

УДК 629.73

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-377129201562696>**О. С. Завальная**¹, бакалавр, **В. В. Бурнашев**², к.т.н., доцент

УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В УСЛОВИЯХ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ

En

The article is devoted to the problem of pilotless airplane motion parameters adaptive regulator synthesis on the basis of the identification approach. For the solution of identification task the application possibility of various observers algorithms was considered.

One of them is the algorithm of a nonlinear Kalman filter. It allows to estimate simultaneously state vector and parameters of state matrix. Application of this algorithm demands presence of a separate assortment of metres for state vector derivative. Researches have shown, that for various uncertainty level of motion mathematical model of pilotless airplane it ensures too low accuracy of control, even in comparison with the proportional regulator with the constant factors, received for nominal model. The algorithm of the linear optimum observer has appeared as more effective instrument of identification in the problem of flight adaptive control. It allows to increase accuracy of control in comparison with non adaptive regulators. Thus the best outcomes turn out at use of the separate observer for model parameters and the separate observer of motion parameters vector, and also in the presence of the information on air velocity of flight.

In algorithm of an adaptive control sequentially to observers the proportional feedback on state vector with variable factors was used. Factors of functional for all observers corresponded to the factors received for not adaptive linearly-quadratic optimum regulator.

Ua

Синтезовано адаптивний регулятор параметрів руху безпілотного літака на основі ідентифікаційного підходу. Виконано порівняння алгоритмів оцінювання вектора стану і параметрів моделі з використанням нелінійних та оптимальних спостерігачів. Досліджено роботу алгоритмів в умовах різного ступеня невизначеності. Для синтезованих регуляторів наведені результати імітаційного моделювання польоту при дії вітру.

Введение

Качество выполнения многих заданий беспилотными летательными аппаратами (БПЛА) зависит от точности управления [1]. Поэтому низкая скорость полета, использование на борту грубых навигационных систем и несовершенных органов управления существенно ограничивают применение БПЛА в условиях действия ветровых возмущений. При невозможности точного определения координат вектора воздушной скорости, а также при

¹ *Національний технічний університет України "КПІ",
кафедра приборов и систем управления летательными аппаратами*

² *Національний технічний університет України "КПІ",
кафедра приборов и систем управления летательными аппаратами*

использовании сменной полезной нагрузки возникают также параметрические возмущения.

Естественное решение задачи автоматического управления полетом в условиях неопределенности на основе применения комбинации H_2 - и H_∞ -оптимального качества оказывается неприемлемым в случае предъявления строгих требований к ошибкам управления. Такие задачи могут быть решены посредством применения алгоритмов адаптации [2 – 4].

Постановка задачи

Рассмотрим задачу синтеза адаптивного регулятора параметров движения легкого беспилотного самолета для обеспечения высокой точности управления в условиях неопределенности.

Идентификация параметров модели движения беспилотного самолета

Рассмотрим алгоритм одновременного оценивания вектора состояния и коэффициентов линеаризованных уравнений движения самолета для прямолинейного горизонтального полета. Запишем модель продольного движения в пространстве состояния с учетом ветровых возмущений:

$$\dot{X} = AX + BU + \xi, \quad (1)$$

где $X = [\Delta V \quad \Delta \theta \quad \Delta \vartheta \quad \Delta \omega_z \quad \Delta H]^T$ – вектор состояния;

$\Delta V, \Delta \theta, \Delta \vartheta, \Delta \omega_z, \Delta H$ – ошибки стабилизации скорости, углов наклона траектории и тангажа, угловой скорости тангажа и высоты соответственно;

U – вектор управления;

$\xi = [\xi_1 \quad \xi_2 \quad 0 \quad \xi_4 \quad 0]^T$ – вектор случайных ветровых возмущений;

A – матрица состояния; B – матрица управления.

Элементы матриц A и B зависят от воздушной скорости и инерционно-массовых характеристик.

Оценивать параметры A и B можно измеряя вектор состояния и его производную [2]. Тогда имеем 2 уравнения измерения:

$$Y_1 = AX + BU + \xi + \xi_{y1},$$

$$Y_2 = X + \xi_{y2}.$$

Здесь Y_2 и Y_1 – векторы измерения компонент вектора состояния и их производных соответственно; вектор шумов измерения компонент вектора состояния $\xi_{y2} = [\xi_V \quad \xi_\theta \quad \xi_\vartheta \quad \xi_{\omega_z} \quad \xi_H]^T$; вектор шумов измерения производных компонент вектора состояния $\xi_{y1} = [\xi_{\dot{V}} \quad \xi_{\dot{\theta}} \quad \xi_{\dot{\vartheta}} \quad \xi_{\dot{\omega}_z} \quad \xi_{\dot{H}}]^T$.

Вектор \dot{X} будет использоваться не только как часть вектора измерения, но и как вектор управления U^* в алгоритме наблюдающего устройства. В случае использования отдельного комплекта измерителей для \dot{X} и X , их шумы можно считать независимыми. Тогда процесс наблюдения будет иметь вид

$$\begin{aligned}\dot{X} &= U^* + \xi, \\ \dot{A} &= 0, \\ \dot{B} &= 0\end{aligned}\tag{2}$$

или, если ввести расширенный вектор состояния $X^* = \begin{bmatrix} X^T & a^T \end{bmatrix}^T$,

где a – вектор-столбец, в котором записаны по порядку коэффициенты уравнений (1), то есть строки матриц A и B ,

$$\dot{X}^* = U^{**} + \xi^*.\tag{3}$$

В уравнении процесса наблюдения (3) введены также расширенный вектор управления $U^{**} = \begin{bmatrix} U^{*T} & 0 \end{bmatrix}^T$, и расширенный вектор возмущений $\xi^* = \begin{bmatrix} \xi^T & 0 \end{bmatrix}^T$. Уравнение измерения имеет вид:

$$Y = \begin{bmatrix} Y_1 \\ Y_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} AX + BU \\ X \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \xi + \xi_{y1} \\ \xi_{y2} \end{bmatrix}\tag{4}$$

или $Y = F + \xi_y$,

где $F = \begin{bmatrix} AX + BU \\ X \end{bmatrix}$, $\xi_y = \begin{bmatrix} \xi + \xi_{y1} \\ \xi_{y2} \end{bmatrix}$.

Теперь для процесса наблюдения (3) и условий наблюдения (4) можно применить алгоритм нелинейного фильтра Калмана [2]:

$$\dot{\hat{X}} = U^{**} + P \left(\frac{\partial F}{\partial \hat{X}} \right)^T S_y^{-1} (Y - F(\hat{X}, U))\tag{5}$$

– уравнение наблюдающего устройства;

$$\dot{P} + P \left(\frac{\partial F}{\partial X^*} \right)^T S_y^{-1} \frac{\partial F}{\partial X^*} P = S_{x^*}\tag{6}$$

– уравнение для корреляционной матрицы ошибок P .

В алгоритме (5), (6) \hat{X} – оценка расширенного вектора состояния X^* ;

S_y – матрица интенсивностей шумов измерения ξ_y ;

S_{x^*} – матрица интенсивностей случайных возмущений ξ^* ;

$$\frac{\partial F}{\partial X^*} = \begin{bmatrix} A & \frac{\partial}{\partial a}(AX + BU) \\ I & 0 \end{bmatrix};$$

I – единичная матрица.

Для модели продольного движения самолета, описываемой системой (1) при использовании в качестве органа управления только руля высоты

$$\frac{\partial}{\partial a}(AX + BU) = \begin{bmatrix} \Delta V & \Delta \theta & \Delta \vartheta & \Delta \delta_e & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \Delta V & \Delta \theta & \Delta \vartheta & \Delta \delta_e & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \Delta V & \Delta \theta & \Delta \vartheta & \Delta \omega_z & \Delta \delta_e & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \Delta \theta \end{bmatrix}.$$

Следует отметить линейную независимость столбцов матрицы $\frac{\partial F}{\partial X}$.

Таким образом, алгоритм совместного оценивания и идентификации (5), (6) сходится.

Для проверки работоспособности алгоритма (5), (6) проводилось математическое моделирование с помощью программ *Matlab* и *Simulink* (рис. 1).

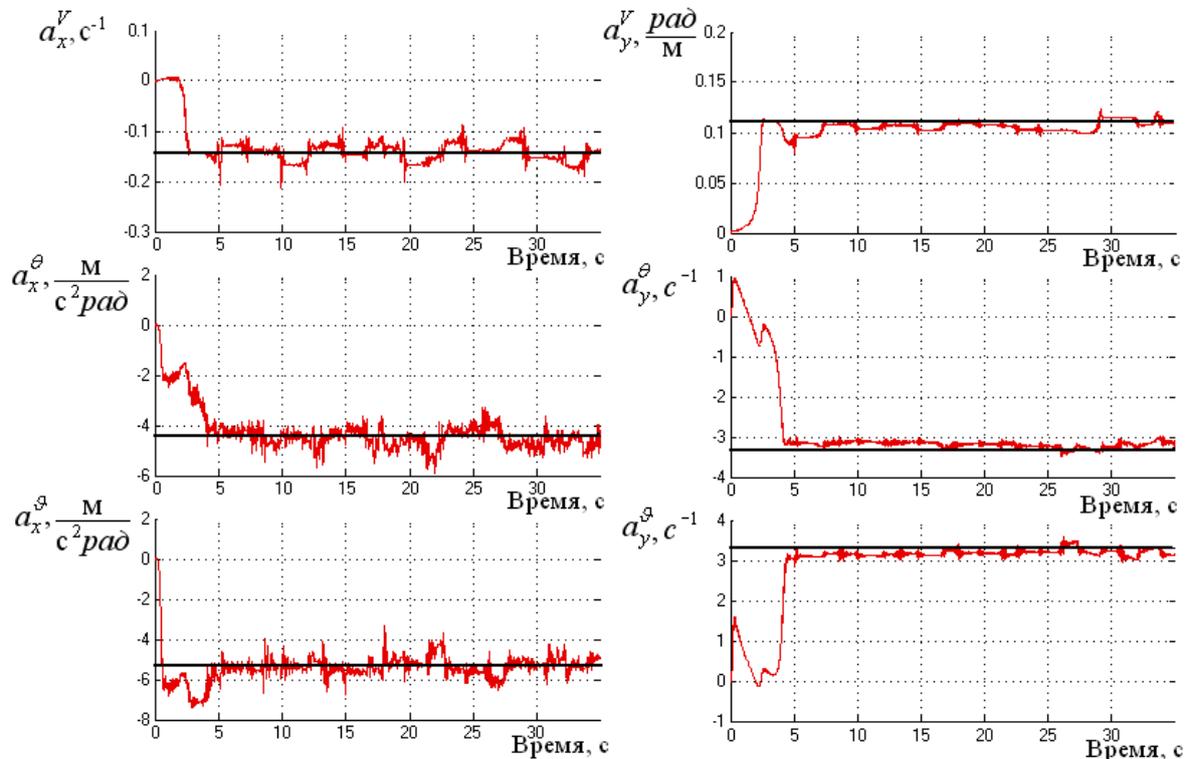


Рис. 1. Коэффициенты первой и второй строк матрицы состояния для продольного движения БПЛА

При этом выполнялась одновременная оценка параметров движения и идентификация параметров модели легкого БПЛА. Исследуемый объект представлялись полной нелинейной системой уравнений движения. Моделировался полет самолета с учетом случайных шумов измерителей, в неспокойной атмосфере. Турбулентность учитывалась согласно модели Драйдена.

Синтез регулятора

Закон управления можно получить на основе теории аналитического конструирования оптимальных регуляторов [2, 4, 5]. Для линейного объекта (1) оптимальными в смысле минимума функционала

$$I = \int_0^{\infty} X^T Q X dt + \int_0^{\infty} U^T R U dt \quad (7)$$

являются управления $U = -R^{-1} B^T S X$,

где S – решение алгебраического уравнения Риккати

$$\dot{S} + S\hat{A} + \hat{A}^T S - SBR^{-1}B^T S = -Q. \quad (8)$$

В последнем выражении \hat{A} – оцененная с помощью алгоритма (5), (6) матрица состояния; Q, R – положительно определенные матрицы коэффициентов, определяющие соотношения требований к точности управления отдельными параметрами состояния и к величине управления.

Моделирование работы синтезированного адаптивного регулятора выполнялось в различных условиях неопределенности. Его результаты (рис. 2) свидетельствуют о существенных ограничениях применения такого подхода.

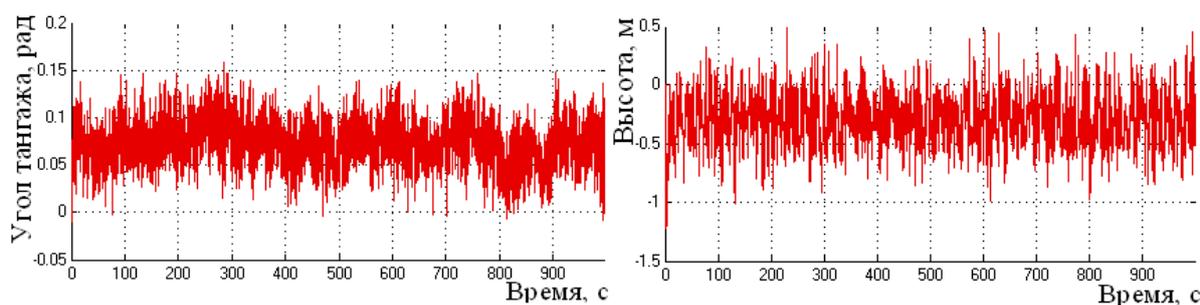


Рис. 2. Ошибки адаптивного управления БПЛА на основе нелинейного наблюдателя (5), (6)

На рис. 1 и рис. 2 приведены параметры движения БПЛА при действии ветра 20 км/ч и ошибке задания момента инерции 20%. При этом воздушная скорость считается известной с точностью 3 км/ч. В случае отсутствия информации о воздушной скорости алгоритм управления стано-

вится неприемлемо грубым из-за долгих переходных процессов алгоритма идентификации.

Адаптивный алгоритм управления на основе дискретного оптимального наблюдателя параметров модели

Другим возможным подходом к решению поставленной задачи является использование для идентификации линейного фильтра Калмана [2, 4]. С целью его применения перепишем уравнения объекта управления (1) в конечно-разностном виде, выделив вектор неизвестных параметров модели a и вектор-столбец f , содержащий суммы произведений известных параметров модели на измеряемые параметры движения $x(k)$:

$$x(k+1) = \Phi(x(k), u(k))a(k) + f(x(k), u(k)) + G(k)W(k), \quad (9)$$

где $W(k)$ – вектор ветровых возмущений;

$G(k)$ – матрица коэффициентов входа возмущений для дискретной модели;

$\Phi(x(k), u(k))$ – матрица, содержащая параметры движения x_i и управления u_i на местах расположения в матрицах состояния и управления неизвестных параметров.

Тогда уравнение наблюдающего устройства параметров a будет:

$$a(k+1) = a(k) + K_{H_2}(k) \left[y(k+1) - C\Phi(x(k), u(k))a(k) - Cf(x(k), u(k)) \right], \quad (10)$$

где оптимальный коэффициент усиления рассчитывается по формуле:

$$\begin{aligned} K_{H_2}(k) = & \\ & = P_a(k)\Phi^T(x(k), u(k))C^T \left(C\Phi(x(k), u(k))P_a(k)\Phi^T(x(k), u(k))C^T + \right. \\ & \left. + CGS_wG^TC^T + S_y \right)^{-1}, \end{aligned} \quad (11)$$

а ковариационная матрица ошибок оценивания

$$P_a(k+1) = \left[I_n - K_{H_2}(k)C\Phi(x(k), u(k)) \right] P_a(k). \quad (12)$$

В уравнениях (10) – (12):

C – матрица измерения;

S_y – матрица интенсивностей шумов измерения;

I_n – единичная матрица, размер которой соответствует числу оцениваемых параметров модели;

k – номер шага работы алгоритма.

Оценка вектора состояния $x(k)$ может получаться как путем непосредственного измерения, так и с помощью параллельно работающего линейного оптимального наблюдателя состояния:

$$\begin{cases} x(k+1) = x(k+1/k) + K_{H1}(k) [y(k+1) - Hx(k+1/k)]; \\ x(k+1/k) = A(k, a(k))x(k) + B(k, a(k))u(k) + GW(k), x(0) = \bar{x}_0; \\ K_{H1}(k) = P_x(k+1/k)C^T [CP_x(k+1/k)C^T + R]^{-1}; \\ P_x(k+1/k) = A(k, a(k))P_x(k)A^T(k, a(k)) + G(k)S_wG^T(k); \\ P_x(k+1) = [I_n - K_{H1}(k)C]P_x(k+1/k), \end{cases} \quad (13)$$

где S_w – матрица интенсивностей возмущений W .

Таким образом, можно получить обратную связь по оценке вектора состояния $x(k+1)$, матричный коэффициент усиления которой рассчитывается по формулам (7), (8) или по их аналогам для дискретных объектов. Точность управления при использовании такого алгоритма адаптации зависит от уровня возмущений, точности измерений, а также количества и точности априорной информации о параметрах модели.

Имитационное моделирование работы данного регулятора (рис. 3 и рис. 4) позволило выявить его существенные преимущества по сравнению с регулятором, построенным на основе формул (5) – (8). Он позволяет обеспечить более высокое качество идентификации, достаточное для формирования управлений по оцененным параметрам.

При отсутствии возмущений алгоритм (10) – (12) может оценить все параметры матрицы состояния линеаризованной модели продольного движения самолета без какой-либо априорной информации об этих параметрах. В случае точной установки системы ориентации в корпусе БлЛА таких параметров 8, а если известна масса – 6. Информацию, полученную в таком тестовом полете можно использовать для определения инерционно-массовых и аэродинамических характеристик, а также в качестве начальных условий для работы алгоритма идентификации в условиях возмущений. В результате уменьшения таким образом неопределенности или получения информации о векторе воздушной скорости алгоритм становится работоспособным при действии существенных ветровых возмущений.

В аналогичных условиях данный регулятор обеспечивает более высокую точность стабилизации по сравнению с алгоритмом на основе (5), (6) (рис. 3 и рис. 2), а также по сравнению с регулятором, описанным в [5].

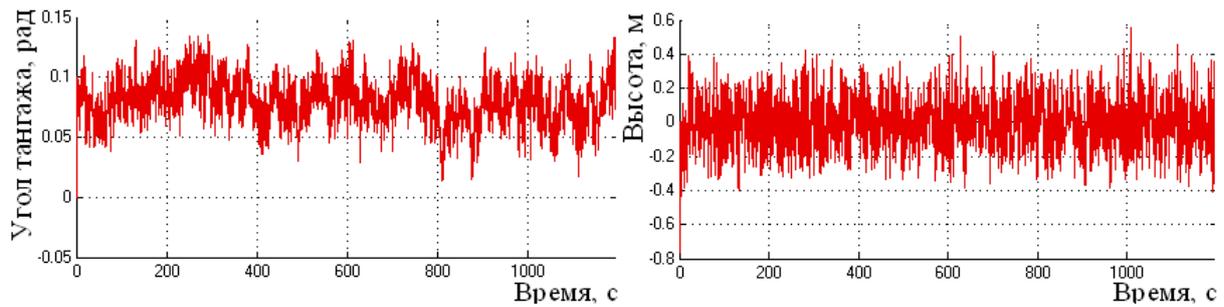


Рис. 3. Ошибки адаптивного управления БПЛА на основе оптимального наблюдателя

Выводы

Разработан адаптивный регулятор параметров движения беспилотного самолета, состоящий из оптимального наблюдателя состояния, а также оптимального переменного матричного коэффициента обратной связи по вектору состояния, рассчитываемого для параметров модели, оцененных линейным дискретным наблюдателем. Этот алгоритм может быть работоспособным даже при отсутствии информации о значении матрицы состояния.

Определено, что последовательное оценивание параметров модели и параметров движения самолета позволяет получить необходимое качество управления с меньшим количеством априорной информации, чем при использовании одновременного оценивания параметров модели и параметров движения.

Адаптивное управление с использованием алгоритма нелинейного наблюдателя возможно при наличии информации о векторе воздушной скорости, а также отдельного набора измерителей для производной вектора состояния. В противном случае алгоритм идентификации остается также работоспособным. Однако время его сходимости слишком велико для управления по результатам идентификации в реальном времени. Это и определяет слишком низкую точность управления, даже по сравнению с пропорциональным регулятором [5] с постоянными коэффициентами, полученным для номинальной модели.

Регулятор, построенный на основе линейного оптимального наблюдателя, обеспечивает более высокую точность в условиях большой степени неопределенности.

Список использованной литературы

1. Павлушенко М. И. Беспилотные летательные аппараты: история, применение, угроза распространения и перспективы развития / М. И. Павлушенко, Г. М. Евстафьев, И. К. Макаренко. – М.: Права человека, 2005. – 612 с.

2. *Красовский А. А.* Теоретические основы пилотажно-навигационных комплексов / А. А. Красовский, А. В. Лебедев, В. В. Невструев. – М.: ВВИА им. Жуковского, 1980. – 372 с.
3. *Никифоров В. О.* Интеллектуальное управление в условиях неопределенности: учебное пособие / В. О. Никифоров, О. В. Слита, А. В. Ушаков. – СПб: СПбГУ ИТМО, 2011. – 226 с.
4. *Пупков К. А.* Методы классической и современной теории автоматического управления. Теория оптимизации автоматического управления / К. А. Пупков, Н. Д. Егупов. – М.: Издательство МВТУ им. Н. Э. Баумана, 2004. – Т. 4.– 744 с.
5. *Семидел П. С.* Синтез законов управления автоматическим приземлением самолета на шасси (сборник докладов X Международной научно-технической конференции "Гиротехнологии, навигация, управление движением и конструирование авиационно-космической техники") / П. С. Семидел, В. В. Бурнашев. Киев. – 2015.