



Литература

1. Цветков, В.Я. Геоинформационные системы и технологии [Текст] / В.Я. Цветков. – М.: Финансы и статистика, 1998. – 228 с.
2. Михеева Т.И. Построение математических моделей объектов улично-дорожной сети города с использованием геоинформационных технологий // Информационные технологии. 2006. №1. С.69–75.
3. Интеллектуальная транспортная геоинформационная система ITSGIS. Плагины / Т.И. Михеева, С.В. Михеев и др. – Самара : Интелтранс, 2016. – Т.2. – 217 с.
4. Сааренкетто Т. Мониторинг состояния дорог с низкой интенсивностью движения / Резюме: пер. на русский язык для проекта Kolarctic Enpi Sbc «Управление дорогами с низкой интенсивностью движения в Баренц регионе» – Архангельск: АвтоДорожный Консалтинг, 2006. – С.35.
5. Михеева Т.И., Построение математических моделей объектов улично-дорожной сети города с использованием геоинформационных технологий // Информационные технологии. 2006. №№ 1. С. 69-75.
6. Михеева Т.И. Интеллектуальная транспортная система. Дислокация дорожных знаков // Вестник Самарского гос. техн. ун-та. Серия «Технические науки» №32. Самара: СамГТУ, 2005. С.53-63.
7. Михеева Т.И. Параметризация управляющих объектов урбанизированной территории / С.В. Михеев, О.К. Головнин // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – 2015. – Т. 17, № 2 (5). – С. 1058–1062.
8. Михеева Т.И., Михеев С.В., Головнин О.К., Сапрыкин О.Н. Паттерны проектирования сложноорганизованных систем. – Самара : Интелтранс, 2015. – 216 с. – ISBN 978-5-9906857-2-7.

В.М. Солдаткин

ТЕХНОЛОГИЯ ПОСТРОЕНИЯ И АНАЛИЗА ПОГРЕШНОСТЕЙ КОМПЛЕКСНОЙ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ САМОЛЕТА С НЕПОДВИЖНЫМ НЕВЫСТУПАЮЩИМ ПРИЕМНИКОМ ПОТОКА *

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

Измерение воздушных сигналов самолета обеспечивается с помощью вынесенных в набегающий воздушный поток и распределенных по фюзеляжу приемников воздушных давлений и температуры торможения, флюгерных датчиков аэродинамических углов атаки и скольжения. При этом выступающие в набегающий воздушный поток датчики и приемники первичной информации нарушают аэродинамику самолета, являются причиной погрешностей измере-

* Работы выполнены по гранту РФФИ №18-08-00264



ния воздушных сигналов, снижается надежность работы системы воздушных сигналов в реальных условиях эксплуатации [1–3].

Система воздушных сигналов самолета с одним неподвижным невыступающим приемником набегающего воздушного потока предложено [4] реализовать на основе ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости [5], вписанного в контур фюзеляжа. Для измерения других воздушных сигналов самолета на обтекаемой поверхности ионно-меточного датчика предложено [4] расположить отверстие-приемник для забора статического давления набегающего воздушного потока, которое пневмоканалом связано со входом датчика абсолютного давления с цифровым выходом, подключенным ко входу вычислительного устройства, обеспечивающего вычисление всех воздушных сигналов самолета по разработанным алгоритмам [4, 6].

Однако восприятие первичной информации вблизи фюзеляжа в возмущенном пограничном слое самолета является причиной значительных случайных погрешностей, для эффективного снижения которых целесообразно использовать принцип комплексирования.

Проведенный анализ позволяет рекомендовать в качестве комплексимруемых каналов системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока аэромеханическую измерительно-вычислительную систему (ИВС), реализующую метод VIMI [7], который базируется на балансе сил и моментов, действующих на самолет в каждый момент времени на каждом режиме полета.

Моделируя в полете уравнения движения самолета, по параметрам движения, измеряемым с высокой точностью на данном режиме полета, проводится восстановление плохо измеряемых параметров с помощью наблюдателя Люэнбергера [7].

При реализации метода VIMI для определения высотно-скоростных параметров полета система дифференциальных уравнений, моделирующая движение самолета на данном режиме полета, с использованием метода пространства состояний [8] представляется в виде векторно-матричного уравнения вида

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

где A – матрица системной характеристики самолета; $X = [V_b, \alpha, \beta, H, V_n, \varphi_c, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \gamma, \vartheta, \psi]^T$ – 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_n 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 ; $U = [\delta_3, \delta_n, \delta_3, \delta_b, \delta_T]$ – вектор управления с фазовыми координатами, определяющими углы отклонения элеронов δ_3 , руля направления δ_n , закрылков δ_3 , руля высоты δ_b , ручки управления тягой δ_T ; B – матрица управления; C – матрица измерения фазовых координат самолета $V_b, \alpha, \beta, H, V_n, \varphi_c, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \gamma, \vartheta, \psi$.

Так как в процессе полета самолета матрицы A и B изменяются, то наблюдатель Люэнбергера обеспечивает адаптацию модели (1) к текущему режиму по-



лета, что позволяет повысить точность определения параметров движения самолета в каналах аэромеханической ИВС.

Система дифференциальных уравнений, описывающих наблюдатель Люэнбергера, имеет вид

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{A}\mathbf{X} + \mathbf{B}\mathbf{U} + \mathbf{K}\mathbf{C}(\mathbf{X} - \hat{\mathbf{X}}), \quad (2)$$

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

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, вычисляются значения высотно-скоростных параметров самолета на различных режимах полета.

Выходные сигналы аэромеханической ИВС предлагается использовать в качестве комплексируемых каналов комплексной системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока.

Построение, методику анализа и оценку эффективности комплексной системы воздушных сигналов (СВС) самолета с неподвижным невыступающим приемником потока и аэромеханической ИВС рассмотрим на примере комплексного канала измерения параметров вектора истинной воздушной скорости, структурно-функциональная схема которого приведена на рисунке.

Выходные сигналы V и $V_{\text{ВAM}}$ ионно-меточного канала СВС и аэромеханической ИВС с аддитивно наложенными погрешностями $\Delta V_{\text{ВМ}}$ и $\Delta V_{\text{ВAM}}$ поступают на вход устройства обработки информации УОИ, реализующего алгоритмы соответствующих фильтров Φ_1 и Φ_2 и суммирование их выходных сигналов. На выходе УОИ формируется выходной сигнал $V_{\text{В}}^{\text{К}}$ комплексного измерительного канала параметров вектора истинной воздушной скорости.

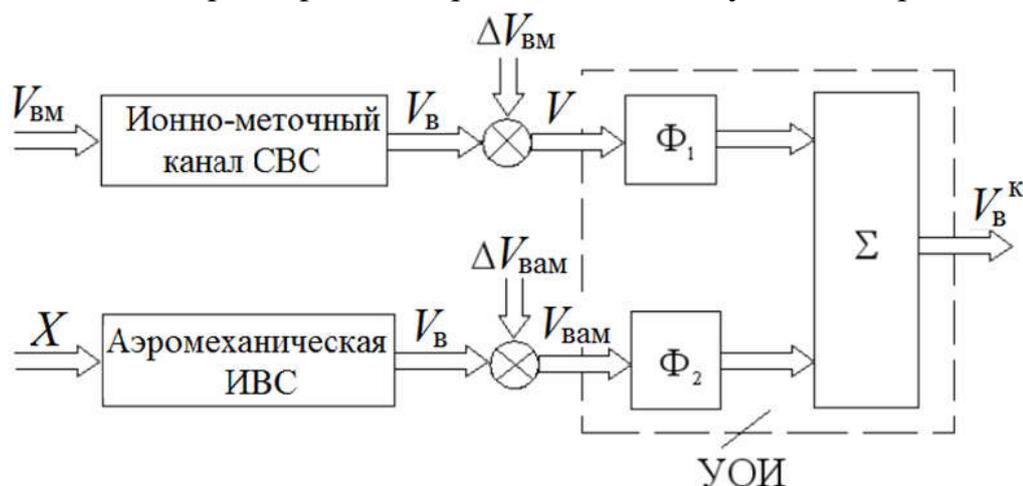


Рис. 1. Структурно-функциональная схема комплексного канала измерения параметров вектора истинной воздушной скорости самолета

Опыт исследования ионно-меточных датчиков аэродинамического угла и истинной воздушной скорости самолета, установленных на обшивке фюзеляжа, показывает [2, 10], что корреляционную функцию случайной погрешности $\xi_1(t)$ можно представить в виде



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

где σ_1 , a_1 , b_1 – параметры, определяющие преобладающий уровень и спектр частот случайных пульсаций в месте установки на фюзеляже ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости.

Корреляционная функция случайной динамической погрешности определения истинной воздушной скорости аэромеханической ИВС имеет вид [7]

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

где σ_2 , a_2 – параметры, определяющие преобладающий уровень аддитивной и мультипликативной составляющей случайной погрешности системы, построенной с использованием метода VIMI и наблюдателя Люэнбергера.

При построении комплексного канала будем использовать схему двухкомпонентной комплексной системы с одним фильтром, например, по схеме со следящей системой или по схеме фильтра разностного сигнала [10].

Если передаточную функцию аэромеханической ИВС определения истинной воздушной скорости, построенной с использованием метода VIMI, принять в виде колебательной модели

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

где α и T – параметры передаточной функции, тогда передаточная функция $W_\Phi(p)$ корректирующего фильтра будет иметь вид

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

Если по корреляционным функциям погрешностей комплексированных каналов вида (5) и (6) построить спектральные плотности мощности погрешностей компонентов, получим

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

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

$$D_1 = \frac{2\sigma_1^2 a_1}{\pi} (a_1^2 + b_1^2) \int_{-\infty}^{+\infty} \frac{|1 + 2\alpha T j \omega|^2}{(\omega^2 + a_1^2 - b_1^2)^2 + 4a_1^2 \omega^2} \frac{1}{[1 + 2\alpha T j \omega + T^2 (j \omega)^2]^2} d\omega; \quad (8)$$

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

Если ввести обозначения для верхнего канала фильтрации



$d_0 = T^2$, $d_1 = 2T(\alpha + a_1T)$, $d_2 = 1 + (a_1^2 + b_1^2)T^2 + 4\alpha a_1T$, $d_3 = 2\left[a_1 + \alpha T(a_1^2 + b_1^2)\right]$,
 $d_4 = (a_1^2 + b_1^2)$, $g_0 = g_1 = 0$, $g_2 = -4\alpha^2 T^2$, $g_3 = 1$ и аналогичные обозначения для
нижнего канала фильтрации $d_0 = T^2$, $d_1 = 2T(\alpha + a_2T)$, $d_2 = 1 + a_2^2 T + 4\alpha T$,
 $d_3 = 2[a_2 + \alpha a_2^2 T]$, $d_4 = a_2^4$, $g_0 = g_2 = g_3 = 0$, $g_1 = T^4$, тогда выражение для опре-
деления дисперсий D_1 и D_2 составляющих остаточной погрешности комплекс-
ного 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 дисперсий остаточных погрешностей комплексного канала.

Пусть случайная погрешность определения истинной воздушной скоро-
сти ИВС, построенной с использованием метода ВИМІ и наблюдателя Люэнбер-
гера, оценивается значениями $\sigma_2 = 1,5$ м/с, $a_2 = 0,01$ с⁻¹, а случайная погреш-
ность измерения истинной воздушной скорости ионно-меточного датчика
определяется значениями $\sigma_1 = 3$ м/с, $a_1 = 0,1$ с⁻¹. Характеристики корректи-
рующего фильтра зададим значениями $\alpha = 1$ с⁻¹, $T = 40$ с. Тогда при незави-
симости случайных погрешностей комплексированных каналов дисперсия сум-
марной 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 каналов системы воздушных сигналов
самолета с неподвижным невыступающим приемником потока с каналами
определения высотно-скоростных параметров аэромеханической ИВС, постро-
енной с использованием метода ВИМІ и наблюдателя Люэнбергера, позволяет
существенно повысить точность измерения воздушных сигналов самолета в ре-
альных условиях эксплуатации.

Литература

1. Боднер В.А. Приборы первичной информации / В.А. Боднер. – М.: Ма-
шиностроение, 1981. 344 с.
2. Солдаткин В.М. Методы и средства измерения аэродинамических уг-
лов летательных аппаратов / В.М Солдаткин. – Казань: Изд-во Казан. гос. техн.
ун-та, 2001. 448 с.
3. Макаров Н.Н. Система обеспечения безопасности функционирования
бортового эргатического комплекса / Н.Н. Макаров, под ред. докт. техн. наук
В.М. Солдаткина. – М.: Машиностроение / Машиностроение-Полет, 2009. 760
с.
4. Крылов Д.Л. Система воздушных сигналов самолета с неподвижным
приемником потока / Крылов Д.Л., Солдаткин В.М., Солдаткина Е.С. // Изве-
стия вузов. Авиационная техника. 2015. №4. С. 99-104.



5. Ганеев Ф.А. Ионно-меточный датчик аэродинамического угла и воздушной скорости с логометрическими информативными сигналами и интерполяционными алгоритмами обработки / Ф.А. Ганеев, В.М. Солдаткин // Известия вузов. Авиационная техника. 2010. №3. С. 46-50.

6. Солдаткин В.М. Анализ и обеспечение динамической точности системы воздушных сигналов самолета с невыступающим приемником потока / В.М. Солдаткин, В.В. Солдаткин, А.В. Никитин, В.Ю. Корнилов // Известия вузов. Авиационная техника. 2018. №3. С. 139-145.

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

8. Солодов А.В. Методы теории систем в задачах непрерывной фильтрации / А.В. Солодов. – М.: Наука, 1976. 264 с.

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

10. Иванов Ю.П. Комплексование информационно-измерительных устройств летательных аппаратов / Ю.П. Иванов, А.Н. Синяков, И.В. Филатов. Л.: Машиностроение, 1984. 208 с.

В.М. Солдаткин, В.В. Солдаткин, А.В. Никитин

ТЕХНОЛОГИЯ АНАЛИЗА МЕТОДИЧЕСКИХ ПОГРЕШНОСТЕЙ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ САМОЛЕТА С НЕПОДВИЖНЫМ НЕВЫСТУПАЮЩИМ ПРИЕМНИКОМ ПОТОКА*

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

Измерение воздушных сигналов самолета осуществляется с помощью вынесенных в набегающий воздушный поток приемников воздушных давлений, флюгерных датчиков аэродинамических углов, приемников температуры торможения набегающего потока, распределенных по фюзеляжу самолета [1, 2]. При этом, вынесенные за обшивку фюзеляжа датчики и приемники первичной информации нарушают аэродинамику самолета, увеличивают заметность движения самолета, являются причиной погрешностей, зависящих от параметров движения и окружающей среды [3, 4].

На рисунке приведена функциональная схема системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока, построенной на основе ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости с логометрическими информативными сигналами и интер-

* Работы выполнены по гранту РФФИ №18-08-00264