



ТЕХНОЛОГИЯ ПОСТРОЕНИЯ ВИХРЕВОЙ СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЯ ВЫСОТНО-СКОРОСТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ДОЗВУКОВОГО САМОЛЕТА

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

Несмотря на достигнутые успехи, современные средства измерения указанных высотно-скоростных параметров полета самолета, не всегда удовлетворяют возрастающим требованиям [1 – 3].

Принципиальная возможность достижения меньших потерь информации при выделении, преобразовании и обработке частотно-временных первичных информативных сигналов, а также естественная возможность получения выходных сигналов непосредственно в цифровой форме определяют перспективность построения системы воздушных сигналов на основе вихревого датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости [4].

На рис.1 приведена конструктивно-функциональная схема вихревой системы воздушных сигналов самолета. Здесь: 1 – клиновидные тела; 2 – приемник пульсаций давлений; 3 – устройства регистрации частот вихреобразования; 4 – устройство обработки; 5 – струевыпрямители; 6 – отверстие-приемник статического давления набегающего воздушного потока; 7 – пневмопровод; 8 – пневмоэлектрический преобразователь (датчик) абсолютного давления.

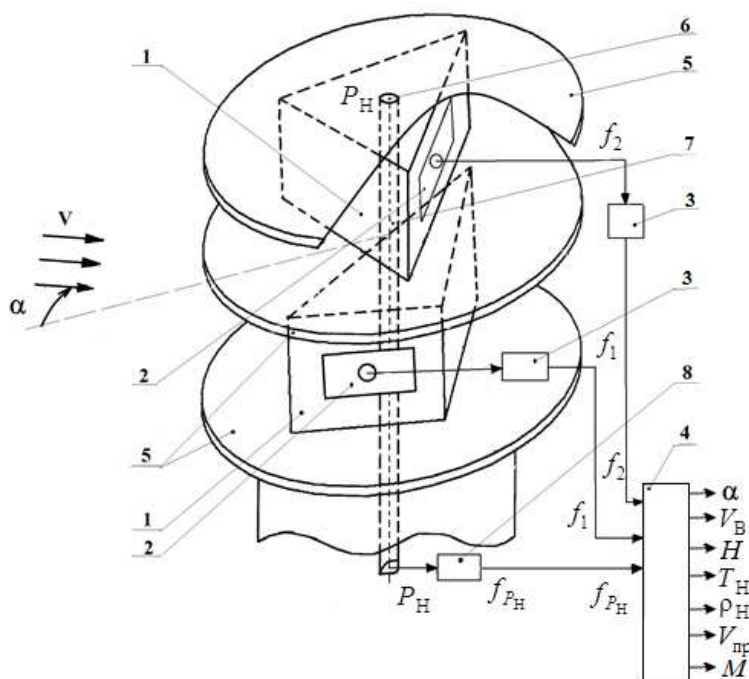


Рисунок 1 – Конструктивно-функциональная схема вихревой системы воздушных сигналов

Измеренные частоты f_1 и f_2 поступают на вход устройства обработки 4, выполненного в виде вычислителя, на выходе которого формируются значения аэродинамического угла α и истинной воздушной скорости V_B в соответствии с уравнениями

$$\alpha = \arctg \frac{f_2 - f_1}{f_1 + f_2};$$

$$V_B = \frac{1}{\sqrt{2Sh}} \frac{f_1 f_2}{\sqrt{f_1^2 + f_2^2}}$$

, (1) где f_1 и f_2 – частоты вихреобразования за клиновидными телами; Sh – число



Струхалю; α и V_B – измеряемый аэродинамический угол и истинная воздушная скорость.

При конструктивной реализации вихревого датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости клиновидные тела располагаются на одной оси друг над другом. С целью обеспечения измерения в трехмерном набегающем потоке и устранения влияния другого аэродинамического угла β самолета, перпендикулярно общей оси клиновидных тел установлены струевыпрямители, выполненные в виде тонких дисков 5, расположенных на верхних и нижних основаниях обоих клиновидных тел 1 и выделяющих в набегающем воздушном потоке зоны вихреобразования клиновидных тел. Это снижает влияние скаса набегающего потока в плоскости, перпендикулярной плоскости измерения, а, следовательно, уменьшает погрешности, обусловленные этим скасом потока.

Как показано в работе [7], диапазон рабочих скоростей вихревого датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости ограничен дозвуковыми скоростями полета (30...1200 км/ч), диапазон измерения аэродинамического угла находится в интервале $[-15^\circ \dots +35^\circ]$. Среднеквадратические погрешности вихревого датчика по каналу истинной воздушной скорости не превышает значения $\sigma_{\Delta V} = 3,7$ км/ч, по каналу аэродинамического угла - $\sigma_{\Delta \alpha} = 0,15^\circ$ [8].

Для расширения функциональных возможностей вихревого датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости и обеспечения измерения других высотно-скоростных параметров, на верхней или нижней поверхности одного струевыпрямителя 5, например, верхнего, установлен отверстие-приемник 6 статического давления P_H набегающего воздушного потока, который через пневмопровод 7 связан со входом пневмоэлектрического преобразователя (датчика) 8 абсолютного давления преимущественно с частотным выходным сигналом. Выход пневмоэлектрического преобразователя (датчика) 9 в виде частоты f_{P_H} , пропорциональной статическому давлению P_H набегающего воздушного потока, подключен ко входу устройства обработки 4. Устройство обработки 4 выполнено в виде вычислителя, реализующего соответствующие алгоритмы определения всех высотно-скоростных параметров движения самолета относительно окружающей воздушной среды, в том числе:

1. По воспринимаемому статическому давлению P_H набегающего воздушного потока в соответствии со стандартными зависимостями, соответствующими ГОСТ 4401-81, абсолютная высота полета в диапазоне $[-200 \text{ м} < H < 11000 \text{ м}]$ определяется по формуле

$$H = \frac{T_0}{\tau} \left[1 - \left(\frac{P_H}{P_0} \right)^{\tau R} \right] \quad (2)$$

2. Используя ГОСТ 5212-74, истинную воздушную скорость V_B , измеренную вихревым датчиком, можно представить в виде



$$V_B = \sqrt{2gRT_0 \left(\frac{k}{k-1} \right) \left[\left(\frac{P_{\Pi}}{P_H} \right)^{\frac{k}{k-1}} - 1 \right]} = \sqrt{2gRT_0 \left(\frac{k}{k-1} \right) \left[\left(\frac{P_{\text{дин}}}{P_H} + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}, \quad (3)$$

где g – ускорение силы тяжести; $P_{\Pi} = P_H + P_{\text{дин}}$ – полное давление набегающего воздушного потока; $P_{\text{дин}} = \frac{\rho_H V_B^2}{2}$ – динамическое давление (скоростной напор) набегающего воздушного потока.

3. Плотность воздуха ρ_H на высоте H можно представить как $\rho_H = \rho_0 \frac{P_H T_0}{P_0 T_H}$, где ρ_0 – массовая плотность воздуха на высоте $H=0$.

4. Подставив в выражение (4) значения параметров V_B и P_H , измеряемых вихревым датчиком, получим соотношение вида

$$T_H = \frac{V_B^2}{2gR \left(\frac{k}{k-1} \right) \left[\left(1 + \frac{\rho_0}{2P_0 T_0} T_H V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}, \quad (4)$$

которое устанавливает неявную, но однозначную связь измеряемой вихревым датчиком истинной воздушной скорости V_B с абсолютной температурой T_H на высоте H .

5. Определяя из соотношения (4) абсолютную температуру T_H , можно определить плотность воздуха ρ_H на высоте H .

6. В соответствии с ГОСТ 5212-74 можно определить (вычислить) приборную скорость полета, т.е. истинную воздушную скорость V_B , приведенную к нормальным условиям на уровне $H=0$, по формуле

$$V_{\text{пр}} = \sqrt{2gRT_0 \left(\frac{k}{k-1} \right) \left[\left(1 + \frac{\rho_0}{2P_0} V_H^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} - 1 \right]}. \quad (5)$$

7. Число Маха M , характеризующее отношение истинной воздушной скорости V_B и скорости звука $a_H = \sqrt{kgRT_H}$ на высоте H , для дозвуковых скоростей полета будет определяться соотношением

$$M = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[\left(1 + \frac{\rho_0 T_H}{2P_0 T_0} V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}. \quad (6)$$

По сравнению с известными системами воздушных сигналов вихревая система воздушных сигналов имеет ряд существенных преимуществ:

1). Обеспечивает одновременное измерение всех высотно-скоростных параметров, определяющих движение самолета относительно окружающей среды.



2). Измерение всех высотно-скоростных параметров движения самолета осуществляется с помощью одного неподвижного малогабаритного приемника потока, практически не искажающего аэродинамику самолета и не влияющего на его аэродинамические характеристики.

3). Использование частотно-временных информативных сигналов позволяет снизить погрешности, обусловленные дрейфом нуля и изменением чувствительности элементов измерительной цепи восприятия, преобразования, передачи и обработки информации.

4). Получение выходных сигналов по всем высотно-скоростным параметрам самолета в непосредственно цифровой форме упрощает их использование в современных системах цифрового отображения информации, системах управления и других технических системах.

Все это определяет перспективы разработки и применения, построенной на его основе вихревой системы воздушных сигналов на дозвуковых самолетах различного класса и назначения.

Литература

[1] Алексеев Н.В., Вожаев Е.С., Кравцов В.Г. и др. *Системы измерения воздушных сигналов нового поколения* // Авиакосмическое приборостроение. 2003. №8. С.31-36.

[2] Солдаткин В.М. *Методы и средства измерения аэродинамических углов летательных аппаратов*. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та. 2001. 448 с.

[3] Браславский Д.А., Логунов С.С., Пельпор Д.С. *Авиационные приборы и автоматы: Учебник для авиационных вузов*. М.: Машиностроение, 1978. 432с.

[4] Патент РФ на полезную модель №127473, МПК G01P 5/00. *Вихревой датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости* / Солдаткин В.М., Солдаткина Е.С. Заяв. 16.07.2012, Заявка №2012130110/28. Оpubл. 24.04.2013. Бюл. №12.

[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] Солдаткина Е.С. *Анализ метрологических характеристик вихревого датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости* // Фундаментальные и прикладные проблемы техники и технологии, 2013. №2. С.111-117.

[8] Солдаткина Е.С. *Системотехническое проектирование вихревого датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости* // Известия вузов. Авиационная техника, 2013. №3. С.57-61.