

УДК 681.5.09

А.С. КУЛИК, В.В. НАРОЖНЫЙ, С.Н. ФИРСОВ, И.В. БЫЧКОВА

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ДИАГНОСТИРОВАНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ СИСТЕМЫ  
АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫМ ЛЕТАТЕЛЬНЫМ  
АППАРАТОМ ПРИ НАЛИЧИИ ДЕТЕРМИНИРОВАННЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ**

В статье представлен новый метод диагностирования технического состояния системы автоматического управления беспилотного летательного аппарата, который базируется на основе сигнально-параметрического подхода и учитывает влияние внешней окружающей среды.

**отказоустойчивость, работоспособность, диагностическая модель, наблюдатель, вектор состояния, математическая модель, сервопривод**

**Введение**

Одним из перспективных подходов к обеспечению отказоустойчивости современных систем автоматического управления (САУ) беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) является системный подход [1, 2], заключающийся в глубоком диагностировании технического состояния САУ БПЛА с глубиной до вида отказа и гибком восстановлении ее работоспособности в режиме реального времени имеющимися избыточностями. Применяемый для диагностирования технического состояния САУ сигнально-параметрический подход базируется на формировании иерархии функциональных диагностических моделей (ФДМ), причем на верхнем уровне иерархии находятся диагностические модели для решения задачи обнаружения отказа, а на нижнем – ФДМ определения вида отказа.

В настоящее время сигнально-параметрический подход широко используется при определении технического состояния многих объектов при условии отсутствия внешних возмущения [3, 4], что не всегда соответствует реальным условиям эксплуатации САУ БПЛА [5].

**Формулирование проблемы.** Целью данной статьи является получение нового метода диагностирования технического состояния системы авто-

матического управления беспилотного летательного аппарата, который учитывает влияние внешней окружающей среды.

Предположим, что САУ БПЛА описывается обыкновенными дифференциальными уравнениями конечной размерности:

$$\begin{aligned} X[k+1] &= AX[k] + B_U[k]U[k] + B_V[k]V[k]; \\ Y[k] &= CX[k] + D_U U[k] + D_V V[k], \end{aligned} \quad (1)$$

где  $X[k+1]$ ,  $X[k]$  – векторы переменных состояний в  $k+1$  и  $k$ -й моменты времени соответственно;  $U[k]$  – вектор управляющих воздействий в  $k$ -й момент времени;  $V[k]$  – вектор возмущающих воздействий в  $k$ -й момент времени;  $Y[k]$  – вектор измеряемых переменных в  $k$ -й момент времени;  $A, B_U, B_V, C, D_U, D_V$  – матрицы соответствующих размерностей.

Для диагностирования технического состояния динамической системы (1) применим ФДМ с произвольной динамикой – ML-модель [2]. Предполагаем, что измерение вектора состояния осуществляется без помех, действие возмущения не определяется состоянием системы, и вектор управляющих воздействий не влияет непосредственно на измеряемые величины, т.е.  $B_V = 0$ ,  $D_U = 0$  и  $D_V = 0$ :

$$\begin{aligned} \Delta X[k+1] &= G\Delta X[k] + A_i \tilde{X}[k] \Delta \lambda_i + \\ &+ B_i U[k] \Delta \lambda_i + V[k]; \end{aligned} \quad (2)$$

$$\Delta Y[k] = C\Delta X[k]; \Delta X[k_0] = \Delta X_0,$$

где  $\Delta X[k+1]$ ,  $\Delta X[k] = \tilde{X}[k] - \hat{X}[k]$  – отклонение значений переменных состояния объекта ( $\tilde{X}[k]$ ) от значений переменных состояний, оцененных наблюдателем Люенбергера  $\hat{X}[k]$  в  $k+1$  и  $k$ -й моменты времени соответственно;  $G = \sigma I$  – диагональная матрица, определяющая динамику ФДМ, собственные значения которой выбираются из условия устойчивости наблюдателя  $|\sigma| < 1$ ;  $K$  – матрица наблюдателя Люенбергера, значения которой определяются на основании равенства  $G = A - KC$ ;  $A_i = \frac{\partial A}{\partial \lambda_i}$  и  $B_i = \frac{\partial B}{\partial \lambda_i}$  – частные производные матриц состояния и управления по приведенному параметру класса отказа  $\lambda_i$ ;  $\Delta \lambda_i$  – отклонение параметра класса отказа от номинального значения.

Анализ ФДМ (2) показывает, что при отсутствии отказов в САУ ( $\Delta \lambda_i = 0$ ), но при наличии внешних возмущений ( $V[k] \neq 0$ ),  $\Delta X[k]$  не стремится к нулю, при  $k \rightarrow \infty$ , т.е. имеют место ошибки диагностирования первого рода: на этапе определения наличия отказа в системе (верхний уровень иерархии диагностического обеспечения САУ БПЛА [2]) диагностическое обеспечение срабатывает на якобы присутствующий в САУ при его физическом отсутствии. Указанный недостаток легко устраняются при измеряемом внешнем возмущении. Но в реальных САУ БПЛА невозможно измерять полный вектор возмущения, а зачастую он вообще весь не измеряем. Поэтому необходимо дополнить сигнально-параметрический подход методами, позволяющими восстанавливать возмущения на основании измеряемых векторов состояния и управления.

Пусть вектор возмущения ( $V[k]$ ) не подлежащий измерению, описывается следующими конечно-разностными уравнениями:

$$V[k+1] = PV[k], \quad (3)$$

где  $P$  – некоторая известная квадратичная матрица.

Оцениваем вектора возмущения  $V[k]$  методом расширения вектора состояния САУ БПЛА за счет отнесения к вектору состояния САУ БПЛА процесса, формирующего вектор возмущения  $V[k]$ . Другими словами, под расширенной САУ БПЛА понимается система, описываемая системами уравнений (1) и (3), т.е. помимо  $X[k]$  переменными состояния расширенной системы являются также элементы вектора  $V[k]$ , роль входных сигналов играют измеряемые элементы вектора  $U[k]$ , а роль выходных сигналов –  $Y[k]$ . Расширенный объект описывается уравнениями:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} X[k+1] \\ V[k+1] \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} A & I \\ 0 & P \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X[k] \\ V[k] \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix} U[k]; \\ Y[k] &= \begin{bmatrix} C & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X[k] \\ V[k] \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (4)$$

Формируем наблюдатель Люенбергера для расширенной САУ БПЛА:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} X[k+1] \\ V[k+1] \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} A & I \\ 0 & P \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X[k] \\ V[k] \end{bmatrix} + \\ &+ \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix} U[k] + K(Y[k] - CX[k]), \end{aligned} \quad (5)$$

где знак  $\wedge$  означает сигнал на выходе наблюдателя.

Применение указанного метода позволяет восстанавливать неизменяемые элементы вектора возмущения  $V[k]$ , для САУ БПЛА у которых измеряется полный вектор состояния. Полученное значение элементов вектора возмущения необходимо подставить в ФДМ (2) для получения достоверной информации о техническом состоянии САУ БПЛА.

В качестве примера рассмотрим диагностирование технического состояния элемента САУ БПЛА – сервопривода (СП). Сервопривод представляет собой силовой элемент САУ и предназначен для создания управляющих сил и моментов путем отклонения аэродинамических органов управления. Структурная схема СП представлена на рис. 1.

Поведение СП описывается следующими уравнениями:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} x_1(k+1) \\ x_2(k+1) \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 1 & T_0 \\ -\frac{T_0 k_{PM} k_{UM} k_4 k_{общ}}{T_{PM}} & 1 - \frac{T_0}{T_{PM}} \end{bmatrix} \times \\ &\times \begin{bmatrix} x_1(k) \\ x_2(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{T_0 k_{PM} k_{UM} k_4 k_3}{T_{PM}} \end{bmatrix} U_3(k) + V(k); \\ \begin{bmatrix} U_{П1}(k) \\ U_{П2}(k) \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} k_{П1} & 0 \\ k_{П2} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1(k) \\ x_2(k) \end{bmatrix}; \\ x_1(k_0) &= x_{10}; \\ x_2(k_0) &= x_{20}, \end{aligned} \quad (6)$$

где  $k_{общ} = k_1 k_{П1} + k_2 k_{П2}$ ;  $k_3, k_1, k_2$  – коэффициенты усиления сумматора соответственно по входам  $U_3(t)$ ,  $U_{П1}$ ,  $U_{П2}$ ;  $k_4$  – коэффициент усиления по выходу сумматора;  $K_{УМ}$  – коэффициент усиления УМ;  $k_{П1}$ ,  $k_{П2}$  – коэффициенты передачи потенциометров;  $k_{PM}$  и  $T_{PM}$  – коэффициент передачи и постоянная времени рулевой машинки;  $T_0$  – шаг дискретизации;  $V(k)$  – вектор возмущающих воздействий.

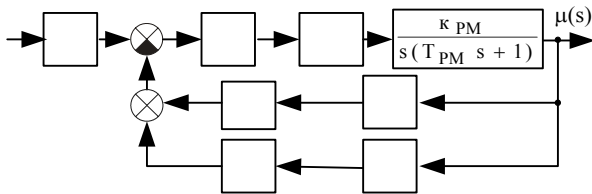


Рис. 1. Структурная схема сервопривода

Существенное влияние на динамику рулевого привода БПЛА оказывает величина и характер нагрузки, действующей на привод. Сумму моментов, которую должен преодолевать привод в динамике, можно представить в виде следующего пространства состояния [6]:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} v_1(k+1) \\ v_2(k+1) \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 1 & T_0 \\ -\frac{T_0}{J} & 1 - \frac{T_0 k_f}{J} \end{bmatrix} \times \\ &\times \begin{bmatrix} v_1(k) \\ v_2(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{T_0}{J} \end{bmatrix} x_1(k), \end{aligned} \quad (8)$$

где  $v_1(k+1), v_2(k+1), v_1(k), v_2(k)$  – возмущающий момент и скорость его изменения соответственно в  $k+1$  и  $k$ -й моменты времени;  $J$  – момент инерции орана управления (момент инерции отклоняемой аэродинамической поверхности);  $k_f$  – коэффициент трения со смазочным материалом.

Объединим модели (6), (7) и (8):

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} x_1(k+1) \\ x_2(k+1) \\ v_1(k+1) \\ v_2(k+1) \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 1 & T_0 & 1 & 0 \\ -\frac{T_0 k_{PM} k_{UM} k_4 k_{общ}}{T_{PM}} & 1 - \frac{T_0}{T_{PM}} & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 1 & \frac{T_0}{J} \\ \frac{T_0}{J} & 0 & -\frac{T_0}{J} & 1 - \frac{T_0 k_f}{J} \end{bmatrix} \times \\ &\times \begin{bmatrix} x_1(k) \\ x_2(k) \\ v_1(k) \\ v_2(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{T_0 k_{PM} k_{UM} k_4 k_3}{T_{PM}} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} U_3(k); \\ \begin{bmatrix} U_{П1}(k) \\ U_{П2}(k) \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} k_{П1} & 0 & 0 & 0 \\ k_{П2} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1(k) \\ x_2(k) \\ v_1(k) \\ v_2(k) \end{bmatrix}; \\ x_1(k_0) &= x_{10}; v_1(k_0) = v_{10}; \\ x_2(k_0) &= x_{20}; v_2(k_0) = v_{20}. \end{aligned} \quad (9)$$

На основании расширенной математической модели сервопривода (9) – (10) и (4) получаем расширенный наблюдатель Льюенбергера:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \hat{X}[k+1] \\ \hat{V}[k+1] \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} A & I \\ M & P \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{X}[k] \\ \hat{V}[k] \end{bmatrix} + \\ &+ \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix} U[k] + K(Y[k] - C\hat{X}[k]), \end{aligned} \quad (11)$$

где  $A = \begin{bmatrix} 1 & T_0 \\ -\frac{T_0 k_{PM} k_{UM} k_4 k_{общ}}{T_{PM}} & 1 - \frac{T_0}{T_{PM}} \end{bmatrix}$  – матрица состояния;  $B = \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{T_0 k_{PM} k_{UM} k_4 k_3}{T_{PM}} \end{bmatrix}$  – матрица управ-

ления;  $I = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$  – диагональная единичная матрица;

$$M = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ \frac{T_0}{J} & 0 \end{bmatrix}; \quad P = \begin{bmatrix} 1 & T_0 \\ -\frac{T_0}{J} & 1 - \frac{T_0 k_f}{J} \end{bmatrix};$$

$C = \begin{bmatrix} k_{П1} & 0 \\ k_{П2} & 0 \end{bmatrix}$  – матрица выхода;  $K$  – вектор коэффициентов обратной связи наблюдателя Люенбергера.

МЛ-модель для задачи обнаружения отказа в сервоприводе, учитывающая действие детерминированных возмущений на основании модели (11), будет иметь следующий вид:

$$\begin{aligned} \Delta X[k+1] &= G\Delta X[k] + A_i \tilde{X}[k] \Delta \lambda_i + \\ &+ B_i U[k] \Delta \lambda_i + \hat{V}[k]; \\ \Delta Y[k] &= C\Delta X[k]; \Delta X[k_0] = \Delta X_0, \end{aligned} \quad (12)$$

где  $\Delta X[k+1]$ ,  $\Delta X[k] = \tilde{X}[k] - \hat{X}[k]$  – отклонение значений переменных состояния объекта ( $\tilde{X}[k]$ ) от значений переменных состояний, оцененных наблюдателем Люенбергера  $\hat{X}[k]$  в  $k+1$  и  $k$ -й моменты времени соответственно;  $G = \sigma I$  – диагональная матрица, определяющая динамику ФДМ, собственные значения которой выбираются из условия устойчивости наблюдателя:  $|\sigma| < 1$ ;  $K$  – матрица наблюдателя Люенбергера, значения которой определяются на основании равенства:  $G = A - KC$ ;  $A_i = \frac{\partial A}{\partial \lambda_i}$  и  $B_i = \frac{\partial B}{\partial \lambda_i}$  – частные производные матриц состояния и управления по приведенному параметру класса отказа  $\lambda_i$ ;  $\Delta \lambda_i$  – отклонение параметра класса отказа от номинального значения;  $\hat{V}[k]$  – оценочное значение вектора возмущения в  $k$ -й момент времени. Аналогично строятся диагностические модели для задачи поиска места отказа, определения класса и вида отказа.

### Заключение

Полученный метод диагностирования технического состояния САУ БПЛА позволяет достоверно

определять техническое состояние системы при условии действия на неё детерминированных возмущающих воздействий и устраняет ошибки первого и второго рода при решении задач обнаружения отказа, поиска места отказа, определение класса и вида отказа. Полученный метод будет использован при решении задач построения алгоритмов диагностирования САУ беспилотных летательных аппаратов при наличии внешних возмущений.

### Литература

1. Кулик А.С., Фирсов С.Н. Обеспечение активной отказоустойчивости пневматического сервопривода посредством замкнутого диагностирования // *Авиационно-космическая техника и технология*. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2003. – Вып. 36/9. – С. 140-143.
2. Кулик А.С. Отказоустойчивое управление: состояние и перспективы // *Авиационно-космическая техника и технология*. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2000. – Вып. 15. – С. 18-31.
3. Разинькова Н.П. Обеспечение отказоустойчивости гироскопических измерителей угловых положений беспилотных самолетов: Дис... канд. техн. наук: 05.13.06. – Х., 1998. – 140 с.
4. Нарожный В.В. Обеспечение активной отказоустойчивости модифицированных бортовых измерительных устройств: Дис... канд. техн. наук: 05.13.03. – Х., 1999. – 142 с.
5. Джонсон С. Теория регуляторов, приспособляющихся к возмущениям // *Фильтрация и стохастическое управление в динамических системах* / Под ред. К.Т. Леондеса. – М.: Мир, 1980. – С. 253-320.
6. Нарожный В.В., Фирсов С.Н., Бычкова И.В. Синтез алгоритмов параметрических подстроек // *Системы обработки информации*. – Х.: ХУ ПС. – 2005. – Вып. 9 (49). – С. 124-129.

Поступила 3.03.2006

**Рецензент:** д-р. техн. наук, проф. А.Ю. Соколов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.