

**СОВРЕМЕННЫЕ МЕТОДЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ, РАЗРАБОТКИ И ПРОВЕДЕНИЯ  
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОЦЕНКИ МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНОГО БЛА**

**А.П. Ганцев, Д.С. Аниськин**

**Федеральное унитарное предприятие «Центральный научно-исследовательский  
институт химии и механики» (ФГУП «ЦНИИХМ»)**

Тезисы: Численное моделирование, проектирование беспилотных летательных аппаратов.

Проектирование беспилотных летательных аппаратов (БЛА) и системы управления (СУ) невозможно представить без математического моделирования полёта БЛА. Современный подход к проектированию предполагает создание моделей, максимально отражающих свойства и особенности поведения реальных БЛА и СУ, например аэродинамики БЛА, эффективности органов управления, динамики приводов управления, тяговых и расходных характеристик силовой установки и её инертности, ограничений по допустимой и располагаемой перегрузке и пр. Для создания математических моделей (ММ) в настоящее время создан значительный технический потенциал в виде быстродействующих ЭВМ и современных программных средств, доступных разработчику.

Современный подход к проектированию БЛА предполагает активное использование программ автоматизации проектирования, например, таких как программные комплексы SolidWorks, Ansys CFX, Matlab/Simulink и пр.

Современный подход к проектированию БЛА можно разделить на несколько основных этапов, а именно:

- определение параметров среды применения;
- определение аэродинамической схемы аппарата и его конструктивных особенностей согласно его применению;
- определение параметров и характеристик силовой установки, органов управления;
- создание ММ объекта (запись уравнения движения);
- синтез СУ объекта;
- реализация ММ и СУ в виде компьютерной модели для получения численного решения;
- макетирование и проведение испытаний макета аппарата;
- выявление причин расхождений результатов моделирования с результатами экспериментов;
- корректировка компьютерной модели с повторным моделированием до приемлемого совпадения численного решения с результатами эксперимента.

При разработке БЛА в ФГУП «ЦНИИХМ» активно применяется метод полунатурного моделирования, который позволяет проверять работу системы управления непосредственно на бортовом вычислителе. В качестве примера использования данного метода можно рассматривать созданный многофункциональный лёгкий БЛА. На основе поставленных задач была выбрана нормальная аэродинамическая схема с раскладывающимся крылом и оперением. Силовая установка представляет собой турбореактивный двигатель с компрессором центробежного типа.

Динамические характеристики рулей управления (в том числе люфты), а также характеристики силовой установки (тяга, секундный расход топлива) были учтены при создании ММ объекта.

Для определения аэродинамических характеристик, использовался программный комплекс Ansys, реализующий численное решение уравнений Навье-Стокса методом конечных элементов. Результаты «виртуальных продувок» были использованы в дальнейшей работе при создании математической модели аппарата в программном комплексе Matlab/Simulink. В качестве модели атмосферы были использованы стандартные блоки из библиотеки AeroSpace Blockset.

Движение ЛА описывается законами движения твёрдого тела [2]. Это уравнения сил и моментов.

$$\frac{d\vec{Q}}{dt} = \vec{F}_{\text{вн}} + \vec{P} + \vec{F}_{\text{кор}} ; \quad (1)$$

$$\frac{d\vec{K}}{dt} = \vec{M}_{\text{вн}} + \vec{M}_P + \vec{M}_{\text{кор}} , \quad (2)$$

где  $\vec{Q}$  и  $\vec{K}$  - количество движения и момент количества движения относительно центра масс самолёта как затвердевшей системы;  $\vec{F}_{\text{вн}}$  и  $\vec{M}_{\text{вн}}$  - главный вектор и главный момент внешних сил, не связанных с работой двигательной установки;  $\vec{P}$  и  $\vec{M}_P$  - тяга двигателей и момент тяги двигателей относительно центра масс;  $\vec{F}_{\text{кор}}$  и  $\vec{M}_{\text{кор}}$  - главный вектор и главный момент относительно центра масс кориолисовых сил инерции.

При анализе движения ЛА самолётного типа принято вводить следующие упрощения: ЛА представляется как жёсткая оболочка с переменной массой, изменение массы и перемещение центра масс достаточно медленное, таким образом, влиянием внутренними силами инерции можно пренебречь. ЛА обладает плоскостью симметрии, следовательно, перекрёстные моменты инерции  $J_{xz}$  и  $J_{yz}$  будут равны нулю. Вращением и кривизной земли пренебрегаем.

С учётом сделанных упрощений уравнение (1) можно переписать в проекциях на связанные оси ЛА в виде [1]:

$$\left. \begin{aligned} m \left( \frac{dV_x}{dt} + \omega_y V_z - \omega_z V_y \right) &= -C_x \frac{\rho V^2}{2} S + P_{\Sigma_x} - mgh_x, \\ m \left( \frac{dV_y}{dt} + \omega_z V_x - \omega_x V_z \right) &= C_y \frac{\rho V^2}{2} S + P_{\Sigma_y} - mgh_y, \\ m \left( \frac{dV_z}{dt} + \omega_x V_y - \omega_y V_x \right) &= C_z \frac{\rho V^2}{2} S + P_{\Sigma_z} - mgh_z, \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

где  $h_x = \sin \vartheta$ ,  $h_y = \cos \gamma \cos \vartheta$ ,  $h_z = -\sin \gamma \cos \vartheta$ ;

Уравнение (2), которое определяет вращательное движение ЛА относительно центра масс, удобнее записать в матричном виде в проекциях на оси связанной системы координат [1]:

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} = J^{-1} \left( \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -J_{xy} \omega_x \omega_z + (J_y - J_z) \omega_y \omega_z \\ J_{xy} \omega_y \omega_z - (J_z - J_x) \omega_x \omega_z \\ (J_x - J_y) \omega_x \omega_y + J_{xy} (\omega_x^2 - \omega_y^2) \end{bmatrix} \right) \quad (4)$$

Переходя от общего вида уравнений (1) и (2) к их реализации в компьютерной модели было принято решение воспользоваться стандартным блоком решения дифференциальных уравнений из библиотеки AeroSpace Blockset. Сформированный суммарный вектор моментов и вектор сил, подается на вход блока. Выходными параметрами являются угловое положение, скорости, ускорения объекта.

Исходя из требований к маневренности, максимально допустимым перегрузкам, а также с учетом известных динамических характеристик БЛА и его органов управления, осуществляется синтез СУ. Применение стандартных блоков Simulink позволяет реализовать компьютерную модель практически любой СУ. Для уточнения коэффициентов СУ проводился частотный анализ переходных процессов на основных этапах полёта. На этапе макетирования полученные алгоритмы СУ переносятся в бортовой вычислитель.

В качестве бортового вычислителя и бесплатформенной инерциальной системы (БИНС) БЛА используется разработанный во ФГУП «ЦНИИХМ» пилотажно-навигационный комплекс (ПНК). На основании показаний датчиков кажущегося ускорения, гироскопов, напряженности магнитного поля, барометра и данных приемника сигналов спутниковой навигации БИНС вырабатывает навигационное решение с периодичностью 100Гц. Это навигационное решение используется для формирования информационных управляющих сигналов, передаваемых на адаптеры органов управления.

Находясь в специальном режиме, ПНК способен обрабатывать данные компьютерной модели, принимаемые по цифровому высокоскоростному интерфейсу, а именно: угловые

скорости, кажущиеся ускорения, напряженность магнитного поля, атмосферное давление, широту, долготу, высоту, скорость в нормальной системе координат (НСК), среднеквадратичную погрешность координат и скорости, период дискретизации каждого из измерений вместо измерений собственных датчиков. Исходя из полученных данных и в соответствии с текущим алгоритмом работы, ПНК вырабатывает управляющее воздействие для органов управления и двигателей ЛА. Параметры этого управляющего воздействия в виде команды «задать новое положение» передаются по цифровому высокоскоростному интерфейсу обратно в компьютерную модель. С учетом известных аэродинамических свойств ЛА, динамических характеристик органов управления ЛА, параметров атмосферы, величин случайных воздействий это управляющее воздействие интерпретируется в новое положение ЛА и, соответственно, новые показания датчиков ММ системы. Таким образом осуществляется обратная связь между ММ и реальным пилотажно-навигационным комплексом.

Преимущество использования такого метода моделирования заключается в возможности учесть особенности работы СУ непосредственно в аппаратуре, т.е. результат моделирования будет связан с характеристиками вычислителя конкретной инерциальной навигационной системы и его вычислительными и алгоритмическими ошибками.

Использование ПНК на этапе моделирования полета совместно с компьютерной моделью также дает возможность визуально проконтролировать поведение макета на стенде: проверить работу автопилота, органов управления; получить телеметрию виртуального полета по заданной траектории в том же виде, что и при реальном полете. Метод моделирования применим для прогнозирования траектории полета, проверки циклограмм полета, подбора коэффициентов автопилота, а также приблизительной оценки летно-технических характеристик разрабатываемого ЛА.

После проведения летных испытаний макетов, на основе полученной телеметрической информации можно сделать заключение о соответствии модели. Проанализировав выявленные расхождения полученных и спрогнозированных результатов возможно скорректировать модель. В результате достигается приемлемое соответствие поведения компьютерной модели и динамики реального аппарата.

Так при сопоставлении телеметрической информации полета с результатами моделирования были выявлены и устранены некоторые недостатки в конструкции разрабатываемого БЛА, введены поправки в автопилот.

Важнейшим аспектом применения метода является возможность, при необходимости, быстрого изменения аэродинамики разрабатываемого аппарата, замены или добавления органов управления, внесения изменений в СУ на любом этапе проектирования. Использование метода

проектирования с применением программно-аппаратного моделирования позволило в кратчайшие сроки создать новый БЛА, провести успешные испытания макета.

Литература:

1. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолётов/ Под ред. Г.С. Бюшгенса. – М.: Наука. Физматлит, 1998 – 816с.
2. Аэромеханика самолёта: Динамика полёта. Под ред. А.Ф. Бочкарёва и В.В. Андреевского. – М.: Машиностроение, 1985. – 360с.