



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

АЛГОРИТМИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНЫХ ПАРАМЕТРОВ САМОЛЕТА С НЕПОДВИЖНЫМ НЕВЫСТУПАЮЩИМ ПРИЕМНИКОМ НАБЕГАЮЩЕГО ВОЗДУШНОГО ПОТОКА¹

(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 α_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 α_i в рабочем секторе грубого канала обрабатываются в вычислительном устройстве, на выходе которого выдается цифровой код N_α , связанный со

¹ Работа выполнена по гранту РФФИ № 18-08-00264

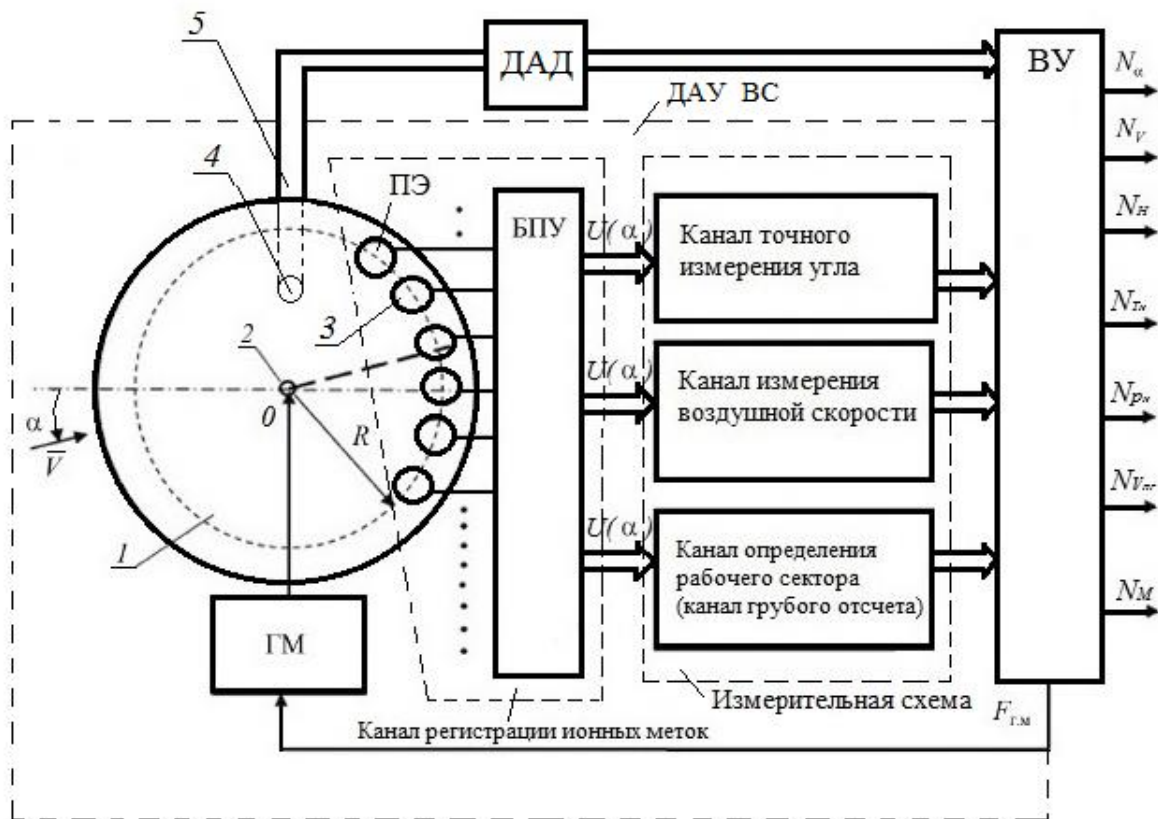


Рисунок 1 – Функциональная схема системы воздушных сигналов на основе ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости с вписанным в его обтекаемую поверхность приемником статического давления

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

При работе канала измерения истинной воздушной скорости формируется интервал времени τ_V пролета ионной метки расстояния R от точки генерации ионной метки до окружности с приемными электродами. В соответствии с интервалом времени τ_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; ρ_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. Оpubл. 20.03.2012. Бюл. №8.
- [4] Ганеев Ф.А., Солдаткин В.М. Ионно-меточный датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости с логотрическими информативными сигналами и интерполяционной схемой обработки // Известия вузов. Авиационная техника. 2010. №3. С. 46-50.