

МОДЕЛИРОВАНИЕ АВТОНОМНОГО ПОЛЕТА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА (БЛА) ПО ПРОГРАММЕ

А.А. Дудкин, Л.П. Поденок

Государственное научное учреждение «Объединенный институт проблем информатики Национальной академии наук Беларуси»,
Минск, Беларусь

Представлена система моделирования автономного полета беспилотного летательного аппарата (БЛА) самолетной схемы по программе. Моделирование выполнялось с учетом погрешностей инерциальной навигационной системы, динамики и аэродинамики БЛА, а также метеоусловий.

Введение

Целью моделирования является верификация выполнимости программы полета (ПП) и/или определения вероятности ее невыполнения методом Монте-Карло. Моделирование полета выполнялось с учетом погрешностей инерциальной навигационной системы (ИНС), особенностей динамики и аэродинамики беспилотного летательного аппарата (БЛА), а также метеоусловий.

ПП – базовая компонента автономного полетного задания БЛА, представляет собой последовательность команд траекторного управления БЛА, а также функциональных команд, предназначенных для выполнения некоторых протяженных во времени и/или пространстве процессов, не связанных с траекторным управлением. Траекторное движение БЛА в рамках модели рассматривается как последовательность прямолинейных участков установившегося полета и маневров, которые выполняются раздельно в вертикальной и горизонтальной плоскостях. ПП формируется из последовательности узловых точек маршрута (УТМ), в которых БЛА изменяет курс, высоту или инициирует те или иные события. УТМ делятся на три класса – точки изменения вертикального режима полета (ВУТ), УТМ разворотов (УТР), и УТМ событий (УТС). Между УТР БЛА движется по ортодромии. В результате целевая траектория состоит из участков горизонтального полета в плоскости ортодромии и координированных разворотов в горизонтальной. УТМ представлены в геодезической СК (1, 0, 1). Элементы ПП – путевые точки (ПТ) – в ортодромической СК, и связанной с ней метрической, в качестве которой используется СК Ламберта.

Модель предполагает, что БЛА выполнен по классической самолетной схеме и включает следующие аэродинамические элементы управления – руль высоты (цельноповоротный стабилизатор), руль направления, элероны, двигательную установку и интерцептор. БЛА в рамках принятой модели предполагается аэродинамически безусловно устойчивым. Динамическая модель (ДМ) БЛА включает ДМ продольного движения, ДМ вращения вокруг продольной оси, модели балансировки, а также ДМ управляющей системы. Параметры модели:

- прочностные параметры планера (максимальная положительная и отрицательная нагрузка на крыло), которые используются при расчете допустимых перегрузок в процессе маневрирования;
- полетные характеристики (пустой и максимальный веса, средний удельный расход топлива, характеристическая площадь, максимальная и минимальная воздушные скорости);

- аэродинамические характеристики, в частности, зависимости коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления от угла атаки, скольжения и скорости;

- характеристики двигательной установки (время установления статического уровня тяги, функция передачи управления тягой на уровень установившейся тяги, максимальное и минимальное значения тяги);

- характеристики элеронов (максимальное отклонение, значение критического крена, время установления скорости крена, передача отклонения элеронов на установившуюся скорость крена);

- характеристики рулей высоты (максимальное отклонение, время установления угла атаки, передача отклонения рулей на установившийся угол атаки);

- характеристики рулей направления (максимальное отклонение, время установления угла скольжения, передача отклонения руля на установившийся угол скольжения).

Функционирование модели управляющей системы основано на сопоставлении планируемых параметров движения и полученных по результатам навигационных измерений с помощью феноменологической модели ИНС и выработке управляющих воздействий на актуаторы и тягу. Параметры модели системы управления включают:

- параметры двигательной установки (передача отклонения по дальности и скорости на тягу);

- параметры управления рулем высоты (передача отклонения высоты, тангажа/наклона траектории и угловой скорости тангажа на угол отклонения руля высоты);

- параметры управления элеронами (передача отклонения курса, отклонения по крену и угловой скорости крена, а также бокового отклонения на угол отклонения элеронов);

- параметры управления рулем направления (передача отклонения по скольжению на угол отклонения руля направления).

В основе аэродинамической модели лежит классическая модель длиннопериодических движений ЛА на основе дифференциальных уравнений движения центра масс и дифференциальных уравнений для моментов [1], при этом предполагается, что короткопериодические движения по тангажу, крену и рысканью стабилизированы.

1. Алгоритм моделирования полета по ПП

Кинематическое состояние БЛА характеризуется следующими параметрами:

- геодезические координаты местоположения (λ, φ, h) . Эти три параметра определяют положение сопровождающего геодезического трехгранника, в котором задаются остальные параметры;

- скорость движения определяется как модулем v и двумя углами – курсовым ψ и наклоном траектории Θ , так и компонентами v_x, v_y, v_z ;

- ориентация в пространстве определяется углами скольжения β , тангажа θ и крена γ в полускоростной СК;

- скорость вращения определяется тремя компонентами угловой скорости $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ в конструкционной системе координат БЛА.

Набор параметров $\mathbf{X} = [\lambda, \varphi, h, v_x, v_y, v_z, \beta, \theta, \gamma, \omega_x, \omega_y, \omega_z]$ составляет вектор кинематического состояния БЛА.

В рамках модели мы различаем истинное кинематическое состояние \mathbf{X}_c , которое является ненаблюдаемой величиной, и наблюдаемое \mathbf{X}_m , которое измеряется инерциальной навигационной системой (ИНС). Последовательность команд траекторного управления из ПП определяет планируемую последовательность кинематических состояний $\mathbf{X}_r^k = \mathbf{X}_r(t_k)$ для каждого модельного момента времени t_k .

Истинное кинематическое состояние изменяется во времени. Закон изменения $\mathbf{X}_c = \mathbf{X}_c(t)$ определяется состоянием и динамикой актуаторов, характером и интенсивностью внешних воздействий \mathbf{F}_e со стороны атмосферы (аэродинамика), динамическими свойствами БЛА, а также динамикой УС и возможностями ИНС.

Алгоритм моделирования полета в целом выглядит следующим образом — управляющая система на основании данных, извлекаемых из ПП, периодически рассчитывает очередное значение планируемого состояния \mathbf{X}_r^k и сравнивает его с состоянием \mathbf{X}_m^k , которое сформировано моделью ИНС для истинного состояния \mathbf{X}_c^k . По результатам сравнения устанавливается новое состояние актуаторов. Для нового состояния актуаторов рассчитывается динамика ориентации БЛА, значения аэродинамических влияний на планер и в конечном счете динамика полного кинематического состояния. Так продолжается, пока не закончится ППЗ. Период оценки рассогласования запланированного состояния от истинного и выдача команд актуаторам задается независимо от шага модельного времени.

3. Модель ИНС

Предполагается, что ИНС в составе модели БЛА учитывает вращение Земли. Модель ИНС симулирует вековой дрейф начала собственной системы координат (ССК) и вековой поворот ССК вокруг вертикали. Дрейф ССК моделируется по степенному закону, дрейф поворота — по линейному. Остальной дрейф и погрешности измерений не моделируются — предполагается, что ИНС имеет встроенные возможности корректировки вертикали и оптимальной фильтрации измерительного шума.

Модель ИНС содержит следующие компоненты (каналы), каждый из которых моделируется независимо — канал курса, канал ориентации, канал счисления пройденного пути. Также симулируется выдача воздушной скорости, барометрической высоты, давления и температуры.

Курсовая ошибка определяется ошибкой выставки начального курса (распределена по Гауссу) и конечной скоростью дрейфа курса (распределена по Релею).

Ошибка счисления пройденного пути является накопленной ошибкой и определяется многими факторами, среди которых, в том числе, и ошибки измерения углов. С достаточной для расчетов в рамках модели точностью погрешность выдачи пройденного пути описывается суммой ошибки начальной установки и вековой ошибки, которая моделируется эмпирически по степенному закону. Показатель степени и ошибка начальной установки принимаются распределенными по Гауссу.

4. Модель радиовысотомера

Навигация по рельефу осуществляется на базе данных, выдаваемых имитационной моделью радиовысотомера низких высот (РВНВ). В качестве исходных данных для РВНВ используются цифровые модели рельефа (ЦМР) и местности (ЦММ). Модуль имитационного моделирования РВНВ реализует следующий функционал:

- моделирование выдачи данных о высоте над подстилающей поверхностью на основании входных данных о положении на местности и высоте полета;
- моделирование стохастики на основании сведений о характере и свойствах подстилающей поверхности;
- формирование файла с процессом селектора уровней ЦМР/ЦММ.

Значение высоты, выдаваемое РВНВ формируется на основе ЦМР, ЦММ, и классе подстилающей поверхности в области, накрываемой пятном диаграммы направленности РВНВ. Подстилающая поверхность моделируется как два отражающих уровня, один из которых соответствует уровню рельефа, второй – уровню местности (лес, кустарник, дорога, ...). Сигнал каждого из уровней обладает своими стохастическими характеристиками. Каждый из типов покрытий при этом характеризуется своей парой отражающих уровней.

5. Учет атмосферных явлений и стохастики

Воздействие атмосферных явлений на движение учитывается в рамках классического подхода – разложение на скорость среднего ветра V_w и пульсационную (турбулентную) V' . В процессе автономного полета УС стремится поддерживать заданную скорость относительно земной поверхности, поэтому влияние V_w учитывается только в расходе топлива. Турбулентное воздействие влияет, в основном, на ориентацию БЛА и его боковое и вертикальное движение и моделируется как случайный процесс с заданной спектральной плотностью. Моделируются три компоненты – подъемная сила F'_z и два момента, приведенные к углам – скольжение β и крен γ . Для генерации случайного процесса с заданным ограниченным спектром используется метод Фурье-Релея.

Заключение

Выходные данные системы моделирования представляют собой последовательность кинематических состояний в модельном времени и выводятся в табличном виде, который позволяет их использовать для визуализации средствами программы gnuplot. Система моделирования написана на языке C++ (gcc 5.3.1). Время симуляции полета по маршруту продолжительностью 2700 с на платформе Intel Core2 Quad CPU Q9550 2.83GHz под Linux 4.4.6 составляет менее 3 с при шаге модельного времени 0.01 с, что позволяет использовать систему для оценки вероятности выполнимости полетного задания методом Монте-Карло.

Список литературы

1. Лебедев, А.А. Динамика полета БЛА / А.А. Лебедев, Л.С. Чернобровкин. – М.: Машиностроение, 1973. – 616 С., ил.
2. Гуськов, Ю.П. Управление полетом самолетов / Ю.П. Гуськов, Г.И. Загайнов. – М.: Машиностроение, 1980. – 213 С., ил.