



5. Тихонов, В.И. Случайные процессы. Примеры и задачи. Т. 1 – Случайные величины и процессы: учеб. Пособие для вузов / В.И. Тихонов, Б.И. Шахтарин, В.В. Сизых. – М.: «Радио и связь», 2003. - 400 с.
6. . Жанказиев, С.В. Интеллектуальные транспортные системы: учеб. Пособие / С.В. Жанказиев. – М.: МАДИ, 2016. – 120 с.

Е.С. Ефремова, К.В. Солдаткина

## ИССЛЕДОВАНИЕ МЕТОДИЧЕСКИХ ПОГРЕШНОСТЕЙ ВИХРЕВОЙ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ ДОЗВУКОВОГО САМОЛЕТА

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

Традиционные средства измерения воздушных сигналов построены на основе нескольких датчиков и приемников первичной информации, распределённых по поверхности фюзеляжа (флюгерные датчики углов атаки и скольжения, приемники воздушных давлений и температуры наружного воздуха), вынесенных в набегающий воздушный поток. При этом восприятие, выделение, преобразование и обработка амплитудных первичных информативных сигналов в виде углов поворота флюгера, абсолютных давлений, перепадов давлений, электрического сопротивления и других неизбежно приводит к аддитивным и мультипликативным погрешностям, зависящих от параметров набегающего воздушного потока и атмосферы [1, 2].

Значительно меньшие потери информации при выделении, преобразовании и обработке частотно-временных первичных информативных сигналов, их восприятие с помощью одного многофункционального приемника, а также естественная возможность получения выходных сигналов непосредственно в цифровой форме определяют перспективность вихревой системы воздушных сигналов [3, 4], построенной на основе оригинального вихревого датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости [4].

При исследовании точности измерения высотно скоростных параметров в каналах вихревой системы воздушных сигналов самолета особый интерес представляют методические погрешности, связанные с особенностями восприятия первичной информации вихревым датчиком и новыми алгоритмами вычисления воздушных сигналов.

Одна группа методических погрешностей вихревой системы, как и традиционных систем [1, 2], обусловлена аэродинамическими искажениями набегающего воздушного потока в месте установки вихревого датчика.

Из-за возмущений, вносимых движением самолета, давление  $P_m$  в месте расположения отверстия-приемника на скользящей поверхности струевыпрямителя вихревого датчика отличается от статического давления  $P_H$  невозмущенного набегающего воздушного потока на величину аэродинамического искажения  $\Delta P_a$ , т.е.



$$P_M = P_H + \Delta P_a = P_H + K_P q, \quad (2)$$

где  $K_P = \overline{P_M}$  – безразмерный коэффициент местного статического давления, определяемый при летных испытаниях системы на конкретном типе самолета для конкретного места установки вихревого датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости, для всех характерных режимов полета.

Поэтому барометрическая высота  $H_M$ , определяемая в каналах вихревой системы по давлению  $P_M$  в соответствии со стандартной зависимостью в диапазоне высот до 11000 м, будет иметь вид

$$H_M = \frac{T_0}{\tau} \left[ 1 - \left( \frac{P_M}{P_0} \right)^{\tau R} \right] = \frac{T_0}{\tau} \left[ 1 - \left( \frac{P_H}{P_0} \right)^{\tau R} \right] + \left( \frac{T_0}{\tau} \frac{\Delta P_a}{P_0} \right)^{\tau R} = H + \Delta H_a, \quad (3)$$

$$\Delta H_a = \left( \frac{T_0}{\tau} \frac{\Delta P_a}{P_0} \right)^{\tau R} = \left( \frac{T_0}{\tau} \frac{K_P \rho_H V_B^2}{2P_0} \right)^{\tau R},$$

где  $T_0 = 288,15$  К и  $P_0 = 101325$  Па – абсолютные температура и давление воздуха на высоте  $H=0$ ;  $\tau = 0,0065$  К/м и  $R = 29,27$  м/К – температурный градиент и газовая постоянная окружающей воздушной среды;  $\Delta H_a = H_M - H$  – методическая аэродинамическая погрешность определения барометрической высоты из-за искажения статического давления, воспринимаемого на скользящей поверхности струевыпрямителя вихревого датчика.

Как показали расчеты, при изменении коэффициента местного статического давления от  $K_P = 0,05$  до  $K_P = 0,2$  методическая аэродинамическая погрешность  $\Delta H_a$  канала барометрической высоты в диапазоне высот от 0 до 11000 м и дозвуковых скоростей полета изменяется от  $\Delta H_{a \min} = 0,75 \dots 2,5$  м, до  $\Delta H_{a \max} = 4 \dots 5,2$  м.

Отклонение местного статического давления  $P_M$ , воспринимаемого на скользящей поверхности струевыпрямителя вихревого датчика, от статического давления  $P_H$  невозмущенного набегающего потока является причиной и методической аэродинамической погрешности канала приборной скорости вихревой системы воздушных сигналов.

Методическая аэродинамическая погрешность  $\Delta V_{пр}^{P_M}$  определения приборной скорости в месте установки вихревого датчика будет определяться выражением

$$\Delta V_{пр}^{P_M} = V_{пр}^{P_M} - V_{пр} = \sqrt{2gRT_0 \left( \frac{k}{k-1} \right) \left[ \left( \frac{\rho_0 T_0 P_H}{2P_0^2 T_H} (1 + K_P) V_B^2 + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} - \sqrt{2gRT_0 \left( \frac{k}{k-1} \right) \left[ \left( \frac{\rho_0 T_0}{4P_0^2 T_H} V_B^2 + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}. \quad (4)$$

Как показали расчеты, значения аэродинамической погрешности  $\Delta V_{пр}^{P_M}$



канала приборной скорости, обусловленной отличием местного статического давления  $P_m$  от статического давления  $P_H$  невозмущенного набегающего воздушного потока при регламентируемом значении  $K_p=0,05$  в диапазоне высот от 0 до 11000 м и скорости полета от 50 до 1200 км/ч изменяются от 0,35 м/с (1,26 км/ч) до 9,65 м/с (34 км/ч), т.е. составляет около 2,5...2,8% от величины приборной воздушной скорости. При увеличении (уменьшении)  $K_p$  значения методической аэродинамической погрешности  $\Delta V_{пр}^{P_m}$  пропорционально увеличивается (уменьшается).

Искажения невозмущенного воздушного потока вблизи фюзеляжа, вносимое движением самолета, приводит к увеличению местной истинной воздушной скорости  $V_{Вм}$  в месте установки вихревого датчика. Это увеличение можно оценить через увеличение скоростного напора  $P_{дин}^m = \frac{\rho_H V_{Вм}^2}{2}$  в месте расположения вихревого датчика, определяемой как  $P_{дин}^m = (1 + K_V) P_{дин}$ , где  $P_{дин}$  – расчетное значение скоростного напора невозмущенного набегающего потока;  $K_V$  – безразмерный коэффициент, который зависит от параметров полета и определяется при летных испытаниях для характерных режимов полета самолета. Тогда методическую аэродинамическую погрешность  $\Delta V_{Ва}$  измерения истинной воздушной скорости в месте установки вихревого датчика можно оценить выражением

$$\Delta V_{Ва} = \sqrt{2gRT_H \left( \frac{k}{k-1} \right) \left[ \left( 1 + \frac{(1 + K_V)\rho_0 T_0}{2P_0 T_H} V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} - \sqrt{2gRT_H \left( \frac{k}{k-1} \right) \left[ \left( 1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0 T_H} V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}. \quad (5)$$

Как показали расчеты, значения методической аэродинамической погрешности  $\Delta V_{Ва}$  канала истинной воздушной скорости для значения  $K_V=0,05$  в диапазоне высот от 0 до 11000 м при изменении скорости полета от 50 до 1200 км/ч изменяется от 0,34 м/с (1,2 км/ч) до 6,25 м/с (22,5 км/ч), при значении  $K_V=0,02$  – изменяется от 0,14 м/с (0,5 км/ч) до 2,53 м/с (9,1 км/ч), при значении  $K_V=0,01$  – изменяется от 0,07 м/с (0,25 км/ч) до 1,27 м/с (4,6 км/ч).

Методические аэродинамические погрешности определения приборной скорости и числа Маха будут равны



$$\Delta V_{\text{пра}} = \sqrt{2gRT_0 \frac{k}{k-1} \left[ \left( 1 + \frac{\rho_0 T_0 P_H}{2P_0^2 T_H} (1 + K_V) V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} - \sqrt{2gRT_0 \frac{k}{k-1} \left[ \left( 1 + \frac{\rho_0 T_0 P_H}{2P_0^2 T_H} V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}; \quad (6)$$

$$\Delta M_a = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[ \left( 1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0 T_H} (1 + K_V) V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} - \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[ \left( 1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0 T_H} V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}, \quad (7)$$

где  $\Delta V_{\text{пра}} = V_{\text{пра}} - V_{\text{пр}}$  и  $\Delta M_a = M_a - M$  – методические аэродинамические погрешности определения приборной скорости и числа Маха по информации вихревого датчика, установленного на фюзеляже самолета.

Как показывают расчеты, методическая аэродинамическая погрешность  $\Delta V_{\text{пра}}$  канала приборной скорости зависит от высоты и скорости полета. При  $K_V = 0,01$ ,  $H = 0$  и  $V_B = 50$  км/ч  $\Delta V_{\text{пра}} = 0,07$  м/с (0,252 км/ч), при  $V_B = 1200$  км/ч  $\Delta V_{\text{пра}} = 1,27$  м/с (4,6 км/ч). При  $K_V = 0,01$ ,  $H = 11000$  м и  $V_B = 50$  км/ч –  $\Delta V_{\text{пра}} = 0,1$  м/с (0,36 км/ч), при  $V_B = 1200$  км/ч –  $\Delta V_{\text{пра}} = 1,41$  м/с (5,1 км/ч). При  $K_V = 0,02$  и  $K_V = 0,05$  в исследуемом диапазоне высот и скоростей погрешности  $\Delta V_{\text{пра}}$  пропорционально увеличиваются.

Значения методической аэродинамической погрешности  $\Delta M_a$  канала числа Маха, обусловленной отличием местной истинной воздушной скорости  $V_{Bм}$  в месте расположения вихревого датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости от истинной воздушной скорости  $V_B$  невозмущенного набегающего потока не зависит от высоты полета и при  $K_V = 0,01$  изменяется от  $\Delta M_a = 0$  при  $V_B = 50$  км/ч до  $\Delta M_a = 0,004$  при  $V_B = 1200$  м/ч. При  $K_V = 0,02$  методическая аэродинамическая погрешность  $\Delta M_a$  в исследуемом диапазоне скоростей изменяется от  $\Delta M_a = 0$  до  $\Delta M_a = 0,008$ .

Таким образом, искажение невозмущенного воздушного потока вблизи фюзеляжа в месте установки вихревого датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости приводит к методическим аэродинамическим погрешностям измерительных каналов вихревой системы воздушных сигналов самолета, которые необходимо учитывать при тарировке, обеспечивая их значения на уровне погрешностей традиционных систем.

### Литература

1. Ключев, Г.И. Измерители динамических параметров летательных аппаратов / Г.И. Ключев, Н.Н. Макаров, В.М. Солдаткин, И.П. Ефимов: Учебное пособие. – Ульяновск: Изд-во Ульяновск. гос. техн. ун-т, 2005. – 590 с.
2. Браславский, Д.А. Авиационные приборы и автоматы: учебник для авиационных вузов / Д.А. Браславский, С.С. Лагунов, Д.С. Пельпор. –



М.: Машиностроение, 1978. – 432 с.

3. Ефремова, Е.С. Вихревая система воздушных сигналов летательного аппарата с пространственно распределенным приемником потока / Е.С. Ефремова // Нелинейный мир. – 2017. – №1. – С. 78-84.

4. Пат. 2506596 Российской Федерации, МПК G 01 P 5/20. Вихревой датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости / Солдаткин В.М., Солдаткина Е.С.; заявитель и патентообладатель ФГБОУ ВПО Казан. нац. исслед. техн. ун-т им. А.Н. Туполева-КАИ. – № 2012130110/28; заявл. 16.07.2012; опубл. 24.04.2013, Бюл. № 12.

Е.С. Ефремова, В.С. Солдаткин

## ПОСТРОЕНИЕ И РАСЧЕТ ИНСТРУМЕНТАЛЬНЫХ ПОГРЕШНОСТЕЙ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ КАНАЛОВ ВИХРЕВОЙ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ ДОЗВУКОВОГО САМОЛЕТА

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

Современные средства измерения воздушных сигналов реализуют аэрометрический, аэродинамический и флюгерный методы и построены на основе приемников воздушных давлений, приемников температуры торможения и датчиков аэродинамических углов атаки и скольжения, распределенных на фюзеляже и вынесенных в набегающий воздушный поток за пределы пограничного слоя самолета [1, 2]. Это приводит к усложнению и увеличению массы построенной на их основе системы, нарушению аэродинамики самолета, особенно при маневрировании.

Возможность достижения меньших потерь информации при восприятии, выделении, преобразовании, передаче и обработке частотно-временных информативных сигналов, формируемых одним многофункциональным приемником, получения выходных сигналов в цифровой форме определяют перспективность работ по созданию системы воздушных сигналов, построенной на основе вихревого метода [3].

В основу построения вихревой системы измерения воздушных сигналов положен эффект формирования и периодического срыва вихрей с поверхности установленных в набегающем воздушном потоке плохообтекаемых геометрических тел и образования за ними так называемых «вихревых дорожек Кармана» с частотами срыва вихрей, пропорциональных истинной воздушной скорости  $V$  набегающего потока и обратно пропорциональных характерному размеру  $l$  тела [4].

Основным конструктивным элементом рассматриваемой системы (см. рисунок) является оригинальный вихревой датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости [5], который содержит два клиновидных тела  $l$ , расположенных ортогонально друг к другу своими основаниями встречно набе-