



Е.С. Ефремова

ПОСТРОЕНИЕ И АНАЛИЗ СТАТИЧЕСКОЙ ТОЧНОСТИ ВИХРЕВОЙ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ ДОЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА*

(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 и температуры торможения, флюгерных датчиков аэродинамических углов атаки и скольжения, распределенных на фюзеляже и вынесенных в набегающий воздушный поток [1, 2]. Это приводит к усложнению и увеличению массы построенной на их основе системы. При этом восприятие, выделение, передача и преобразование первичных амплитудных информативных сигналов – давлений, перепадов давлений, углов поворота, сопротивлений и напряжений в измерительных каналах системы связано с аддитивными и мультипликативными погрешностями измерения воздушных сигналов [1, 3].

Возможность достижения меньших потерь информации при восприятии, выделении, преобразовании, передаче и обработке частотно-временных информативных сигналов определяют перспективность работ по разработке системы воздушных сигналов, построенной на основе вихревого метода [4].

Основным конструктивным элементом вихревой системы (см. рисунок) является оригинальный вихревой датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости [5, 6], который содержит два клиновидных тела 1, расположенных ортогонально друг к другу своими основаниями встречно набегающему воздушному потоку.

На тыльных поверхностях клиновидных тел расположены приемники 2 пульсаций давлений, выходы которых подключены к устройствам 3 регистрации частот f_1 и f_2 вихреобразования за клиновидными телами.

Выходы устройств 3 регистрации частот вихреобразования подключены ко входу устройства обработки 4.

Для измерения всех воздушных сигналов предложено [8] на верхней поверхности струевыпрямителя 5 установить отверстие-приемник 6 статического давления P_H набегающего воздушного потока, который через пневмопровод 7 связан со входом датчика 8 абсолютного давления с частотным выходным сигналом. Выход датчика 9 в виде частоты f_{P_H} , пропорциональной статическому давлению P_H набегающего воздушного потока, подключен ко входу устройства обработки 4, в виде вычислителя, реализующего разработанные алгоритмы

* Работа выполнена по гранту РФФИ № 18-38-00094.



определения всех высотно-скоростных параметров движения летательного аппарата (ЛА) [8].

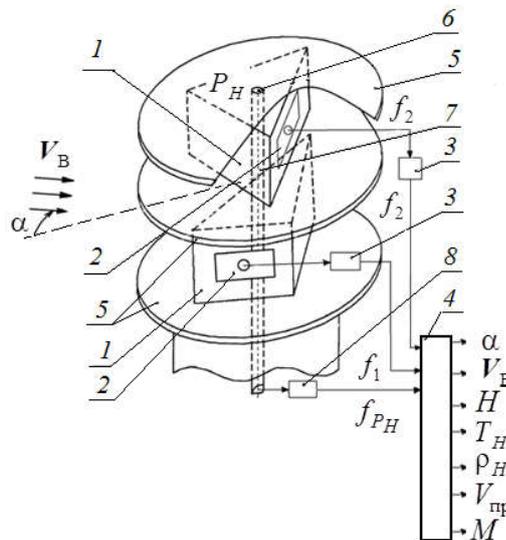


Рис. 1. Конструктивно-функциональная схема вихревой системы воздушных сигналов летательного аппарата

Используя стандартную зависимость барометрической высоты H от статического давления P_H [1], связь инструментальной погрешности ΔH измерения барометрической высоты H с инструментальной погрешностью ΔP_H используемого датчика абсолютного давления можно оценить соотношением

$$\Delta H = 2396,53 \frac{1}{P_H^{0,807169}} \Delta P_H. \quad (1)$$

При допустимой относительной погрешности датчика, равной 0,01%, в диапазоне изменения высот от 0 до 11000 м инструментальная погрешность измерения барометрической высоты не превышает $\Delta H = \pm 5 \dots 10$ м.

Для оценки инструментальной погрешности ΔT_H определения температуры наружного воздуха вихревой системы воздушных сигналов будем использовать известное соотношение [1]

$$T_H = T_0 - \tau H. \quad (2)$$

В этом случае инструментальную погрешность ΔT_H определения температуры наружного воздуха можно оценить как

$$\Delta T_H \leq \tau \Delta H \leq \pm (0,0325 \dots 0,065) \text{ К}. \quad (3)$$

Как показывает анализ [7, 8], инструментальная погрешность вихревого датчика по каналу истинной воздушной скорости не превышает $\Delta V_{\max} \leq \pm 2,8$ км/ч, тогда инструментальная погрешность ΔV_{np} определения приборной скорости в каналах вихревой системы воздушных сигналов можно оценить как



$$\Delta V_{\text{пр}} = \sqrt{\Delta_H} \Delta V_B = \sqrt{\frac{P_H T_0}{P_0 T_H}} \Delta V_B. \quad (4)$$

Подставляя численные значения входящих величин, получим

$$\Delta V_{\text{пр}} = \sqrt{\frac{288,15}{101325} \frac{P_H}{T_H}} \Delta V_B = \sqrt{0,284 \cdot 10^{-2} \frac{P_H}{T_H}} \Delta V_B. \quad (5)$$

При максимальном значении погрешности измерения истинной воздушной скорости вихревого датчика $\Delta V_B \leq \pm 2,8 \text{ км/ч}$ на высоте $H = 0$ – $\Delta V_{\text{пр}} \leq \pm 2,8 \text{ км/ч}$, на высоте $H = 11000 \text{ м}$ $\Delta V_{\text{пр}} \leq \pm 0,86 \text{ км/ч}$.

Для оценки инструментальной погрешности определения числа Маха воспользуемся соотношением вида [3]

$$M = \frac{V_B}{\sqrt{2gRT_H}}. \quad (6)$$

Тогда инструментальная погрешность ΔM определения числа Маха вихревой системы можно оценить соотношением

$$\Delta M = \frac{\partial M}{\partial V_B} \Delta V_B + \frac{\partial M}{\partial T_H} \Delta T_H = \frac{1}{\sqrt{2gRT_H}} \Delta V_B + \frac{V_B}{2\sqrt{2gRT_H}} \Delta T_H. \quad (7)$$

Подставив численные значения входящих величин, получим

$$\Delta M = \frac{0,04}{\sqrt{T_H}} \Delta V_B + \frac{0,02V_B}{T_H} \Delta T_H. \quad (8)$$

При расчетных значениях $V_B = 300 \text{ м/с}$, $\Delta V_B \leq \pm 2,8 \text{ км/ч}$ ($0,8 \text{ м/с}$), $\Delta T_H \leq \pm 0,0325 \dots 0,065 \text{ К}$ получим: при $H = 0$ – $\Delta M \leq \pm 0,002$; при $H = 11000 \text{ м}$ – $\Delta M \leq \pm 0,0013$.

Методические погрешности вихревой системы, как и традиционных систем [3], обусловлены аэродинамическими искажениями набегающего воздушного потока в месте установки вихревого датчика.

Из-за возмущений, вносимых движением ЛА, 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 ΔP_a , т.е.

$$P_m = P_H + \Delta P_a = P_H + K_P q, \quad (9)$$

где $K_P = \overline{P_m}$ – безразмерный коэффициент местного статического давления, определяемый при летных испытаниях системы на конкретном типе ЛА для конкретного места установки вихревого датчика [7]; $q = \rho_H V_B^2 / 2$ – скоростной напор; ρ_H – плотность воздуха на высоте полета H .

Другой причиной методических статических погрешностей вихревой системы воздушных сигналов самолета является отличие истинной воздушной скорости, измеренной вихревым датчиком в месте его установки на фюзеляже,



от скорости набегающего воздушного потока.

Искажения невозмущенного воздушного потока вблизи фюзеляжа, вносимое движением ЛА, приводит к увеличению местной истинной воздушной скорости $V_{ВМ}$ в месте установки вихревого датчика, которую можно оценить через

увеличение скоростного напора $P_{дин}^M = \frac{\rho_H V_{ВМ}^2}{2}$, определяемого как

$P_{дин}^M = (1 + K_V)P_{дин}$, где $P_{дин}$ – расчетное значение скоростного напора невозмущенного набегающего потока; K_V – безразмерный коэффициент, определяемый при летных испытаниях ЛА [9].

Таким образом, искажение невозмущенного воздушного потока вблизи фюзеляжа в месте установки вихревого датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости приводит к дополнительным методическим аэродинамическим статическим погрешностям измерительных каналов вихревой системы воздушных сигналов самолета, которые необходимо учитывать при тарировке. Как показывают расчеты, методические статические погрешности измерительных каналов вихревой системы воздушных сигналов дозвукового ЛА практически соответствуют статической точности современных традиционных систем воздушных сигналов [3].

Литература

1. Боднер В.А. Приборы первичной информации. М.: Машиностроение, 1981. 344 с.
2. Солдаткин В.М. Методы и средства измерения аэродинамических углов летательных аппаратов / В.М. Солдаткин. – Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2001. 448 с.
3. 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.
4. Киясбейли А.Ш., Перельштейн М.Е. Вихревые измерительные приборы. М.: Машиностроение, 1972. 152 с.
5. 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.
6. Солдаткин В.М., Солдаткина Е.С. Вихревой датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости // Известия вузов. Авиационная техника. 2012. №4. С.56-59.
7. 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.
8. Солдаткина Е.С., Солдаткин В.М. Вихревой датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости с расширенными функциональными воз-



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 АППАРАТА⁴

(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].

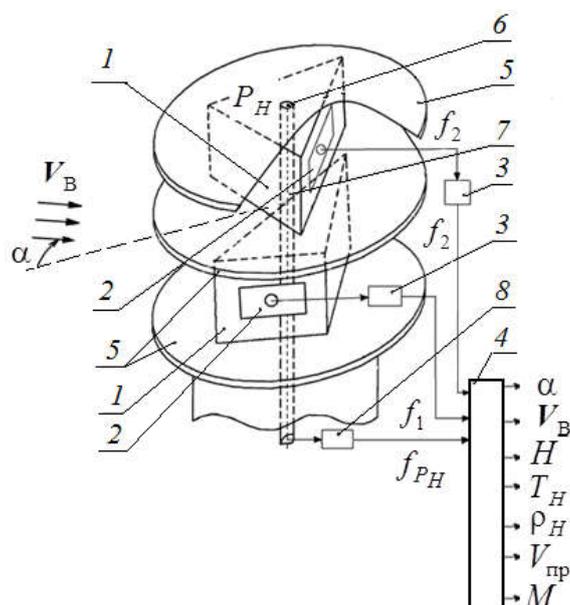


Рис. 1. Конструктивно-функциональная схема вихревой системы воздушных сигналов дозвукового летательного аппарата

⁴ Работа выполнена по гранту РФФИ № 18-38-00094.