

В. М. Солдаткин, д-р техн. наук, зав. кафедрой, w-soldatkin@mail.ru,

В. В. Солдаткин, д-р техн. наук, доц.,

Казанский национальный исследовательский технический университет им А. Н. Туполева—КАИ

Исследование методических погрешностей системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником набегающего воздушного потока¹

Отмечается важность информации о воздушных сигналах самолета для пилотирования и обеспечения безопасности полета. Рассматриваются недостатки традиционных систем воздушных сигналов, связанных с использованием нескольких распределенных по фюзеляжу и вынесенных в набегающий воздушный поток приемников информации о параметрах набегающего воздушного потока. Раскрываются конкурентные преимущества и функциональная схема системы воздушных сигналов самолета с одним интегрированным неподвижным невыступающим приемником набегающего воздушного потока, построенной на основе ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости, на обтекаемой поверхности которого расположено отверстие-приемник статического давления. Анализируются причины, приводятся математические модели и расчетные значения методических аэродинамических погрешностей измерительных каналов рассматриваемой системы, обусловленных искажениями воспринимаемого статического давления и истинной воздушной скорости, регистрируемой ионно-меточным датчиком, которые необходимо учитывать при тарировке системы.

Ключевые слова: самолет, воздушные сигналы, измерение, система, неподвижный невыступающий приемник, методические аэродинамические погрешности, модели, расчет

Введение

Для решения задач пилотирования в режимах штурвального и автоматического управления, предотвращения критических режимов полета самолета в неспокойной атмосфере необходима достоверная информация о величине и составляющих вектора истинной воздушной скорости, аэродинамических углах атаки и скольжения, барометрической высоте и вертикальной скорости, числе Маха и других воздушных сигналах, определяющих аэродинамику и динамику движения самолета относительно окружающей воздушной среды [1, 2].

Традиционные системы воздушных сигналов самолета и других летательных аппаратов реализуют аэродинамический и аэрометрический методы измерения с использованием вынесенных в набегающий воздушный поток и распределенных по фюзеляжу приемников воздушных давлений и температуры торможения набегающего воздушного потока, флюгерных датчиков аэродинамических углов атаки и скольжения. При этом вынесенные в набегающий воздушный поток за обшивку фюзеляжа приемники и датчики нарушают аэродинамику самолета, особенно при маневрировании [3],

снижают надежность работы системы воздушных сигналов в реальных условиях эксплуатации, являются причиной дополнительных погрешностей измерения высотно-скоростных параметров, зависящих от параметров полета и окружающей воздушной среды [4, 5].

Реальной возможностью получения информации о высотно-скоростных параметрах полета самолета с помощью одного (интегрированного) неподвижного невыступающего приемника набегающего воздушного потока является построение системы воздушных сигналов на основе ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости [6, 7].

На рис. 1 приведена функциональная схема системы воздушных сигналов самолета, построенной на основе ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости с логометрическими информативными сигналами и интерполяционной схемой обработки [8].

Ионно-меточный датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости содержит приемную плату 1, в центре 0 которой установлен искровой разрядник 2, подключенный к генератору метки ГМ. На окружности радиуса R с центром в точке 0 генерации ионных меток под одинаковыми углами расположены приемные электроды (ПЭ) 3, реги-

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

Математические модели и расчет методических аэродинамических погрешностей измерительных каналов системы из-за искажения воспринимаемого статического давления

При исследовании точности измерения высотно-скоростных параметров в измерительных каналах системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником набегающего воздушного потока особый интерес представляют методические погрешности, связанные с особенностями восприятия первичной информации о параметрах набегающего воздушного потока ионно-мечточным датчиком аэродинамического угла и истинной скорости со встроенным в его обтекаемую поверхность отверстием-приемником статического давления.

Статическое давление P_H невозмущенного воздушного потока представляет собой давление, которое в данной точке невозмущенного потока испытывало бы достаточно малое тело, не деформирующее поток и движущееся со скоростью потока V . Поэтому восприятие статического давления на борту движущегося самолета является известной проблемой, связанной с деформацией набегающего воздушного потока профилем фюзеляжа и других элементов конструкции самолета и искажениями, вносимыми непосредственно приемником статического давления, установленным в набегающем воздушном потоке. Физически невозможно создать приемник статического давления, расположенный на фюзеляже самолета, который воспринимал бы статическое давление невозмущенного воздушного потока без погрешностей. Любой приемник статического давления на борту самолета воспринимает статическое давление невозмущенного воздушного потока на данной высоте полета со свойственными ему погрешностями, зависящими от места установки приемника на борту самолета, геометрических параметров самого приемника и от параметров вектора скорости набегающего воздушного потока [9].

Основным параметром, определяющим качество любого приемника статического давления, является коэффициент давления $\bar{P}$, вычисляемый как отношение разности давления P_X , воспринимаемого приемником, и статического давления P_H невозмущенного набегающего воздушного потока к скоростному напору q [9]:

$$\bar{P} = \frac{P_X - P_H}{q}, \quad (1)$$

где $q = \rho_H V^2 / 2 = P_{\text{дин}} = P_{\text{ст}} - P_H$ — динамическое давление (скоростной напор) набегающего воздушного потока; ρ_H — плотность атмосферы на данной высоте H ; V — модуль вектора скорости невозмущенного набегающего воздушного потока.

В соответствии с Нормами летной годности гражданских самолетов (НГЛС) коэффициент давления $\bar{P}$ самого приемника статического давления, установленного в набегающем воздушном потоке, не должен превышать $\bar{P} \leq 0,05$ [9]. При этом при установке приемника статического давления на самолете появляется дополнительная аэродинамическая погрешность за счет искажения набегающего потока, вносимая движением самолета.

При $\bar{P} = 0$ приемник статического давления выдает неискаженное статическое давление невозмущенного набегающего воздушного потока. Поэтому приемник статического давления необходимо устанавливать на борту самолета в местах, где местный коэффициент давления $\bar{P}_M$ близок к нулю, т. е.

$$\bar{P}_M = \frac{P_M - P_H}{q} \approx 0, \quad (2)$$

где P_M — местное статическое давление в месте установки приемника.

На рис. 2 приведен характерный график распределения коэффициента давления $\bar{P}_M$ по средней линии фюзеляжа дозвукового самолета [9].

Как видно из рис. 2, приемники статического давления на борту самолета необходимо уста-

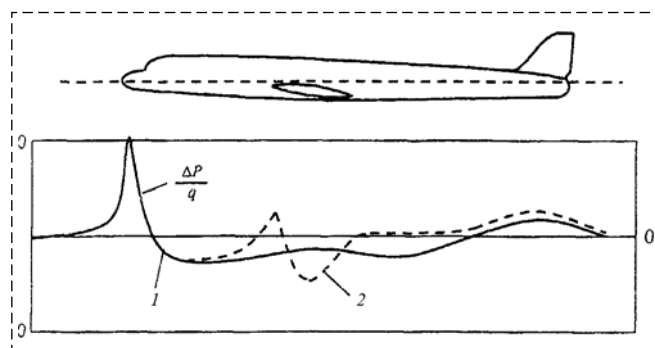


Рис. 2. Характер распределения коэффициента давления дозвукового самолета по средней линии фюзеляжа:

1 — по свободному фюзеляжу; 2 — по фюзеляжу вместе с плоскостями и горизонтальным оперением

Fig. 2. The nature of the distribution of pressure coefficient of the subsonic aircraft on the midline of fuselage:

1 — on the free fuselage; 2 — on the fuselage with the planes and horizontal tail

навливать или на выносной штанге на значительном удалении от самолета, или на фюзеляже в области, где местный коэффициент давления $\overline{P}_M$ близок к нулю или известны модели его изменения на всех характерных режимах полета.

Модели изменения коэффициента давления в месте расположения приемников статического давления на фюзеляже самолета и вызываемых ими аэродинамических погрешностей для традиционных систем воздушных сигналов определяются при летных испытаниях на конкретном типе самолета для конкретного места установки приемника, используя технологии работы [10].

Отклонение статического давления P_X , воспринимаемого приемником на поверхности ионно-меточного датчика, от статического давления P_H невозмущенного набегающего воздушного потока является причиной методических аэродинамических погрешностей определения высотно-скоростных параметров и других воздушных сигналов в каналах системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником набегающего воздушного потока.

Исследуем характер изменения методической аэродинамической погрешности измерения барометрической высоты из-за искажения статического давления, воспринимаемого отверстием-приемником на обтекаемой поверхности ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости.

Из-за возмущений, вносимых движением самолета, давление P_M , воспринимаемое в месте расположения отверстия-приемника на обтекаемой поверхности ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости, отличается от статического давления P_H невозмущенного набегающего воздушного потока на величину аэродинамического искажения ΔP_a :

$$P_M = P_H + \Delta P_a = P_H + K_P q, \quad (3)$$

$K_P = \overline{P}_M$ — безразмерный коэффициент местного статического давления, в общем случае зависящий от истинной воздушной скорости $V_B = V$, углов атаки α и скольжения β и определяемый при летных испытаниях системы на конкретном типе самолета для конкретного места установки ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости для всех характерных режимов полета.

Поэтому абсолютная барометрическая высота полета H_M , определяемая в каналах системы по давлению P_M , в соответствии со стандартной зависимостью [11, 12] будет иметь вид а) в диапазоне высот до 11 000 м:

$$\begin{aligned} H_M &= \frac{T_0}{\tau} \left[1 - \left(\frac{P_M}{P_0} \right)^{\tau R} \right] = \\ &= \frac{T_0}{\tau} \left[1 - \left(\frac{P_H}{P_0} \right)^{\tau R} \right] + \left(\frac{T_0}{\tau} \frac{\Delta P_a}{P_0} \right)^{\tau R} = H + \Delta H_a, \quad (4) \\ \Delta H_a &= \left(\frac{T_0}{\tau} \frac{\Delta P_a}{P_0} \right)^{\tau R} = \left(\frac{T_0}{\tau} \frac{K_P \rho_H V_B^2}{2 P_0} \right)^{\tau R}, \end{aligned}$$

где $\Delta H_a = H_M - H$ — методическая аэродинамическая погрешность определения абсолютной барометрической высоты из-за искажения статического давления на обтекаемой поверхности ионно-меточного датчика; $T_0 = 288,1$ К и $P_0 = 101\,325$ Па = 760 мм рт. ст. — абсолютная температура и давление воздуха на высоте $H = 0$; $\tau = 0,065$ м/К — температурный градиент; $R = 29,27125$ м/К — газовая постоянная;

б) в диапазоне высот от 11 000 м до 20 000 м:

$$\begin{aligned} H_M &= H_{11} + RT_{11} \ln \frac{P_{11}}{P_M} = \\ &= H_{11} + RT_{11} \ln \frac{P_{11}}{P_H + \Delta P_a} = \\ &= H_{11} + RT_{11} [\ln P_{11} - \ln P_H - \ln \Delta P_a] = \quad (5) \\ &= H_{11} + RT_{11} \ln \frac{P_{11}}{P_H} - RT_{11} \ln \Delta P_a = H + \Delta H_a; \\ \Delta H_a &= -RT_{11} \ln \Delta P_a = -RT_{11} \ln 0,5 K_P \rho_H V_B^2, \end{aligned}$$

где $T_{11} = 216,65$ К и $P_{11} = 22\,632$ Па = 169,754 мм рт. ст. — абсолютная температура и давление воздуха на высоте $H_{11} = 11\,000$ м.

Как показали расчеты, при изменении коэффициента местного статического давления отверстия-приемника, расположенного на обтекаемой поверхности ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости, от $K_P = 0,05$ до $K_P = 0,2$ методическая аэродинамическая погрешность ΔH_a канала барометрической высоты в диапазоне высот от 0 до 11 000 м и дозвуковых скоростей полета изменяется от $\Delta H_{a \min} = 0,75 \dots 2,5$ м до $\Delta H_{a \max} = 4 \dots 5,2$ м.

Отклонение местного статического давления P_M , воспринимаемого на обтекаемой по-

верхности ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости, от статического давления P_H невозмущенного набегающего воздушного потока является также причиной методической аэродинамической погрешности канала приборной скорости системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока.

Приборная скорость, вычисляемая по местному статическому давлению P_M в каналах системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока на основе ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости с встроенным приемником статического давления, будет равна [6, 7]

$$V_{\text{пр}}^{P_M} = \sqrt{2gRT_0 \left(\frac{k}{k-1} \right) \times \left[\left(\frac{\rho_0 T_0}{2P_0^2 T_H} V_B^2 (P_H + \Delta P_a) + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} =$$

$$= \sqrt{2gRT_0 \left(\frac{k}{k-1} \right) \times \left[\left(\frac{\rho_0 T_0 P_H}{2P_0^2 T_H} (1 + K_P) V_B^2 + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} \quad (6)$$

Тогда методическая аэродинамическая погрешность $\Delta V_{\text{пр}}^{P_M}$ определения приборной скорости в месте установки ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости определяется выражением

$$\Delta V_{\text{пр}}^{P_M} = V_{\text{пр}}^{P_M} - V_{\text{пр}} =$$

$$= \sqrt{2gRT_0 \left(\frac{k}{k-1} \right) \times \left[\left(\frac{\rho_0 T_0 P_H}{2P_0^2 T_H} (1 + K_P) V_B^2 + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} -$$

$$\sqrt{2gRT_0 \left(\frac{k}{k-1} \right) \times \left[\left(\frac{\rho_0 T_0}{4P_0^2 T_H} V_B^2 + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} \quad (7)$$

Как показали расчеты, значения аэродинамической погрешности $\Delta V_{\text{пр}}^{P_M}$ канала приборной скорости системы воздушных сигналов дозвукового самолета с неподвижным невыступающим приемником потока, обусловленной отличием местного статического давления P_M , воспринимаемого в месте установки ионно-меточного датчика, от статического давления P_H невозмущенного набегающего воздушного потока при регламентируемом НЛГС значении $K_P = 0,05$ в диапазоне высот от 0 до 11 000 м и скорости полета от 50 до 1200 км/ч изменяются от 0,35 м/с (1,26 км/ч) до 9,65 м/с (34 км/ч), т. е. составляет около 2,5...2,8 % от значения истинной воздушной скорости. При увеличении (уменьшении) K_P значения методической аэродинамической погрешности $\Delta V_{\text{пр}}^{P_M}$ пропорционально увеличивается (уменьшается).

Математические модели и расчет методических аэродинамических погрешностей измерительных каналов системы из-за искажения истинной воздушной скорости, воспринимаемой ионно-меточным датчиком

Причиной другой группы методических аэродинамических погрешностей системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока является отличие истинной воздушной скорости невозмущенного набегающего воздушного потока от истинной воздушной скорости, измеренной ионно-меточным датчиком аэродинамического угла в месте его установки на фюзеляже.

Искажения невозмущенного воздушного потока вблизи фюзеляжа, вносимое движением самолета, приводит к увеличению местной истинной воздушной скорости $V_{B.M}$ в месте установки ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости. Это увеличение местной истинной воздушной скорости $V_{B.M}$ можно оценить через увеличение скоростного напора $P_{\text{дин}}^M = \frac{\rho_H V_{B.M}^2}{2}$ в месте расположения ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости, определяемого как $P_{\text{дин}}^M = (1 + K_V) P_{\text{дин}}$, где $P_{\text{дин}}$ — расчетное значение скоростного напора невозмущенного набегающего потока.

Тогда формулу для определения местной истинной воздушной скорости $V_{B.M}$ можно представить в виде

$$V_{\text{в.м}} = \sqrt{2gRT_H \left(\frac{k}{k-1}\right) \times \left[\left(1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0 T_H} (1 + K_V) V_{\text{в}}^2\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}, \quad (8)$$

где K_V — безразмерный коэффициент связи местной воздушной скорости $V_{\text{в.м}}$, измеренной ионно-меточным датчиком в месте установки на фюзеляже самолета, и истинной воздушной скорости движения самолета относительно окружающей воздушной среды, который зависит от параметров полета и определяется при летных испытаниях для характерных режимов полета самолета.

Методическую аэродинамическую погрешность $\Delta V_{\text{в.а}}$ измерения истинной воздушной скорости в месте установки ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости можно оценить выражением

$$\Delta V_{\text{в.а}} = \sqrt{2gRT_H \left(\frac{k}{k-1}\right) \times \left[\left(1 + \frac{(1 + K_V) \rho_0 T_0}{2P_0 T_H} V_{\text{в}}^2\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} - \sqrt{2gRT_H \left(\frac{k}{k-1}\right) \left[\left(1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0 T_H} V_{\text{в}}^2\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}. \quad (9)$$

Как показали расчеты, значения методической аэродинамической погрешности $\Delta V_{\text{в.а}}$ канала истинной воздушной скорости в месте установки ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости для значения $K_V = 0,05$ в диапазоне высот от 0 до 11 000 м при изменении скорости полета от 50 до 1200 км/ч изменяется от 0,34 м/с (1,2 км/ч) до 6,25 м/с (22,5 км/ч); при значении $K_V = 0,02$ изменяется от 0,14 м/с (0,5 км/ч) до 2,53 м/с (9,1 км/ч), при значении $K_V = 0,01$ изменяется от 0,07 м/с (0,25 км/ч) до 1,27 м/с (4,6 км/ч).

Истинная воздушная скорость $V_{\text{в}}$ полета самолета определяется выражением [12]

$$V_{\text{в}} = \sqrt{2gRT_H \left(\frac{k}{k-1}\right) \left[\left(\frac{P_{\text{дин}}}{P_H} + 1\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}, \quad (10)$$

которое позволяет получить неявную, но однозначную связь истинной воздушной скорости $V_{\text{в}}$ и абсолютной температуры T_H воздуха на высоте полета H вида [7]

$$T_H = \frac{V_{\text{в}}^2}{2gR \left(\frac{k}{k-1}\right) \left[\left(1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0 T_H} V_{\text{в}}^2\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}. \quad (11)$$

Температура наружного воздуха $T_{\text{нм}}$, определяемая по значению истинной воздушной скорости $V_{\text{в.м}}$, измеренной ионно-меточным датчиком, будет равна

$$T_{\text{нм}} = \frac{2gRT_H \left(\frac{k}{k-1}\right) \times \left[\left(1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0 T_H} (1 + K_V) V_{\text{в}}^2\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}{2gR \left(\frac{k}{k-1}\right) \times \left[\left(1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0 T_H} V_{\text{в}}^2\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} = T_H. \quad (12)$$

Следовательно, методическая аэродинамическая погрешность измерения температуры наружного воздуха системы воздушных сигналов дозвукового самолета с неподвижными невыступающими приемниками потока на основе ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости отсутствует.

Аналогично приборная скорость полета и число Маха, определяемые соотношениями [7]

$$V_{\text{пр}} = \sqrt{2gRT_0 \left(\frac{k}{k-1}\right) \left[\left(1 + \frac{\rho_0 T_0 P_H}{2P_0^2 T_H} V_{\text{в}}^2\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}; \quad (13)$$

$$M = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[\left(1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0 T_H} V_{\text{в}}^2\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}, \quad (14)$$

вычисляются по истинной воздушной скорости $V_{\text{в.м}}$, измеренной ионно-меточным датчиком, с методическими аэродинамическими погрешностями

$$V_{\text{пр.м}} = \sqrt{2gRT_0 \left(\frac{k}{k-1} \right) \times \left[\left(1 + \frac{\rho_0 T_0 P_H}{2P_0^2 T_H} (1 + K_V) V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} = V_{\text{пр}} + \Delta V_{\text{пр.а}},$$

где

$$\begin{aligned} \Delta V_{\text{пр.а}} &= \sqrt{2gRT_0 \frac{k}{k-1} \times \left[\left(1 + \frac{\rho_0 T_0 P_H}{2P_0^2 T_H} (1 + K_V) V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} - \\ &- \sqrt{2gRT_0 \frac{k}{k-1} \left[\left(1 + \frac{\rho_0 T_0 P_H}{2P_0^2 T_H} V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}; \quad (15) \\ M_{\text{м}} &= \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[\left(1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0 T_H} (1 + K_V) V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} = \\ &= M + \Delta M_{\text{а}}, \end{aligned}$$

где

$$\begin{aligned} \Delta M_{\text{а}} &= \\ &= \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[\left(1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0 T_H} (1 + K_V) V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} - \\ &- \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[\left(1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0 T_H} V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}, \quad (16) \end{aligned}$$

где $\Delta V_{\text{пр.а}} = V_{\text{пр.м}} - V_{\text{пр}}$ и $\Delta M_{\text{а}} = M_{\text{м}} - M$ — методические аэродинамические погрешности определения приборной скорости и числа Маха по информации ионно-меточного датчика, установленного на фюзеляже самолета.

Как показывают расчеты, значения методической аэродинамической погрешности $\Delta V_{\text{пр.а}}$ канала приборной скорости, обусловленной отличием местной истинной воздушной скорости $V_{\text{в.м}}$ от истинной воздушной скорости $V_{\text{в}}$ невозмущенного набегающего потока, зависит от высоты и скорости полета. При $K_V = 0,01$, $H = 0$ и $V_{\text{в}} = 50$ км/ч $\Delta V_{\text{пр.а}} = 0,07$ м/с (0,252 км/ч), при $V_{\text{в}} = 1200$ км/ч $\Delta V_{\text{пр.а}} = 1,27$ м/с (4,6 км/ч).

При $K_V = 0,01$, $H = 11\,000$ м и $V_{\text{в}} = 50$ км/ч — $\Delta V_{\text{пр.а}} = 0,1$ м/с (0,36 км/ч), при $V_{\text{в}} = 1200$ км/ч — $\Delta V_{\text{пр.а}} = 1,41$ м/с (5,1 км/ч). При $K_V = 0,02$ и $K_V = 0,05$ в исследуемом диапазоне высот и скоростей погрешности $\Delta V_{\text{пр.а}}$ пропорционально увеличиваются.

Как показывают расчеты, значения методической аэродинамической погрешности $\Delta M_{\text{а}}$ канала числа Маха, обусловленной отличием местной истинной воздушной скорости $V_{\text{в.м}}$ в месте расположения ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости от истинной воздушной скорости $V_{\text{в}}$ невозмущенного набегающего потока, также не зависит от высоты полета и при $K_V = 0,01$ изменяется от $\Delta M_{\text{а}} = 0$ при $V_{\text{в}} = 50$ км/ч до $\Delta M_{\text{а}} = 0,004$ при $V_{\text{в}} = 1200$ км/ч. При $K_V = 0,02$ методическая аэродинамическая погрешность $\Delta M_{\text{а}}$ в исследуемом диапазоне скоростей изменяется от $\Delta M_{\text{а}} = 0$ до $\Delta M_{\text{а}} = 0,008$.

Заключение

Таким образом, искажение невозмущенного воздушного потока вблизи фюзеляжа в месте установки ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости приводит к дополнительным методическим аэродинамическим погрешностям измерительных каналов системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока, которые необходимо учитывать при тарировке системы.

Для исключения влияния угла скольжения на работу канала угла атаки на самолете необходимо использовать два ионно-меточных датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости, устанавливаемых на правом и левом сторонах фюзеляжа, при этом показания выходных сигналов по углу атаки обоих датчиков усредняются, снижая случайную составляющую погрешности измерения. Аналогично усредняются и выходные сигналы по другим высотно-скоростным параметрам, уменьшая случайную погрешность их измерения. Для измерения угла скольжения еще один ионно-меточный датчик располагается в азимутальной плоскости рыскания. При этом использование трех неподвижных невыступающих приемников потока решает задачу резервирования измерительных каналов и повышения точности и надежности работы

системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока, построенной на основе ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости.

Список литературы

1. **Практическая** аэродинамика маневренных самолетов / Под ред. Н. М. Лысенко. М.: Воениздат, 1977. 439 с.
2. **Филатов Г. А., Пуминова Г. С., Сильвестров П. В.** Безопасность полетов в возмущенной атмосфере. М.: Транспорт, 1992. 272 с.
3. **Котик М. Г., Филиппов В. В.** Полет на предельных режимах. М.: Воениздат, 1977. 239 с.
4. **Алексеев Н. В., Вожаев Е. С., Кравцов В. Г.** и др. Системы измерения воздушных сигналов нового поколения // Авиакосмическое приборостроение. 2003. № 8. С. 31–36.
5. **Солдаткин В. М.** Методы и средства измерения аэродинамических углов летательного аппарата. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2001. 448 с.
6. **Патент РФ** на изобретение № 2580208 С1, МПК G01P 5/00, G01C 1/12. Меточный датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости / Солдаткин В. М., Ганеев Ф. А.,

Солдаткина Е. С., Макаров Н. Н., Деревянкин В. П., Крылов Д. Л. Заявл. 10.12.2014. Заявка № 2014150131/28. Оpubл. 10.04.2016. Бюл. № 10.

7. **Солдаткин В. М., Солдаткин В. В., Крылов Д. Л.** Теоретические основы построения системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока // Мехатроника, автоматизация, управление. 2017. Т. 18, № 7. С. 495–502.

8. **Ганеев Ф. А., Солдаткин В. М.** Ионно-меточный датчик аэродинамического угла и воздушной скорости с логотметрическими информативными сигналами и интерполяционной схемой обработки // Известия вузов. Авиационная техника. 2010. № 3. С. 46–50.

9. **Клюев Г. И., Макаров Н. Н., Солдаткин В. М., Ефимов И. П.** Измерители аэродинамических параметров летательных аппаратов: Учебное пособие. Ульяновск: Изд-во Ульяновск. гос. техн. ун-та, 2005. 590 с.

10. **Харин Е. Г., Копылов И. А.** Технология летных испытаний бортового оборудования летательных аппаратов с применением комплекса бортовых траекторных измерений. М.: МАИ-ПРИНТ, 2012. 360 с.

11. **Кравцов В. Г., Алексеев Н. В.** Аэрометрия высотно-скоростных параметров летательных аппаратов // Приборы и системы: Управление, контроль, диагностика. 2000. № 8. С. 47–50.

12. **Ледяев В. В., Соболев В. И.** Математические аспекты теории аэрометрии ВСП // Приборы и системы: Управление, контроль, диагностика. 2000. № 8. С. 50–54.

Research of Methodological Errors of the Air Data System of Aircraft with Stationary Included Receiver of Incoming Air Flow

V. M. Soldatkin, w-soldatkin@mail.ru, **V. V. Soldatkin**, w-soldatkin@mail.ru,

Kazan National Research Technical University named after A. N. Tupolev-KAI, Kazan, 420111, Russian Federation

Corresponding author: **Soldatkin Vladimir M.**, D.Sc., Professor, Head of Chair, Kazan National Research Technical University named after A. N. Tupolev-KAI, Kazan, 420111, Russian Federation, e-mail: w-soldatkin@mail.ru

Accepted on March 03, 2019

Abstract

It is shown that the known limitations on the measurement of air parameters on board the helicopter due to significant aerodynamic disturbances introduced by inductive flows of vortex column of main rotor. This determines the need to create the means of measurement, taking into account the aerodynamics and dynamics of the helicopter flight. The known direction of overcoming these limitations is the use for measuring the information of aerodynamic field of vortex column of main rotor and its perception by means of the stationary multi-functional aerometric receiver. However, the need to protect a large number of full-pressure tubes installed in the flow channel of the multifunctional aerometric receiver, strict requirements for the identity and stability of the characteristics of the large number aerometric channels, complicate the design, reduce reliability, increase cost, inhibit the use of the air parameters measurement system on helicopters of various classes and purposes. Principles of construction, functional scheme, features of perception of primary information of measuring system of air parameters of the helicopter with the stationary receiver of a stream, ion-label and aerometric measuring channels are showed. Algorithms for processing primary information at various stages and flight modes, including: in the parking lot before the launch of the power plant and when rotating the rotor, when taxiing and maneuvering on the earth's surface, on takeoff and landing modes and when flying at low speeds, at flight speeds, when the stationary receiver of primary information leaves the zone of the vortex column of the rotor using ion-label and aerometric measuring channels, are presented. It is shown that the proposed approaches to the construction, models and algorithms for processing the primary information of the measuring system air parameters of helicopter with ion-label and aerometric measurement channels allow to determine the speed and direction of the wind vector, altitude-velocity parameters of motion relative to the environment and atmospheric parameters in a wide range of helicopter operation, which determines its competitive advantages in solving problems of piloting and provide the flight safety of helicopters of different classes and purposes.

Keywords: helicopter, air parameters, measurement, system, stationary receiver, ion-label and aerometric measurement channels, functional diagram, design features, algorithms of information processing

Acknowledgements: Work performed under grant of the Russian Foundation for Basic Research № 18-08-00264.

For citation:

Soldatkin V. M., Soldatkin V. V. Research of Methodological Errors of the Air Data System of Aircraft with Stationary Included Receiver of Incoming Air Flow, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2018, vol. 20, no. 6, pp. 504—512.

DOI: 10.17587/mau.20.504-512

References

1. **Lysenko N. M.** ed. Practical aerodynamics maneuverable aircraft, Moscow, Voenizdat, 1977, 439 p. (in Russian).
2. **Filatov G. A., Puminova G. S., Silvestrov P. V.** Flight safety in a disturbed atmosphere, Moscow, Transport, 1992, 272 p. (in Russian).
3. **Kotik M. G., Filippov V. V.** Flying on the limit modes, Moscow, Voenizdat, 1977, 239 p. (in Russian).
4. **Alekseev N. V., Vozhdaev E. S., Kravcov V. G. i dr.** *Aviakosmicheskoe priborostroenie*, 2003, no. 8, pp. 31—36 (in Russian).

5. **Soldatkin V. M.** Methods and means of measuring the aerodynamic angles of the aircraft, Kazan', Publishing house of Kazan. gos. tehn. un-t, 2001, 448 p. (in Russian).

6. **Patent** RF na izobretenie № 2580208 S1, MPK G01R 5/00, G01S 1/12. *Accuracy sensor of aerodynamic angle and true airspeed*, Soldatkin V. M., Ganeev F. A., Soldatkina E. S., Makarov N. N., Derevjankin V. P., Krylov D. L. Zayavl. 10.12.2014. Zayavka № 2014150131/28. Opubl. 10.04.2016. Bjul. № 10 (in Russian).

7. **Soldatkin V. M., Soldatkin V. V., Krylov D. L.** *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2017, vol. 18, no. 7, pp. 495—502 (in Russian).

8. **Ganeev F. A., Soldatkin V. M.** *Izvestija Vuzov. Aviacionnaja Tehnika*, 2010, no. 3, pp. 46—50 (in Russian).

9. **Kljuev G. I., Makarov N. N., Soldatkin V. M., Efimov I. P.** Measuring aerodynamic parameters of aircraft, Ul'janovsk, Publishing house of Ul'janovsk. gos. tehn. un-t, 2005, 590 p. (in Russian).

10. **Harin E. G., Kopylov I. A.** Technology of flight tests of onboard equipment of aircraft using a complex of onboard trajectory measurements, Moscow, MAI-PRINT, 2012, 360 p. (in Russian).

11. **Kravcov V. G., Alekseev N. V.** *Pribory i Sistemy: Upravlenie, Kontrol', Diagnostika*, 2000, no. 8, pp. 47—50 (in Russian).

12. **Ledjaev V. V., Sobolev V. I.** *Pribory i Sistemy: Upravlenie, Kontrol', Diagnostika*, 2000, no. 8, pp. 50—54 (in Russian).



20–22 ноября 2019 г.

XV Международная научно-практическая конференция «ЭЛЕКТРОННЫЕ СРЕДСТВА И СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ» XV International Scientific-practical Conference Electronic instrumentation and control systems:

Томский государственный университет систем управления и радиоэлектроники

СЕКЦИИ КОНФЕРЕНЦИИ

- | | |
|--|---|
| 1. Радиотехнические и телекоммуникационные системы | 9. Автоматизация и оптимизация систем управления и обработки информации |
| 2. Нанoeлектроника СВЧ. Интеллектуальные системы проектирования, автоматизация проектирования электронных устройств и систем | 10. Информационная безопасность |
| 3. Нанотехнологии в электронике | 11. Информационные технологии в управлении и принятии решений |
| 4. Антенны и микроволновые устройства | 12. Информационные технологии в обучении |
| 5. Приборы и методы контроля | 13. Видеоинформационные технологии и цифровое телевидение |
| 6. Нелинейная оптика | 14. Робототехника и мехатроника |
| 7. Интеллектуальная силовая электроника | 15. Математическое моделирование в естественных и технических науках |
| 8. Плазменная электроника | 16. Электронное государство |

Сайт конференции <http://www.tusur.ru/ru/science/events/conferences/>

Издательство "НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ"

107076, Москва, Стромьинский пер., 4

Телефон редакции журнала: (499) 269-5510, (499) 269-5397

Технический редактор *Е. В. Конова*. Корректор *Е. В. Комиссарова*.

Сдано в набор 03.06.2019. Подписано в печать 11.07.2019. Формат 60×88 1/8. Бумага офсетная. Усл. печ. л. 8,86. Заказ МН819. Цена договорная.

Журнал зарегистрирован в Комитете Российской Федерации по делам печати, телерадиовещания и средств массовых коммуникаций
Свидетельство о регистрации ПИ № 77-11648 от 21.01.02

Учредитель: Издательство "Новые технологии"

Оригинал-макет ООО "Авансeд солюшнз". Отпечатано в ООО "Авансeд солюшнз".
119071, г. Москва, Ленинский пр-т, д. 19, стр. 1. Сайт: www.aov.ru