

Модели динамических характеристик и погрешностей измерительных каналов системы воздушных сигналов с неподвижным невыступающим приемником потока

Рассмотрены перспективы широкого применения на сверхлегких самолетах, малоразмерных летательных аппаратах различного класса и назначения системы воздушных сигналов с неподвижным невыступающим приемником набегающего потока. Приведены конструктивная схема и модели определения параметров движения летательного аппарата и окружающей среды в измерительных каналах системы с одним неподвижным невыступающим приемником и встроенным вычислителем, в соответствии с которым разработана структурная схема и получены модели операторных чувствительностей, определяющих динамические характеристики рассматриваемой системы воздушных сигналов. Разработана методика получения моделей динамических погрешностей измерительных каналов рассматриваемой системы воздушных сигналов при детерминированных и стационарных случайных законах изменения измеряемых воздушных параметров и внешней аэродинамической помехи в виде случайной турбулентной атмосферы. Разработанная методика демонстрируется на примере канала измерения истинной воздушной скорости летательного аппарата.

В.М. СОЛДАТКИН,
д-р техн. наук,
В.В. СОЛДАТКИН,
д-р техн. наук,
Е.С. ЕФРЕМОВА,
канд. техн. наук,
А.В. НИКИТИН,
канд. техн. наук,
Р.В. КОЗЛОВСКИЙ,
Г.В. КОЗЛОВСКИЙ
(КНИТУ-КАИ, Казань)
w-soldatkin@mail.ru

Воздушные сигналы, система, неподвижный невыступающий приемник, динамические характеристики, погрешности, модели

Расширение области применения сверхлегких самолетов и малоразмерных летательных аппаратов – пилотируемых, беспилотных и дистанционно-пилотируемых – обуславливает необходимость создания бортового оборудования с простой конструкцией, малой массой, стоимостью и заметностью траектории движения летательного аппарата в атмосфере. Это определяет актуальность развития и совершенствования широко используемых в авиации систем воздушных сигналов, основанных на контроле параметров набегающего воздушного потока с помощью распределенных по правому и левому борту фюзеляжа приемников воздушных давлений, приемников температуры торможения потока, флюгерных датчиков углов направления вектора скорости набегающего потока, которые пневмоприводами и электрическими кабелями связаны с расположенным на борту вычислителем воздушных сигналов. С использованием вычислителя на основе разработанных аналитических моделей производится определение и формирование цифровых сигналов по параметрам воздушной среды для всех потребителей [1–3]. Однако это обуславливает усложнение конструкции системы, увеличение массы и стоимости системы, повышение заметности траектории движения летательного аппарата, а также ограничивает область применения систем воздушных сигналов, использующих автономные разнесенные приемники и бортовой вычислитель.

Система с неподвижным вынесенным в набегающий поток приемником и ультразвуковыми измерительными каналами [4] имеет меньшую массу и стоимость, но увеличивает заметность траектории движения летательного аппарата.

Разрабатываемые системы воздушных сигналов, реализующие вихревой метод контроля параметров набегающего воздушного потока и основанные на ионно-меточном методе контроля параметров набегающего воздушного потока, также имеют указанные ограничения [5, 6].

Как показано в работах [7, 8], в случае легких самолетов, пилотируемых, беспилотных, дистанционно-пилотируемых малоразмерных летательных аппаратов более перспективно использование системы воздушных сигналов с одним (интегрированным) неподвижным невыступающим приемником, встроенными датчиками первичной информации о параметрах набегающего воздушного потока и встроенным вычислителем. Согласно данным исследования [9, 10] инструментальная погрешность измерительных каналов предлагаемой системы воздушных сигналов (российского производства), оснащенной современными датчиками абсолютного и дифференциального давления, а также температурным преобразователем, сопоставима с аналогичными показателями традиционно используемых авиационных систем воздушных сигналов.

Причины возникновения методических погрешностей и способы их минимизации для исследуемой системы идентичны традиционным системам и обусловлены искажением набегающего воздушного потока вследствие движения летательного аппарата и особенностей обтекания фюзеляжа в зоне размещения неподвижного невыступающего приемника.

Как показано в работах [7, 8], основой построения рассматриваемой системы измерения воздушных сигналов летательного аппарата является широко используемый на самолетах и других летательных аппаратах встроенный в корпус фюзеляжа плиточный (фюзеляжный) приемник статического давления с аэродинамическим компенсатором погрешностей восприятия статического давления, обусловленных искажением невозмущенного набегающего потока при движении летательного аппарата и обтекания фюзеляжа с приемником статического давления [8]. Для получения дополнительной информации о параметрах набегающего воздушного потока на обтекаемой скользящей потоком поверхности плиты 1 фюзеляжного приемника расположено отверстие 2 для восприятия статического давления P_H вблизи поверхности аэродинамического компенсатора 3 (рис. 1), а под углом φ_0 к оси фюзеляжного приемника в работе [8] предлагается расположить два отверстия 4 для восприятия давлений P_1, P_2 набегающего потока.

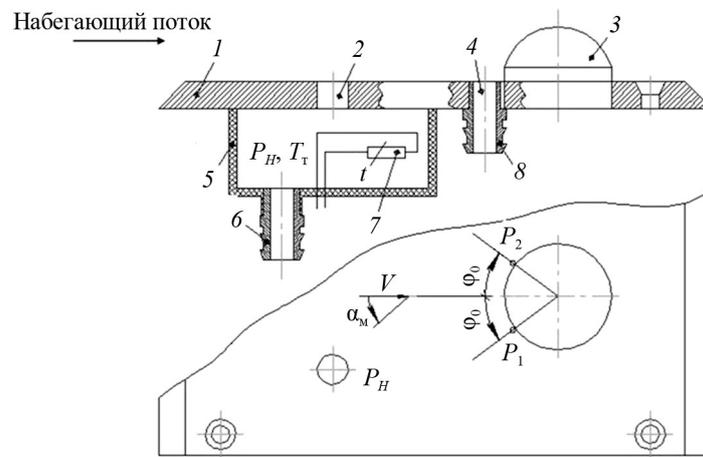


Рис. 1

Для снижения пульсаций статического давления P_H на скользящей поверхности фюзеляжного приемника 1 выполнено отверстие 2 для доступа в камеру торможения (КТ) 5. В термоизолированной от внешней среды камере торможения также расположен проводниковый терморезистор 7, регистрирующий температуру T_T заторможенного набегающего воздушного потока на текущей абсолютной (барометрической) высоте H . Изменение сопротивления терморезистора регистрируется измерительной схемой ИС, выходной сигнал которой преобразуется в электрический сигнал.

К штуцерам 6 и 8 подключаются датчик абсолютного давления ДАД и датчики перепада давлений ДПД, которые регистрируют сглаженное статическое давление P_H , давления P_1 и P_2 в виде разностей $\Delta P_1 = P_1 - P_H$ и $\Delta P_2 = P_2 - P_H$ и преобразуют их в электрические сигналы.

По электрическим сигналам во встроенном вычислителе определяются текущие значения воздушных параметров движения рассматриваемой системы воздушных сигналов (в соответствии с аналитическими моделями, полученными в работе [9]), которые целесообразно представить в следующем виде:

$$\alpha_m = \frac{1}{2} \arcsin \frac{\eta}{2} \frac{\Delta P_1 - \Delta P_2}{|\Delta P_1 + \Delta P_2|} = K_{\alpha_m}; \quad (1)$$

$$V_B = \frac{P_0}{\eta^2 \rho_0 T V_B} \frac{|\Delta P_1 + \Delta P_2| T_H}{P_H} = K_{V_B} \frac{|\Delta P_1 + \Delta P_2| T_H}{P_H}; \quad (2)$$

$$V_{np} = \frac{P_0}{\eta^2 \rho_0 T V_B} |\Delta P_1 + \Delta P_2| = K_{V_{np}} |\Delta P_1 + \Delta P_2|; \quad (3)$$

$$M = \frac{P_0}{\eta^2 kg T_0 RM} \frac{|\Delta P_1 + \Delta P_2|}{P_H} = K_M \frac{|\Delta P_1 + \Delta P_2|}{P_H}; \quad (4)$$

$$T_H = \frac{T_\tau}{1 + 0,2\xi M^2} = \frac{1}{1 + 0,2\xi M^2} T_\tau = K_{T_H} T_\tau; \quad (5)$$

$$\rho_H = \frac{\rho_0 T_0}{P_0} \frac{P_H}{T_H} = \frac{\rho_0 T_0}{P_0 K_{T_H}} \frac{P_H}{T_\tau} = K_{\rho_H} \frac{P_H}{T_\tau}; \quad (6)$$

$$H = \frac{T_0}{\tau} \left[1 - \left(\frac{P_H}{P_0} \right)^{\tau R} \right] = \frac{T_0}{\tau P_H} \left[1 - \left(\frac{P_H}{P_0} \right)^{\tau R} \right] = \frac{H}{P_H} P_H = K_H P_H; \quad (7)$$

$$V_y = \frac{dH}{dt} = K_H \frac{dP_H}{dt}, \quad (8)$$

где α_m – местный угол атаки, измеренный в месте расположения фюзеляжного приемника; V_B – истинная воздушная скорость; $V_{пр}$ – приборная скорость; M – число Маха; T_H , ρ_H – абсолютная температура и плотность воздуха на текущей абсолютной (барометрической) высоте полета; H , V_y – барометрическая высота и вертикальная скорость, измеряемые в каналах рассматриваемой системы воздушных сигналов; K_{α_m} , K_{V_B} , $K_{V_{пр}}$, K_M , K_{T_H} , K_{ρ_H} , K_H – безразмерные или размерные коэффициенты, определяемые из выражений (1) – (8).

Как показано в работах [11, 12], исследование динамических погрешностей измерительных каналов приборов и систем проводится с использованием операторных чувствительностей используемых функциональных элементов. Для определения операторных чувствительностей измерительных каналов рассматриваемой системы разработана структурная схема системы воздушных сигналов с неподвижным невыступающим приемником потока, определяющая цепи преобразования входных информативных сигналов в выходные измеряемые параметры каждого измерительного канала системы (рис. 2).

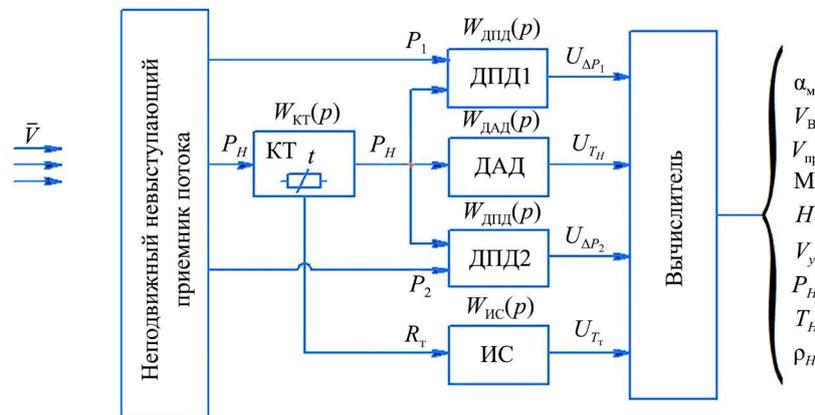


Рис. 2

Согласно рис. 2 первичная информация о параметрах движения летательного аппарата в виде параметров вектора \vec{V} скорости набегающего воздушного потока воспринимается неподвижным невыступающим приемником потока. Информативный сигнал в виде статического давления с помощью камеры торможения, имеющей передаточную функцию $W_{КТ}(p)$, преобразуется в сглаженное от пульсаций статическое давление P_H . Далее давление P_H регистрируется датчиком абсолютного давления ДАД с операторной чувствительностью $W_{ДАД}(p)$.

Давление P_H и давления P_1 и P_2 , воспринимаемые на скользящей поверхности фюзеляжного приемника вблизи полусферического аэродинамического компенсатора погрешности восприятия статического давления, также регистрируются датчиками перепадов давлений ДПД1 и ДПД2 с операторной

чувствительностью $W_{\text{ДПД}}(p)$. Установленный в камере торможения полупроводниковый терморезистор, регистрирующий температуру T_T заторможенного набегающего воздушного потока, включен в измерительную схему ИС с операторной чувствительностью $W_{\text{ИС}}(p)$. Выходные электрические сигналы датчика абсолютного давления ДАД, датчиков перепада давлений ДПД1 и ДПД2 и измерительной схемы поступают на вход встроенного вычислителя с высокой производительностью, обеспечивающего преобразование входных электрических сигналов в цифровые коды, их обработку, определение воздушных параметров движения каждого канала измерения и выдачу их потребителям в виде цифровых кодов.

При известных операторных чувствительностях входящих функциональных элементов, пренебрегая динамической погрешностью каналов вычисления выходных воздушных параметров движения летательного аппарата, в соответствии со структурной схемой (см. рис. 2) и моделями (1) – (8) получим модели операторных чувствительностей измерительных каналов рассматриваемой системы, используя изложенный далее подход применительно к операторной чувствительности $W_{\alpha_m}(p)$ измерительного канала местного угла атаки.

Изображение по Лапласу текущего значения выходного сигнала системы – местного угла атаки $\alpha_m(p)$ – можно представить в виде

$$\begin{aligned} \alpha_m(p) &= L[\alpha_m(t)] = X(p)W_{\alpha_m}(p) = L\left[\frac{1}{2} \arcsin \frac{\eta}{2} \frac{\Delta P_1(p) - \Delta P_2(p)}{|\Delta P_1(p) + \Delta P_2(p)|}\right] = \\ &= \frac{1}{2} \arcsin \frac{\eta}{2} \left\{ \frac{[\Delta P_1(p) - \Delta P_2(p)]W_{\text{ДПД}}(p)}{[\Delta P_1(p) + \Delta P_2(p)]W_{\text{ДПД}}(p)} \right\} = \alpha_m(p)1. \end{aligned}$$

Следовательно, операторная чувствительность измерительного канала местного угла атаки

$$W_{\alpha_m}(p) = 1. \quad (9)$$

Используя рассмотренный подход, получим операторные чувствительности других измерительных каналов системы.

Для измерительного канала истинной воздушной скорости:

$$W_{V_b}(p) = K_{V_b} \frac{W_{\text{ДПД}}(p)W_{\text{ИС}}(p)}{W_{\text{КТ}}(p)W_{\text{ДАД}}(p)}; \quad (10)$$

для измерительного канала приборной скорости:

$$W_{V_{\text{пр}}}(p) = K_{V_{\text{пр}}} \frac{W_{\text{ДПД}}(p)}{W_{\text{КТ}}(p)W_{\text{ДАД}}(p)}; \quad (11)$$

для измерительного канала числа Маха:

$$W_M(p) = K_M \frac{W_{\text{ДПД}}(p)}{W_{\text{КТ}}(p)W_{\text{ДАД}}(p)}; \quad (12)$$

для измерительного канала статического давления:

$$W_{P_H}(p) = W_{\text{КТ}}(p)W_{\text{ДАД}}(p); \quad (13)$$

для измерительного канала температуры наружного воздуха:

$$W_{T_H}(p) = K_{T_H} W_{\text{ИС}}(p); \quad (14)$$

для измерительного канала плотности воздуха на текущей барометрической высоте:

$$W_{\rho_H}(p) = K_{\rho_H} \frac{W_{\text{КТ}}(p)W_{\text{ДАД}}(p)}{W_{\text{ИС}}(p)}; \quad (15)$$