

Анализ возможностей БЛА выполнения полётных заданий

В.В. Макаров,
с.н.с, к.т.н., makarov@ipu.ru
ИПУ РАН, г. Москва

В докладе рассматривается программная система, позволяющая разрабатывать и анализировать алгоритмы управления комплексами с беспилотными летательными аппаратами (БЛА). Под БЛА понимаем крылатые аппараты самолетных схем ближнего и среднего радиуса действия. Функции пилота ЛА выполняет человек-оператор, включенный в контур управления комплексом. В системе предусмотрена возможность автономного движения БЛА через заданные точки.

БЛА рассматривается, как объект с изменяющимися динамическими характеристиками, обусловленными уменьшением массы БЛА из-за расходования топлива (для ряда БЛА возможно двукратное изменение массы, что нельзя игнорировать в задачах оценки точности достижения заданных точек).

В данной работе полетное задание определяется, как множество случайных точек, окрестности которых должен пересечь БЛА. Задача состоит в оценки возможности конкретного БЛА посетить заданные точки и оценить возможное перерегулирование (выбросы траектории при совершении маневра).

Решение задачи, как в большинстве задач анализа движения БЛА, реализуется с помощью имитационного моделирования, как наиболее эффективного средства интерпретации реальности. В докладе приводятся результаты имитационного моделирования ряда БЛА для задачи прохождения заданных точек.

Program system for developing and analysis control algorithms for the complex technical system of a Unmanned Aircraft Vehicle (UAV) is considered. Under UAV it is understood winged spacecraft of plane schemes of near and average radius of action. Functions of pilot UAV are carried out by the operator included in a control loop by a complex. In system possibility of independent movement UAV through the set points is provided.

UAV it is considered, how object with the time-varying dynamic characteristics caused by reduction of weight UAV because of an expenditure of fuel (for number UAV probably double change of weight that it is impossible to ignore in problems of an estimation of accuracy of achievement of the set points)

The flight task is defined in the paper, as set of random point attainability domain should cross UAV. The problem consists in estimations of possibility concrete UAV to visit the set points and to estimate possible position overshoot (trajectory emissions at flight action).

The problem decision as in the majority of problems of the analysis of flight UAV, it is realised by means of simulation as most an effective remedy of interpretation of a reality. In the report results of modelling of some UAV for a problem of the set points progression are resulted.

Классификация БЛА

По виду управления БЛА различают:

- а) автономно пилотируемые БЛА (АПЛА);
- б) дистанционно пилотируемые БЛА (ДПЛА).

По типу систем управления для робототехнических систем различают следующие системы управления:

- а) программные;
- б) адаптивные;
- в) интеллектуальные.

В программных (программируемых) системах управления оператором пилотируемого устройства осуществляется программирование, после чего робототехническая система действует, полностью повторяя заданную программу.

Таблица 1

Классификация БЛА

БЛА		Радиус действия (РД), км	Высота полета, м	Время полета, час
Тактические	Микро	<10	250	<1
	Мини	<10	500	<2
	Ограниченного РД	10-30	3000	2-4
	Ближнего РД	30-70	3000	3-6
	Среднего РД	70-200	3000-5000	6-10
	Среднего РД с большой продолжительностью полета	500	5000-8000	10-18
	Низковысотные БЛА с большой продолжительностью полета	>500	250-3000	>24
	Низковысотные БЛА дальнего действия	>250	50-5000	0.5-1
Стратегические	Средневысотные БЛА с большой продолжительностью полета	500-750	5000-8000	24-48
	Высотные БЛА с большой продолжительностью полета	1000-6000	15000-20000	24-48
	Стратосферные БЛА	>2000	>20000	>48

В адаптивных системах управления оператором реализуются только основы программы, а БЛА имеет возможность в определенных границах автоматически перепрограммироваться (адаптироваться) в ходе решения поставленной задачи в зависимости от условий, которые неточно определены заранее.

В интеллектуальных системах управления оператором ставится задание в общей форме.

Классификация БЛА приводится выше в таблице 1 [1].

В настоящее время существует потребность в разработке БЛА, способных выполнять различные задачи:

- а) ведение поисковых работ;
- б) аэрофотосъемка местности;
- в) мониторинг территорий и объектов;
- г) ведение видеонаблюдения и т.д.

Согласно находящимся в открытом доступе документам организаций Европейского Союза, распределение потребительского спроса на гражданские БЛА в период с 2015 по 2020 гг. выглядит следующим образом: 45 % – правительственные структуры, 25 % – пожарные, 13 % – сельское хозяйство и лесничество, 10 % – энергетика, 6 % – обзор земной поверхности, 1 % – связь и вещание [5].

Важнейшая проблема при разработке БЛА - проектирование и разработка системы управления, при этом речь идёт о распределённой системе.

Актуальность работы заключается в исследовании современной технологии создания и тестирования СУ БЛА (главным образом программного обеспечения этой распределенной системы), управляемой моделями этой системы и основанной на использовании моделей и ООП. Такая технология известна как разработка, управляемая моделями (Model Driven Development), и процесс проектирования, управляемый моделями (Model Driven Architecture), с использованием универсального языка моделирования и визуального проектирования UML 2.2 [2,3]. Отраслевые аналитические отчёты показывают значительные преимущества управляемой моделями разработки, а положения о моделировании, добавленные в стандарт DO-178C, ещё больше повышают важность моделирования в процессе разработки.

Управление БЛА с помощью команд оператора

Ручное управление реализовано следующим образом. Доступность ручного управления определяется по текущему состоянию БЛА. На текущий момент существуют такие состояния (рис.2):

- а) предстартовое состояние (Idle), соответствующее ожиданию на взлётно-посадочной полосе;
- б) набор высоты (Flight);
- в) ручное управление (Control);
- г) автопилот (MotionInPath);
- д) возвращение на базу (ToGround).

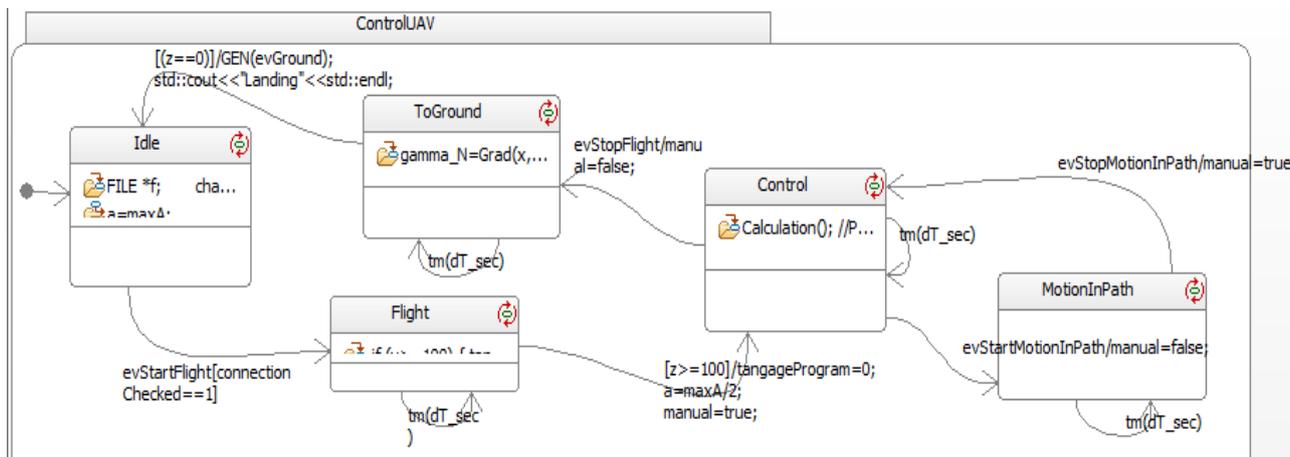


рис.1.- UML-диаграмма состояний БЛА

Математическая модель движения БЛА

Для реализации динамики полёта в имитационной модели системы управления БЛА за основу была выбрана модель движения ЛА [1].

Модель движения ЛА представляет собой систему дифференциальных уравнений, описывающих движение в вертикальной и горизонтальной плоскости:

$$\left\{ \begin{array}{l}
 m\dot{V} = P \cos \alpha - X - mg \sin \theta \\
 X = C_{xa} q S_x \\
 q = \frac{\rho V^2}{2} \\
 mV\dot{\theta} = P \sin \alpha + Y - mg \cos \theta \\
 Y = C_y q S_x \\
 mV\dot{\phi} = P \sin \beta + Z \\
 P \leq P_{\max} \\
 \theta \leq \theta_{\max} \\
 Z = C_z q S_x \\
 \dot{z} = V \sin \theta \\
 \dot{y} = V \sin \phi \cos \theta \\
 \dot{x} = V \cos \theta \cos \phi \\
 \dot{m} = -\mu \\
 \dot{\delta}_b = K_{11}(\theta - \vartheta_{\text{пр}}) + K_{12}\dot{\theta} \\
 \dot{\delta}_h = K_{21}(\gamma - \gamma_{\text{пр}}) + K_{22}\dot{\gamma} \\
 \delta_b \leq \delta_{b \max} \\
 \delta_h \leq \delta_{h \max} \\
 \vartheta = \theta + \alpha \\
 \gamma = \phi + \beta
 \end{array} \right.$$

$\gamma_{\text{пр}}$ – заданный угол рыскания;
 K_{21} – коэффициент руля направления №1;
 K_{22} – коэффициент руля направления №2;
 $\vartheta_{\text{пр}}$ – заданный угол тангажа;
 K_{11} – коэффициент руля высоты №1;
 K_{12} – коэффициент руля высоты №2;
 δ_h – отклонение руля направления;
 γ – угол рыскания;
 $\vartheta_{\text{пр}}$ – заданный угол тангажа;
 x – координата по оси X;
 y – координата по оси Y;
 z – координата по оси Z;
 δ_b – отклонение руля высоты;
 ϑ – угол тангажа;
 β – угол скольжения;
 Z – аэродинамическая боковая сила;
 C_z – безразмерный аэродинамический коэффициент боковой силы;
 ϕ – угол направления;
 m – масса летательного аппарата;
 V – скорость летательного аппарата;
 P – сила тяги двигателя;
 α – угол атаки;
 X – сила лобового сопротивления;
 C_{xa} – безразмерный аэродинамический коэффициент силы лобового сопротивления;
 q – скоростной напор;
 S_x – характерная площадь;
 ρ – плотность воздуха;
 Y – аэродинамическая подъёмная сила;
 C_y – безразмерный аэродинамический коэффициент подъёмной силы;
 θ – угол наклона траектории;
 g – ускорение свободного падения;
 \dot{H} – вертикальная компонента скорости;
 \dot{L} – горизонтальная компонента скорости;
 μ – количество топлива (кг), сжигаемого в секунду (секундный массовый расход топлива).

Для расчёта угла атаки решается дифференциальное уравнение второго порядка:

$$\ddot{\alpha} + 1,2\dot{\alpha} + 0,3\alpha + 0,3\delta_\theta = 0$$

Далее это уравнение сводится к системе дифференциальных уравнений первого порядка (путём простой замены).

$$\left\{ \begin{array}{l}
 \alpha = \alpha_1 \\
 \dot{\alpha}_1 = \alpha_2 \\
 \dot{\alpha}_2 = -1,2\alpha_1 - 0,3\alpha_1 - 0,3\delta_\theta
 \end{array} \right.$$

В большинстве случаев на борту летательного аппарата для решения используется метод Эйлера в связи с необходимостью наискорейшего получения ответа. Применяв численный метод Эйлера, получаем:

$$\left\{ \begin{array}{l}
 \alpha_1(t_{m+1}) = \alpha_1(t_m) + dt\alpha_2(t_m) \\
 \alpha_2(t_{m+1}) = \alpha_2(t_m) + dt(-1,2\alpha_2(t_m) - 0,3\alpha_1(t_m) - 0,3\delta_\theta)
 \end{array} \right.$$

Аналогичным образом для расчёта угла скольжения решается дифференциальное уравнение второго порядка:

$$\ddot{\beta} + 1,2\dot{\beta} + 0,3\beta + 0,3\delta_h = 0$$

Далее уравнение сводится к системе дифференциальных уравнений первого порядка путём простой замены.

$$\left\{ \begin{array}{l}
 \beta = \beta_1 \\
 \dot{\beta}_1 = \beta_2 \\
 \dot{\beta}_2 = -1,2\beta_1 - 0,3\beta_1 - 0,3\delta_h
 \end{array} \right.$$

Применив численный метод Эйлера, получаем:

$$\left\{ \begin{array}{l}
 \beta_1(t_{m+1}) = \beta_1(t_m) + dt\beta_2(t_m) \\
 \beta_2(t_{m+1}) = \beta_2(t_m) + dt(-1,2\beta_2(t_m) - 0,3\beta_1(t_m) - 0,3\delta_h)
 \end{array} \right.$$

Коэффициенты подъёмной, боковой аэродинамической силы, а также коэффициент лобового сопротивления рассчитываются следующим образом:

$$\left\{ \begin{array}{l}
 C_{xa} = C_{x0} + C_{xi} \\
 C_{xi} = C_{x0}\alpha \\
 C_y = C_y^\alpha \alpha \\
 C_z = C_z^\beta \beta
 \end{array} \right.$$

Если сравнивать приведенное выше математическое описание БЛА с моделями из [5], то наши модели оказываются более простыми, но они позволяют получить все интересующие характеристики динамики БЛА.

Решение уравнений проводилось в [5] и в описываемом проекте аналогичными методами.

Тестирование и анимационное тестирование разработанной системы

Для загрузки в разрабатываемую систему управления БЛА различных конфигураций летательных аппаратов была разработана подсистема UAVsettings.exe. Данное программное средство позволяет оператору настроить необходимые характеристики аппарата до запуска системы. Благодаря такому подходу значительно упрощаются манипуляции с параметрами и дальнейшие проводимые с системой исследования. В подсистеме также предусмотрена возможность поточечного задания и редактирования маршрута движения, который будет использоваться автопилотом при автоматическом движении БЛА.

Подсистема реализована на языке программирования С#. Для работы данного программного обеспечения с системой её достаточно поместить в папку проекта IBM Rational Rhapsody вместе с XML файлами UAVconfigurations.xml, path.xml, содержащими сохранённые наборы параметров или ЛТХ БЛА и маршруты движения соответственно.

Для инициализации ЛТХ самого БЛА за основу был взят американский стратегический разведывательный БЛА RQ-4 Global Hawk. ЛТХ взяты из [6] (рис.2).

рис. 2. Конфигурация БЛА RQ-4 Global Hawk в UAVsettings.exe

В качестве проверки разработанной системы были проведены тесты для оценки скорости вывода летательного аппарата RQ-4 Global Hawk на высоту 100 м с момента начала разгона по взлётной полосе в зависимости от различной массы топлива на старте.

Таблица 2

Набор высоты в зависимости от массы топлива

№ теста	Масса топлива, кг	Время набора высоты 100 м, сек.
1	300	50
2	900	52
3	1500	55
4	2100	57
5	2700	60
6	3300	64
7	3900	66
8	4500	69

Также были проведены тесты для оценки выбросов при движении БЛА по заданному маршруту в горизонтальной плоскости.

Под выбросом понимается такая точка заданного маршрута, которая оказывается недостижимой для автопилота системы управления, то есть при движении к такой точке аппарат просто не успевает повернуть так, чтобы попасть в заданную точку. Проверить, является ли точка выбросом, нетривиальная задача, даже если осуществлять такую оценку на момент начала движения аппарата в её сторону. Как минимум на факт достижения такой точки будут влиять масса аппарата, скорость, тяга, расстояния X, Y и заданная погрешность для автопилота ϵ . При этом масса летательного аппарата постоянно меняется вследствие выгорания топлива.

Тесты проводились с заданной тягой двигателя и погрешностью автопилота. Цель: оценить соотношение расстояний X, Y, при котором точка маршрута становится выбросом. Тяга двигателя устанавливается равной половине от максимальной (для RQ-4 Global Hawk это 15700 Н), $\epsilon = 300$ м.

Таблица 3

Возможность достижения точки аппаратом в зависимости от соотношения X:Y и его массы

№ теста	Масса топлива, кг	X, м	Y, м	Точка достигнута, да/нет
1	300	1000	1000	нет
2		3000		да

№ теста	Масса топлива, кг	X, м	Y, м	Точка достигнута, да/нет
3		2000		нет
4		2500		нет
5		2750		да
6		2700		нет
7	900	2750	1000	нет
8	1500	3000	1000	да
9		3000		нет
10		3250		да

Проведённые тесты показывают, что летательному аппарату для того, чтобы отклониться от маршрута на 1000 метров нужно приблизительно 3000 метров. Получили соотношение приблизительно 3:1. Видно также, что с ростом массы БЛА это соотношение меняется. На каждые 600 кг дополнительной массы аппарату требуется приблизительно на 250 метров больше для успешного отклонения на 1 км.

Зададим маршрут и протестируем его прохождение различными летательными аппаратами. Координаты маршрута, заданные в разработанной подсистеме UAVsettings.exe приводятся на рисунке ниже. ЛТХ беспилотных летательных аппаратов из [4, 6].

Таблица 4

Результаты прохождения маршрута БЛА X-47A при различных уровнях начальной заправки

№ теста	Масса топлива, кг	Разница между планируемым маршрутом и пройденной траекторией, м
1	300	28,6
2	800	36,3
3	1238	47,4

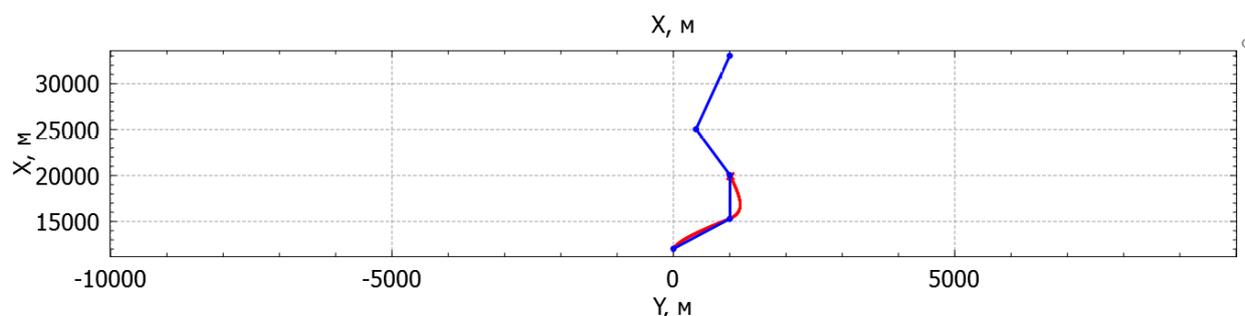


рис. 3. - Визуализация движения БЛА X-47A по маршруту в горизонтальной плоскости (Тест №3)

В заключении следует отметить, что в фундаментальном труде «Концерн «Вега» [5] в качестве среды исследования/разработки использовался Matlab/Simulink, более дорогой инструмент и менее эффективный. Судя по публикации, авторы не смогли реализовать систему разработки для различных БЛА. Однако обоснование этого утверждения не является предметом данной работы.

Литература

1. Полтавский, А.В. Многофункциональные комплексы беспилотных летательных аппаратов [Текст]: научное издание / А.В. Полтавский, А.А. Бурба, А.Е. Аверкин, В.В. Макаров, В.В. Маклаков. - М.: ИПУ РАН, 2015. - 127 с.
2. Douglass B. P. Real-Time UML Workshop for Embedded Systems. – Oxford, UK, Elsevier Inc., 2007. p.408.
3. Зыль С.Н. Проектирование, разработка и анализ программного обеспечения систем реального времени. – СПб.: БХВ-Петербург, 2010. 336с.
4. Иванов М.С. Беспилотные летательные аппараты. [Текст]: Справочное пособие. / под общ. ред. С.А. Попова; ВУНЦ ВВС «ВВА». – Воронеж: Издательско-полиграфический центр «Научная книга», 2015. 619с.
5. Комплексы с беспилотными летательными аппаратами. В 2-х кн.: Кн.1. Принципы построения и особенности применения комплексов с БЛА. Монография/ под ред. В.С. Вербы, Б.Г. Татарского. – М.: Радиотехника, 2016. – 512 с. Кн. 2. Робототехнические комплексы на основе БЛА. Монография/ под ред. В.С. Вербы, Б.Г. Татарского. – М.: Радиотехника, 2016. 824 с.
6. Разведывательный БПЛА RQ-4 Global Hawk // Беспилотные летательные аппараты URL: <http://bp-la.ru/ctategicheskij-razvedyvatelnyj-bpla-rq-4-global-hawk/> (дата обращения: 08.04.2017).