



Д.Л. Крылов, В.М. Солдаткин

## СИСТЕМА И ТЕХНОЛОГИЯ ИЗМЕРЕНИЯ ВЫСОТНО-СКОРОСТНЫХ ПАРАМЕТРОВ САМОЛЕТА НА ОСНОВЕ НЕПОДВИЖНОГО НЕВЫСТУПАЮЩЕГО ПРИЕМНИКА ПОТОКА

(АО «Аэроприбор-Восход», Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ)

Широко используемые флюгерные датчики аэродинамических углов из-за наличия в набегающем воздушном потоке подвижного элемента в виде свободно ориентирующегося флюгера критичны к аэродинамическим возмущениям и турбулентности набегающего воздушного потока из-за малости устанавливающего момента флюгера при скоростях полета менее 100 км/ч и на больших высотах – имеют значительные погрешности [1]. При измерении барометрической высоты, истинной воздушной скорости, приборной скорости и числа Маха используются вынесенные в набегающий воздушный поток приемник воздушных давлений и приемник температуры торможения [2], выступающие за обшивку фюзеляжа. Это нарушает аэродинамику самолета, особенно при его маневрировании, приводит к возникновению методических и инструментальных погрешностей при изменении состояния окружающей воздушной среды [3].

На рисунке приведена функциональная схема системы воздушных сигналов на основе ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости с логометрическими информативными сигналами и интерполяционной схемой обработки [4]. Датчик содержит систему приемных электродов 1, электроды 3, которой расположены на одинаковом расстоянии по окружности радиуса  $R$  с центром в точке 2 генерации ионной метки. Приемные электроды 3 соединены со входами предварительных усилителей ПУ канала регистрации ионных меток, расположенных в блоке предварительных усилителей БПУ. Конструктивно приемные электроды 3 выполняются совместно с предварительными усилителями в виде автономных модулей, имеющих экранирующий корпус.

Выходные сигналы  $U(\alpha)$  предварительных усилителей ПУ блока БПУ (см. рисунок) подаются на входы канала определения рабочего сектора (канал грубого отсчета) измеряемого аэродинамического угла, канала точного измерения угла в рабочем секторе и канала измерения истинной воздушной скорости. Выходные сигналы указанных каналов подаются на входы вычислительного устройства ВУ, который по результатам обработки входной информации выдает цифровые коды  $N_\alpha$ ,  $N_V$  по измеряемому аэродинамическому углу  $\alpha$  и воздушной скорости  $V_B$ .

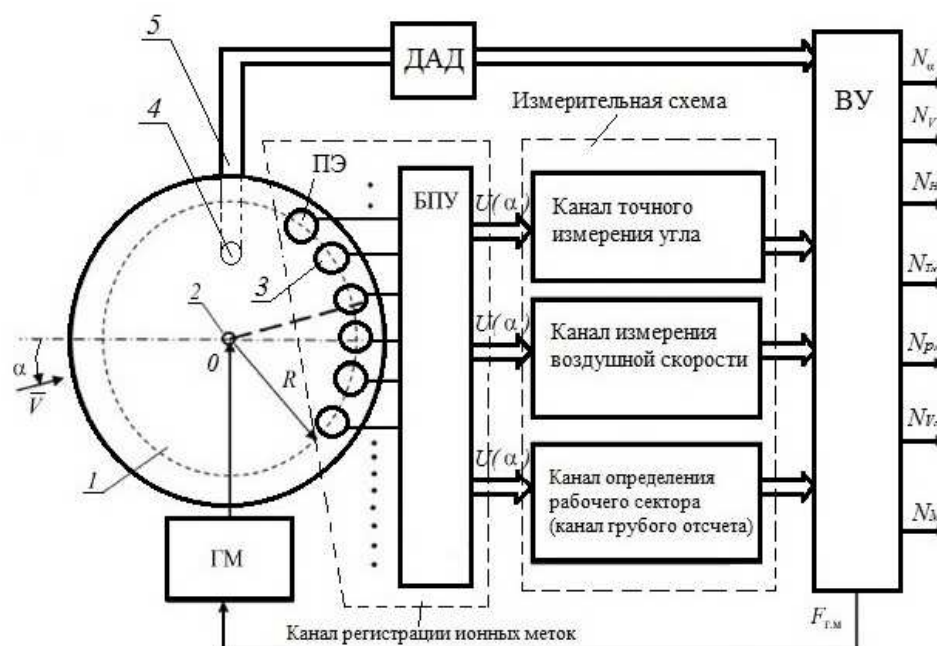


Рисунок 1 – Функциональная схема системы воздушных сигналов на основе ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости с логометрическими информативными сигналами и интерполяционной схемой обработки

Сигналы, пропорциональные синусу  $A \sin \alpha_i$  и косинусу  $A \cos \alpha_i$ , измеряемого угла в рабочем секторе грубого канала обрабатываются в вычислительном устройстве, на выходе которого выдается цифровой код  $N_\alpha$ , связанный со значением  $\alpha_p$  измеряемого аэродинамического угла точного канала соотношением

$$\alpha_p = \arctg \frac{A \sin \alpha_i}{A \cos \alpha_i}$$
, где  $\alpha_i$  – текущее значение аэродинамического угла в пределах  $i$ -го рабочего сектора.

В соответствии с интервалом времени  $\tau_V$  в вычислительном устройстве вырабатывается цифровой код  $N_V$ , пропорциональный величине истинной воздушной скорости  $V_B = \frac{R}{\tau_V}$ .

Для обеспечения одновременного измерения всех воздушных сигналов самолета с использованием рассмотренного ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости предложена на внешней поверхности системы приемных электродов расположить отверстие – приемник 4 (см. рисунок) для забора статического давления  $P_H$  набегающего воздушного потока, которое пневмоканалом 5 связано со входом датчика абсолютного давления ДАД, например цифрового, выход которого подключен ко входу вычислительного устройства ВУ.

По воспринимаемому статическому давлению  $P_H$  определяется текущая



абсолютная барометрическая высота полета по известным формулам

$$\text{а) при } -2000 \text{ м} < H < 11000 \text{ м} \quad H = \frac{T_0}{\tau} \left[ 1 - \left( \frac{P_H}{P_0} \right)^{\tau R} \right]; \quad (1)$$

$$\text{б) при } 11000 \text{ м} \leq H < 15000 \text{ м} \quad H = H_{11} + RT_{11} \ln \frac{P_{11}}{P_H},$$

где  $T_0$  и  $P_0$  – абсолютная температура и абсолютное давление на уровне моря;  $\tau$  – температурный градиент;  $R$  – газовая постоянная;  $T_H, P_H$  – абсолютные температура и давление на текущей высоте  $H$ ;  $T_{11}$  и  $P_{11}$  – абсолютная температура и давление воздуха на высоте  $H_{11} = 11000 \text{ м}$ .

Истинную воздушную скорость  $V_B$  самолета, измеренную ионно-меточным датчиком, можно представить в виде

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

где  $g$  – ускорение силы тяжести;  $k$  – показатель адиабаты воздуха;  $P_{дин} = \frac{\rho_H V_B^2}{2}$  – скоростной напор (динамическое давление) набегающего воздушного потока;  $P_{II} = P_H + P_{дин}$  – полное давление набегающего воздушного потока;  $\rho_H$  – плотность воздуха на высоте полета  $H$ .

Получим соотношение, которое устанавливает неявную, но однозначную связь измеряемой ионно-меточным датчиком истинной воздушной скорости  $V_B$  с абсолютной температурой  $T_H$  воздуха на высоте полета  $H$ , например вида [5]

$$T_H = \frac{V_B^2}{2gR \left( \frac{k}{k-1} \right) \left[ \left( 1 + \frac{\rho_0}{2P_0 T_0} T_H V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}. \quad (3)$$

Определяя из соотношения (3) абсолютную температуру  $T_H$ , можно вычислить плотность воздуха  $\rho_H$  на высоте  $H$ , а также определить приборную скорость полета по формуле [4]

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

При необходимости можно вычислить число Маха – Маевского, характеризующее отношение истинной воздушной скорости к скорости звука  $a_H = \sqrt{kgRT_H}$  на данной высоте  $H$ . При дозвуковой скорости полета уравнение



для определения числа Маха – Маевского имеет вид:

$$M = \frac{V_B}{a_H} \sqrt{k-1} \left[ \frac{2}{k-1} \left[ \left( 1 + \frac{\rho_0 T_H}{2P_0 T_0} V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] \right]. \quad (5)$$

Таким образом, по сравнению с известными системами система воздушных сигналов, построенная на основе ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости имеет ряд существенных преимуществ:

- Обеспечивает одновременное измерение всех высотно-скоростных параметров, определяющих движение самолета относительно окружающей воздушной среды в общей точке поверхности самолета.
- Измерение всех высотно-скоростных параметров движения самолета относительно окружающей воздушной среды осуществляется с помощью одного неподвижного невыступающего приемника потока, неискажающего аэродинамику самолета.
- Измерение всех высотно-скоростных параметров обеспечивается без существенного усложнения конструктивной схемы ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости.
- Получение выходных сигналов, по всем высотно-скоростным параметрам самолета в цифровой форме упрощает их использование в современных системах отображения информации, системах управления и других технических системах самолета.

Указанные достоинства рассматриваемой системы воздушных сигналов определяют перспективы применения вариантов системы на самолетах различного класса и назначения.

### Литература

- [1] Солдаткин В.М. *Методы и средства измерения аэродинамических углов*. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2001. 448с.
- [2] *Авиационные приборы и измерительные системы* / Под ред. В.Г.Воробьева. М.: Транспорт, 1981. 391с.
- [3] Браславский Д.А., Логунов С.С., Пельпор Д.С. *Авиационные приборы и автоматы: Учебник для авиационных вузов*. М.: Машиностроение, 1978. 432с.
- [4] Ганеев Ф.А., Солдаткин В.М. *Ионно-меточный датчик аэродинамического угла и воздушной скорости с логотрическими информативными сигналами и интерполяционной схемой обработки* // Известия вузов. Авиационная техника, 2010. №3. С.46-50.
- [5] Солдаткина Е.С., Солдаткин В.М. *Вихревой датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости с расширенными функциональными возможностями* // Известия вузов. Авиационная техника, 2012. №4. С.56-59.