5. *Арсеньев В. Н.* Новые методы принятия решений при ограниченных экспериментальных данных. МО СССР. 1999. 90 с.

Сведения об авторах

Владимир Николаевич Арсеньев — д-р техн. наук, профессор; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра бортовых информационных и измерительных комплексов, Санкт-Петербург; E-mail: vladar56@mail.ru

Павел Владимирович Лабецкий — аспирант; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра бортовых информационных и измерительных комплексов, Санкт-Петербург; E-mail: p.v.labetskiy@gmail.com

Рекомендована кафедрой бортовых информационных и измерительных комплексов

Поступила в редакцию 21.05.14 г.

УДК 519.7

И. Б. Фуртат, К. А. Хвостова, Д. А. Хвостов

АДАПТИВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ БОКОВЫМ ДВИЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В РЕЖИМЕ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

Представлено решение задачи адаптивного управления боковым движением летательного аппарата в режиме захода на посадку. Рассматривается разработанная система управления летательным аппаратом на основе модифицированного алгоритма адаптации высокого порядка. Приведены результаты моделирования, иллюстрирующие эффективность синтезированного алгоритма.

Ключевые слова: *летательный аппарат, адаптивное управление, оптимальное управление.*

Введение. Для управления движением летательных аппаратов (ЛА) применяются различные методы. Так как летательные аппараты относятся к системам, параметры которых определены не полностью, то эффективными в данном случае являются методы адаптивного и робастного управления.

В работе [1] рассматривается алгоритм адаптивного управления, основанный на методе пассификации и предположении о гиперминимально-фазовости уравнения объекта. Отметим, что при наличии значительных внешних возмущающих воздействий могут возникнуть некоторые режимы управления летательным аппаратом, отличные от номинального. Решение данной проблемы рассматривается в работе [2] на базе метода скоростного градиента и антивиндапа (Anti-Windup). В работе [3] изложен новый метод вложения систем для построения инвариантных систем управления; полученные здесь алгоритмы применяются для управления боковым движением летательного аппарата в режиме захода на посадку в условиях параметрической неопределенности и внешних возмущений. Алгоритм компенсации параметрических и внешних возмущений применительно к управлению летательными аппаратами рассмотрен в работе [4], а в работах [5, 6] приведен сравнительный анализ данного алгоритма с известными, такими как H_∞-управление и метод скоростного градиента; там же показано, что алгоритм компенсации робастен по отношению к возмущениям и реальным ограничениям в сигнале управления.

В настоящей статье для управления боковым движением летательного аппарата предлагается использовать новый модифицированный алгоритм адаптации высокого порядка, впервые рассмотренный в работе [7]. Этот алгоритм, в отличие от аналогов [8], имеет невысокий динамический порядок и показывает лучшие результаты переходных процессов, что было продемонстрировано в работах [9—13] при его использовании для различных типов моделей объектов.

Постановка задачи. Рассмотрим модель летательного аппарата в режиме захода на посадку [3, 14]:

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + Df(t), \quad y(t) = Lx(t), \tag{1}$$

где $x(t) = \left[\Delta z(t), \Delta\psi(t), \Delta\gamma(t), \Delta\omega_x(t)\right]^{\mathrm{T}}$ — вектор состояния линеаризованной математической модели движения ЛА без учета скольжения; $u(t) = \delta_{\text{эл}}(t)$ — управляющее воздействие; $\delta_{\text{эл}}(t)$ — отклонение элеронов от балансировочного положения; $\Delta z(t)$ — величина бокового отклонения центра масс ЛА от продольной оси взлетно-посадочной полосы; $\Delta\psi(t)$ — угол между продольной осью взлетно-посадочной полосы и горизонтальной проекцией вектора скорости ЛА; $\Delta\gamma(t)$ — изменение угла крена ЛА; $\Delta\omega_x(t)$ — изменение угловой скорости ЛА относительно его продольной оси; A, B, D — числовые матрицы соответствующих размерностей; $f(t)$ — внешнее возмущение; $L = [1, 0, 0, 0]$.

Введем некоторые предположения.

Предположение 1. Выполнены условия: $A = A_N + B_N c_0^T$, $B = B_N + B_N\tau$, $D = B_N k$, где A_N, B_N — известные матрицы с номинальными значениями, $c_0 \in \mathbb{R}^4$, $\tau \in \mathbb{R}$, $k \in \mathbb{R}$ — неизвестные вектор и числа.

Предположение 2. Неизвестные коэффициенты вектора c_0 и неизвестные числа τ и k принадлежат известному ограниченному множеству Ξ.

Предположение 3. Объект управления (1) — минимально-фазовый.

Предположение 4. В системе управления доступны измерению сигналы $y(t)$ и $u(t)$, но не их производные.

Предположение 5. Пара матриц (A, B) управляема, пара (A, L) наблюдаема.

Эталонную модель определим уравнением

$$\dot{x}_m(t) = A_N x_m(t) + B_N r(t), \quad y_m(t) = Lx_m(t), \tag{2}$$

где $x_m(t) \in \mathbb{R}^4$ — вектор состояния, $r(t)$ — задающее воздействие.

Цель управления — поиск непрерывного закона регулирования, обеспечивающего выполнение условия

$$\overline{\lim_{t\to\infty}} \left| y(t) - y_m(t) \right| < \delta, \tag{3}$$

где $\delta > 0$ — точность регулирования в замкнутой системе.

Метод решения. Согласно работам [3, 14] желаемый режим летательного аппарата при заходе на посадку должен быть таким, чтобы обеспечивалась минимизация интегрального критерия качества

$$J = \int_0^\infty \left[x_m^T(t) Q\, x_m(t) + Rr^2(t) \right] dt, \tag{4}$$

где Q и R — весовая матрица и весовой коэффициент соответственно.

Минимизация критерия (4) обеспечивается законом оптимального управления, рассчитываемым как

$$r(t) = -K_0 x_N(t), \tag{5}$$

где $K_0 = R^{-1} B_N^T H$, здесь матрица $H = H^T > 0$ является решением матричного алгебраического уравнения Лурье — Риккати

$$A_N^T H + HA_N - HB_N R^{-1} B_N^T H = -Q. \tag{6}$$

В результате требуемое поведение летательного аппарата в режиме захода на посадку определяется следующим эталонной системой уравнений:

$$\dot{x}_m(t) = A_0 x_m(t), \quad y_m(t) = L x_m(t),$$

где $A_0 = A_N - B_N K_0$.

Принимая во внимание предположение 1, перепишем уравнение объекта (1):

$$\dot{x}(t) = A_N x(t) + B_N u_0(t) + B_N u(t) + B_N c_0^T x(t) + B_N \tau u(t) + B_N \left(kf(t) - u_0(t)\right), \; y(t) = Lx(t). \quad (7)$$

Здесь

$$u_0(t) = -K_0 \hat{x}(t) \quad (8)$$

— оптимальный закон управления, который рассчитывается для номинальной составляющей объекта управления

$$\dot{x}(t) = A_N x(t) + B_N u_0(t), \quad y(t) = Lx(t)$$

в целях минимизации интегрального критерия качества

$$J = \int_0^\infty \left[\hat{x}^T(t) Q \hat{x}(t) + R u_0^2(t) \right] dt .$$

Здесь $\hat{x}(t)$ – оценка сигнала $x(t)$, полученного с помощью наблюдателя:

$$\dot{\hat{x}}(t) = A_N \hat{x}(t) + B_N u_0(t) + C\left(\hat{y}(t) - y(t)\right), \; \hat{y}(t) = L\hat{x}(t), \quad (9)$$

где C выбирается из условия желаемого распределения собственных чисел матрицы $A_N + CL$.

С учетом уравнения (8) перепишем выражение (7):

$$\dot{x}(t) = \left(A_0 + B_N c_0^T\right) x(t) + Bu(t) + B_N \varphi(t), \;\; y(t) = Lx(t), \quad (10)$$

где $\varphi(t) = kf(t) - u_0(t) + K_0\left(\hat{x}(t) - x(t)\right)$.

Преобразуем модель (10) к форме вход—выход:

$$Q(p) y(t) = R(p)\left(u(t) + \varphi(t)\right). \quad (11)$$

Для управления объектом (11) воспользуемся модифицированным алгоритмом адаптации высокого порядка [7]. Введем закон управления

$$u(t) = T(p)\hat{v}(t), \;\; v(t) = c^T(t) w(t), \;\; \dot{c}(t) = -\alpha e(t) w(t) + \beta e^2(t) c(t), \;\; \alpha > 0, \;\; \beta > 0, \quad (12)$$

где $T(\lambda)$ — гурвицев многочлен третьего порядка, который выбирается таким образом, чтобы передаточная функция $\dfrac{R_m(\lambda)T(\lambda)}{Q_m(\lambda)}$ была строго положительно-вещественной функцией; λ — комплексная переменная; $\hat{v}(t)$ — оценка вспомогательного управляющего воздействия $v(t)$; $e(t) = y(t) - y_m(t)$; $c(t)$ — вектор настраиваемых параметров; $w(t) = \left[V^T(t), e(t), \dfrac{r(t)}{T(p)}\right]^T$ — вектор регрессии, где $V(t)$ — решение уравнения

$$\dot{V}(t) = FV(t) + be(t). \quad (13)$$

Здесь F — матрица в форме Фробениуса с характеристическим полиномом $R_m(\lambda)T(\lambda)$, $b = [0, 0, 0, 1]^T$.

Для реализации первого из уравнений (12) рассмотрим наблюдатель [15]

$$\dot{\xi}(t) = G_0 \xi(t) + B\left(\hat{v}(t) - v(t)\right), \; \hat{v}(t) = L\xi(t), \quad (14)$$

где $G_0 = \begin{bmatrix} 0 & I_2 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$; $B = \left[\frac{d_1}{\mu}, \frac{d_2}{\mu^2}, \frac{d_3}{\mu^3}\right]^T$; d_1, d_2, d_3 выбираются так, чтобы матрица $G_0 = [d_1, d_2, d_3]L$ была гурвицева; $\mu > 0$ — достаточно малое число.

Утверждение. Пусть выполнены условия предположений 1—5. Тогда система управления (8), (9), (12)—(14) обеспечивает выполнение целевого условия.

Доказательство утверждения подобно приведенному в работе [11].

Пример. Рассмотрим модель бокового движения летательного аппарата в режиме захода на посадку при скорости ЛА 85 м/с [3, 14]. Номинальные значения матриц A_N и B_N задаются как

$$A_N = \begin{bmatrix} 0 & 85 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0{,}12 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & -2 \end{bmatrix}, \quad B_N = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 3{,}4 \end{bmatrix}.$$

Следуя работе [3], параметрические возмущения определим в виде

$$c_0 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & \rho \end{bmatrix}, \quad -20/17 \le \rho \le 20/17, \quad -0{,}5 \le \tau \le 0, \quad -1 \le k \le 1, \quad |f(t)| \le 0{,}1.$$

Весовые матрица и коэффициент в целевых функционалах определяются как [3, 14]

$$Q = \begin{bmatrix} 6{,}25\cdot 10^{-6} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 31 \end{bmatrix}, \quad R = 93.$$

Теперь рассчитаем систему управления. С помощью уравнения (6) рассчитаем матрицу H и сформируем оптимальные законы управления (5) и (8):

$$r(t) = -\left[3\cdot 10^{-4}, 0{,}38, 0{,}32, 0{,}34\right] x_N(t), \quad u_0(t) = -\left[3\cdot 10^{-4}, 0{,}38, 0{,}32, 0{,}34\right] \hat{x}(t).$$

Выберем $T(p) = p^3 + 3p^2 + p + 1$ и определим (13) в виде

$$\dot{V}(t) = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -1 & -1 & -3 \end{bmatrix} V(t) + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} y(t).$$

Зададим $C = [2, 2/85, 0, 5/51]^T$, $d_1 = 1{,}5$, $d_2 = 0{,}75$, $d_3 = 0{,}125$, $\mu = 0{,}01$ и сформируем наблюдатели (9) и (14) в следующем виде:

$$\dot{\hat{x}}(t) = \begin{bmatrix} 0 & 85 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0{,}12 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & -2 \end{bmatrix} \hat{x}(t) + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 3{,}4 \end{bmatrix} u_0(t) + C\left(\hat{y}(t) - y(t)\right), \quad \hat{y}(t) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \hat{x}(t),$$

$$\dot{\xi}(t) = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \xi(t) + \begin{bmatrix} -1{,}5\cdot 100 \\ -0{,}75\cdot 100^2 \\ -0{,}125\cdot 100^3 \end{bmatrix} \left(\hat{v}(t) - v(t)\right), \quad \hat{v}(t) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \xi(t).$$

Тогда закон адаптивного управления (12) определяется как

$$u(t) = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 3 & 1 \end{bmatrix} \xi(t), \quad v(t) = c^T(t) w(t), \quad \dot{c}(t) = -10^{-3} e(t) w(t) - 10^{-4} e^2(t) c(t).$$

На рис. 1, 2 представлены результаты моделирования переходного процесса по ошибке $e(t)$ и по сигналу управления $u(t)$ для следующих возмущений, действующих на модель летательного аппарата: $\rho = 5/17$, $\tau = -0{,}5$ (угол $\delta_{эл}$ уменьшен в два раза), $k = 1$, $f(t) = 0{,}1\sin t$. При моделировании учтены реальные ограничения по углу отклонения элеронов, а именно $|u(t)| \le 0{,}3$ рад.

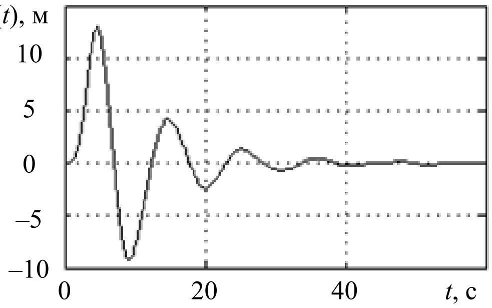

Рис. 1

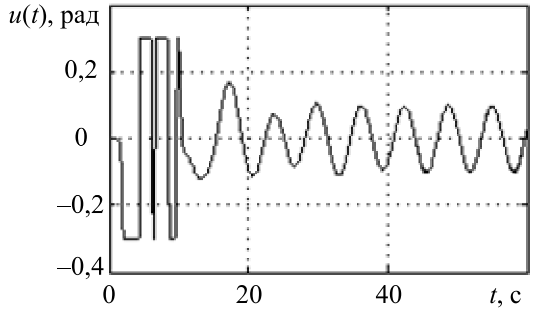

Рис. 2

Анализ результатов моделирования показал, что представленный алгоритм адаптивного управления обеспечивает выполнение целевого условия с заданной точностью. Так, спустя 30 с после начала захода ЛА на посадку точность регулирования не превышает 0,2 м.

Заключение. Предложена модель синтеза адаптивного закона управления боковым движением летательного аппарата в режиме захода на посадку с помощью модифицированного алгоритма адаптации высокого порядка. Полагается, что модель летательного аппарата описывается параметрически неопределенным дифференциальным уравнением четвертого порядка. Синтезированы алгоритмы управления, обеспечивающие сходимость с требуемой точностью выходного сигнала системы управления ЛА и эталонного сигнала. Результаты численного моделирования показали хорошую работоспособность системы и подтвердили результаты аналитических расчетов.

Статья подготовлена по результатам работы, выполненной при частичной поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант 13-08-01014), Минобрнауки РФ (проект 14.Z50.31.0031) и Правительства РФ (грант 074-U01); результаты, приведенные в разделе „Метод решения“, получены при поддержке Российского научного фонда (проект № 14-29-00142) в ИПМаш РАН.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Fradkov A. L., Andrievsky B.* Passification-based robust flight control design // Automatica. 2011. Vol. 47, N 12. P. 2743—2748.

2. *Pogromsky A., Andrievsky B., Rooda J.* Aircraft flight control with convergence-based anti-windup strategy // Proc. of IFAC Workshop Aerospace Guidance, Navigation and Flight Control Systems, AGNFCS ’09, Samara, Russia, June, 2009.

3. *Буков В. Н.* Вложение систем. Аналитический подход к анализу и синтезу матричных систем. Калуга: Изд-во науч. лит-ры Н. Ф.Бочкаревой, 2006.

4. *Фуртат И. Б.* Робастное субоптимальное управление боковым движением летательного аппарата в режиме захода на посадку // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2013. № 3 (85). С. 51—55.

5. *Furtat I. B., Putov V. V.* Suboptimal control of aircraft lateral motion // Proc. of 2nd IFAC Workshop on Research, Education and Development of Unmanned Aerial Systems, Compiegne, France. 2013. Vol. 2. Part 1. P. 276—282.

6. *Furtat I. B., Fradkov A. L., Peaucelle D.* Robust control of aircraft lateral movement // Proc. of 19th World Congress the International Federation of Automatic Control, Cape Town, South Africa. 2014. P. 5199—5204.

7. *Цыкунов А. М.* Модифицированный адаптивный алгоритм высокого порядка для управления линейным объектом по выходу // Автоматика и телемеханика. 2006. № 8. С. 143—153.

8. *Мирошник И. В., Никифоров В. О., Фрадков А. Л.* Нелинейное и адаптивное управление сложными динамическими системами. СПб: Наука, 2000.

9. *Фуртат И. Б., Цыкунов А. М.* Адаптивное управление объектами с запаздыванием по выходу // Изв. вузов. Приборостроение. 2005. Т. 28, № 7. С. 15—19.

10. *Фуртат И. Б.* Робастное субоптимальное управление линейными нестационарными объектами по выходу // Мехатроника, автоматизация, управление. 2009. № 7. С. 7—12.

11. *Фуртат И. Б., Цыкунов А. М.* Адаптивное управление объектами с неизвестной относительной степенью // Автоматика и телемеханика. 2010. № 6. С. 109—118.

12. *Фуртат И. Б.* Робастная синхронизация динамической сети с компенсацией возмущений // Автоматика и телемеханика. 2011. № 12. С. 104—114.

13. *Furtat I. B., Thykunov A. M.* Output adaptive control for plants using time delay in output signal based on the modified algorithm of adaptation of the high order // IPACS Electronic Library: 9th IFAC Workshop “Adaptation and Learning in Control and Signal Processing” (ALCOSP ‘07). 2007 [Электронный ресурс]: <http://lib.physcon.ru/getfile.html?item=1528>.

14. *Летов А. М.* Динамика полета и управление. М.: Наука, 1969.

15. *Atassi A. N., Khalil H. K.* A separation principle for the stabilization of class of nonlinear systems // IEEE Trans. on Automatic Control. 1999. Vol. 44, N 9. P. 1672—1687.

Сведения об авторах

Игорь Борисович Фуртат — д-р техн. наук, доцент; Университет ИТМО, кафедра систем управления и информатики, Санкт-Петербург; E-mail: cainenash@mail.ru

Ксения Андреевна Хвостова — магистрант; Университет ИТМО, кафедра систем управления и информатики, Санкт-Петербург; E-mail: ksenia.pantyukhina@yandex.ru

Денис Алексеевич Хвостов — магистрант; Университет ИТМО, кафедра систем управления и информатики, Санкт-Петербург; E-mail: talionar@rambler.ru

Рекомендована
Институтом проблем машиноведения РАН

Поступила в редакцию
05.11.14 г.