$$I_Г(X,Y(t)) = V_3[X(x(t),y(t),t_k - t),Y(t))] + \int_t^{t_2} Q_3[X(x(t),y(t),\theta),Y(\theta)d\theta, \quad (3)$$

ω_i – компоненты абсолютной угловой скорости; ε_{ij} – элементы матрицы направляющих косинусов; k_u– коэффициент пропорциональности; $V_{x,y,z}$ – скорость ЛА; $V_З$, $Q_З$ – заданные неотрицательные функции; Θ угол тангажа; $n_{x,y,z}$ – перегрузка ЛА; g – ускорение свободного падения.

Оптимальные значения компонент вектора состояния в реальном времени используются для решения обратных задач динамики. Компоненты векторов (2) рассматриваются как заданные значения. В результате определяются параметры ($n_{x,y,z}(t)$, $C_{x,y,z}(t)$ и т. д.), позволяющие вычисление $\Delta_В$, $\Delta_Г$ – поправок наведения (углов отклонения кольца наведения СППР) для последующей индикации.

Этот алгоритм оптимизации обеспечивает автоматическое определение параметров требуемой траектории и их индикацию летчику для принятия решения. Внедрение в структуру авиационного комплекса СППР на основе сформулированных принципов позволит получить достоверные оптимизированные параметры движения истребителя, гибко реагировать на изменения внешней ситуации, разгрузить летчика и повысить эффективность на трудоемких этапах наведения и атаки в воздушном бою.

Литература

1. *Валаев Г. Н., Войцикян В. А., Захаров В. Н., Шевяков В. П.* Реконфигурируемая вычислительная среда в интеллектуальной системе управления автономным ЛА // Теория и системы управления. 1995. № 4.
2. Программы разработки комплексных систем управления вооружением и полетом перспективных и одноместных самолетов и вертолетов США // НИЦ. Под. ред. А. В. Федосова. 1984 г.
3. *Стариков А. И., Саркисов А. С.* Бортовые интеллектуальные системы управления комплексами оснащения летательных аппаратов. М.: МАИ, 1999. 86 с.
4. *Красовский А. А.* Основы теории авиационных тренажеров. М.: Машиностроение, 1995. 304 с.

О ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЯХ В ЗАДАЧАХ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ СЛОЖНЫХ АВТОМАТИЧЕСКИХ СИСТЕМ

С. Г. Дубовский, Б. М. Вервейко, Д. И. Шипица

При решении задач оценки эффективности сложных автоматических систем, имеющих два или несколько режимов работы, могут быть применены методы теории динамических систем случайной структуры [1, с. 107]. При этом важным и ответственным этапом является анализ граничных условий. В результате такого анализа определяется аналитический вид функций поглощения и восстановления, характеризующих процесс смены состояний системы.

Методику определения уравнений граничных условий, функций поглощения и восстановления проиллюстрируем на конкретном примере, используя математическую модель комплекса авиационного вооружения (КАВ) истребителя на этапе ближнего наведения на воздушную цель [2]. Данная модель для первого состояния комплекса, когда бортовая радиолокационная станция (БРЛС) осуществляет автосопровождение цели, приведенная к системе линейных стохастических дифференциальных уравнений, имеет вид:

$$\dot{Y}_1^{(1)} = d_{11}^{(1)} Y_1^{(1)} + d_{110}^{(1)} Y_{10}^{(1)} + d_{111}^{(1)} Y_{11}^{(1)},\ Y_1^{(1)}(t_0) = Y_{1(0)}^{(1)}, \tag{1}$$

$$\dot{Y}_2^{(1)} = \varphi_2^{(1)}(Y_1^{(1)}, Y_3^{(1)}, Y_{10}^{(1)}) + d_{21}^{(1)} Y_1^{(1)} + d_{22}^{(1)} Y_2^{(1)} + d_{23}^{(1)} Y_3^{(1)} + $$
$$+ d_{210}^{(1)} Y_{10}^{(1)} + h_{22}^{(1)} V_2^{(1)},\ Y_2^{(1)}(t_0) = Y_{2(0)}^{(1)}, \tag{2}$$

$$\dot{Y}_3^{(1)} = Y_2^{(1)},\ Y_3^{(1)}(t_0) = Y_{3(0)}^{(1)}, \tag{3}$$

$$\dot{Y}_4^{(1)} = \varphi_4^{(1)}(Y_1^{(1)}, Y_{10}^{(1)}, Y_{11}^{(1)}) + d_{41}^{(1)} Y_1^{(1)} + d_{43}^{(1)} Y_3^{(1)} + d_{44}^{(1)} Y_4^{(1)} + d_{411}^{(1)} Y_{11}^{(1)},$$
$$Y_4^{(1)}(t_0) = Y_{4(0)}^{(1)}, \tag{4}$$

$$\dot{Y}_5^{(1)} = \varphi_5^{(1)}(Y_4^{(1)}, Y_9^{(1)}) + d_{54}^{(1)} Y_4^{(1)} + d_{55}^{(1)} Y_5^{(1)} + d_{59}^{(1)} Y_9^{(1)},$$
$$Y_5^{(1)}(t_0) = Y_{5(0)}^{(1)}, \tag{5}$$

$$\dot{Y}_6^{(1)} = \varphi_6^{(1)}(Y_5^{(1)}, Y_8^{(1)}) + d_{65}^{(1)} Y_5^{(1)} + d_{68}^{(1)} Y_8^{(1)},\ Y_6^{(1)}(t_0) = Y_{6(0)}^{(1)}, \tag{6}$$

$$\dot{Y}_7^{(1)} = d_{77}^{(1)} Y_7^{(1)} + h_{77}^{(1)} V_7^{(1)},\ Y_7^{(1)}(t_0) = Y_{7(0)}^{(1)}, \tag{7}$$

$$\dot{Y}_8^{(1)} = \varphi_8^{(1)}(Y_6^{(1)}) + d_{86}^{(1)} Y_6^{(1)} + d_{87}^{(1)} Y_7^{(1)} + d_{88}^{(1)} Y_8^{(1)} + h_{88}^{(1)} V_8^{(1)},$$
$$Y_8^{(1)}(t_0) = Y_{8(0)}^{(1)}, \tag{8}$$

$$\dot{Y}_9^{(1)} = \varphi_9^{(1)}(Y_8^{(1)}) + d_{98}^{(1)} Y_8^{(1)},\ Y_9^{(1)}(t_0) = Y_{9(0)}^{(1)}, \tag{9}$$

$$\dot{Y}_{10}^{(1)} = d_{107}^{(1)} Y_7^{(1)},\ Y_{10}^{(1)}(t_0) = Y_{10(0)}^{(1)}, \tag{10}$$

$$\dot{Y}_{11}^{(1)} = d_{117}^{(1)} Y_7^{(1)},\ Y_{11}^{(1)}(t_0) = Y_{11(0)}^{(1)}, \tag{11}$$

где $Y_1^{(1)}$ – вариация угла ориентации вектора дальности в горизонтальной плоскости относительно опорной траектории, $Y_2^{(1)}$ – вариация угловой скорости измеренного угла пеленга цели, $Y_3^{(1)}$ – вариация измеренного угла пеленга цели, $Y_4^{(1)}$ – требуемый угол крена, $Y_5^{(1)}$ – длина перемещения ручки управления самолетом, $Y_6^{(1)}$ – угол отклонения электронов, $Y_7^{(1)}$ – нормальная составляющая скорости ветра, $Y_8^{(1)}$ – угловая скорость крена, $Y_9^{(1)}$ – угол крена истребителя, $Y_{10}^{(1)}, Y_{11}^{(1)}$ – вариации углов ориентации векторов скорости истребителя и цели относительно их опорных траекторий в горизонтальной плоскости, $\varphi_2^{(1)}(Y_1^{(1)}, Y_3^{(1)}, Y_{10}^{(1)}),..., \varphi_9^{(1)}(Y_8^{(1)})$ – линейные функции от соответствующих фазовых координат, $d_{11}^{(1)},..., h_{22}^{(1)},..., d_{117}^{(1)}$ – постоянные и переменные коэффициенты, $V_2^{(1)}, V_7^{(1)}, V_8^{(1)}$ – гауссовы белые шумы, $Y_{1(0)}^{(1)},..., Y_{11(0)}^{(1)}$ – начальные условия.

Физически поглощение реализаций случайного процесса $\vec{Y}^{(1)}(t)$, описываемого системой уравнений (1) – (11), отождествляется со срывом автосопровождения цели БРЛС по углу. Условие бессрывности автосопровождения зададим неравенством

$$-\frac{1}{2}\Delta_m < (Y_3^{(1)} - Y_1^{(1)} - Y_{10}^{(1)}) < \frac{1}{2}\Delta_m,$$

где Δ_m – ширина диаграммы направленности антенны БРЛС.

Таким образом, считая, что поглощение происходит по первой фазовой координате $Y_1^{(1)}$, уравнения границ $\sigma_1^{(1)}$ и $\sigma_2^{(1)}$ области поглощения запишем следующим образом:

$$\sigma_1^{(1)} = Y_3^{(1)} - Y_{10}^{(1)} - 1/2\Delta_m, \quad (12)$$

$$\sigma_2^{(1)} = Y_3^{(1)} - Y_{10}^{(1)} + 1/2\Delta_m. \quad (13)$$

Поглощение реализаций случайного процесса $\vec{Y}^{(1)}(t)$ происходит только на регулярной части границ $\sigma_1^{(1)}$ и $\sigma_2^{(1)}$. Так как фазовая координата $Y_1^{(1)}$ является дифференцируемой, то условие принадлежности границы к регулярной части можно принять в виде [3, с. 149]

$$\eta_1(\vec{Y}^{(1)},t)\cdot(\vec{y}_1^{\circ}\cdot\vec{n}^{\circ})<0,\ (Y_1^{(1)}=\sigma_1^{(1)},Y_1^{(1)}=\sigma_2^{(1)}), \qquad (14)$$

где $\eta_1(\vec{Y}^{(1)},t)$ – правая часть уравнения (1), $\vec{y}_1^{\circ}$ – единичный вектор $Y_1^{(1)}$, $\vec{n}^{\circ}$ – внешняя нормаль к границе области поглощения.

Следовательно, границы $\sigma_1^{(1)},\sigma_2^{(1)}$ являются регулярными, если на них выполняются условия:

$$Y_{10}^{(1)}>\frac{-d_{11}^{(1)}\sigma_1^{(1)}-d_{111}^{(1)}Y_{11}^{(1)}}{d_{110}^{(1)}},\ Y_{10}^{(1)}<\frac{-d_{11}^{(1)}\sigma_2^{(1)}-d_{111}^{(1)}Y_{11}^{(1)}}{d_{110}^{(1)}}. \qquad (15)$$

В случае срыва автосопровождения цели система переходит во второе состояние. Управление истребителем осуществляется по информации с пункта наведения, а антенна БРЛС осуществляет сканирование в пространстве с постоянной скоростью $\omega_{ск}$. Математическая модель КАВ во втором состоянии отличается от системы уравнений (1) – (11) видом уравнений для фазовых координат $Y_2^{(2)},Y_3^{(2)},Y_4^{(2)}$:

$$\dot{Y}_2^{(2)}=0,\ Y_2^{(2)}(t_0)=\omega_{ск},$$

$$\dot{Y}_3^{(2)}=Y_2^{(2)},\ Y_3^{(2)}(t_0)=Y_{3(0)}^{(2)},$$

$$\dot{Y}_4^{(2)}=\varphi_4^{(2)}(Y_1^{(2)},Y_{10}^{(2)})+d_{41}^{(2)}Y_1^{(2)}+d_{44}^{(2)}Y_4^{(2)}+d_{410}^{(2)}Y_{10}^{(2)}+h_{44}^{(2)}V_4^{(2)},$$

$$Y_4^{(2)}(t_0)=Y_{4(0)}^{(2)}.$$

Под восстановлением реализаций понимается захват цели БРЛС, который происходит при достижении переменной $Y_1^{(2)}$ регулярной части границ $\sigma_1^{(2)},\sigma_2^{(2)}$. Уравнения для границ восстановления $\sigma_1^{(2)},\sigma_2^{(2)}$ имеют вид:

$$\sigma_1^{(2)}=Y_3^{(2)}-Y_{10}^{(2)}-1/2\Delta_m-\dot{m}_1^{(2)}\tau, \qquad (16)$$

$$\sigma_2^{(2)}=Y_3^{(2)}-Y_{10}^{(2)}+1/2\Delta_m+\dot{m}_1^{(2)}\tau, \qquad (17)$$

где $\dot{m}_1^{(2)}$ – средняя скорость изменения фазовой координаты $Y_1^{(2)}$, τ – случайное время срабатывания автомата захвата БРЛС.

Регулярная часть границ восстановления $\sigma_1^{(2)},\sigma_2^{(2)}$ на основании (14) удовлетворяет условиям:

$$Y_{10}^{(2)} < \frac{-d_{11}^{(2)}\sigma_1^{(2)} - d_{111}^{(2)}Y_{11}^{(2)}}{d_{110}^{(2)}},\ Y_{10}^{(2)} > \frac{-d_{11}^{(2)}\sigma_2^{(2)} - d_{111}^{(2)}Y_{11}^{(2)}}{d_{110}^{(2)}}. \quad (18)$$

Учет формул (12), (13), (16), (17) позволяет определить функции поглощения $\vartheta_{12}(\vec{Y}^{(1)}, t)$ и восстановления $u_{21}(\vec{Y}^{(2)}, t)$, которые имеют следующий аналитический вид:

$$\vartheta_{12}(\vec{Y}^{(1)},t) = \delta(Y_1^{(1)} - \sigma_2^{(1)})\pi_1^{(1)}(\vec{Y}^{(1)},t) - \delta(Y_1^{(1)} - \sigma_1^{(1)})\pi_1^{(1)}(\vec{Y}^{(1)},t),$$

$$u_{21}(\vec{Y}^{(2)},t) = \delta(Y_1^{(2)} - \sigma_1^{(2)})\pi_1^{(2)}(\vec{Y}^{(2)},t) - \delta(Y_1^{(2)} - \sigma_2^{(2)})\pi_1^{(2)}(\vec{Y}^{(2)},t).$$

Условия (15) и (18) позволяют найти нормированные потоки поглощения и восстановления, являющиеся интегралами по нерегулярной части границ от функций $\vartheta_{12}(\vec{Y}^{(1)}, t)$ и $u_{21}(\vec{Y}^{(2)}, t)$ соответственно.

Таким образом, на основе анализа граничных условий этапа ближнего наведения получены аналитические выражения для функций поглощения и восстановления. Используя их в алгоритмах [1, 3], можно найти вероятности первого и второго состояний КАВ, а также математические ожидания и корреляционные моменты всех фазовых координат в этих состояниях и оценить эффективность комплекса.

Литература

1. *Косачев И. М.*, *Ерошенков М. Г.* Аналитическое моделирование стохастических систем. Мн.: Наука и техника, 1993. 264 с.
2. *Дубовский С. Г.* Математическая модель оценки эффективности комплекса авиационного вооружения истребителя на этапе ближнего наведения // Сб. науч. тр. Воен. акад. Респ. Беларусь. 1999. № 3. Ч. I. С. 142–145.
3. *Казаков И. Е.* Статистическая динамика систем с переменной структурой. М.: Наука, 1977. 416 с.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МАССЫ ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВУХКОНТУРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ФОРСАЖНОЙ КАМЕРОЙ СГОРАНИЯ

Д. Н. Миронов, В. П. Гончаренко

Перед двигателестроением стоит значительное число исследовательских задач, направленных на формирование рационального облика силовой установки летательного аппарата конкретного назначения. Особенностью проведения таких исследований является то, что для их осуществления необходимо заранее иметь предварительную оценку массы некоторого гипотетического авиационного двигателя, которая