

УНИВЕРСАЛИЗАЦИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ МНОГОЦЕЛЕВОГО НАЗНАЧЕНИЯ В УСЛОВИЯХ ПОВЫШЕННОЙ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ

д.т.н., проф. О.Н.Фоменко, к.т.н. А.А. Журавлев

Рассматривается системный подход к выбору параметров беспилотных летательных аппаратов (БЛА) в процессе создания систем управления на этапе научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ, что вносит еще дополнительную неопределенность по сравнению с рассмотрением замкнутой системы в полете (движущийся БЛА – регулятор).

Большой класс беспилотных летательных аппаратов многоцелевого назначения строится с использованием ракетных ускорителей (РУ). На начальном участке траектории (при старте как с неподвижного, так и с подвижного оснований) БЛА разгоняется до требуемой скорости. В дальнейшем осуществляется полет по инерции с использованием аэродинамических сил. В зависимости от целей, БЛА может нести различные полезные грузы, например, для решения задач мониторинга. Учитывая, что часто БЛА применяются в густонаселенной местности, его СУ должна обеспечить определенные меры безопасности при возникновении нештатных ситуаций, при выходе за границы заданного полигона или допустимого коридора движения. На протяжении длительного жизненного цикла цели функционирования многоцелевого БЛА могут меняться. Поэтому требуется создание универсальных систем управления и поиска.

Эффективная разработка новых образцов ракетно-космической техники должна проводиться на основе принципа стандартизации и унификации. Это позволит увеличить серийность производства и приведет к уменьшению экономических затрат. Более высокий экономический эффект может быть достигнут на основе универсализации проектируемых РУ, БЛА и их СУ [1], суть которой заключается в возможности изменения целей, стоящих перед БЛА в процессе жизненного цикла на основе использования адаптивных систем управления и перепрограммируемых бортовых управляющих вычислительных машин.

Проиллюстрируем сказанное на примере некоторой абстрактной задачи. Пусть дальность действия многоцелевого БЛА изменяется от 15 до 600 км. Тогда ракетный ускоритель, разработанный для обеспечения полета БЛА на дальность 600 км, экономически не выгодно использовать на дальностях 15 - 100 км. Поэтому целесообразна разработка оснащенного ракетным двигателем БЛА, который отдельно мог бы запускаться со стартового агрегата и до-

стигать дальности до 100 км. Его можно использовать для ближнего мониторинга. Для мониторинга на дальностях до 600 км БЛА пристыковывается к дополнительному ракетному ускорителю. Получается одноступенчатая ракета, полезным грузом которой является отделяемый БЛА.

В процессе НИОКР унификация и стандартизация отдельных блоков БЛА достигается возможностью их перестройки при решении стоящих перед ними задач в различных перекрывающихся диапазонах дальностей полета $L = ([15-150], [100-300], [250-600], \dots)$ км.

Третьим возможным вариантом построения системы для мониторинга в диапазоне дальностей [100-300] км является ракетный ускоритель, но с БЛА, оснащенный легким корректирующим двигателем.

На этапе НИОКР, когда еще неизвестны точно характеристики объекта управления, для выбора значений основных проектно-баллистических параметров системы и определения основных параметров движения, допустимо использовать наиболее простые системы дифференциальных уравнений. Так, на участках работы различных ракетных ускорителей (реактивных двигателей БЛА) используется система [2]:

$$\begin{aligned} \frac{dv}{d\mu} &= -a^3 I_{y0}^3 \frac{1}{\mu} + \frac{v_0}{g_0} I_{y0}^3 g \sin \theta + v_0 I_{y0}^3 \frac{c_{xa} q}{\mu p_m} + I_{y0}^3 (a^3 - 1) \frac{p}{p_0} \frac{1}{\mu}; \\ \frac{d\theta}{d\mu} &= -\frac{v_0}{g_0} I_{y0}^3 \frac{1}{v} \left(g - \frac{v^2}{h+R} \right) \cos \theta; \\ \frac{dh}{d\mu} &= -\frac{v_0}{g_0} I_{y0}^3 v \sin \theta; \quad \frac{dL}{d\mu} = -\frac{v_0}{g_0} I_{y0}^3 v \cos \theta, \end{aligned} \quad (1)$$

где v – значение модуля вектора скорости центра масс; θ – значение угла наклона вектора скорости; h – высота; L – дальность; μ – текущее изменение относительной массы; I_{y0}^3 – удельный эффективный импульс тяги у Земли; v_0 – коэффициент стартовой нагрузки на тягу двигателя; p_m – стартовая нагрузка на мидель; a^3 – коэффициент увеличения удельного импульса тяги в пустоте; g_0, g – ускорения свободного падения на уровне моря и в данной точке траектории; p_0, p – давление окружающей среды на уровне моря и в данной точке траектории; q – скоростной напор; c_{xa} – коэффициент аэродинамической силы лобового сопротивления; R – радиус Земли.

На пассивном участке траектории можно воспользоваться следующими уравнениями движения:

$$\begin{aligned} \frac{dv}{dt} &= -\frac{X}{m} - g \sin \theta; & \frac{d\theta}{dt} &= -\frac{1}{v} \left(g - \frac{v^2}{h+R} \right) \cos \theta; \\ \frac{dh}{dt} &= v \sin \theta; & \frac{d\beta}{dt} &= \frac{v}{h+R} \cos \theta, \end{aligned} \quad (2)$$

где X – сила лобового сопротивления; m – масса; β - угловая дальность; отсчитываемая от начального положения радиус-вектора.

Для интегрирования системы дифференциальных уравнений (1) по относительной массе использованы абстрактные значения основных проектно-баллистических параметров, выбранные по методике [2] и представленные в табл. 1.

Таблица 1

Основные проектно-баллистические параметры

Объект	Стартовая масса m_0 , кг	Относительная конечная масса μ_k	Удельный эффективный импульс тяги у Земли I_{y0}^p , Нс/кг	Коэффициент стартовой нагрузки на тягу двигателя v_0	Стартовая нагрузка на модель P_m , Н/м ²
БЛА	2000	0.5455	2500	0.2	49050
РУ с легким БЛА	5842	0.3887	2400	0.44	93340
РУ с БЛА	6862	0.4767	2085	0.56	112194

Полученные значения параметров движения в конце активного участка траектории использованы в качестве начальных значений для интегрирования по времени уравнений (2) пассивного участка траектории. Основные параметры движения БЛА с дальностью полета 100 - 600 км представлены на рис. 1 – 3, где рассмотренные выше диапазоны дальностей обозначены цифрами 1, 2, 3 и соответственно, используется БЛА с малым твердотопливным двигателем; БЛА с жидкостным корректирующим двигателем и большим РУ; и наконец БЛА с малым твердотопливным двигателем и большим РУ.

Анализ полученных данных показывает, что универсальный БЛА должен функционировать на малых ($h < 20$ км, $v < 1000$ м/с), средних ($h < 60$ км, $v < 1500$ м/с) и больших ($h < 160$ км, $v < 2200$ м/с) высотах и скоростях в условиях как больших скоростных напоров в атмосфере, так и малых, что резко увеличивает диапазон управляющих сил, т.е. эффективность рулевых органов.

При рассмотрении только сильно изменяющихся неопределенных факторов (обозначим их буквой A) упрощенное уравнение движения центра масс БЛА относительно проекции скорости v_z в боковой плоскости (аналогично и в продольной) будет иметь вид

$$\dot{v}_z + Au = 0, \quad (3)$$

где u – управляющая функция ($|u| \leq 1$); A – эффективность рулевого органа, изменяющаяся в пределах $A_1 \leq A \leq A_2$.

Согласно методике, изложенной в работе [3], получен адаптивный закон управления в виде нелинейного дифференциального уравнения вида

$$\dot{\mathbf{u}} = -\frac{\mathbf{u}}{\dot{v}_z} (\kappa_1 \dot{v}_z + \kappa_0 v_z), \quad (4)$$

где κ_1, κ_0 – постоянные коэффициенты закона управления.

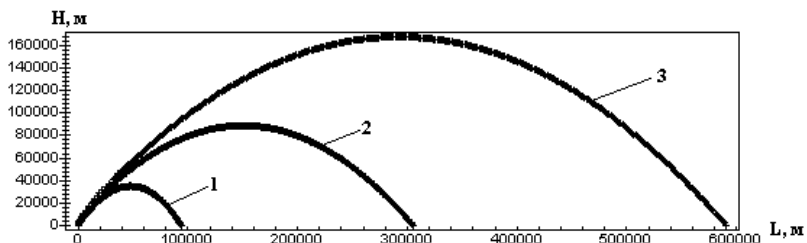


Рис. 1. Траектории: 1 - управляемый БЛА с малой двигательной установкой; 2 - БЛА с корректирующим двигателем и большим РУ; 3 - управляемый БЛА с малой двигательной установкой и большим РУ.

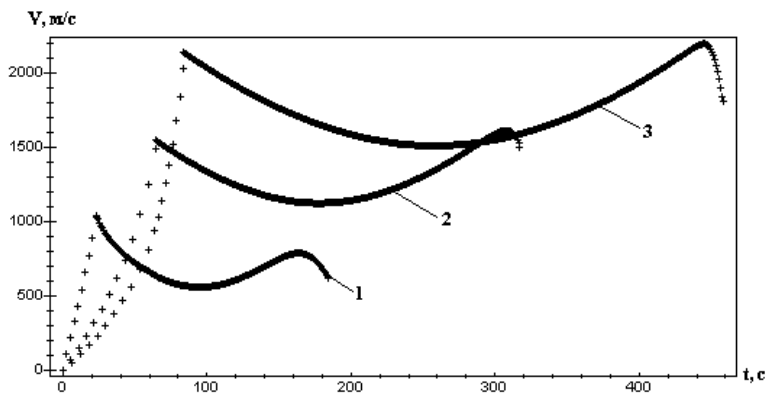


Рис. 2 Изменение значения модуля вектора скорости в зависимости от текущего времени полета: 1 - управляемый БЛА с малой двигательной установкой; 2 - БЛА с корректирующим двигателем и большим РУ; 3 - управляемый БЛА с малой двигательной установкой и большим РУ.

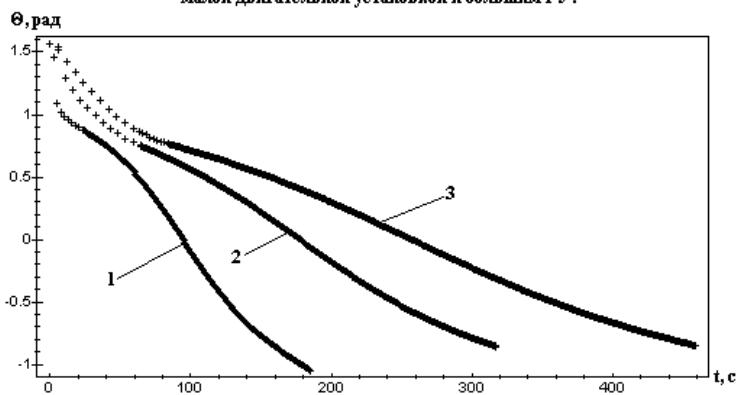


Рис. 3 Изменение угла наклона вектора скорости в зависимости от текущего времени полета: 1 - управляемый БЛА с малой двигательной установкой; 2 - БЛА с корректирующим двигателем и большим РУ; 3 - управляемый БЛА с малой двигательной установкой и большим РУ.

После подстановки (3) в (4) получается линейное однородное дифференциальное уравнение с постоянными коэффициентами

$$\ddot{\mathbf{v}}_z + \mathbf{k}_1 \dot{\mathbf{v}}_z + \mathbf{k}_0 \mathbf{v}_z = \mathbf{0}.$$

Устойчивость замкнутой системы и желаемое качество переходного процесса обеспечивается выбором значений \mathbf{k}_1 , \mathbf{k}_0 .

В целом универсализация адаптивной СУ БЛА может достигаться на основе бортового цифрового вычислительного комплекса, построенного на основе концепции системного подхода:

- 1) многоуровневая иерархическая организация вычислений, соответствующая потребной скорости решения задач;
- 2) перепрограммируемость структуры с возможностью организации динамического перераспределения задач по ресурсам системы с использованием флеш - памяти;
- 3) использование иерархических программно - управляемых средств информационного обмена на основе унифицированных каналов;
- 4) модульность структуры и конструкции, обеспечиваемая применением унифицированных конструктивно-функциональных модулей;
- 5) наличие развитых средств контроля и диагностики.

Основные задачи, решаемые СУ БЛА в полете: 1) навигационная; 2) адаптация законов управления к конкретным условиям полета; 3) стабилизации движения относительно программной траектории; 4) наведения на заданную цель; 5) движение по заданному маршруту; 6) прием и передача информации в реальном времени; 7) тестовый самоконтроль; 8) отработка аварийных режимов полета в целях безопасности для населения и другие.

В данной статье невозможно рассмотреть все аспекты построения универсальной СУ на основе использования современной бортовой вычислительной техники. Здесь указываются лишь пути, позволяющие косвенно повысить экономическую эффективность системы на этапе НИОКР. Однако, количество неопределенных факторов значительно больше, чем здесь рассмотрено и преодоление их требует значительных усилий.

ЛИТЕРАТУРА

1. Фоменко О.Н. Управление реализуемостью проектов ракетно-космической техники путем стандартизации и унификации // Системи обробки інформації. – Харків: НАНУ, ПАНИ, ХВУ. – 1999. – С. 186 - 189.
2. Разумеев В.Ф., Ковалев Б.К. Основы проектирования баллистических ракет на твердом топливе. – М.: Машиностроение, 1976. – 356 с.
3. Фоменко О.Н. Оптимальное управление в условиях неопределенности // Системи інформаційного взаємодія. – Харків: НАНУ, ПАНИ, ХВУ. – 1995. – С. 83 - 86.