



приемника, регламентируемым требованиям и обосновано выбирать его конструктивные параметры.

Литература

[1] Клюев Г.И., Макаров Н.Н., Солдаткин В.М., Ефимов И.П. Измерители аэродинамических параметров летательных аппаратов: Учебное пособие / Под ред. В.А. Мишина. Ульяновск: Ул ГТУ, 2005. 509 с.

[2] Солдаткин В.М., Солдаткин В.В., Крылов Д.Л. Теоретические основы построения системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока // Мехатроника, автоматизация, управление. 2017. Том 18. №7. С. 495-502.

[3] Алямовский А.А. Инженерные расчеты в SolidWorks Simulation. М.: ДМК Пресс, 2010. 464 с.

В.М. Солдаткин, В.В. Солдаткин, А.В. Никитин, И.Э Бахтиев

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОМЕХОУСТОЙЧИВОСТИ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ САМОЛЕТА С НЕПОДВИЖНЫМ НЕВЫСТУПАЮЩИМ ПРИЕМНИКОМ НАБЕГАЮЩЕГО ВОЗДУШНОГО ПОТОКА*

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н.Туполева-КАИ)

Раскрываются особенности обеспечения помехоустойчивости системы воздушных сигналов (СВС) с неподвижным невыступающим приемником набегающего воздушного потока [1] с использованием аэромеханической измерительно-вычислительной системы, реализующей метод VIMI [2], который базируется на использовании равновесия (баланса) сил и моментов, действующих на самолет в данный момент времени. Такое равновесие отражается в системе дифференциальных уравнений, описывающей движение самолета в продольной и боковой плоскостях, на других характерных режимах полета. Моделируя в полете уравнения движения самолета по параметрам движения, измеренным с высокой точностью на данном этапе или режиме полета с помощью невыступающих в поток приемников, проводится восстановление «плохоизмеряемых» воздушных сигналов, входящих в уравнения движения самолета, с использованием наблюдателя Люэнбергера [3]. Система дифференциальных уравнений, моделирующая движение самолета на данном режиме полета, с использованием метода пространства состояний представляется в виде системы векторно-матричных уравнений вида

$$\dot{X} = AX + BU; Y = CX, \quad (1)$$

где A – матрица системной характеристики самолета;

* Работа выполнена по гранту РФФИ №18-08-00264



$X = [V_B, \alpha, \beta, H, V_{\Pi}, \varphi_c, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \gamma, \vartheta, \psi]^T$ – вектор состояния самолета с фазовыми координатами, определяющими истинную воздушную скорость V_B , углы атаки α и скольжения β , абсолютную высоту полета H , путевую скорость V_{Π} и угол сноса φ_c , угловые скорости $\omega_x, \omega_y, \omega_z$, вращения самолета относительно осей связанной системы координат, углы крена γ , тангажа ϑ и рыскания ψ ; $U = [\delta_3, \delta_H, \delta_3, \delta_B, \delta_T]$ – вектор управления с фазовыми координатами, определяющими углы отклонения элеронов δ_3 , руля направления δ_H , закрылков δ_3 , руля высоты δ_B и рукоятки управления тягой δ_T ; B – матрица управления; C – матрица измерения фазовых координат самолета.

Согласно теории Люэнбергера [4], с помощью наблюдателя за состоянием динамического объекта – самолета на основе известных (измеряемых) величин можно прийти к неизвестным (неизмеряемым) данным о состоянии объекта.

На рисунке приведена схема, поясняющая работу аэромеханической измерительно-вычислительной системы воздушных сигналов самолета.

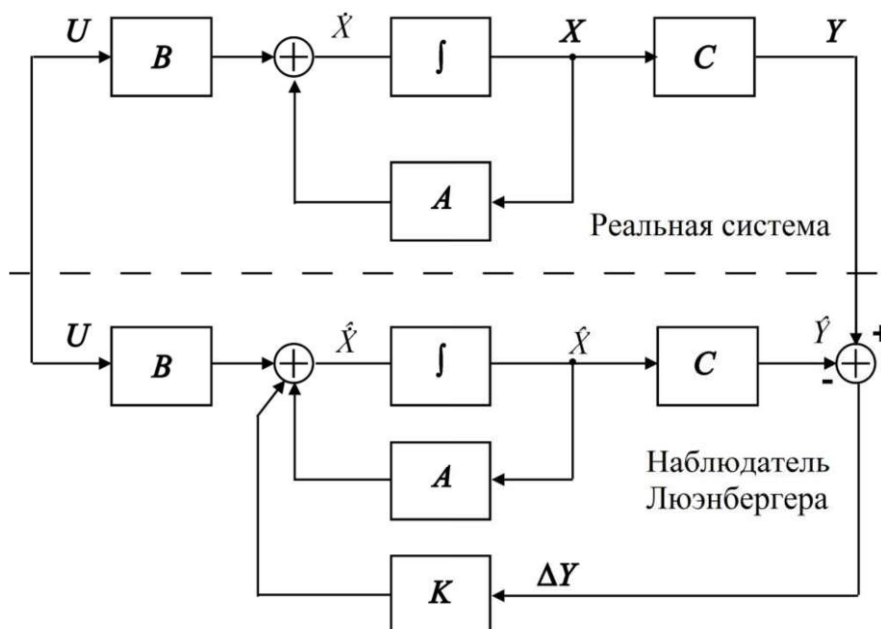


Рис. 1. Схема аэромеханической измерительно-вычислительной системы с наблюдателем Люэнбергера

Верхняя часть схемы моделирует динамику реального управляемого движения самолета в соответствии с системой (1). Нижняя часть определяет структуру и алгоритмы функционирования наблюдателя Люэнбергера, формирующего оценку \hat{Y} определяемых фазовых координат самолета по результатам моделирования. С помощью обратной связи разность $\Delta Y = Y - \hat{Y}$ измеренных Y и оцененных \hat{Y} величин и ее усиления на матрицу K переходная характеристика оператора Люэнбергера подбирается таким образом, чтобы минимизировать разность ΔY . При этом матрица усиления K находится по методу фильтра Калмана-Бьюси [5].



Система дифференциальных уравнений, описывающих наблюдатель Люэнбергера, имеет вид

$$\dot{\hat{X}} = A\hat{X} + BU + KC(X - \hat{X}), \quad (2)$$

где \hat{X} – оценка вектора состояния X , формируемая оператором Люэнбергера.

Следовательно, подавая в вычислительный блок наблюдателя Люэнбергера измеренные значения положений органов управления, угловых скоростей вращения вокруг осей связанной системы координат, углов крена, рыскания и тангажа, путевой скорости и угла сноса, можно вычислить значения воздушных сигналов самолета на различных режимах полета.

Выходные сигналы аэромеханической измерительно-вычислительной системы (ИВС) предлагается использовать в качестве комплексированных каналов комплексной системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока.

Проведем оценку эффективности такого комплексирования на примере комплексного канала истинной воздушной скорости, принимая, что в выходных сигналах ионно-меточного датчика СВС с неподвижным невыступающим приемником потока и аэромеханической ИВС присутствуют аддитивно наложенные на полезные сигналы случайные погрешности $\xi_1(t)$ и $\xi_2(t)$.

Корреляционную функцию случайной погрешности $\xi_1(t)$ ионно-меточного датчика можно представить в виде [6]

$$K_{\xi_1}(\tau) = \sigma_1^2 e^{-a_1|\tau|} \left[\cos b_1\tau + \frac{a_1}{b_1} \sin b_1\tau \right], \quad (3)$$

где σ_1 , a_1 и b_1 – параметры, определяющие преобладающий уровень и спектр частот случайных пульсаций в месте установки на фюзеляже ионно-меточного датчика. Корреляционную функцию случайной погрешности определения истинной воздушной скорости в канале аэромеханической ИВС можно представить в виде [3]

$$K_{\xi_2}(\tau) = \sigma_2^2 e^{-a_2|\tau|} (1 + a_2|\tau|), \quad (4)$$

где σ_2 , a_2 – параметры, определяющие преобладающий уровень аддитивной и мультипликативной составляющей случайной погрешности системы.

Если передаточную функцию канала истинной воздушной скорости аэромеханической ИВС, принять в виде колебательной модели:

$$W_2(p) = \frac{1}{1 + 2\alpha Tp + T^2 p^2}, \quad (5)$$

где α и T – параметры передаточной функции. Тогда при использовании схемы комплексирования с одним фильтром передаточная функция $W_\Phi(p)$ корректирующего фильтра будет иметь вид:

$$W_\Phi(p) = \frac{1}{T^2} \frac{1 + 2\alpha Tp}{p}. \quad (6)$$



Спектральные плотности мощности погрешностей комплексированных каналов, соответствующие корреляционным функциям вида (3), (4) будут равны

$$S_{\xi_1}(\omega) = \frac{2\sigma_1^2 a_1}{\pi} \frac{a_1^2 + b_1^2}{(\omega^2 + a_1^2 - b_1^2)^2 + 4a_1^2 \omega^2}; \quad S_{\xi_2}(\omega) = \frac{2\sigma_2^2 a_2}{\pi} \frac{1}{\omega^2 + a_2^2}. \quad (7)$$

Тогда дисперсии составляющих остаточной динамической погрешности комплексного канала измерения истинной воздушной скорости будут определяться соотношениями:

$$D_1 = \frac{2\sigma_1^2 a_1}{\pi} (a_1^2 + b_1^2) \int_{-\infty}^{+\infty} \frac{|1 + 2\alpha T j \omega|^2}{(\omega^2 + a_1^2 - b_1^2)^2 + 4a_1^2 \omega^2} \cdot \frac{1}{[1 + 2\alpha T j \omega + T^2 (j\omega)^2]^2} d\omega;$$

$$D_2 = \frac{2\sigma_2^2 a_2}{\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} \frac{|T^2 (j\omega)^2|^2}{(\omega^2 + a_2^2)[1 + 2\alpha T j \omega + T^2 (j\omega)^2]^2} d\omega. \quad (8)$$

Если ввести следующие обозначения для верхнего канала фильтрации $d_0 = T^2$; $d_1 = 2T(\alpha + a_1 T)$; $d_2 = 1 + (a_1^2 + b_1^2)T^2 + 4\alpha a_1 T$; $d_3 = 2[a_1 + \alpha T(a_1^2 + b_1^2)]$; $d_4 = (a_1^2 + b_1^2)$; $g_0 = g_1 = 0$; $g_2 = -4\alpha^2 T^2$; $g_3 = 1$ и аналогичные обозначения для нижнего канала фильтрации $d_0 = T^2$; $d_1 = 2T(\alpha + a_2 T)$; $d_2 = 1 + a_2^2 T^2 + 4\alpha T$; $d_3 = 2[a_2 + \alpha a_2^2 T]$; $d_4 = a_2^4$; $g_0 = g_2 = g_3 = 0$; $g_1 = T^4$, тогда выражение для определения дисперсий D_1 и D_2 составляющих остаточной погрешности комплексного канала измерения истинной воздушной скорости принимает вид:

$$D_i = \frac{d_4 d_1 g_3 + g_3 (d_0 d_3 - d_1 d_2)}{2d_4 (d_0 d_3^2 + d_1^2 d_4 - d_1 d_2 d_3)}, \quad (9)$$

где i – номер составляющих остаточной погрешности комплексного канала.

При значениях: $\sigma_1 = 1,5$ м/с, $a_1 = 0,01$ с⁻¹, $\sigma_2 = 3$ м/с, $a_2 = 0,1$ с⁻¹ и параметрах корректирующего фильтра $\alpha = 1$ с⁻¹, $T = 40$ с дисперсия суммарной остаточной погрешности комплексной системы будет равна $D = 53,4 \cdot 10^{-2}$ (м/с)²; $\sigma_V = \sqrt{D} = 0,73$ м/с = 2,63 км/ч.

Таким образом, комплексирование системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока и аэромеханической ИВС позволяет существенно повысить помехоустойчивость комплексной системы в реальных условиях эксплуатации.

Литература

- [1] Крылов Д.Л., Солдаткин В.М., Солдаткина Е.С. Система воздушных сигналов самолета с неподвижным приемником потока // Известия вузов. Авиационная техника. 2015. №4. С. 99-104.
- [2] Порунов А.А., Солдаткин В.В., Солдаткин В.М. Измерительно-вычислительная система определения малых воздушных скоростей вертолета // Авиакосмическое приборостроение. 2004. №11. С. 43 – 51.



[3] Солдаткин В.В. Система воздушных сигналов вертолета на основе неподвижного аэрометрического приемника и информации аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта: Монография Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та. 2012. 284 с.

[4] Матросов В.М., Анапольский А.Ю., Васильев С.Н. Принцип сравнения в математической теории систем. Новосибирск: Наука, 1979. 481 с.

[5] Солодов А.В. Методы теории систем в задачах непрерывной фильтрации. М.: Наука, 1976. 264 с.

[6] Макаров Н.Н. Система обеспечения безопасности функционирования бортового эргатического комплекса: теория, проектирование, применение / Под ред. докт. техн. наук В.М. Солдаткина. М.: Машиностроение / Машиностроение-Полет, 2009. 760 с.

Е.М. Тарасов, А.А. Булатов, А.Г. Исайчева, А.Е. Тарасова

ПРИНЦИП ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМЫ ДИАГНОСТИРОВАНИЯ ТОКОПРОВОДЯЩИХ СТЫКОВ

(Самарский государственный университет путей сообщения)

Иерархическая структура системы диагностирования предполагает обработку и анализ части информации на различных уровнях, что значительно повышает надежность функционирования объекта диагностики, т.к. уменьшается количество передаваемой информации, повышается эффективность межуровневых каналов передачи информации и существенно сокращается время устранения неисправности, т.к. обслуживающий персонал получает информацию непосредственно из нижнего уровня систем диагностики, а не из центра мониторинга и диагностики (верхний уровень) после фиксации события, протоколирования [1]. Аналогичный подход приемлем при диагностировании систем электрической централизации. При этом всю стационарную технологическую аппаратуру можно отнести ко второму (среднему) уровню иерархии. На нижнем, третьем уровне системы диагностирования контролю подвергаются стационарные рельсовые цепи, стрелочно-путевые секции, электроприводы и т.д. Наиболее сложным диагностируемым элементом стрелочно-путевых секций являются контроль стыковых соединителей, т.к. секции разветвленные, стыковые соединители рассредоточены вдоль по рельсовым линиям [2,3].

Рассмотрим принцип организации диагностики и мониторинга сопротивления токопроводящих стыков (ТПС) для типичной горловины станции с двумя ответвлениями и одним главным путем с автономной обработкой информации на третьем уровне (рис.1).

Стрелочно-путевая секция оборудована рельсовой цепью, и каждый путь контролируется индивидуальным приемником информации: Z_{n1} , Z_{n2} и Z_{n3} . Так