

УДК 629.735.015

**А.С. ГОЛЬЦОВ, И.И. РЕДИН**

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*

## **АДАПТИВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ТЯГОЙ ДВИГАТЕЛЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

*Для управления тягой двигателя беспилотного летательного аппарата (БпЛА) разработана адаптивная система автоматического управления. В состав адаптивной САУ входит модуль идентификации возмущающих воздействий, создаваемых аэродинамическими силами, и многомерный ПИ-регулятор. Идентификацию возмущающих воздействий выполняют с помощью рекуррентного алгоритма регуляризованного метода наименьших квадратов. Алгоритм ПИ-регулятора получен минимизацией среднеквадратических погрешностей управления воздушной скоростью полета и проекцией земной скорости полета на продольную ось БпЛА. Приведены результаты сравнения показателей эффективности штатной САУ БпЛА и адаптивной САУ.*

**Ключевые слова:** адаптивная система управления, тяга двигателя, беспилотный летательный аппарат.

### **1. Описание проблемы**

Для синтеза систем автоматического управления (САУ) беспилотными летательными аппаратами (БпЛА) обычно применяют упрощенные линейные модели, описывающие движение БпЛА в окрестности выбранного программного режима полета (как правило, стационарного). При этом в большинстве случаев используют раздельное математическое описание продольного и бокового движений летательного аппарата (ЛА) [1], [2], [3]. Но реальные режимы полета могут существенно отличаться от программного режима полета. В этих случаях линейные модели будут описывать реальное пространственное движение БпЛА с существенными погрешностями.

Улучшить статические и динамические характеристики ЛА при больших отклонениях переменных состояния от их значений, полученных в программном режиме полета, можно за счет применения в САУ многомерных адаптивных регуляторов, параметры которых определяют в процессе управления с использованием более точных нелинейных математических моделей объекта управления [4].

Полную математическую модель пространственного движения ЛА образует система нелинейных дифференциальных уравнений сил и моментов сил, действующих на ЛА. В качестве переменных состояния полной математической модели ЛА используют линейные перемещения, скорости и ускорения центра масс ЛА и угловые перемещения, скорости и ускорения вращательного движения ЛА относительно центра масс. Однако уравнения пространственного движения ЛА, составленные в разных системах координат, будут отличаться

друг от друга набором переменных состояния и функциональными зависимостями, с помощью которых описывают связь аэродинамических сил и моментов аэродинамических сил с переменными состояниями ЛА и другими влияющими факторами. Эти функциональные зависимости определяют по аэродинамическим коэффициентам, полученным при продувках ЛА (или модели ЛА) в аэродинамической трубе, и уточняют по экспериментальным данным, полученным при летных испытаниях ЛА [1].

Современные БпЛА оснащают датчиками для измерения текущих значений переменных состояния. Как правило, датчики измеряют переменные состояния в связанной системе координат. Поэтому требуемый закон изменения во времени воздушной скорости следует задавать в связанной системе координат. А требуемую траекторию пространственного движения БпЛА и требуемый закон изменения во времени земной скорости полета проще задать в нормальной системе координат. Поэтому уравнения движения БпЛА для части переменных состояния были составлены в нормальной системе координат, а для другой части переменных состояния – в связанной системе координат. Переход из одной системы координат в другую систему координат осуществлялся с помощью уравнений преобразования систем координат [1].

Идентификация математической модели ОУ выполнялась следующим образом [4]. Дифференциальные уравнения для проекций  $V_{xg}(t)$  и  $V_h(t)$  земной скорости полета на оси  $Ox_g$  и  $Oy_g$  земной нормальной системы координат были составлены с помощью закона сохранения количества движения (в нормальной системе

координат). Дифференциальное уравнение для проекции воздушной скорости на продольную ось БПЛА  $V_a(t)$  было получено в связанной системе координат с помощью закона сохранения количества движения. Зависимость аэродинамических сил от переменных состояния ЛА, входящих в эти уравнения, была описана с помощью альтернативных регрессионных уравнений. Параметры каждой модели были определены с помощью метода наименьших квадратов (МНК) по результатам летных испытаний. Затем из полной модели были исключены дифференциальные уравнения для части переменных, текущие значения которых измеряют в процессе полета ЛА.

## 2. Нелинейная модель объекта управления минимальной размерности

Пространственное движение БПЛА происходит в результате действия на ЛА силы тяги, созданной двигателем, сил тяжести и аэродинамических сил, возникающих на поверхностях элеронов и остальных поверхностях БПЛА, и моментов этих сил. Для учета влияния на аэродинамические силы скорости ветра в уравнения пространственного движения были включены скоростные напоры  $q_a(t)$  и  $q_w(t)$ , созданные воздушной скоростью полета и скоростью ветра:

$$q_a(t) = 0.5 \cdot \rho \cdot V_a(t)^2;$$

$$q_w(t) = 0.5 \cdot \rho \cdot V_{wx}(t)^2 = 0.5 \cdot \rho \cdot [V_x(t) - V_a(t)]^2, \quad (1)$$

где:  $\rho$  – плотность воздуха;

$V_a(t)$  – проекция воздушной скорости полета на продольную ось БПЛА;

$V_x(t)$  – проекция земной скорости полета на продольную ось БПЛА;

$V_{wx}(t)$  – проекция скорости ветра на продольную ось БПЛА.

Идентификацию параметров каждой альтернативной модели выполняли с помощью МНК по результатам измерений проекций земной и воздушной скорости, угловой скорости, высоты полета, сигнала управления двигателем, углов тангажа, крена, рысканья и поворота элеронов, выполненных в процессе летных испытаний.

В результате сравнительного анализа вклада, вносимого каждым слагаемым правых частей уравнений динамики, была выполнена декомпозиция математической модели БПЛА на 3 подсистемы, которые затем были использованы для синтеза алгоритмов управления тягой двигателя и углами поворота элеронов  $\delta_1(t_k)$  и  $\delta_2(t_k)$ .

Уравнения динамики подсистемы управления тягой двигателя были получены в следующем виде:

$$V_a(t_{k+1}) = (1 - \Delta t \cdot a) \cdot V_a(t_k) + \Delta t \cdot [b_0 \cdot u_D(t_k) + r_a(t)]; \quad (2)$$

$$V_{xg}(t_{k+1}) = (1 - \Delta t \cdot a_{xg}) \cdot V_{xg}(t_k) + \Delta t \cdot [b_3 \cdot u_D(t_k) + \Delta t \cdot r_{xg}(t_k)], \quad (3)$$

где:  $r_a(t_k)$  и  $r_{xg}(t_k)$  – контролируемые входные воздействия:

$$r_a(t_k) = b_1 \cdot q_a(t_k) \cdot \delta_1(t_k) + b_2 \cdot V_{wx}(t_k) + \xi_a(t_k) - 9,81 \cdot g(t_k); \quad (4)$$

$$r_{xg}(t_k) = [b_4 \cdot \delta_1(t_k) + b_5 \cdot \delta_2(t_k)] \cdot q_a(t_k) + \xi_{xg}(t_k) + b_6 \cdot \cos(g(t_k)) \cdot \cos(\psi(t_k)) \cdot q_w(t_k); \quad (5)$$

$u_D(t_k)$  – сигнал управления двигателем;

$V_{xg}(t_k)$  – проекция земной скорости на продольную ось нормальной системы координат (вычислена по алгоритму преобразования измеренных значений проекций земной скорости на оси связанной системы координат);

$\Delta t$  – шаг квантования времени;

$\xi_a(t_k)$ ,  $\xi_{xg}(t_k)$  – возмущающие воздействия;

$g(t_k)$ ,  $\psi(t_k)$  – значения углов тангажа и рысканья.

## 3. Идентификация параметров и возмущающих воздействий

Идентификация постоянных коэффициентов уравнений модели состояния БПЛА выполнена с помощью МНК (с использованием измеренных значений переменных, входящих в эти уравнения).

Оценки текущих значений возмущающих воздействий были вычислены с помощью рекуррентного алгоритма регуляризованного МНК. В частности, алгоритм идентификации возмущающего воздействия  $\xi_a(t_k)$  получен в результате решения задачи минимизации регуляризованного функционала МНК [4]:

$$I(\xi_a) = \frac{1}{2} \cdot \sum_{j=1}^k \left( \frac{y_a(t_j) - V_a(t_j)}{\sigma_a} \right)^2 + \frac{\varepsilon}{2} \cdot \sum_{j=1}^k v(t_j)^2,$$

где:  $y_a(t_j)$  – выходной сигнал датчика воздушной скорости;

$V_a(t_j)$  – оценка воздушной скорости, вычисленная с помощью уравнения (2);

$\sigma_a$  – нормирующий множитель (предел основной погрешности датчика воздушной скорости);

$v(t_j)$  – входной сигнал И-регулятора оценок возмущающего воздействия  $\xi_a(t_k)$ :

$$\xi(t_{k+1}) = \xi(t_k) + \Delta t \cdot \frac{\Delta V_a}{\tau} \cdot v(t_k); \quad \xi_a(t_k) \approx \xi(t_k);$$

$\Delta V_a$  – допустимая величина приращения воздушной скорости за промежуток времени  $\tau$ .

Идентификация остальных возмущающих воздействий выполнена аналогичным образом.

#### 4. Алгоритм адаптивного управления тягой двигателя

При синтезе САУ предполагалось, что известны требуемые значения проекций воздушной и земной скоростей полета  $V_{a_{mp}}(t_k)$  и  $V_{xg_{mp}}(t_k)$  на продольную ось БПЛА и требуемые значения скорости изменения высоты полета  $V_{h_{mp}}(t_k)$ . Текущие значения углов тангажа, крена, рысканья и углов поворота элеронов формирует САУ угловыми перемещениями БПЛА.

Для минимизации статических погрешностей управления в состав САУ был включен интегратор:

$$u_D(t_{k+1}) = u_D(t_k) + \Delta t \cdot \frac{\Delta u_D}{\tau} \cdot v_D(t_k), \quad (6)$$

где:  $\Delta u_D$  – допустимое приращение сигнала управления двигателем за промежуток времени  $\tau$ ;

$v_D(t_k)$  – входной сигнал интегратора, подлежащий определению в результате решения задачи синтеза САУ.

Кроме того, предполагается, что заданы ограничения на предельно допустимые значения управляющего сигнала двигателем:

$$u_{D_{min}} \leq u_D(t_k) \leq u_{D_{max}} \quad (7)$$

Алгоритм адаптивного управления тягой двигателя получен в результате решения задачи условной минимизации функционала регуляризованного МНК:

$$J(u_D) = \frac{1}{2} \cdot \sum_{j=1}^k \left( \frac{V_{a_{mp}}(t_j) - V_a(t_j)}{\sigma_a} \right)^2 + \frac{\varepsilon}{2} \cdot \sum_{j=1}^k (v_D(t_j))^2 + \frac{1}{2} \cdot \sum_{j=1}^k \left( \frac{V_{xg_{mp}}(t_j) - V_{xg}(t_j)}{\sigma_x} \right)^2 \quad (8)$$

с ограничениями (1)...(7), где:

$V_{a_{mp}}(t_j)$ ,  $V_{xg_{mp}}(t_j)$  – требуемые значения воздушной скорости и проекции земной скорости полета на ось  $Ox_g$  нормальной системы координат;

$\sigma_x$  – нормирующий множитель (предел основной погрешности датчика земной скорости);

$\varepsilon$  – параметр регуляризации.

Такой алгоритм управления обеспечивает минимальные среднеквадратические отклонения (СКО) воздушной скорости и проекции земной скорости на ось  $Ox_g$  нормальной системы координат от своих требуемых значений (первое и третье слагаемые функционала (10)) при минимальных затратах мощности на управление (второе слагаемое).

Решение этой задачи условной минимизации было выполнено с помощью принципа максимума. Возникающая при этом двухточечная краевая задача была преобразована методом инвариантного погружения в задачу Коши (в систему разностных уравнений с известными начальными условиями для оптимальных значений переменных состояния БПЛА и вспомогательного матричного уравнения Риккати).

В результате был получен алгоритм многомерного ПИ-регулятора тяги двигателя:

$$u_D(t_k) = u_I(t_k) + kP_a \cdot (V_{a_{mp}}(t_k) - V_a(t_k)) + kP_{xg} \cdot (V_{xg_{mp}}(t_k) - V_{xg}(t_k)); \quad (9)$$

$$u_I(t_{k+1}) = u_I(t_k) + \Delta t \cdot kI_a \cdot (V_{a_{mp}}(t_k) - V_a(t_k)) + \Delta t \cdot kI_{xg} \cdot (V_{xg_{mp}}(t_k) - V_{xg}(t_k)) \quad (10)$$

Параметры этого многомерного ПИ-регулятора вычисляются по формулам:

$$kP_a = \frac{b_0 \cdot P_{D_{0,0}}(t_f) + b_3 \cdot P_{D_{1,0}}(t_f)}{\tau \cdot \sigma_a^2 \cdot (b_0^2 + b_3^2)};$$

$$kP_{xg} = \frac{b_0 \cdot P_{D_{0,1}}(t_f) + b_3 \cdot P_{D_{1,1}}(t_f)}{\tau \cdot \sigma_x^2 \cdot (b_0^2 + b_3^2)};$$

$$kI_a = \frac{P_{D_{2,0}}(t_f)}{\sigma_a^2}; \quad kI_{xg} = \frac{P_{D_{2,1}}(t_f)}{\sigma_x^2},$$

где:  $P_{D_{i,j}}(t_f)$  – элементы матрицы  $P_D(t_f)$  в установившемся режиме (при  $t = t_f$ ), вычисленные интегрированием матричного уравнения Риккати:

$$P_D(t_{k+1}) = P_D(t_k) + \Delta t \cdot \frac{\Delta u_D^2}{\tau \cdot \varepsilon} \cdot R_D + \Delta t \cdot \left[ F_D \cdot P_D(t_k) + P_D(t_k) \cdot F_D^T - P_D(t_k) \cdot \frac{Q}{\tau} \cdot P_D(t_k) \right]$$

$$F_D = \begin{bmatrix} -a & 0 & b_0 \\ 0 & -a_g & b_3 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}; \quad Q = \begin{bmatrix} \sigma_a^{-2} & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_x^{-2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix};$$

$$R_D(t_0) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}; \quad P_D(t_0) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

**5. Анализ показателей качества системы адаптивного управления**

Эффективность адаптивной САУ анализировалась сравнительным анализом переходных процессов для переменных состояния БПЛА, оснащенного штатной САУ (измеренные значения) и адаптивной САУ (имитационное моделирование). Результаты летных испытаний штатной САУ и имитационного моделирования адаптивной САУ приведены на рис.1...4, где приняты следующие обозначения: 1 – штатная САУ; 2 – адаптивная САУ; 3 – задание САУ.

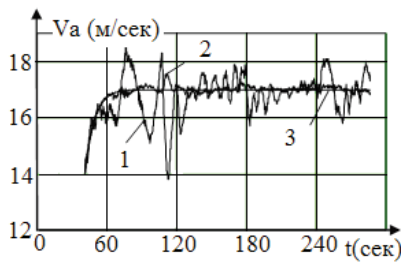


Рис. 1. Изменение во времени воздушной скорости полета

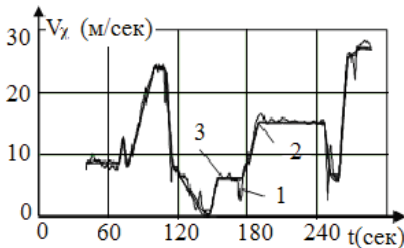


Рис. 2. Изменение во времени проекции земной скорости полета на продольную ось

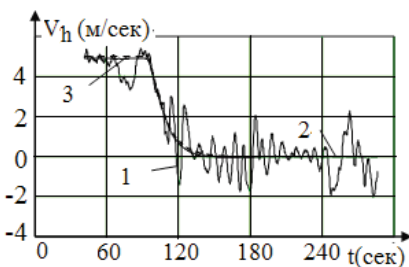


Рис. 3. Изменение во времени скорости изменения высоты

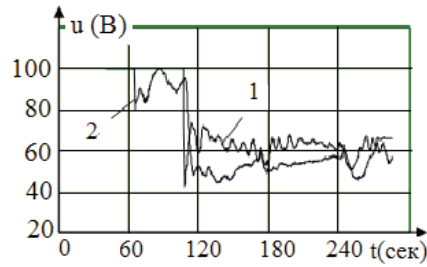


Рис. 4. Изменение во времени сигнала управления двигателем

Из графиков, приведенных на рис. 1, следует, что максимальная динамическая погрешность управления воздушной скоростью полета штатной САУ равна 3,2 м/с.

Максимальная величина динамической погрешности управления воздушной скоростью полета с помощью адаптивной САУ уменьшена до 0,58 м/с (рис. 1). Максимальная динамическая погрешность управления скоростью изменения высоты полета уменьшена с 2,3 м/с до 0,16 м/с (рис. 3).

Среднеквадратическая погрешность управления воздушной скоростью полета уменьшена с 0,72 м/с (штатная САУ) до 0,1 м/с (адаптивная САУ).

Среднеквадратическая погрешность управления проекцией земной скорости полета на продольную ось (рис. 2) уменьшена с 1,19 м/с (штатная САУ) до 0,48 м/с (адаптивная САУ).

Среднеквадратическая погрешность управления скоростью изменения высоты полета (рис. 3) уменьшена с 0,85 м/с (штатная САУ) до 0,08 м/с (адаптивная САУ).

Затраты энергии на управление двигателем с помощью адаптивной САУ уменьшены на 1,4% (рис. 4).

**Литература**

1. Асланян А.Э. Системы автоматического управления полетом летательных аппаратов. [Текст] / А.Э. Асланян. – К.: КВВАИУ, 1984 – 151 с.
2. Туник А.А. Идентификация математической модели продольного движения летательного аппарата при наличии шумов измерений и смещений датчиков [Текст] / А.А Туник, А.Н. Клипа // Электронное моделирование. – 2011. – Т. 33, № 6. – С. 3–18.
3. Farhadi R.M. UAV motion model and estimation of its certainties with flight test data [Text] / R.M. Farhadi, V.I. Kortunov, A.Mohammadi // 22nd Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. – Saint Petersburg, 2015. – P. 131-133.
4. Гольцов А.С. Методы оптимизации и адаптивного управления в машиностроении [Текст] / А.С. Гольцов. – Волгоград: ВолгГТУ, 2009. – 168 с.

Поступила в редакцию 14.06.2017 г.

**А.С. Гольцов, І.І. Редін. Адаптивне управління тягою двигуна безпілотного літального апарату**

*Для управління тягою двигуна безпілотного літального апарату (БпЛА) розроблена адаптивна система автоматичного управління. До складу адаптивної системи автоматичного управління входить модуль ідентифікації обурюючих дій, що створюються аеродинамічними силами, і багатовимірний ПІ-регулювальник. Ідентифікацію обурюючих дій виконують за допомогою рекурентного алгоритму регуляризованого методу найменших квадратів. Алгоритм ПІ-регулювальника отриманий мінімізацією середнє квадратичних похибок управління повітряною швидкістю польоту та проекцією земної швидкості польоту на подовжню вісь безпілотного літального апарату. Приведені результати порівняння показників ефективності штатної САУ безпілотного літального апарату і адаптивною САУ.*

**Ключові слова:** адаптивна система управління, тяга двигуна, безпілотний літальний апарат.

**A. S. Holtsov, I. I. Redin. Adaptive control of the engine thrust of the unmanned aircraft**

*To control the thrust of an unmanned aircraft has developed the adaptive automatic control system. The adaptive ACS includes the module for identification of the disturbing perturbations created by the aerodynamic forces, and a multidimensional PI controller. The identification of disturbing influences is performed by means of the recurrent algorithm of the regularized least-squares method. The PI controller algorithm is obtained by minimizing the mean square errors in controlling the airspeed of flight and the projection of the earth's speed of flight on the longitudinal axis of the unmanned aircraft. There are the results of a comparison of the parameters of the efficiency of the existing ACS of the unmanned aircraft and the adaptive ACS.*

**Keywords:** adaptive control system, engine thrust, unmanned aircraft.