



В.М. Солдаткин, В.В. Солдаткин, А.А. Майоров

## АЛГОРИТМИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНЫХ ПАРАМЕТРОВ САМОЛЕТА С НЕПОДВИЖНЫМ НЕВЫСТУПАЮЩИМ ПРИЕМНИКОМ НАБЕГАЮЩЕГО ВОЗДУШНОГО ПОТОКА<sup>1</sup>

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

Традиционные системы воздушных сигналов самолета реализуют аэродинамический метод, использующие для целей измерения информацию о параметрах набегающего воздушного потока. Для ее восприятия используются вынесенные в набегающий воздушный поток распределенные по фюзеляжу флюгерные датчики аэродинамических углов, приемников воздушных давлений, приемников температуры торможения, которые нарушают аэродинамику самолета, снижают надежность работы системы в реальных условиях эксплуатации [1].

Возможность получения информации о всех воздушных сигналах с помощью одного интегрированного неподвижного невыступающего приемника набегающего воздушного потока реализуется в системе воздушных сигналов на основе ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости (см. рисунок) [2].

В основу построения системы положен оригинальный ионно-меточный датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости с логотрическим информативными сигналами и интерполяционной схемой обработки [3, 4].

Датчик содержит систему приемных электродов 1, электроды 3 которые 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.

При попадании траектории ионной метки в  $i$ -ый грубый канал текущее значение измеряемого аэродинамического угла определяется как  $\alpha = i\alpha_0 + \alpha_p$ , где  $\alpha_0$  – угол, охватывающий рабочий сектор грубого канала отсчета (при  $i_{\max} = 4$ ,  $\alpha_0 = 90^\circ$ );  $i$  – номер рабочего сектора.

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

<sup>1</sup> Работа выполнена по гранту РФФИ № 18-08-00264

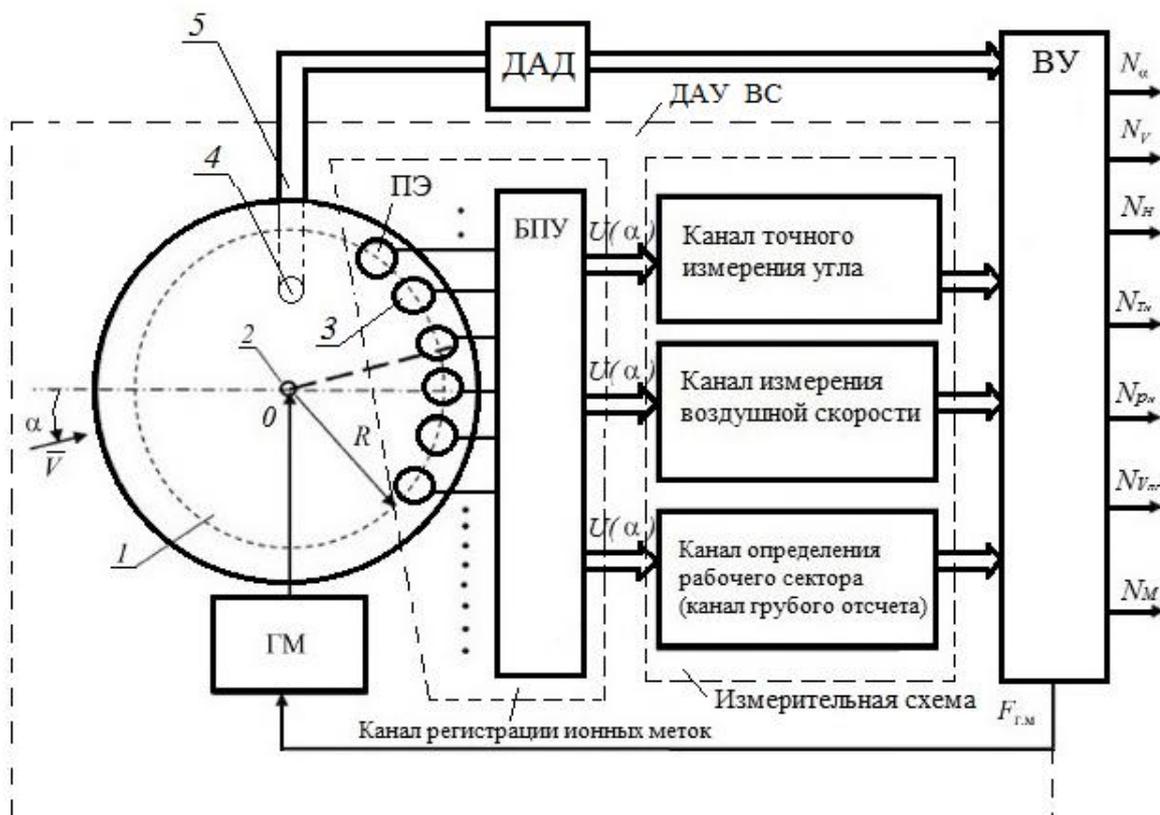


Рисунок 1 – Функциональная схема системы воздушных сигналов на основе ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости с вписанным в его обтекаемую поверхность приемником статического давления

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

При работе канала измерения истинной воздушной скорости формируется интервал времени  $\tau_V$  пролета ионной метки расстояния  $R$  от точки генерации ионной метки до окружности с приемными электродами. В соответствии с интервалом времени  $\tau_V$  в вычислительном устройстве вырабатывается цифровой код  $N_V$ , пропорциональный истинной воздушной скорости  $V_B = \frac{R}{\tau_V}$ .

Для обеспечения одновременного измерения всех воздушных сигналов самолета предложена на внешней поверхности системы приемных электродов датчика расположить отверстие-приемник 4 (см рисунок) для забора статического давления  $P_H$ , которое пневмоканалом 5 связано со входом датчика абсолютного давления ДАД, например цифрового, выход которого подключен ко входу вычислительного устройства ВУ. Вычислительное устройство выполнено в виде вычислителя, реализующего как алгоритмы определения аэродинамического угла и истинной воздушной скорости, так и алгоритмы определения дру-



гих воздушных сигналов самолета.

По воспринимаемому статическому давлению  $P_H$  определяется текущая абсолютная барометрическая высота полета по формулам [5]

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

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

(2)

где  $T_0 = 288,15^\circ\text{К}$  – средняя абсолютная температура на уровне моря;  $P_0 = 101325\text{Па} = 760\text{мм.рт.ст.}$  – среднее абсолютное давление на уровне моря;  $\tau = 0,0065^\circ\text{К/м}$  – температурный градиент, определяющий изменение абсолютной температуры воздуха  $T_H$  при измерении высоты;  $R = 29,27125\text{ м/К}$  – газовая постоянная;  $T_H, P_H$  – абсолютные температура и давление на текущей высоте  $H$ ;  $T_{11} = 216,65^\circ\text{К}$  и  $P_{11} = 22632\text{ Па} = 169,754\text{ мм.рт.ст.}$  – абсолютная температура и давление воздуха на высотах  $H_{11} = 11000\text{ м}$ .

Истинную воздушную скорость  $V_B$  самолета, измеренную ионно-меточным датчиком, можно представить в виде [1]

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

где  $g = 9,80665\text{ м/с}^2$  – ускорение силы тяжести;  $k = 1,4$  – показатель адиабаты для воздуха;  $P_{\text{дин}} = \frac{\rho_H V_B^2}{2}$  – скоростной напор (динамическое давление) набегающего воздушного потока;  $\rho_H$  – плотность воздуха на высоте полета  $H$ .

Соотношение (3) 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

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

Используя измеренное ионно-меточным датчиком значение  $V_B$  можно определить приборную скорость полета по формуле [2, 3]



$$V_{пр} = \sqrt{2gRT_0 \left( \frac{k}{k-1} \right) \left[ \left( 1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0 T_H} V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}. \quad (5)$$

Выражение для вычисления числа Маха-Маевского, характеризующее отношение истинной воздушной скорости к скорости звука  $a_H = \sqrt{kgRT_H}$  на данной высоте  $H$ , при дозвуковой скорости полета будет иметь вид [2, 3]:

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

Для исключения влияния угла скольжения на работу канала угла атаки необходимо использовать два ионно-меточных датчика, устанавливаемых на правом и левом сторонах фюзеляжа, при этом показания выходных сигналов по углу атаки обоих датчиков усредняются, снижая случайную составляющую погрешности измерения угла атаки самолета. Аналогично усредняются и выходные сигналы по другим высотно-скоростным параметрам, уменьшая случайную погрешность их измерения. Для измерения угла скольжения система приемных электродов еще одного ионно-меточный датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости располагается в азимутальной плоскости рыскания. При этом использование трех неподвижных невыступающих приемников потока решает задачу резервирования измерительных каналов и повышения точности и надежности работы рассматриваемой системы. При этом использование одного интегрированного датчика с неподвижным невыступающим приемником набегающего воздушного потока, цифровой выход по всем выходным сигналам системы, естественная возможность резервирования определяют конкурентные преимущества рассматриваемой системы.

### Литература

- [1] Алексеев Н.В., Вожаев Е.С., Кравцев В.Г. и др. Системы измерения воздушных сигналов нового поколения / Авиакосмическое приборостроение. 2003. №8. С. 31-36.
- [2] Крылов Д.Л., Солдаткина Е.С. Система воздушных сигналов самолета с неподвижным приемником потока // Известия вузов. Авиационная техника. 2015. №4. С. 99-104.
- [3] Патент на изобретение №2445634, МПК G01P 5/14. Меточный датчик аэродинамического угла и воздушной скорости / Ганеев Ф.А., Солдаткин В.М., Уразбахтин И.Р., Макаров Н.Н., Кожевников В.И. Заявл. 05.03.2010. №2010118253/28. Опубл. 20.03.2012. Бюл. №8.
- [4] Ганеев Ф.А., Солдаткин В.М. Ионно-меточный датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости с логометрическими информативными сигналами и интерполяционной схемой обработки // Известия вузов. Авиационная техника. 2010. №3. С. 46-50.