

В. М. Солдаткин, д-р техн. наук, проф., w-soldatkin@mail.ru,

В. В. Солдаткин, д-р техн. наук, зав. кафедрой, vv-soldatkin@mail.ru,

А. В. Никитин, канд. техн. наук, доц., nikitin.rf@mail.ru,

Г. П. Соколова, канд. пед. наук, доц., glnsokolova@mail.ru,

Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева — КАИ, Казань

Обеспечение динамической точности системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока¹

Рассматривается функциональная схема системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока, построенным на основе оригинального ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости, на приемной плате которого установлено отверстие-приемник для восприятия статического давления набегающего воздушного потока. Отмечается, что недостатки традиционных систем воздушных сигналов (СВС) самолета, построенных на основе вынесенных за обшивку фюзеляжа и установленных в набегающем воздушном потоке приемников воздушных давлений, приемников температуры торможения, флюгерных датчиков аэродинамических углов атаки и скольжения, устраняются в оригинальной СВС с неподвижным невыступающим приемником потока.

Приводятся модели операторной чувствительности и динамических погрешностей измерительных каналов, обусловленных случайной стационарной атмосферной турбулентностью и случайными пульсациями потока в месте расположения ионно-меточного датчика на фюзеляже самолета.

Для снижения стационарных динамических погрешностей измерительных каналов СВС с неподвижным невыступающим приемником потока, обусловленных атмосферной турбулентностью, рекомендуется использовать оптимальный линейный фильтр Винера, методика синтеза которого раскрывается на примере канала измерения истинной воздушной скорости.

Для снижения стационарных случайных динамических погрешностей измерительных каналов СВС с неподвижным невыступающим приемником из-за пульсаций потока вблизи фюзеляжа в месте расположения ионно-меточного датчика рекомендовано использовать принцип комплексирования. В качестве дополнительного компонента комплексной системы воздушных сигналов предлагается использовать аэромеханическую измерительно-вычислительную систему, построенную на основе метода ВИМІ с наблюдателем Люэнбергера, которая моделирует движение самолета на данном режиме полета и по параметрам полета, измеряемым с высокой точностью с помощью невыступающих приемников, "восстанавливает" воздушные сигналы, входящие в уравнения движения самолета.

Приводится структура, методика и алгоритмы определения воздушных сигналов в каналах аэромеханической измерительно-вычислительной системы с наблюдателем Люэнбергера. На примере измерения истинной воздушной скорости проводится анализ и количественная оценка остаточной динамической погрешности комплексированного канала комплексной СВС самолета с неподвижным невыступающим приемником потока.

Ключевые слова: воздушные сигналы, измерение, невыступающий приемник, динамические погрешности, фильтрация, комплексирование

Введение

При пилотировании для обеспечения безопасности полета самолета в неспокойной атмосфере необходима информация о воздушных сигналах, определяющих аэродинамику и динамику движения относительно окружающей воздушной среды [1, 2].

Применяемые на самолетах системы воздушных сигналов (СВС) [3] построены на ос-

нове аэрометрического, аэродинамического и флюгерного методов измерения параметров набегающего воздушного потока и содержат установленные на фюзеляже и вынесенные в набегающий поток приемники воздушных давлений, приемники температуры торможения и флюгерные датчики аэродинамических углов атаки и скольжения. Это приводит к усложнению системы, нарушению аэродинамических характеристик самолета, особенно при маневрировании, а также является причиной дополнительных погрешностей СВС [4].

¹Работа выполнена по гранту РФФИ №18-08-00264.

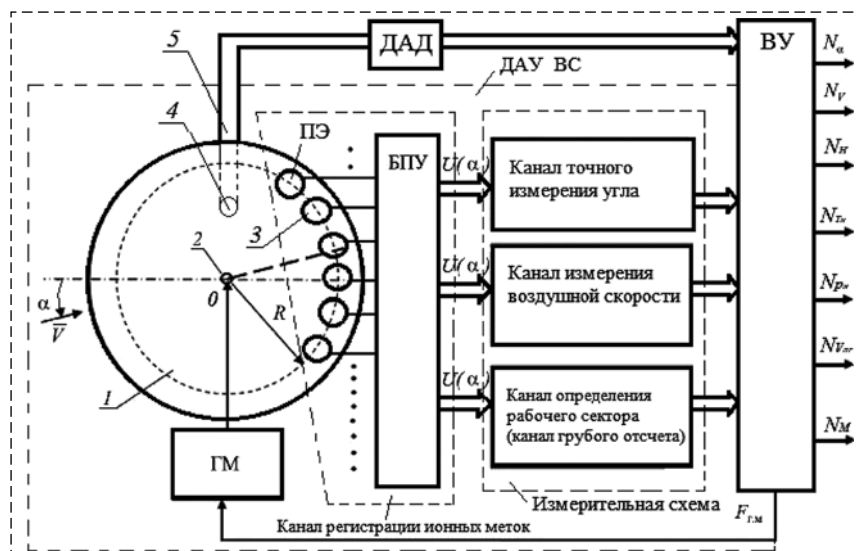


Рис. 1. Функциональная схема системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока

Fig. 1. Functional scheme of the aircraft's air data system with the motionless flush-mounted receiver of flow

Измерение воздушных сигналов самолета с помощью одного интегрированного неподвижного невыступающего приемника потока обеспечивается в оригинальной СВС, построенной на основе оригинального ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости (ДАУ ВС) [5, 6], функциональная схема которой приведена на рис. 1.

На приемной плате 1 ДАУ ВС, расположенной на обшивке фюзеляжа, установлены искровой разрядник 2, подключенный к генератору меток (ГМ), приемные электроды (ПЭ) 3, подключенные к блоку предварительных усилителей (БПУ), и отверстие-приемник 4 для восприятия статического давления набегающего воздушного потока, подключенный с помощью пневмопровода 5 к датчику абсолютного давления (ДАД).

С помощью приемных электродов и блока БПУ регистрируются время и угол траектории движения созданной искровым разрядником ионной метки с явно выраженным электрическим зарядом. Выходные сигналы $U(\alpha)$ БПУ подаются на вход измерительной схемы. Измерительная схема включает канал измерения истинной воздушной скорости, каналы грубого и точного отсчета измеряемого аэродинамического угла.

Выходы ДАД и измерительной схемы подключены ко входам вычислительного устройства (ВУ), в котором по разработанным алгоритмам вычисляются воздушные сигналы самолета, в виде цифровых кодов выдаваемые потребителям.

Восприятие информации о набегающем воздушном потоке вблизи фюзеляжа помимо того, что влечет возникновение методических погрешностей, обусловленных искажениями, вносимыми движением самолета [7], из-за влияния атмосферной турбулентности и аэродинамических возмущений, связанных с обтеканием фюзеляжа, также является причиной значительных случайных динамических погрешностей измерительных каналов СВС с неподвижным невыступающим приемником потока. Этот факт определяет актуальность исследования эффективных направлений обеспечения помехоустойчивости и повышения динамической точности СВС с неподвижным невыступающим приемником потока.

Модели динамических характеристик и погрешностей СВС с неподвижным невыступающим приемником потока

В соответствии с особенностями работы СВС с неподвижным невыступающим приемником потока (рис. 1) операторную чувствительность (передаточную функцию), определяющую динамические характеристики линейных измерительных каналов, можно представить в виде

$$W(p) = \frac{e^{-\tau_3 p}}{(\tau_1 \tau_2 p^2 + \tau_2 p + 1)(\tau_n p + 1)}, \quad (1)$$

где $\tau_3 = R/V$ — чистое время запаздывания, обусловленное временем пролета ионной метки от точки 0 расположения искрового разрядника до окружности радиуса R , на которой расположены приемные электроды ПЭ; τ_1 и τ_2 — постоянные времени схем регистрации и обработки информативных сигналов ионно-меточного датчика; τ_n — постоянная времени датчика абсолютного давления.

Для оценки собственной динамической погрешности измерительных каналов СВС используются входные воздействия, характеризующие наиболее неблагоприятные условия их работы, например, скачкообразное изменение входного сигнала, изменение входного сигнала с постоянной скоростью или по гармоническому закону с определенной частотой.

При характерном законе изменения входного сигнала СВС, например истинной воздушной скорости $V_B(t)$, собственная динамическая погрешность измерительного канала определяется как

$$\Delta V_{BC}(t) = L^{-1}\{[W(p) - 1]V_B(p)\} = L^{-1}\left\{\frac{e^{-\tau_3 p}}{\tau_1 \tau_2 \tau_3 p^3 + \tau_3(\tau_1 + \tau_2)p^2 + \tau_3 p + 1}V_B(p)\right\}. \quad (2)$$

В условиях реальной эксплуатации входные сигналы СВС с неподвижным невыступающим приемником потока являются случайной функцией времени (процессами).

При стационарном характере случайного процесса изменения входного сигнала СВС, например истинной воздушной скорости, определяемого автокорреляционной функцией или спектральной плотностью мощности, дисперсия собственной динамической погрешности канала истинной воздушной скорости будет определяться выражением вида [8]

$$\sigma_{\Delta V_{BC}}^2 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} |W(p) - 1|_{p=j\omega}^2 S_{V_B}(\omega) d\omega, \quad (3)$$

где $S_{V_B}(\omega)$ — спектральная плотность мощности процесса изменения истинной воздушной скорости.

Согласно работе [9] стационарные процессы изменения воздушных сигналов самолета, например истинной воздушной скорости на отдельных этапах и режимах полета, можно описать экспоненциально коррелированным процессом с корреляционной функцией и спектральной плотностью мощности вида

$$K_{V_B}(\tau) = \sigma_{V_B}^2 e^{-a_V |\tau|}, \quad S_{V_B}(\omega) = \frac{\sigma_{V_B}^2}{\pi} \frac{a_V}{a_V^2 + \omega^2}, \quad (4)$$

где $\sigma_{V_B}^2$ и a_V — дисперсия и параметр, определяющий спектр частот случайного процесса изменения истинной воздушной скорости.

Основной случайной помехой измерительных каналов СВС является атмосферная турбулентность, математические модели которой приведены в работе [1], например, по каналу истинной воздушной скорости спектральная плотность продольного турбулентного движения имеет вид

$$S_{\xi_T}(\omega) = \frac{\sigma_{\xi_T}^2}{\pi} \frac{L_T/V_B}{(L_T/V_B)^2 + \omega^2} = \frac{\sigma_{\xi_T}^2}{\pi} \frac{b_{\xi_T}}{b_{\xi_T}^2 + \omega^2}, \quad (5)$$

где σ_{ξ_T} — среднеквадратическое значение скорости турбулентного возмущения, значение ко-

торого находятся в диапазоне от 0,4 м/с (полет в спокойной атмосфере) до 2,7 м/с (сильная "болтанка"); L_T — масштаб турбулентности, который зависит от состояния атмосферы и изменяется в диапазоне от 200 до 1000 м; $b_{\xi_T} = L_T/V_B$.

Тогда дисперсия вынужденной динамической погрешности канала истинной воздушной скорости будет определяться выражением

$$\sigma_{V_{BB}}^2 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} |W(p)|_{p=j\omega}^2 S_{\xi_X}(\omega) d\omega. \quad (6)$$

Аналогичный подход можно использовать и для анализа случайных стационарных погрешностей других измерительных каналов СВС с неподвижным невыступающим приемником потока, обусловленных атмосферной турбулентностью.

Дополнительные случайные погрешности СВС с неподвижным невыступающим приемником потока обусловлены аэродинамическими возмущениями в месте расположения ионно-меточного датчика на фюзеляже самолета.

Опыт разработки и исследования ионно-меточных датчиков аэродинамического угла и истинной воздушной скорости, установленных на обшивке фюзеляжа самолета, показывает, что автокорреляционную функцию стационарной помехи можно представить в виде

$$K_{\xi_\Phi}(\tau) = \sigma_{\xi_\Phi}^2 e^{-a_\Phi |\tau|} \left(\cos b_\Phi \tau + \frac{a_\Phi}{b_\Phi} \sin b_\Phi \tau \right), \quad (7)$$

где σ_Φ , a_Φ и b_Φ — параметры, определяющие преобладающий уровень и спектр частот случайных пульсаций в месте установки на фюзеляже ионно-меточного датчика. При этом значения коэффициента a_Φ , обратного интервалу корреляции τ , значительно меньше отношения L_T/V_B турбулентного возмущения, а частоты пульсаций, определяемые параметром b_Φ , существенно выше частот пульсаций атмосферной турбулентности.

Методы повышения динамической точности измерительных каналов СВС с неподвижным невыступающим приемником потока

Как показано в работах [9, 10], для эффективной фильтрации стационарных экспоненциально-коррелированных случайных погрешностей измерительных каналов широкое применение получил оптимальный линейный фильтр Винера, устанавливаемый на выходе канала.

Используя методику синтеза оптимального фильтра Винера в частотной области, определим структуру и параметры фильтра применительно к каналу истинной воздушной скорости СВС с неподвижным невыступающим приемником потока, в следующей последовательности:

1. В соответствии со спектральными плотностями мощности полезного сигнала $S_{V_B}(\omega)$ и турбулентной помехи $\xi_T S_{\xi_T}(\omega)$, определяемыми соотношениями (4) и (5), найдем спектральную плотность мощности $S_z(\omega)$ суммарного входного сигнала $z(t) = x(t) + \xi_T(t)$ канала истинной воздушной скорости:

$$S_z(\omega) = S_{V_B}(\omega) + S_{\xi_T}(\omega) = \frac{\sigma_x^2 a_x}{a_x^2 + \omega^2} + \frac{\sigma_\xi^2 b_\xi}{b_\xi^2 + \omega^2} = \frac{\sigma_x^2 a_x (b_\xi^2 + \omega^2) + \sigma_\xi^2 b_\xi (a_x^2 + \omega^2)}{(a_x^2 + \omega^2)(b_\xi^2 + \omega^2)} = \frac{\beta^2 + \gamma^2 \omega^2}{(a_x^2 + \omega^2)(b_\xi^2 + \omega^2)}, \quad (8)$$

где $\sigma_x^2 = \frac{\sigma_{V_B}^2}{\pi}$; $\sigma_\xi^2 = \frac{\sigma_{\xi_T}^2}{\pi}$; $\sigma_\xi = L_T / V_B$;

$$\beta^2 = \sigma_x^2 a_x b_\xi^2 + \sigma_\xi^2 b_\xi a_x^2; \quad \gamma^2 = \sigma_x^2 a_x + \sigma_\xi^2 b_\xi.$$

2. Спектральная плотность мощности суммарного входного сигнала $S_z(\omega)$ раскладывается на комплексно-сопряженные множители $S_z(\omega) = \psi^+(j\omega)\psi^-(j\omega)$ вида

$$\psi^+(j\omega) = \frac{\gamma\omega - j\beta}{(\omega - ja_x)(\omega - jb_\xi)};$$

$$\psi^-(j\omega) = \frac{\gamma\omega + j\beta}{(\omega + ja_x)(\omega + jb_\xi)},$$

где $\psi^+(j\omega)$ имеет все нули и полюса в верхней полуплоскости ω , $\psi^-(j\omega)$ — в нижней полуплоскости ω .

3. Принимая допущение, что измеряемый сигнал $x(t)$ и помеха $\xi_T(t)$ некоррелированы, определяем взаимную спектральную плотность мощности $S_{zy_i}(\omega)$ реального входного сигнала $z(t)$ и выходного сигнала $y_i(t)$ идеального измерительного канала как

$$S_{zy_i}(\omega) = |W_i(j\omega)|^2 S_x(\omega) = |1|^2 \frac{\sigma_x^2 a_x}{a_x^2 + \omega^2}.$$

4. Вычисляем соотношение вида

$$B(j\omega) = \frac{S_{zy_i}(\omega)}{\psi^-(j\omega)} = \frac{\sigma_x^2 a_x (\omega + ja_x)(\omega + jb_\xi)}{a_x^2 + \omega^2} = \frac{\sigma_x^2 a_x (\omega + jb_\xi)}{(\omega - ja_x)(\gamma\omega + j\beta)}.$$

5. Соотношение $B(j\omega)$ раскладывается на составляющие $B^+(j\omega)$ и $B^-(j\omega)$, имеющие все корни и полюса верхней и нижней полуплоскости ω :

$$B(j\omega) = \frac{\sigma_x^2 a_x (\omega + jb_\xi)}{(\omega - ja_x)(\gamma\omega + j\beta)} = \frac{A_1}{\omega - ja_x} + \frac{A_2}{\gamma\omega + j\beta} = \frac{A_1(\gamma\omega + j\beta) + A_2(\omega - ja_x)}{(\omega - ja_x)(\gamma\omega + j\beta)}. \quad (9)$$

6. Методом неопределенных коэффициентов определяем значения A_1 и составляющей $B^+(j\omega)$, приравнявая вещественные и мнимые члены числителя соотношения (9):

$$A_1\gamma\omega + jA_1\beta + A_2\omega - jA_2a_x = \sigma_x^2 a_x \omega + j\sigma_x^2 a_x b_\xi;$$

$$A_1\gamma\omega + A_2\omega = \sigma_x^2 a_x \omega; \quad A_1\gamma + A_2 = \sigma_x^2 a_x;$$

$$jA_1\beta - jA_2a_x = j\sigma_x^2 a_x b_\xi; \quad A_1\beta - A_2a_x = \sigma_x^2 a_x b_\xi;$$

$$A_1 = \frac{\sigma_x^2 a_x (a_x + b_\xi)}{\gamma a_x + \beta}; \quad B^+(j\omega) = \frac{\sigma_x^2 a_x (a_x + b_\xi)}{\gamma a_x + \beta} \frac{1}{\omega - ja_x}.$$

7. Определяем комплексную частотную характеристику оптимального измерительного канала с фильтром Винера:

$$W^{\text{опт}}(j\omega) = \frac{B^+(j\omega)}{\psi^+(j\omega)} = \frac{\sigma_x^2 a_x (a_x + b_\xi)}{\gamma a_x + \beta} \frac{1}{\omega - ja_x} \times \frac{(\omega - ja_x)(\omega - jb_\xi)}{\gamma\omega - j\beta} = \frac{\sigma_x^2 a_x (a_x + b_\xi)}{\gamma a_x + \beta} \frac{j\omega + b_\xi}{j\gamma\omega + \beta}.$$

8. Используя связь $j\omega = p$ операторов Фурье и Лапласа, находим операторную чувствительность оптимального измерительного канала с фильтром Винера:

$$W^{\text{опт}}(p) = \frac{\sigma_x^2 a_x (a_x + b_\xi)}{\gamma a_x + \beta} \frac{p + b_\xi}{\gamma p + \beta} = \frac{\sigma_x^2 a_x (a_x + b_\xi) b_\xi}{(\gamma a_x + \beta) \beta} \frac{T_1 p + 1}{T_2 p + 1} = S^{\text{опт}} \frac{T_1^{\text{опт}} p + 1}{T_2^{\text{опт}} p + 1}, \quad (10)$$

$$\text{где } S^{\text{опт}} = \frac{\sigma_x^2 a_x b_\xi (a_x + b_\xi)}{\beta(\gamma a_x + \beta)}; \quad T_1^{\text{опт}} = \frac{1}{b_\xi}; \quad T_2^{\text{опт}} = \frac{\gamma}{\beta}.$$

9. Зная операторную чувствительность $W(p)$ реального измерительного канала, находим передаточную функцию оптимального линейного фильтра Винера, устанавливаемого на выходе канала истинной воздушной скорости, в виде

$$W_{\text{ФВ}}(p) = \frac{W^{\text{опт}}(p)}{W(p)} = S_1^{\text{опт}} \frac{T_1^{\text{опт}} p + 1}{(T_2^{\text{опт}} p + 1)W(p)}. \quad (11)$$

10. Дисперсию остаточной динамической погрешности оптимального измерительного канала с фильтром Винера определяем как

$$\sigma_{\text{ост}}^2 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \left(S^{\text{опт}} \frac{T_1^{\text{опт}} p + 1}{T_2^{\text{опт}} p + 1} - 1 \right) \left(\frac{\sigma_x \sqrt{a_x}}{a_x + p} \right) \Big|_{p=j\omega}^2 + \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \left(S^{\text{опт}} \frac{T_1^{\text{опт}} p + 1}{T_2^{\text{опт}} p + 1} \right) \left(\frac{\sigma_{\xi} \sqrt{b_{\xi}}}{b_{\xi} + p} \right) \Big|_{p=j\omega}^2 d\omega = I_1 + I_2. \quad (12)$$

11. Используя результаты работы [11, 12], определяем интегралы I_1 и I_2 и выражение для дисперсии остаточной динамической погрешности оптимального измерительного канала истинной воздушной скорости с фильтром Винера СВС дозвукового самолета с неподвижным невыступающим приемником потока на основе ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости.

Рассмотренная методика позволяет проводить анализ и обеспечивать динамическую точность и других измерительных каналов СВС в условиях турбулентных возмущений атмосферы.

Как показали расчеты, применение оптимального линейного фильтра Винера позволяет уменьшить дисперсию динамической погрешности измерительных каналов СВС самолета с неподвижным невыступающим приемником потока в 12...16 раз и более.

Для уменьшения случайных динамических погрешностей измерительных каналов СВС самолета с неподвижным невыступающим приемником потока, обусловленных искажениями и пульсациями потока обтекания фюзеляжа в месте расположения ионно-меточного датчика, целесообразно использовать принцип комплексирования, реализация которого обеспечивается без выступающих в набегающий воздушный поток приемников и датчиков дополнительной информации.

Построение и динамические погрешности комплексной СВС самолета с неподвижным невыступающим приемником потока

Анализ вариантов построения комплексированных каналов без выступающих за контур фюзеляжа приемников и датчиков первичной информации позволяет рекомендовать для построения комплексной СВС с неподвижным невыступающим приемником аэромеханическую измерительно-вычислительную систему, реализующую

метод VIMI [13, 14]. Данный метод используется для целей измерения воздушных сигналов, определяющих аэродинамику и динамику движения самолета, уравнения равновесия (баланса) действующих аэродинамических, инерциальных сил и силы тяги, а также моменты этих сил в данный момент времени на каждом установившемся этапе и режиме полета.

Указанный баланс сил и моментов, действующих на самолет, математически представляется в виде системы дифференциальных уравнений, описывающих продольное и боковое движение на характерных режимах полета. Моделируя движение самолета по известной для каждого типа самолета системе дифференциальных уравнений, по параметрам системы, которые измеряются бортовыми средствами с высокой точностью, с помощью наблюдателя Люэнбергера восстанавливаются текущие значения "плохоизмеряемых параметров" — воздушных сигналов самолета на данном этапе и режиме полета [13].

При построении наблюдателя Люэнбергера система дифференциальных уравнений, моделирующая движение самолета, с использованием метода пространства состояний [15] представляется в виде векторно-матричных уравнений вида

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{A}\mathbf{X} + \mathbf{B}\mathbf{U}; \quad \mathbf{Y} = \mathbf{C}\mathbf{X}, \quad (13)$$

где $\mathbf{X} = [V_B, \alpha, \beta, H, V_{\text{п}}, \varphi_c, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \gamma, \vartheta, \psi]^T$ — вектор текущего состояния самолета с фазовыми координатами, определяющими истинную воздушную скорость V_B , углы атаки α и скольжения β , абсолютную высоту полета H , путевую скорость $V_{\text{п}}$ 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 ; $\mathbf{A}$ — матрица системной характеристики самолета; $\mathbf{U} = [\delta_{\vartheta}, \delta_{\text{н}}, \delta_{\text{з}}, \delta_{\text{в}}, \delta_{\text{т}}]$ — вектор управления с фазовыми координатами, определяющими углы отклонения элеронов δ_{ϑ} , руля направления $\delta_{\text{н}}$, закрылков $\delta_{\text{з}}$, руля высоты $\delta_{\text{в}}$, рукоятки управления тягой $\delta_{\text{т}}$; $\mathbf{B}$ — матрица управления; $\mathbf{C}$ — матрица измерения фазовых координат самолета $V_B, \alpha, \beta, H, V_{\text{п}}, \varphi_c, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \gamma, \vartheta, \psi$.

В соответствии с уравнениями (13) строится математическая модель наблюдателя Люэнбергера с теми же значениями входного вектора $\mathbf{U}$, схема и работа которого раскрывается на рис. 2.

Структура аэромеханической измерительно-вычислительной системы, моделирующей ре-

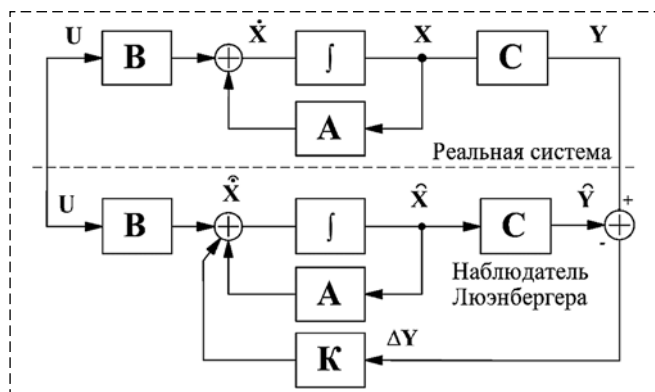


Рис. 2. Схема, поясняющая структуру и работу аэромеханической измерительно-вычислительной системы с наблюдателем Люэнберга

Fig. 2. Scheme explaining the structure and operation of the aeromechanical measurement and calculation system with the Luenberger observer

альное движение самолета (реальная система) в соответствии с уравнениями (13), показана на верхней части рис. 2. Структура наблюдателя Люэнберга, формирующего оценку матрицы фазовых координат вектора состояния $\mathbf{X}$ самолета, представлена в нижней части рис. 2.

С использованием цепи обратной связи с матрицей коэффициентов усиления $\mathbf{K}$, которая определяется по методу фильтра Калмана—Бьюси [15], переходная характеристика наблюдателя Люэнберга подбирается таким образом, чтобы минимизировать разность $\Delta \mathbf{Y} = \mathbf{Y} - \hat{\mathbf{Y}}$.

Тогда наблюдатель Люэнберга будет описываться системой векторно-матричных уравнений вида

$$\dot{\hat{\mathbf{X}}} = \mathbf{A}\hat{\mathbf{X}} + \mathbf{B}\mathbf{U} + \mathbf{K}\mathbf{C}(\mathbf{X} - \hat{\mathbf{X}}), \quad (14)$$

где $\Delta \mathbf{X} = \mathbf{X} - \hat{\mathbf{X}}$ — погрешность оценки вектора состояния самолета по измеренным (с высокой точностью) и восстановленным наблюдателем Люэнберга воздушным сигналам самолета.

Как показано в работе [13], разность $\Delta \mathbf{X}$ вектора состояния $\mathbf{X}$ и вектора оценки $\hat{\mathbf{X}}$ определяется уравнением вида

$$\Delta \dot{\mathbf{X}} = (\mathbf{A} - \mathbf{K}\mathbf{C})\Delta \mathbf{X}, \quad (15)$$

которое представляет собой гомогенную систему, решением которой является нулевой вектор, т.е. даже при значениях измеренного $\mathbf{X}$ и оцененного $\hat{\mathbf{X}}$ векторов состояния наблюдатель Люэнберга выдает после затухания начальной погрешности $\Delta \mathbf{X}$ вектор оценки $\hat{\mathbf{X}} = \mathbf{X}$.

Таким образом, подавая в вычислительный блок наблюдателя Люэнберга параметры вектора состояния самолета $\mathbf{X}$, измеренные

бортовыми средствами с высокой точностью, наблюдатель вычисляет воздушные сигналы на выходе аэромеханической измерительной системы, которые предлагается использовать в качестве комплексируемых каналов комплексной СВС самолета с неподвижным невыступающим приемником потока.

Динамические погрешности комплексной СВС с неподвижным невыступающим приемником потока

Методику анализа динамических погрешностей каналов комплексной СВС самолета с аэромеханическими измерительно-вычислительными каналами (ИВС) с наблюдателем Люэнберга рассмотрим на примере комплексного канала измерения параметров вектора истинной воздушной скорости, включающего ионно-меточный канал СВС и соответствующий канал аэромеханической ИВС (рис. 3).

Выходной сигнал $V_{\text{вм}}$ ионно-меточного канала СВС с неподвижным невыступающим приемником потока кроме полезного сигнала $V_{\text{в}}$, определяющего параметры вектора истинной воздушной скорости самолета, включает случайную динамическую погрешность $\Delta V_{\text{вм}}$ из-за искажения и пульсаций потока в месте установки на фюзеляже ионно-меточного датчика. Выходной сигнал $V_{\text{вам}}$ аэромеханического измерительно-вычислительного канала кроме полезной составляющей $V_{\text{в}}$ включает наложенную на нее динамическую погрешность $\Delta V_{\text{вам}}$. Выходы ионно-меточного канала СВС и аэромеханического измерительно-вычислительного канала подаются на вход устройства обработки информации (УОИ), реализующего

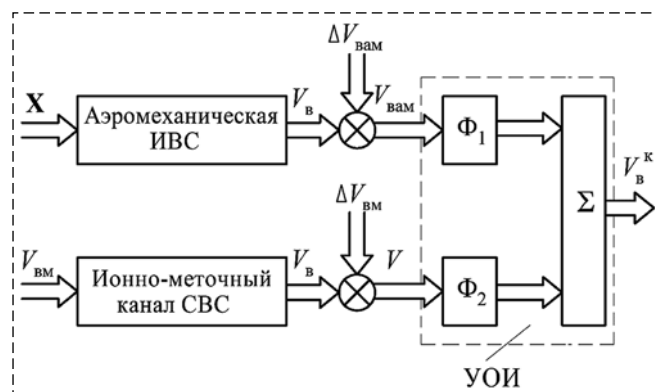


Рис. 3. Схема комплексного канала измерения параметров вектора истинной воздушной скорости самолета

Fig. 3. Scheme of the complex instrumentation channel of the parameters of the aircraft's true airspeed vector

алгоритмы обработки (фильтрации Φ_1 , Φ_2), обеспечивающие эффективное уменьшение динамических погрешностей $\Delta V_{\text{вм}}$ и $\Delta V_{\text{вм}}^*$.

Как показано в работе [14], корреляционная функция $K_{\xi_1}(\tau)$ стационарной случайной погрешности канала измерения истинной воздушной скорости аэромеханической измерительно-вычислительной системы с наблюдателем Люэнбергера можно представить в виде

$$K_{\xi_1}(\tau) = \sigma_1^2 e^{-a_1|\tau|} (1 + a_1|\tau|), \quad (16)$$

где σ_1 , a_1 — параметры, определяющие уровень аддитивной и мультипликативной составляющей случайной погрешности канала измерения истинной воздушной скорости, построенного с использованием метода VIMI и наблюдателя Люэнбергера.

Корреляционная функция $K_{\xi_2}(\tau)$ динамической погрешности ионно-меточного канала СВС с неподвижным невыступающим приемником потока, обусловленная случайными пульсациями потока в месте расположения ионно-меточного датчика, определяется выражением (7). При этом динамическая погрешность ионно-меточного канала СВС в сравнении с динамической погрешностью аэромеханического измерительно-вычислительного канала имеет большую дисперсию и является низкочастотной.

Как показано в работе [14], передаточную функцию канала измерения истинной воздушной скорости аэромеханической измерительно-вычислительной системы можно представить в виде колебательной модели вида

$$W_2(p) = \frac{1}{1 + 2\alpha Tp + T^2 p^2}, \quad (17)$$

где α и T — параметры передаточной функции.

Известно [8], что динамическая погрешность двухкомпонентной комплексной системы определяется параметрами одного из фильтров Φ_1 и Φ_2 , так как структура и параметры другого фильтра определяются из условия инвариантности, поэтому рассматриваемый комплексный канал измерения истинной воздушной скорости можно построить по схеме с одним фильтром, например, по схеме со следящей системой [9] с передаточной функцией фильтра вида

$$W_{\Phi}(p) = \frac{1}{T^2} \frac{1 + 2\alpha Tp}{p^2}. \quad (18)$$

Спектральные плотности мощности динамических погрешностей комплексированных каналов, используя их корреляционные функции вида (7) и (16), можно записать в виде

$$S_{\xi_1}(\omega) = \frac{2\sigma_1^2 a_1}{\pi} \frac{a_1^2 + b_1^2}{(\omega^2 + a_1^2 - b_1^2)^2 + 4a_1^2 \omega^2}; \quad (19)$$

$$S_{\xi_2}(\omega) = \frac{2\sigma_2^2 a_2}{\pi} \frac{1}{\omega^2 + a_2^2}.$$

Дисперсии остаточных динамических погрешностей на выходах каналов фильтрации будут определяться как

$$D_1 = \frac{2\sigma_1^2 a_1}{\pi} (a_1^2 + b_1^2) \int_{-\infty}^{+\infty} \frac{|1 + 2\alpha Tj\omega|^2}{(\omega^2 + a_1^2 - b_1^2)^2 + 4a_1^2 \omega^2} \times$$

$$\times \frac{1}{[1 + 2\alpha Tj\omega + T^2(j\omega)^2]^2} d\omega; \quad (20)$$

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

Обозначив 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 используя аналогичные обозначения и для нижнего канала фильтрации $d_0 = T^2$, $d_1 = 2T(\alpha + a_2 T)$, $d_2 = 1 + a_2^2 T + 4\alpha T$, $d_3 = 2[a_2 + \alpha a_2^2 T]$, $d_4 = a_2^4$, $g_0 = g_2 = g_3 = 0$, $g_1 = T^4$, дисперсии D_1 и D_2 остаточных динамических погрешностей каналов фильтрации можно определить как

$$D_i = \frac{d_4 d_1 g_3 + g_3 (d_0 d_3 - d_1 d_2)}{2d_4 (d_0 d_3^2 + d_1^2 d_4 - d_1 d_2 d_3)}, \quad (21)$$

где i — номер дисперсий остаточных погрешностей комплексированных каналов.

Оценим эффективность реализации комплексного канала измерения истинной воздушной скорости СВС с неподвижным невыступающим приемником на следующем числовом примере.

Если случайная динамическая погрешность определения истинной воздушной скорости в каналах аэромеханической измерительно-вычислительной системы, построенной с использованием метода VIMI и наблюдателя Люэнбергера, оценивается значениями $\sigma_1 = 1,5$ м/с (5,4 км/ч), $a_1 = 0,01$ с⁻¹, случайная динамическая погрешность измерения истинной воз-

душной скорости ионно-меточного датчика определяется значениями $\sigma_2 = 3 \text{ м/с}$ ($10,8 \text{ км/ч}$), $a_2 = 0,1 \text{ с}^{-1}$, а параметры корректирующего фильтра зададим равными $\alpha = 1 \text{ с}^{-1}$, $T = 40 \text{ с}$, тогда при независимости случайных динамических погрешностей комплексируемых каналов дисперсия суммарной остаточной динамической погрешности комплексного канала истинной воздушной скорости будет равна $D_\Sigma = D_1 + D_2 = 53,4 \cdot 10^{-2} (\text{м/с})^2$; $\sigma_V = \sqrt{D} = 0,73 \text{ м/с} = 2,63 \text{ км/ч}$, что свидетельствует об эффективности использования варианта комплексирования.

Рассмотренная методика может быть использована и при комплексировании других измерительных каналов комплексной СВС с неподвижным невыступающим приемником потока.

Заключение

1. Полученные модели случайных возмущений турбулентной атмосферы и обусловленных ими динамических погрешностей измерительных каналов системы воздушных сигналов на основе неподвижного невыступающего приемника потока позволяют обоснованно решать задачу их оценки и уменьшения.

2. Показано, что использование оптимальных линейных фильтров Винера, методика синтеза которых раскрывается на примере канала истинной воздушной скорости, позволяет существенно уменьшить динамические погрешности измерительных каналов СВС с неподвижным невыступающим приемником потока.

3. Для уменьшения динамических погрешностей измерительных каналов СВС, обусловленных искажением и пульсациями потока в месте установки ионно-меточного датчика с приемниками первичной информации, целесообразно использовать принцип комплексирования с реализацией комплексируемых каналов в виде аэромеханической измерительно-вычислительной системы, реализующей метод VIMI с наблюдателем Люэнбергера. Рассмотренная методика построения аэромеханической измерительно-вычислительной СВС и построенный на ее основе комплексный канал истинной воздушной скорости убедительно свидетельствует об эффективности комплексирования каналов СВС с неподвижным невыступающим приемником потока и каналов аэ-

ромеханической измерительно-вычислительной системы.

Список литературы

1. Макаров Н. Н. Системы обеспечения безопасности функционирования бортового эргатического комплекса: теория, проектирование, применение / Под ред. доктора техн. наук В. М. Солдаткина. М.: Машиностроение / Машиностроение — Полет, 2009. 760 с.
2. Филатов Г. А., Пуминова Г. С., Сильвестров П. В. Безопасность полетов в возмущенной атмосфере. М.: Транспорт, 1992. 272 с.
3. Алексеев Н. В., Вожаев Е. С., Кравцов В. Г. и др. Системы измерения воздушных сигналов нового поколения // Авиакосмическое приборостроение. 2003. № 8. С. 31—36.
4. Ключев Г. И., Макаров Н. Н., Солдаткин В. М., Ефимов И. П. Измерители аэродинамических параметров летательных аппаратов / Под ред. В. А. Мишина. Ульяновск: УлГТУ, 2005. 509 с.
5. 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. Т. 18, № 7. С. 495—502.
6. Ганеев Ф. А., Солдаткин В. М. Ионно-меточный датчик аэродинамического угла и воздушной скорости с логометрическими информативными сигналами и интерполяционной схемой обработки // Известия вузов. Авиационная техника. 2010. № 3. С. 46—50.
7. Солдаткин В. М., Солдаткин В. В. Исследование методических погрешностей системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником набегающего воздушного потока // Мехатроника, автоматизация, управление. 2019. Т. 20. № 8. С. 504—517.
8. Браславский Д. А. Точность измерительных устройств. М.: Машиностроение, 1976. 312 с.
9. Иванов Ю. П., Синяков А. Н. Комплексирование информационно-измерительных устройств летательных аппаратов. Л.: Машиностроение, 1984. 208 с.
10. Солдаткин В. М. Методы и средства измерения аэродинамических углов летательных аппаратов. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2001. 448 с.
11. Цыпкин Я. З. Основы теории автоматических систем. М.: Наука, 1977. 560 с.
12. Санковский Е. А. Вопросы теории автоматического управления. Статистический анализ и синтез САУ. М.: Высшая школа, 1971. 231 с.
13. Матросов В. М., Анапольский А. Ю., Васильев С. Н. Принцип сравнения в математической теории систем. Новосибирск: Наука, 1979. 481 с.
14. Солдаткин В. В. Система воздушных сигналов вертолета на основе неподвижного аэрометрического приемника информации аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2012. 284 с.
15. Солодов А. В. Методы теории систем в задачах непрерывной фильтрации. М.: Наука, 1976. 264 с.

Ensuring Dynamic Accuracy of Aircraft's Air Data System with Motionless Flush-Mounted Receiver of Flow

V. M. Soldatkin, w-soldatkin@mail.ru, V. V. Soldatkin, vv-soldatkin@mail.ru,

A. V. Nikitin, nikitin.rf@mail.ru, G. P. Sokolova, glnsokolova@mail.ru,

Kazan National Research Technical University Named after A. N. Tupolev-KAI,
Kazan, 420111, Russian Federation,

Corresponding author: **Soldatkin V. M.**, Dr. Sci., Professor, Kazan National Research Technical University Named after A. N. Tupolev-KAI", 420111, Kazan, Russian Federation, e-mail: w-soldatkin@mail.ru

Accepted on March 16, 2020

Abstract

The article views, that draw-backs of aircraft's traditional air data systems (ADS), built based installed in incoming air flow and installed outside the fuselage the pitot tube booms, temperature braking receivers, vane sensors of incidence angle and gliding angle are eliminated in original ADS with motionless flush-mounted receiver of flow. The functional scheme of aircraft's air data system with motionless flush-mounted receiver of flow, built based on the original ion-mark sensor of aerodynamic angle and true airspeed, on receiving board of which the hole-receiver is installed to perceive the static pressure of incoming air flow. Models of operator sensitivity and dynamic errors of instrumentation channels due to random stationary atmospheric turbulence and random flow pulsations at location of the ion-mark sensor on fuselage of the aircraft are presented. Recommended to use the optimal linear Wiener filter, the synthesis method of which is revealed on example of the true airspeed instrumentation channel to reduce the stationary dynamic errors of instrumentation channels of air data system with motionless flush-mounted receiver due to atmospheric turbulence. Recommended to use the principle of integration to reduce the stationary random dynamic errors of instrumentation channels of air data system with motionless flush-mounted receiver due to flow pulsations near fuselage at location of ion-mark sensor. Proposed to use aeromechanical measuring and computing system built based VIMI method with Luenberger observer as an additional component of integrated air data system. Integrated system simulates the movement of aircraft in this flight mode and by flight parameters measured with high accuracy using flush-mounted receivers "restores" air signals included in equations of movement of aircraft. The structure, method and algorithms for determining air signals in channels of aeromechanical measuring and computing system with a Luenberger observer are presented. Using the example of true airspeed measurement, the analysis and quantitative assessment of residual dynamic error of integrating channel of integrated aircraft's air data system with motionless flush-mounted receiver of flow is carried out.

Keywords: air signals, measurement, flush-mounted receiver, dynamic errors, reduction, filtering, integration

Acknowledgements: This work was supported by the Russian Foundation for Basic Research, project no. 18-08-00264.

For citation:

Soldatkin V. M., Soldatkin V. V., Nikitin A. V., Sokolova G. P. Ensuring Dynamic Accuracy of Aircraft's Air Data System with Motionless Flush-Mounted Receiver of Flow, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2020, vol. 21, no. 9, pp. 535–543.

DOI: 10.17587/mau.21.535-543

References

1. **Makarov N. N.** Ensuring systems of safety of onboard ergatic complex: theory, design and application / edition by Dr. tech. science V. M. Soldatkin, Moscow, Mashinostroenie / Mashinostroenie — Polet, 2009, 760 p. (in Russian).
2. **Filatov G. A., Puminova G. S., Silvestrov P. V.** Flight safety in a disturbed atmosphere, Moscow, Transport, 1992, 272 p. (in Russian).
3. **Alekseev N. V., Vozhdaev E. S., Kravtsov V. G., Nazarov O. I.** The measuring system new generation of air signals, *Aviakosmicheskoe Priborostroenie*, 2003, no. 8, pp. 31–36 (in Russian).
4. **Kluev G. I., Makarov N. N., Soldatkin V. M., Efimov I. P.** Meters of aerodynamic parameters of aircraft plane / edition by V. A. Mishin. Ulyanovsk: UIGTU, 2005, 509 p. (in Russian).
5. **Soldatkin V. M., Soldatkin V. V., Krylov D. L.** Theoretical foundations for building of aircraft's air data system with motion lessflush-mounted receiver of flow, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2017, vol. 18, no. 7, pp. 495–502 (in Russian).

6. **Ganeev F. A., Soldatkin V. M.** Ion-mark sensor of aerodynamic angle and airspeed with logometric informative signals and interpolation processing scheme, *Izvestiya Vysshikh Uchebnykh Zavedenii. Aviatcionnaya Tekhnika*, 2010, no. 3. pp. 46–50 (in Russian).
7. **Soldatkin V. M., Soldatkin V. V.** Research of methodological errors of the air data system of aircraft with stationary included receiver of incoming air flow // *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, vol. 20, 2019, no. 8, pp. 504–517 (in Russian).
8. **Braslavskiy D. A.** The accuracy of measuring devices, Moscow, Mashinostroenie, 1976, 312 p. (in Russian).
9. **Ivanov Yu. P., Sinyakov A. N.** Integration of information-measuring devices of aircraft plane, Leningrad, Mashinostroenie, 1984, 208 p. (in Russian).
10. **Soldatkin V. M.** Methods and means for measuring of aerodynamic angles of aircraft plane, Kazan, Publishing house Kazan. gov. tech. un-ty, 2001, 448 p. (in Russian).
11. **Tsyppin Ya. Z.** Fundamentals of theory of automatic systems, Moscow, Nauka, 1977, 560 p. (in Russian).
12. **Sankovskiy E. A.** Questions of theory of automatic control. Statistical analysis and synthesis of ACS, Moscow, Vysshaya shkola, 1971, 231 p. (in Russian).
13. **Matrosov V. M., Anapolskiy A. Yu., Vasilev S. N.** The comparison principle in mathematical systems theory, Novosibirsk, Nauka, 1979, 481 p.
14. **Soldatkin V. V.** Air data system of helicopter based on fixed aerometric receiver and information about aerodynamic field of vortex column of roto, Kazan, Publishing house Kazangov. tech. university, 2012, 264 p. (in Russian).
15. **Solodov A. V.** Methods of system theory in continuous filtration problems, Moscow, Nauka, 1976, 264 p. (in Russian).