

грузке бортовой ЦВМ многошаговых скользящих режимов с определением постоянных управлений $v_M = v_{M1}$ непосредственно по решению системы (II).

Список литературы

1. Афанасьев В.А., Мещанов А.С., Мещеряков М.Г., Сиразетдинов Т.К. Многошаговое терминальное управление приземлением спускаемого летательного аппарата //Изв.вузов. Авиационная техника. 1993. N:1. С. 13-17.

2. Уткин В.И. Скользящие режимы и их применение в системах с переменной структурой. М.: Наука, 1974. 275 с.

3. Мещанов А.С. Об одном алгоритме управления в системах переменной структуры //Труды КИАИ, вып. 187. 1975. С. 42-48.

4. Мещанов А.С. Разрывное управление манипуляторами с инерционными приводами. I, II //Изв.вузов. Авиационная техника. 1991. N:3. С. 13-20, 1992. N:1. С. 20-24.

5. Афанасьев В.А., Мещанов А.С., Сиразетдинов Г.К. Многошаговое терминальное управление линейными системами при параметрических и постоянно действующих возмущениях //Изв.вузов. Авиационная техника. 1984. N:4. С. 11-18.

УДК 531.383

М.А.Ахмеров, А.И.Маликов

ФУНКЦИОНАЛЬНОЕ ДИАГНОСТИРОВАНИЕ ИСПОЛНИТЕЛЬНЫХ УСТРОЙСТВ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ С АППАРАТУРНОЙ ИЗБЫТОЧНОСТЬЮ

Для систем автоматического управления с аппаратурной избыточностью решение задачи обнаружения отказов, как правило, предполагает параллельное функционирование множества динамических фильтров, настроенных на разные виды (источники) возможных отказов и на различное время появления отказа, и определение фильтра, наиболее согласованного с САУ, например, путем сравнения статистических характеристик "обнов-

ляющих" процессов /1/. Реализация такого алгоритма требует бесконечно растущего объема вычислений. Ограничение же числа тестируемых гипотез об отказах и соответствующих им парциальных фильтров приводит к увеличению времени обнаружения и к снижению точности оценивания вектора состояния САУ.

В данной работе предлагается лишенный указанных недостатков подход к решению задачи обнаружения отказов и оценки состояния САУ для некоторых моделей отказов. Предлагаемая методика основана на преобразовании модели САУ в адекватную систему с входными аддитивными возмущениями, моделирующими отказы, и на представлении этих возмущений в виде возмущений волновой структуры /2/.

Пусть управляемая система описывается системой линейаризованных уравнений переменных состояния в общей форме

$$\dot{x} = A(t)x(t) + B(t)u(t) + F(t)w(t), \quad t > t_0; \quad (1)$$

$$y(t) = C(t)x(t) + v(t), \quad (2)$$

где x - n -мерный вектор состояния системы, u - p -мерный вектор входных (управляющих) сигналов, y - m -мерный вектор измерений; w, v - r -мерный и m -мерный, соответственно, независимые белые шумы с нулевыми средними ковариациями $Q(t)$ и $R(t)$, соответственно. Матрицы $A(t)$, $B(t)$, $F(t)$, $C(t)$, $Q(t)$, $R(t)$ предполагаются известными.

Предположим, что число управляющих сигналов u_1 , формируемых исполнительными устройствами, которые могут отказывать, равно s , и они обозначаются $u_m = (u_{m1}, \dots, u_{ms})$; подмножество u_m выражается с помощью полного вектора управления $u = (u_1, u_2, \dots, u_p)^T$ в виде

$$u_m = Ju, \quad (3)$$

где J - $(s \times p)$ -матрица, имеющая ранг s .

Примем следующую модель отказов:

$$u_{mi} = [1 - \alpha_i(t)] u_{mi}^P, \quad i = 1, 2, \dots, s, \quad (4)$$

где u_{mi}^P - расчетное значение mi -го управляющего сигнала, вектор $\alpha(t) = (\alpha_i(t), i = 1, s)$ - возмущение типа возмущения волновой структуры /3/

$$\alpha(t) = Hz(t), \quad (5)$$

$$\dot{z} = Dz(t) + M\delta(t), \quad (6)$$

где z - ρ -вектор, $\delta(t) = (\delta_1(t), \dots, \delta_s(t))$, $\delta(t)$ - случайно возника-

ющая в момент отказа i -го исполнительного устройства функция Дирака в общем случае случайной интенсивности; H, D, M - матрицы размера $s \times p, p \times p, p \times s$, соответственно, которые предполагаются известными. Общим для возмущений волновой структуры является описание вида

$$\alpha(t) = c_1 f_1(t) + c_2 f_2(t) + \dots,$$

где $f_i(t)$ - базисные функции, c_i - кусочно-постоянные коэффициенты (c_i могут скачком изменять свои значения).

Основная задача заключается в построении алгоритма, позволяющего в реальном масштабе времени по данным измерений $y(t)$ и расчетным значениям управлений $u^p(t)$ установить факт отказа и идентифицировать отказавшее устройство с минимальной вероятностью "ложной тревоги" и требуемым быстродействием.

Преобразуем уравнение (I) с учетом (3), (4) к виду

$$\dot{x} = A(t)x + B(t)u^p(t) + G(t, u^p(t))\alpha(t) + F(t)w(t), \quad (7)$$

где

$$G(t, u^p(t)) = -B(t)J \cdot \text{diag}(u_{mi}^p(t), \overline{1, s}), \quad (8)$$

$\alpha(t)$ - вектор возмущений волновой структуры (5), (6).

Для системы (7), (8), (5), (6) при нулевых значениях шумов $w(t) = v(t) = 0$ можно использовать наблюдатель, вырабатывающий в реальном масштабе времени оценки $\hat{x}(t), \hat{z}(t)$ по данным оперативных и измерений выходной переменной системы $y(t)$ и расчетным значениям управляющей входной переменной $u^p(t)$. Оценки $\hat{x}(t)$ и $\hat{z}(t)$ могут быть использованы для формирования регуляторов типа

$$u^p(t) = \phi[\hat{x}(t), \hat{z}(t), t],$$

а также для обнаружения и идентификации отказа по следующему правилу:

$$\hat{\alpha}_i(t) < \alpha_{kpi} - i\text{-ое исполнительное устройство исправно,}$$

$$\hat{\alpha}_i(t) > \alpha_{kpi} - \text{отказ } i\text{-го исполнительного устройства,}$$

где $\hat{\alpha}_i(t) = H_i \hat{z}(t)$, H_i - i -ая строка матрицы H . При условии, что ошибки $\varepsilon_x = x(t) - \hat{x}(t)$ и $\varepsilon_z = z(t) - \hat{z}(t)$ быстро стремятся к нулю по сравнению с временем переходного процесса системы, физически реализуемый регулятор (9) будет хорошим приближением закона управления $u^p(t) = \phi[x(t), z(t), t]$, а обнаружение и идентификация отказа в соответствии с правилом (10) будет характеризоваться требуемым быстродействием. Для

оценивания состояний используются алгоритмы синтеза наблюдателей из [2].

Пусть для системы (7), (8), (5), (6) с шумом $w(t) \neq 0$ измерения (2) имеют следующий вид:

$$\begin{bmatrix} y_1(t) \\ y_2(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_1(t) \\ C_2(t) \end{bmatrix} x(t) + \begin{bmatrix} -0 & 0 \\ v_2(t) \end{bmatrix},$$

где $y_1(t)$ - вектор размера m_1 , образованный свободными от шума измерениями, $y_2(t)$ - вектор размера $(m-m_1)$, образованный остальными измерениями, зашумленными белым шумом с ковариацией $R_2(t)$, т.е.

$$R(t) = \begin{bmatrix} -0 & 0 \\ 0 & R_2(t) \end{bmatrix}.$$

Для такой системы может быть построен оптимальный наблюдатель пониженного порядка, превращающийся при $m_1=0$ в $(n+p)$ -мерный фильтр Калмана. Если оптимальный наблюдатель будет асимптотически устойчив, то ошибки оценок, вызванные отказами будут стремиться к нулю и в промежутках между отказами будет обеспечиваться оптимальные качественные показатели. Оценка скорости сходимости производится с помощью ... а функций Ляпунова. Оценки $\hat{x}(t)$ и $\hat{z}(t)$ могут быть использованы для формирования регуляторов типа (9), а также для обнаружения и идентификации отказа по правилу

$$\bar{\alpha}_i(t) \leq \alpha_{кр} + \beta \sigma_{\alpha_i}(t) \quad - \text{1-ое исполн. устройство исправно;}$$

$$\bar{\alpha}_i(t) > \alpha_{кр} + \beta \sigma_{\alpha_i}(t) \quad - \text{отказ 1-го исполн. устройства,}$$

где $\sigma_{\alpha_i}(t)$ - среднеквадратическое отклонение ошибки оценки $\bar{\alpha}_i(t) = N_i \hat{z}(t)$, вычисляемое в алгоритме оптимального наблюдателя; β - коэффициент, определяемый при нормальном распределении ошибки ε_z из соотношения

$$0,5 - \Phi(\beta) \leq P_{лт},$$

где $P_{лт}$ - допустимое значение вероятности "ложной тревоги", $\Phi(\beta)$ - функция Лапласа.

Рассмотренный подход был применен для функционального диагностирования исполнительных устройств СУ ЛА с избыточным числом гиродинов и показал высокую эффективность как по времени обнаружения так и по распознаванию отказов исполнительных устройств. Приводятся результаты численного моделирования и анализа динамики СУ ЛА с учетом возникнове-

ния отказов гиродинов в случайные моменты времени, их обнаружения, распознавания и коррекции законов управления по данным блока функционального диагностирования в реальном времени.

Список литературы

1. Гришин Ю.П., Казаринов Ю.И. Динамические системы, устойчивые к отказам. - М.: Радио и связь, 1985.
2. Джонсон С. Теория регуляторов, приспособляющихся к возмущениям // Фильтрация и стохастическое управление в динамических системах. Пер. с англ./Под ред. К.Т.Леондеса. - М.: Мир, 1980.

УДК 629.195.4

В.Л.Балакин, Ю.Н.Лазарев, Е.А.Филиппов

ФОРМИРОВАНИЕ НОМИНАЛЬНОГО ТРЕХКАНАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ ПОВОРОТОМ В АТМОСФЕРЕ ПЛОСКОСТИ ОРБИТЫ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

1. Рассматривается движение центра масс аэрокосмического аппарата, совершающего маневр поворота плоскости орбиты за счет использования аэродинамических сил. Траектория движения аппарата включает в себя участок движения в плотных слоях атмосферы, где происходит изменение плоскости орбиты за счет боковой составляющей аэродинамической подъемной силы, а также два участка движения в разреженных слоях.

Схема маневра предусматривает трехкратное включение двигательной установки (ДУ). Первое включение ДУ на начальной орбите переводит аппарат на траекторию снижения и обеспечивает вход в атмосферу. Второе включение производится на атмосферном участке движения и переводит аппарат на переходную эллиптическую орбиту. Третье включение на высоте конечной орбиты увеличивает скорость аппарата до требуемой орбитальной скорости.

В работах /1-3/ выбор номинального управления поворотом плоскости орбиты в атмосфере осуществлялся на основе принципа максимума. В дан-