



можностями // Известия вузов. Авиационная техника. 2014. №4. С.54-56.

9. Харин Е.Г., Копылов И.А. Технология летных испытаний бортового оборудования летательных аппаратов с применением комплекса бортовых траекторных измерений. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2012. 360 с.

Е.С. Ефремова, Б.И. Мифтахов, Р.В. Солдаткин

## ТЕХНОЛОГИЯ АНАЛИЗА ДИНАМИЧЕСКИХ ПОГРЕШНОСТЕЙ ВИХРЕВОЙ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ ДОЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА<sup>4</sup>

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

Возможность достижения меньших потерь информации при восприятии, выделении, передаче, преобразовании и обработке частотно-временных первичных информативных сигналов, формируемых с помощью одного неподвижного многофункционального приемника первичной информации, естественная возможность получения выходных сигналов в цифровой форме определяют перспективность системы воздушных сигналов дозвукового летательного аппарата (ЛА) на основе вихревого метода [1].

В основу построения вихревой системы воздушных сигналов (см. рисунок) положен оригинальный вихревой датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости [2].

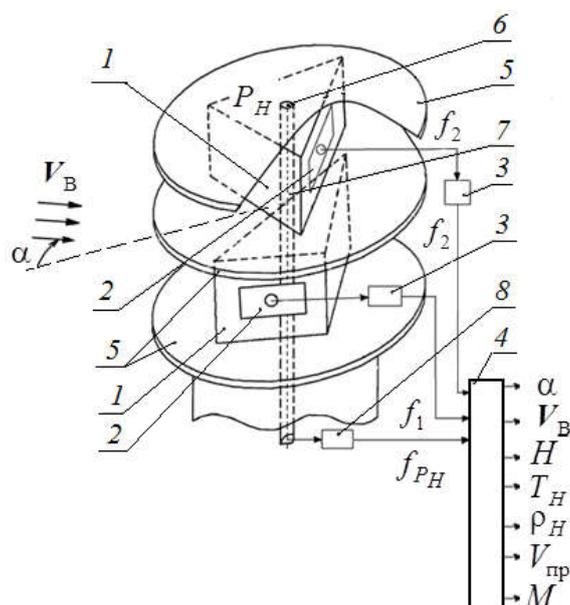


Рис. 1. Конструктивно-функциональная схема вихревой системы воздушных сигналов дозвукового летательного аппарата

<sup>4</sup> Работа выполнена по гранту РФФИ № 18-38-00094.



Датчик содержит две установленные в набегающем потоке неподвижные клиновидных пирамиды 1, основания которых расположены встречно потоку под углом  $2\varphi_0 = 90^\circ$ . При обтекании клиновидных пирамид с их оснований происходит периодический срыв потока, образуя вихревые дорожки Кармана с частотами, пропорциональными истинной воздушной скорости и зависящими от угла направления набегающего потока.

Пульсации давлений на тыльных поверхностях пирамид, возникающих при периодических срывах потока с частотами  $f_1$  и  $f_2$ , регистрируются пневмоэлектрическими преобразователями 2, выходы которых поступают на входы устройства регистрации частот 3, формирующих сигналы с частотами  $f_1$  и  $f_2$  вихреобразования. Сигналы с частотами  $f_1$  и  $f_2$  поступают на вход устройства обработки 4, выполненного в виде вычислителя, на выходе которого формируются выходные сигналы по аэродинамическому углу  $\alpha$  и истинной воздушной скорости  $V_B$  в соответствии с уравнениями [2]

$$\alpha = \arctg \frac{f_2 - f_1}{f_1 + f_2}; V_B = \frac{1}{\sqrt{2Sh}} \frac{f_1 f_2}{\sqrt{f_1^2 + f_2^2}}. \quad (1)$$

где  $Sh$  – число Струхалия клиновидной пирамиды.

Для расширения функциональных возможностей вихревого датчика и обеспечения измерения других воздушных сигналов дозвукового летательного аппарата – барометрической высоты  $H$ , температуры наружного воздуха  $T_H$  и плотности  $\rho_H$  на высоте полета  $H$ , приборной скорости  $V_{пр}$  и числа Маха  $M$ , на верхней скользящей поверхности верхнего струевыпрямителя 5 установлено отверстие-приемник 6 для восприятия статического давления  $P_H$  набегающего воздушного потока, которое через пневмопровод 7 связан со входом пневмоэлектрического преобразователя (датчика) 8 абсолютного давления преимущественно с частотным или цифровым выходом [3].

Выход пневмоэлектрического преобразователя (датчика) 8 подключен ко входу вычислителя 4, формирующего кроме истинной воздушной скорости  $V_B$  и аэродинамического угла  $\alpha$  и другие воздушные сигналы [4].

Как и традиционным системам воздушных сигналов, рассматриваемой вихревой системе характерны методические и инструментальные погрешности, исследование которых проводится в работах [5]. Ниже проводятся исследования динамических погрешностей измерительных каналов вихревой системы воздушных сигналов.

С учетом инерционных свойств элементов аналого-цифрового преобразования, обработки и формирования выходных сигналов передаточную функцию измерительных каналов системы воздушных сигналов летательного аппарата на основе вихревого датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости можно представить в виде



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

где  $\tau_3$  – время чистого запаздывания, связанного с задержкой выдачи выходных сигналов системы;  $\tau_1$  и  $\tau_2$  – постоянные времени схемы выделения и передачи частот вихреобразования;  $\tau_{\Pi}$  – постоянная времени пневмоэлектрического преобразователя частот пульсаций давления за клинообразными пирамидами или датчика абсолютного давления, воспринимаемого на скользящей поверхности струевыпрямителя.

В общем виде выражение для абсолютной динамической погрешности измерительного канала системы воздушных сигналов дозвукового летательного аппарата на основе вихревого датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости можно представить в операторной форме, например, по каналу истинной воздушной скорости

$$\Delta V_B(p) = W(p)V_B(p) - V_B(p) + W(p)\xi_B(p) = [W(p) - 1]V_B(p) + W(p)\xi_B(p) = \Delta V_{Bc}(p) + \Delta V_{Bb}(p), \quad (3)$$

где  $\Delta V_{Bc}(p) = [W(p) - 1]V_B(p)$  – изображение собственной динамической погрешности канала истинной воздушной скорости;  $\Delta V_{Bb}(p) = W(p)\xi_B(p)$  – изображение вынужденной динамической погрешности, обусловленной внешним возмущением, наложенным на воздушный поток, набегающий на неподвижный приемник первичной информации вихревой системы воздушных сигналов;  $\xi_B(p)$  – изображение эквивалентного внешнего возмущения;  $V(p)$  – изображение входного сигнала истинной воздушной скорости.

При заданном законе изменения входного сигнала собственная динамическая погрешность измерительных каналов исследуемой системы воздушных сигналов при известной передаточной функции (операторной чувствительности)  $W(p)$  определяются через обратное преобразование Лапласа, например для канала истинной воздушной скорости, в виде

$$\Delta V_{Bc}(t) = L^{-1}\{[W(p) - 1]V_B(p)\} = L^{-1}\left\{\frac{e^{-\tau_3 p}}{\tau_1 \tau_2 \tau_{\Pi} p^3 + \tau_{\Pi}(\tau_1 + \tau_2)p^2 + \tau_{\Pi} p + 1} V_B(p)\right\}. \quad (4)$$

Если известны корни характеристического уравнения  $W(p)$ , например один действительный отрицательный  $p_1 = -k_1$  и два комплексно-сопряженных  $p_{2,3} = -k_{2,3} \pm j\omega_0$ , то при скачкообразном изменении истинной воздушной скорости  $V_B(t) = V_{B0} 1[t]$  выражение для собственной динамической погрешности канала истинной воздушной скорости будет иметь вид

$$\Delta V_{Bc}(t) = -V_{B0} \left\{ \frac{k_2^2 + \omega_0^2}{(k_1 - k_2)^2 + \omega_0^2} e^{-k_1 t} + \left[ \frac{k_1(k_1 - 2k_2)}{(k_1 - k_2)^2 + \omega_0^2} \cos \omega_0 t - \frac{k_1(\omega_0^2 - k_2^2 - k_1 k_2)}{\omega_0 [(k_1 - k_2)^2 + \omega_0^2]} \sin \omega_0 t \right] e^{-k_2 t} \right\}. \quad (5)$$

При сложных законах изменения входного сигнала исследуемой системы для определения собственной динамической погрешности измерительных каналов, например канала истинной воздушной скорости можно использовать так называемые коэффициенты динамической погрешности  $c_0, c_1, c_2, \dots, c_n$ , т.е.



$$\Delta V_{\text{вс}}(t) = c_0 V_{\text{вс}}(t) + c_1 \frac{dV_{\text{вс}}}{dt} + c_2 \frac{d^2 V_{\text{вс}}}{dt^2} + \dots + c_n \frac{d^n V_{\text{вс}}}{dt^n} + \dots, \quad (6)$$

где  $c_0 = [W(p) - 1]_{p=0}$ ;  $c_1 = \frac{d}{dp} [W(p) - 1]_{p=0}$ ;  $c_2 = \frac{1}{2!} \frac{d^2}{dp^2} [W(p) - 1]_{p=0}$ ;  $c_n = \frac{1}{n!} \frac{d^n}{dp^n} [W(p) - 1]_{p=0}$ .

В общем случае входные сигналы исследуемой системы являются случайной функцией времени. Для стационарного характера изменения случайного входного сигнала, например истинной воздушной скорости с известной автокорреляционной функцией  $K_V(\tau)$  или ей спектральной плотности мощности  $S_V(\omega)$  выражение для дисперсии собственной динамической погрешности канала будет иметь вид [9]

$$D_{V_c} = \sigma_{V_c}^2 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} |W(p) - 1|^2 S_V(\omega) d\omega. \quad (7)$$

Как показано в работах [8, 9], стационарные случайные процессы изменения высотно-скоростных параметров ЛА на отдельных этапах полета можно характеризовать экспоненциально коррелированным случайным процессом, например по каналу истинной воздушной скорости с автокорреляционной функцией и спектральной плотностью мощности вида

$$K_{V_B}(\tau) = \sigma_{V_B}^2 e^{-a_V |\tau|}; \quad S_{V_B}(\omega) = \frac{\sigma_{V_B}^2}{\pi} \frac{a_V}{a_V^2 + \omega^2}, \quad (8)$$

где  $\sigma_{V_B}^2$  – дисперсия случайного процесса;  $a_V$  – параметр, определяющие спектр частот случайного процесса.

Вынужденные случайные динамические погрешности измерительных каналов системы воздушных сигналов на основе вихревого датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости обусловлены случайными изменениями во времени действующих внешних помех в виде атмосферной турбулентности и других возмущений атмосферы.

Как показано в работе [8], математическую модель случайной атмосферной турбулентности можно представить в виде совокупности спектральных плотностей мощности вида

$$S_{\xi_x}(\omega) = \frac{2\sigma_x^2 L_x}{\pi} \frac{1}{1 + \left(\frac{L_x}{V_B} \omega\right)^2}; \quad S_{\xi_y}(\omega) = \frac{2\sigma_y^2 L_y}{\pi} \frac{1 + 3\left(\frac{L_y}{V_B} \omega\right)^2}{\left[1 + \left(\frac{L_y}{V_B} \omega\right)^2\right]^2}; \quad S_{\xi_z}(\omega) = \frac{2\sigma_z^2 L_z}{\pi} \frac{1 + 3\left(\frac{L_z}{V_B} \omega\right)^2}{\left[1 + \left(\frac{L_z}{V_B} \omega\right)^2\right]^2}, \quad (9)$$

где  $L_x$ ,  $L_y$ ,  $L_z$  – масштабы турбулентности соответственно по продольной, вертикальной и боковой составляющим вектора скорости  $V_T$  турбулентного возмущения;  $\sigma_x$ ,  $\sigma_y$ ,  $\sigma_z$  – среднеквадратические значения интенсивностей турбулентности по соответствующим составляющим турбулентного возмущения;  $V_B$



– модуль вектора истинной воздушной скорости летательного аппарата.

Тогда дисперсия суммарной динамической погрешности измерительных каналов системы, например, канала истинной воздушной скорости будет определяться соотношением

$$D_{V_{\Sigma}} = \sigma_{V_{\Sigma}}^2 + \sigma_{V_{\Sigma}}^2 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} |W(p) - 1|_{p=j\omega}^2 S_{V_B}(\omega) d\omega + \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} |W(p)|_{p=j\omega}^2 S_{\xi_V}(\omega) d\omega. \quad (10)$$

Таким образом, приведенные модели динамических погрешностей системы воздушных сигналов дозвукового летательного аппарата на основе вихревого датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости позволяют обоснованно решать задачи обеспечения динамической точности измерительных каналов при детерминированных и случайных воздействиях.

### Литература

1. Киясбейли А.Ш., Перельштейн М.Е. Вихревые измерительные приборы. М.: Машиностроение, 1972. 152 с.
2. Патент РФ на изобретение №2506596, МПК G01P 5/00. Вихревой датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости / Солдаткин В.М., Солдаткина Е.С. Заяв. 16.07.2012, Заявка №2012130111/28. Оpubл. 10.02.2014. Бюл. №4.
3. Патент РФ на изобретение №2556760, МПК G01P 5/00. Вихревой датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости / Солдаткин В.М., Солдаткина Е.С. Заяв. 21.04.2014, Заявка №201411035/28. Оpubл. 20.07.2015. Бюл. №20.
4. Солдаткина Е.С., Солдаткин В.М. Вихревой датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости с расширенными функциональными возможностями // Известия вузов. Авиационная техника. 2014. №4. С.54-56.
5. Ефремова Е.С., Мифтахов Б.И., Солдаткин Р.В. Особенности построения, алгоритмы и погрешности вихревой системы воздушных сигналов дозвукового летательного аппарата // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. 2018. №2. С. 87-91.
6. Браславский Д.А., Петров В.В. Точность измерительных устройств. М.: Машиностроение, 1976. 312 с.
7. Иванов Ю.П., Синяков А.Н., Филатов И.В. Комплексование информационно-измерительных устройств летательных аппаратов: Учебное пособие для вузов / Под. Ред. В.А. Боднера. Л.: Машиностроение. 1984. 207 с.
8. Солдаткин В.М. Методы и средства измерения аэродинамических углов летательных аппаратов. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2001. 448 с.