



[4] Никитин А.В., Солдаткин В.М. Теоретические основы построения, разработка и экспериментальные исследования системы измерения параметров вектора ветра на борту вертолета // Вестник Тульского государственного университета. Технические науки. –2017. – Выпуск 9. – Ч.2. – С. 141-154. (1,75 п.л.).

Е.С. Ефремова

## АЛГОРИТМИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ВИХРЕВОЙ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ ДОЗВУКОВОГО САМОЛЕТА

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

Традиционные системы воздушных сигналов построены на основе нескольких датчиков и приемников первичной аэрометрической информации (флюгерных датчиков угла атаки и скольжения, приемников воздушных давлений, приемников температуры наружного воздуха), распределенных по фюзеляжу и вынесенных в набегающий воздушный поток [1, 2]. При этом восприятие, выделение, преобразование и обработка амплитудных информативных сигналов в виде углов поворота флюгера, абсолютных давлений, перепадов давлений, электрических сопротивлений и других неизбежно приводит к аддитивным и мультипликативным погрешностям, зависящим от параметров набегающего потока и атмосферы [3].

Значительно меньше потери информации при выделении, преобразовании и обработке частотно-временных первичных информативных сигналов, их восприятие с помощью одного многофункционального приемника определяют перспективность оригинальной вихревой системы воздушных сигналов [4, 5] (см. рисунок), построенная на основе оригинального вихревого датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости [6, 7].

Измеренные частоты  $f_1$  и  $f_2$  поступают на вход устройства обработки 4, выполненного в виде вычислителя, на выходе которого формируются значения аэродинамического угла  $\alpha$  и истинной воздушной скорости  $V_B$  в соответствии с уравнениями [6, 7]

$$\alpha = \arctg \frac{f_2 - f_1}{f_1 + f_2}; \quad V_B = \frac{l}{\sqrt{2Sh}} \frac{f_1 f_2}{\sqrt{f_1^2 + f_2^2}}, \quad (1)$$

где  $f_1$  и  $f_2$  – частоты вихреобразования за клиновидными телами 1;  $Sh$  – число Струхала;  $\alpha$  и  $V_B$  – аэродинамический угол и истинная воздушная скорость.

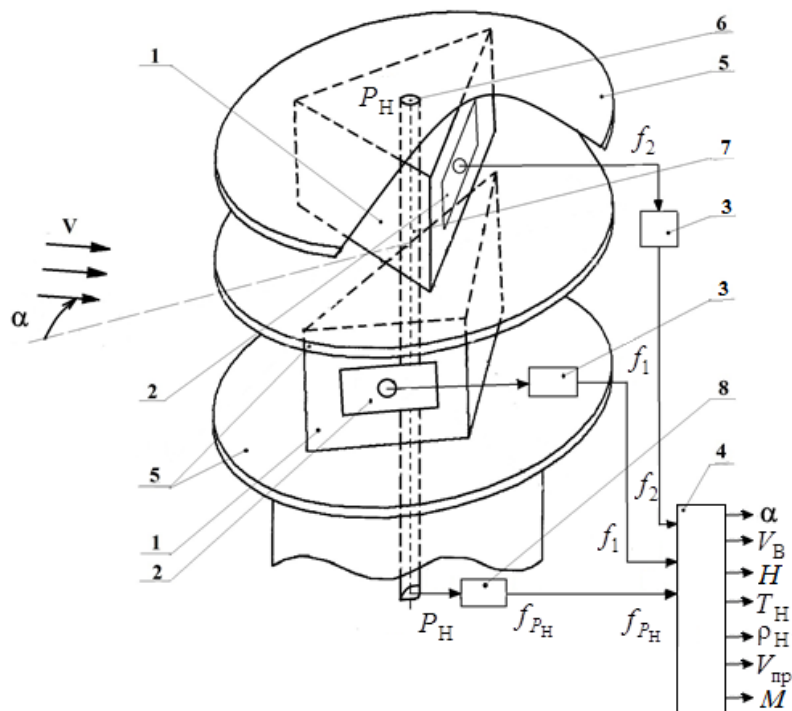


Рис. 1. Конструктивно-функциональная схема вихревой системы воздушных сигналов

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  $\beta$  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 скоса набегающего потока в плоскости, перпендикулярной плоскости измерения, а, следовательно, уменьшает погрешности, обусловленные этим скосом потока.

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 отверстиеприемник 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, 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, абсолютная высота полета в диапазоне  $[-200 \text{ м} < H < 11000 \text{ м}]$  определяется по формуле [3]

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

(2)

где  $T_0=288,15 \text{ К}$  и  $P_0=101325 \text{ Па}$  – температура и давление при  $H=0$ ;  $\tau=0,0065 \text{ К/м}$  – температурный градиент;  $R= 29,2 \text{ м/К}$  – газовая постоянная.

2. Истинную воздушную скорость  $V_B$ , измеренную вихревым датчиком, можно представить в виде [3]

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

(3)

где  $g = 9,80665 \text{ м/с}^2$  – 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  $\rho_H$  на высоте  $H$  можно представить как [8]

$$\rho_H = \rho_0 \frac{P_H T_0}{P_0 T_H}, \quad (4)$$

где  $\rho_0 = 0,125 \text{ кгс}^2/\text{м}^4$  – массовая плотность воздуха на высоте  $H=0$ .

4. Подставив в выражение (3) значения параметров  $V_B$  и  $P_H$ , измеряемых вихревым датчиком, получим соотношение вида [5]

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

(5)

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 (3) абсолютную температуру  $T_H$ , можно определить плотность воздуха  $\rho_H$  на высоте  $H$ .

6. Приборную скорость полета можно вычислить по формуле [5]



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

(6)

7. Число Маха  $M$  на высоте  $H$  для дозвуковых скоростей полета будет определяться соотношением [5]

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

(7)

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 воздушной 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.

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

Все это определяет перспективы разработки и применения, вихревой системы воздушных сигналов на дозвуковых самолетах различного класса и назначения и других объектов малой авиации.

### 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. – 448с.

[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 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 №2014116035/28. Опубл. 20.07.2015. –



Бюл. №20.

[5] Ефремова Е.С., Солдаткин В.М. Вихревая система воздушных сигналов летательного аппарата с пространственно распределенным приемником потока // Нелинейный мир. – 2017. – №1. – С.78-84.

[6] 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. Опубл. 10.02.2014. – Бюл. №4.

[7] Солдаткина Е.С. Анализ метрологических характеристик вихревого датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости // Фундаментальные и прикладные 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.

А.В. Игнатенков, А.М. Ольшанский

## О НЕКОТОРЫХ ПУТЯХ СИНТЕЗА УПРАВЛЕНИЯ МНОГОСЛОЙНОЙ ИНС С ПЕРЕМЕННОЙ ПРОВОДИМОСТЬЮ СИГНАЛА

(ФГБОУ ВО «Самарский государственный университет путей сообщения», АО  
«НИИАС»)

Исследование проведено при поддержке гранта РФФИ 17-20-01065  
«Разработка теории нейросетевого управления  
железнодорожными транспортными системами».

В работе [1] была введена искусственная нейронная сеть, которая способна решать задачи построения расписаний на железнодорожном транспорте, а также даны некоторые выводы по управлению работой такой сети. В частности, показано, что представленная сеть является управляемой по выходу системой.

Сама сеть кратко может быть описана следующим образом: каждый слой ИНС отображает выбранную железнодорожную станцию, в каждом слое нейроны имеют номер по числу минут в сутках. Из каждого нейрона  $i$ -го слоя идут связи к каждому нейрону слоя с номером  $i - 1$ . Каждый нейрон слоя связан с несколькими нейронами слева (т.е. с нейронами с меньшим номером) и справа (с нейронами с большим номером). Веса связей первоначально задаются случайным образом вещественными числами от нуля до единицы. В дальнейшем они изменяются в процессе обучения нейронной сети. Прохождение сигнала по связи между нейронами отображает процесс движения поезда между станциями.

Для сокращения времени ее обучения предлагалось построить полный портрет поведения нейронов сети с записью величины весов связей в динамике