что определяет рациональность их использования как базовые при разработке средств автоматизации реабилитационного обеспечения системы управления МЛА в нештатных ситуациях. Построение адекватных математических модели номинального и аварийного поведения объекта диагностирования является одной из основных задач разработчика диагностического обеспечения и необходимым этапом диссертационного исследования [3].

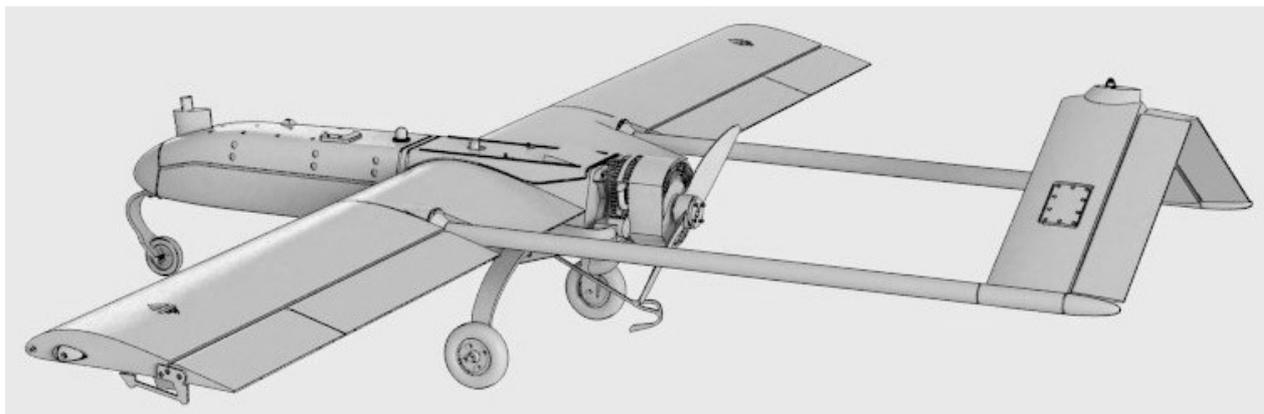


Рис. 3. Исследуемый малогабаритный БПЛА

С целью получения параметров линейных моделей бокового и продольного движений МЛА необходимо проведение исследований его аэродинамических характеристик. Традиционные подобные исследования в аэродинамике, основываются на теоретических и экспериментальных методах. Основным инструментом экспериментальных исследований служат различного рода аэродинамические трубы, а также натурные испытания объектов. С их помощью в настоящее время выполняется основной объем исследований. Следует отметить неоспоримый факт подобных исследований, заключающийся в устоявшейся тенденции роста стоимости таких исследований, недостаточность получаемой информации из-за своих принципиальных ограничений, а также не применимость располагаемых методик для МЛА.

Теоретическая аэродинамика предлагает для использования в численных расчетах нескольких типов уравнений. Различие между ними определяется принятыми ограничениями и соответственно большим или меньшим соответствием реальному состоянию обтекающего объект потока. Наиболее полную информацию о движении газа и наиболее точные результаты могут дать численные методы, основанные на решении уравнений Навье-Стокса, описывающих обтекание летательного аппарата вязким воздухом. При этом для определения аэродинамических характеристик МЛА не выделяются отдельные части, а весь он рассматривается как единое целое, т.е. как объект достаточно сложной формы. Эти методы наиболее приемлемы для вида компоновок – «интегральная схема», так как для них выделить отдельные части сложно, что соответствует нашему случаю.

Получение аэродинамических характеристик исследуемого МЛА осуществляется с помощью программного комплекса ANSYS CFX, основанного на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (Reynolds Averaged Navier-Stokes) в широком диапазоне изменения параметров полета. В дальнейшем результаты моделирования будут оценены сравнением с данными эксперимента.

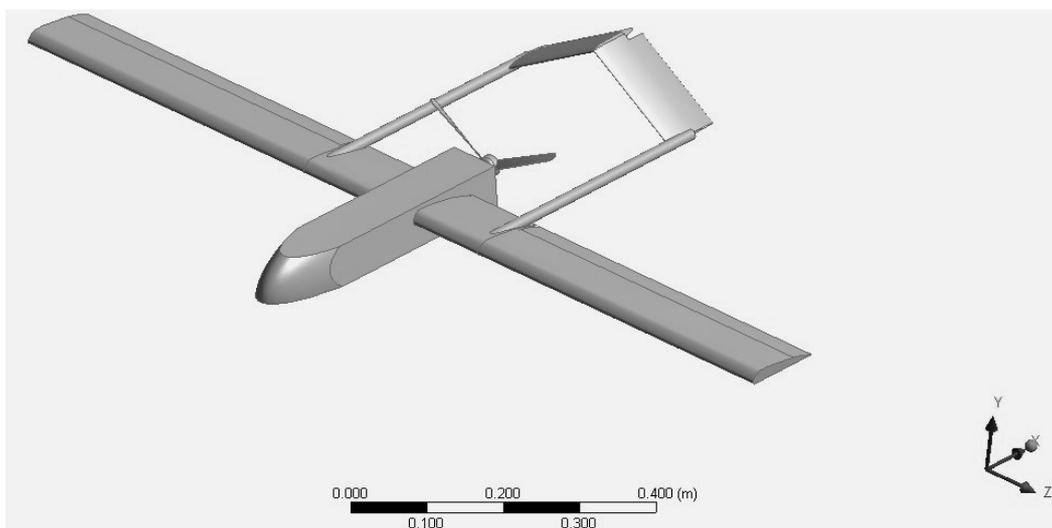


Рис. 4. Компонентная схема исследуемого МЛА

Задача обтекания МЛА относится к задачам внешней аэродинамики, решение которой надо искать в безграничном объеме. В методах CFD задачи внешней аэродинамики представляются как внутренние. При этом обтекаемое в неограниченном пространстве тело заключается внутрь расчетной области (CFD-объема) весьма больших, но конечных размеров. Расчетная область в сечении, расчетная сетка, в которой решается задача обтекания МЛА, и граничные условия в терминологии программного комплекса ANSYS CFX представлены на рис.5.

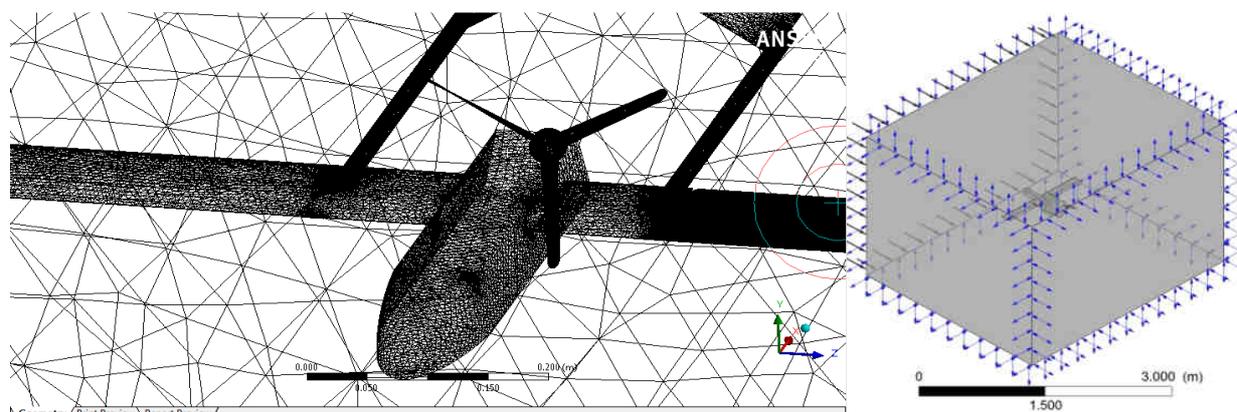


Рис. 5. Расчетная область, расчетная сетка и граничные условия в терминологии ANSYS CFX

Геометрические размеры МЛА приняты равными размерам физической модели, используемой при продувках в аэродинамических трубах. Модуль программы, выполняющий вычисления, базируется на методе конечного объема. При таком подходе для достижения требуемой точности и сходимости решения важным является построение рациональной расчетной сетки. Построенная в сеточном редакторе структурированная расчетная сетка представлена на рис. 5. Также показана сетка на поверхности модели самолета. Для обеспечения заданного значения относительного расстояния до стенки в пристеночных областях пограничный слой разрешен призматическими элементами.

На рис. 6 представлены полученные в расчетах зависимости коэффициентов подъемной силы (C_y), момента тангажа (m_z) и лобового

сопротивления (C_x) МЛА от угла атаки α для числа при скорости 11 м/с в сравнении с экспериментом и моделированием. Относительное рассогласование полученных результатов с данными продувок во всем исследованном диапазоне не превышает 4%, 6% и 16% для, C_y C_z с с и mz соответственно.

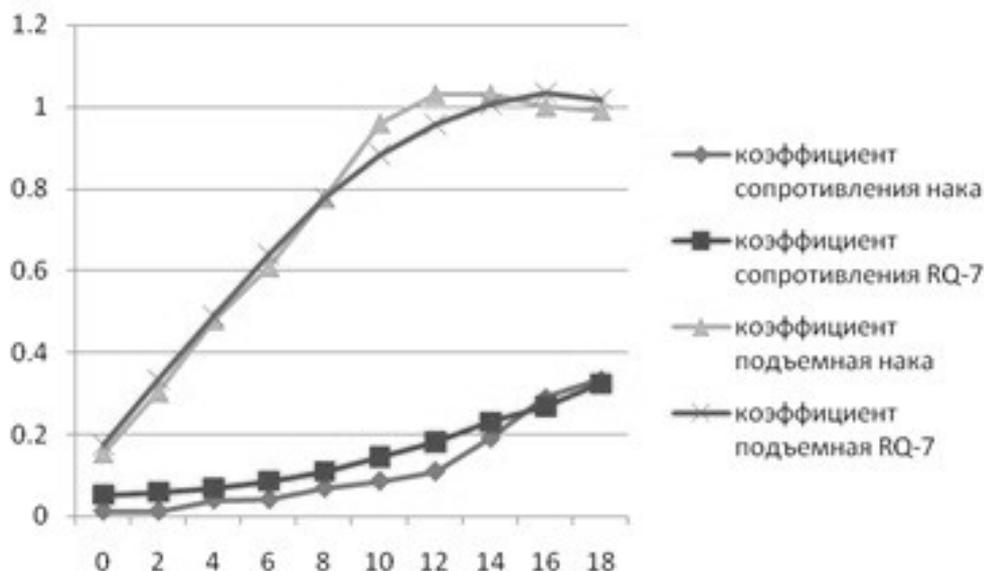


Рис. 6. Сравнение коэффициента подъема (C_x) и сопротивления (C_z) Модель НАСА и Модель RQ-7

Таким образом, путем применения вычислительного эксперимента проведены расчеты по определению аэродинамических характеристик МЛА с последующим сопоставлением полученных результатов с экспериментальными данными. Полученные результаты удовлетворительно согласуются с результатами реальных полетов и продувок в аэродинамической трубе. Также путем визуализации линии тока, поля скоростей и давлений на поверхности исследуемого объекта и в выделенной области пространства, был проведен анализ особенностей его обтекания. Как показывают полученные результаты, использование программного комплекса ANSYS CFX позволяет дополнить результаты экспериментального моделирования МЛА.

С целью получения параметров тензора инерции МЛА представленных размеров, необходимых для завершения параметрической идентификации моделей продольного и бокового движений применяем систему автоматического проектирования SolidWorks.

Процесс построения модели основывается на создании элементарных геометрических примитивов и выполнении различных операций между ними. Модель набирается из стандартных элементов и может быть отредактирована путем либо добавления/удаления этих элементов, либо изменения характерных параметров элементов. В процессе моделирования создается не деталь, а алгоритм (последовательность операций) ее создания. Таким образом, задаются размеры и геометрические взаимосвязи между элементами, которые определяют форму конкретного изделия.

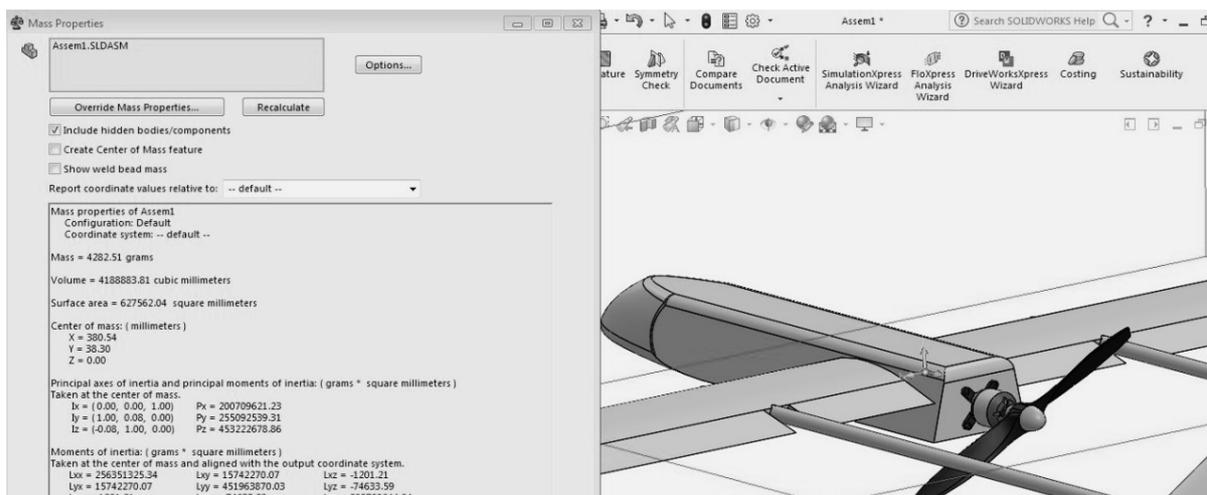


Рис. 7. Положение центра масс МЛА

Применяя сформированную 3D модель, в среде SolidWorks были определены параметры тензора инерции: $J_{xx} = 256351325.34$; $J_{xy} = 15742270.07$; $J_{xz} = -1201.21$; $J_{yx} = 15742270.07$; $J_{yy} = 451963870.03$; $J_{yz} = 74633.59$; $J_{zx} = 1201.21$; $J_{zy} = 74633.59$; $J_{zz} = 200709644.04$. Размерность параметров грамм квадратный на миллиметр.

Следует отметить, что масса элементов бортового оборудования учитывалась при расчете положения центра масс МЛА и параметров тензора инерции, а также учитывалось предлагаемое симметричное, по отношению к продольной строительной оси, размещение основных по массе элементов бортового оборудования. Так же расчеты проведены по стандартной методике с требованием нахождения центра масс в пределах 25...35% от значения средней аэродинамической хорды модели.

Полученные аэродинамические коэффициенты и массово-инерционные характеристики МЛА позволили определить численные значения математических моделей изолированных видов движения МЛА. В дальнейшем, исследование динамических особенностей математических моделей полной динамики осуществлялось в среде Matlab Simulink, с встроенной моделью, полученной в SolidWorks рис. 8.

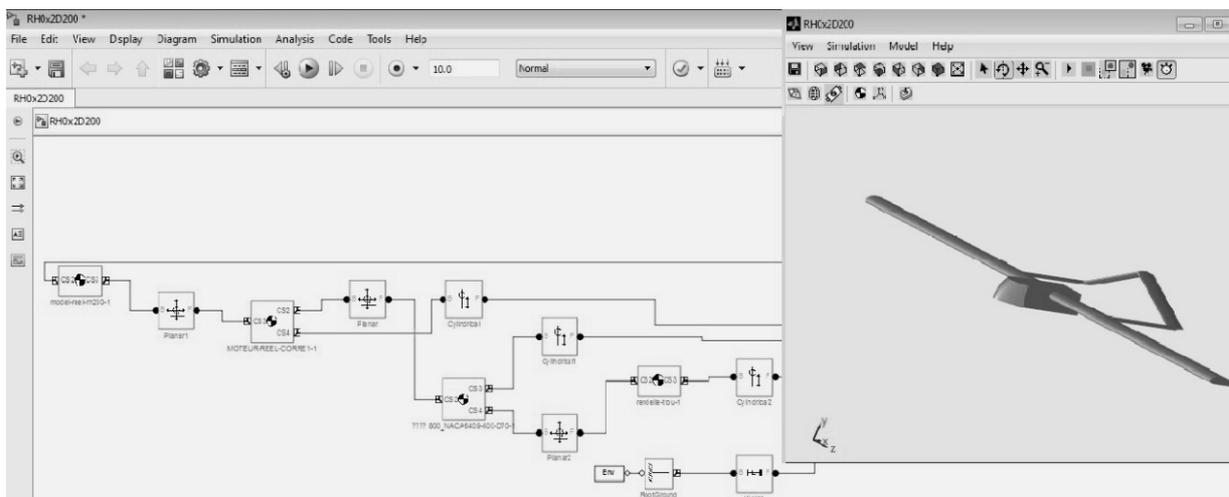


Рис. 8. Моделирование динамики МЛА в Matlab Simulink, с моделью, в SolidWorks

Анализ совпадения результатов моделирования и реального полета показывает, что полученные результаты удовлетворительно согласуются с результатами реальных полетов и удовлетворяют требуемой точности, что составляет не более 6% погрешности.

Выводы

В результате проведенного исследования определен облик МЛА и его аэродинамическая компоновка, удовлетворяющая требованиям функционально устойчивого управления, а также установлены его размеры и расположение управляющих и несущих аэродинамических поверхностей.

Применением комплексного подхода к проектированию и изготовлению МЛА на базе теоретических знаний в области конструирования, аэродинамики, систем управления и программирования с применением объектно-ориентированных программных средств были определены аэродинамические свойства МЛА. А также, разработаны адекватные реальным процессам ряд моделей МЛА, позволяющие определять параметры, влияющие на управляемость, устойчивость системы управления МЛА и доказана их адекватность в широком диапазоне изменения входных и выходных параметров движения.

Список литературы

1. Фирсов, С.Н. Управление малогабаритным летательным аппаратом вертикального взлета и посадки при переходе от одного режим полета в другой [Текст] / С.Н. Фирсов, Нгуен Ван Тхинь, А.В. Данченко//Авиационно-космическая техника и технология. –2012. –№3(90). –С. 56–61
2. Машков О.А. Оцінка функціональної стійкості розподілених інформаційно-керуючих систем / О.А. Машков, О.В. Барабаш // Фізико-математичне моделювання та інформаційні технології. – Київ: НАН України, Вип1, 2005. – С. 159 - 165.
3. Фирсов. С.Н. Многоуровневое парирование нештатных ситуаций в задачах обеспечения функциональной устойчивости спутниковых систем управления движением и навигации // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. – 2015. – № 8. – С. 36 - 45.
4. Фирсов С.Н. Формирование устойчивой к отказам структуры измерителей параметров движения систем ориентации и стабилизации // Гироскопия и навигация. – 2013. – №4 (83). – С. 72 - 83.
5. Фирсов, С.Н. Формирование устойчивых к отказам Блоков двигателей маховиков спутниковых систем стабилизации и ориентации [Текст] / С.Н. Фирсов // Теория и системы управления. - 2014. - № 4 (83). - С. 83 - 104.
6. Фирсов С.Н. Формирование устойчивой к отказам структуры измерителей параметров движения систем ориентации и стабилизации [Текст] / С.Н. Фирсов // Гироскопия и навигация. - 2013. - №4 (83). - С. 72 - 83.
7. Firsov, S.N. Forming of fault-tolerant flywheel engine blocks in satellite systems of orientation and stabilization [Text] / S.N. Firsov // Journal of Computer and Systems Sciences International. – 2014. – № 4 (53). – P. 601 – 609.
8. Фирсов. С.Н. Аппаратно-программный комплекс экспериментальной отработки процессов управления, диагностирования и парирования отказов

малых космических аппаратов [Текст] / С.Н. Фирсов, О.В. Резникова // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. – 2014. – № 6. – С. 60 – 69.

9. Firsov Sergii. Hardware and Software Package for Search, Detection and First Aid Means Delivery in Rough Terrain on Basis of a Three Rotor Unmanned Aerial Vehicle [text] / Sergii Firsov, Nataliia Plavynska, Kyrylo Rudenko // International Scientific Journal of Transport Problems – 2014 – № 2 (9). - PP. 69 – 75.

10. Firsov, S.N. Compact vertical take-off and landing aerial vehicle for monitoring tasks in dense urban areas [text] / Sergii Firsov, Igor Kulik // International Scientific Journal of Transport Problems – 2015 – № 10 (3). - PP. 29 – 34.

11. Фирсов, С. Н. Функционально устойчивая система стабилизации параметра продольного движения малогабаритного летательного аппарата [Текст] / С. Н. Фирсов, А. А. Бояркин, Уиссам Будибба, И. В. Жежера // Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – 2016. – № 1 (75). – С. 56 – 60.

12. Фирсов, С. Н. Функционально устойчивая система стабилизации параметра бокового движения малогабаритного летательного аппарата [Текст] / С. Н. Фирсов, А. А. Бояркин, Уиссам Будибба, И. В. Жежера // Авиационно-космическая техника и технология. – 2016. – № 1 (128). – С. 73 – 78.

Поступила в редакцию 04.12.2017

Моделі малогабаритного літального апарату як об'єкта дослідження функціонально стійкого управління

Розроблено концепцію створення і удосконалення конструкції малогабаритного літального апарату, синтезовані закони управління відповідними аеродинамічними поверхнями в номінальному і аварійному режимах роботи. А також обґрунтована аеродинамічна компоновка літального апарату, розглянуто його поздовжній рух і стабілізація характерного для цього виду руху параметра – кута тангажу.

Ключові слова: малогабаритний літальний апарат (МЛА), безпілотний літальний апарат (БПЛА), функціонально стійка система управління (ФУСУ), система управління (СУ), моделювання, аеродинамічні характеристики.

Model of Small Aircraft as Object of Research Functionally of Proof Management

Concepts of creation and enhancement of construction of the small aircraft are developed, laws of control of the appropriate aerodynamic surfaces in nominal and abnormal operation modes are synthesized. And also aerodynamic configuration of the aircraft is justified, its longitudinal movement and stabilizing of movement of parameter, characteristic of this look – a tangage angle is considered.

Key words: small aircraft (SA), unmanned aerial vehicle (UAV), functionally stable system of control (FSSC), management system (MS), simulation, aerodynamic characteristics.

Сведения об авторах:

Будибба Уиссам – аспирант кафедры электротехники и мехатроники, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.