



Литература

1. Горшкова, С.А. Бизнес-разведка как составляющая обеспечения экономической безопасности бизнеса / С.А. Горшкова. – М. Сборники конференций НИЦ Социосфера, 2020. – С. 135-138.
2. Шовенгердт, Р.А. Дистанционное зондирование. Методы и модели и методы обработки изображений / Р.А. Шовенгердт. – М.: Техносфера, 2013. – 592 с.
3. Кононенко, Н.А. Методы и средства распознавания визуально неразличимых объектов на спутниковых снимках / Н.А. Кононенко // Новые информационные технологии в научных исследованиях: тезисы докладов конф. – Рязань: РГРТУ, 2021. – С. 294-295.
4. Метод синтеза тематического слоя объектов транспортной сети на основе материалов космической съемки / Т.И. Михеева, А.А. Федосеев, С.В. Михеев, О.К. Головнин // Информационные технологии. – 2017. – Т. 23. – № 11. – С. 808-816.

А.Е. Горбунов, Б.И. Мифтахов, В.В. Солдаткин, В.М. Солдаткин

ПОСТРОЕНИЕ И ОЦЕНКА МЕТОДИЧЕСКИХ ПОГРЕШНОСТЕЙ СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЯ ВЫСОТНО-СКОРОСТНЫХ ПАРАМЕТРОВ САМОЛЕТА С НЕВЫСТУПАЮЩИМ ПРИЕМНИКОМ ПОТОКА

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

Для управления и обеспечения безопасности полета самолета в неспокойной атмосфере необходима информация о величине и составляющих вектора истинной воздушной скорости, аэродинамических углах атаки и скольжения, барометрической высоте и вертикальной скорости, о числе Маха и других воздушных сигналах, определяющих аэродинамические характеристики и динамику движения самолета относительно окружающей воздушной среды [1].

Измерение воздушных сигналов самолета осуществляется бортовыми средствами, которые реализуют аэрометрический (аэродинамический) и флюгерный методы с помощью вынесенных в набегающий воздушный поток приемников воздушных давлений, флюгерных датчиков аэродинамических углов, приемников температуры торможения набегающего потока, распределенных по фюзеляжу самолета [2, 3]. При этом, вынесенные за обшивку фюзеляжа датчики и приемники первичной информации нарушают аэродинамику самолета, особенно при маневрировании, увеличивают заметность движения самолета, являются причиной погрешностей, зависящих от параметров движения и окружающей среды [4, 5].

Значительные конкурентные преимущества обеспечиваются при построении системы воздушных сигналов самолета с одним (интегрированным) неподвижным невыступающим приемником набегающего воздушного потока, построенной на



основе ионно-меточного датчика, вписанного в контур фюзеляжа [6].

На рисунке приведена функциональная схема системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока, построенной на основе ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости с логотрическими информативными сигналами и интерполяционной схемой обработки [7].

Для обеспечения измерения всех воздушных сигналов самолета предложено [6] на обтекаемой поверхности системы приемных электродов ионно-меточного датчика расположить отверстие-приемник 4 (см рисунок) для забора статического давления P_H набегающего воздушного потока, которое пневмоканалом 5 связано со входом датчика абсолютного давления ДАД, например цифрового, выход которого подключен ко входу вычислительного устройства ВУ, обеспечивающего вычисление всех высотно-скоростных параметров самолета, в соответствии с разработанными алгоритмами [5].

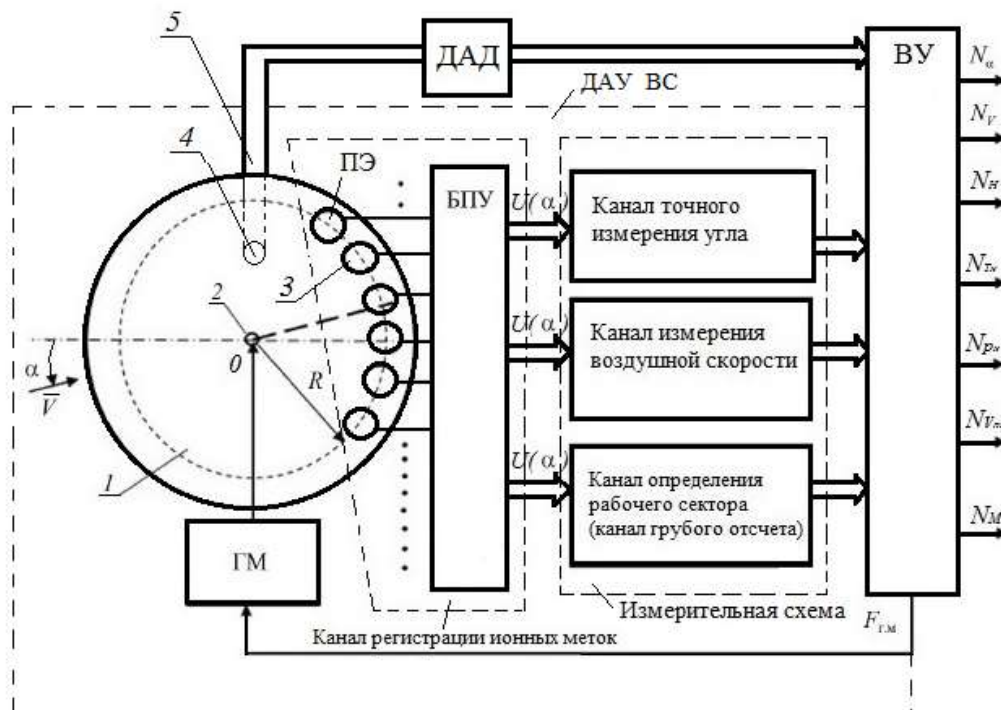


Рис. 1. Функциональная схема системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником набегающего воздушного потока

Одна группа методических погрешностей системы, как и традиционных систем [2, 3], обусловлена аэродинамическими искажениями набегающего воздушного потока в месте установки ионно-меточного датчика.

Из-за возмущений, вносимых движением самолета, давление P_M в месте расположения отверстия-приемника на внешней поверхности ионно-меточного датчика отличается от статического давления P_H невозмущенного набегающего воздушного потока на величину аэродинамического искажения ΔP_a , т.е.

$$P_M = P_H + \Delta P_a = P_H + K_P q, \quad (1)$$

где $K_P = \overline{P_M}$ – безразмерный коэффициент местного статического давления, определяемый при летных испытаниях системы на конкретном типе само-



лета для конкретного места установки ионно-меточного датчика для всех характерных режимов полета.

Поэтому барометрическая высота H_M , определяемая в каналах вихревой системы по давлению P_M в соответствии со стандартной зависимостью в диапазоне высот до 11000 м, будет иметь вид

$$H_M = \frac{T_0}{\tau} \left[1 - \left(\frac{P_M}{P_0} \right)^{\tau R} \right] = \frac{T_0}{\tau} \left[1 - \left(\frac{P_H}{P_0} \right)^{\tau R} \right] + \left(\frac{T_0}{\tau} \frac{\Delta P_a}{P_0} \right)^{\tau R} = H + \Delta H_a, \quad (2)$$

$$\Delta H_a = \left(\frac{T_0}{\tau} \frac{\Delta P_a}{P_0} \right)^{\tau R} = \left(\frac{T_0}{\tau} \frac{K_P \rho_H V_B^2}{2P_0} \right)^{\tau R},$$

где T_0 и P_0 – абсолютные температура и давление воздуха на высоте $H=0$; τ и R – температурный градиент и газовая постоянная окружающей воздушной среды; $\Delta H_a = H_M - H$ – методическая аэродинамическая погрешность определения барометрической высоты из-за искажения статического давления, воспринимаемого на поверхности ионно-меточного датчика.

Методическая аэродинамическая погрешность $\Delta V_{пр}^{P_M}$ определения приборной скорости в месте установки вихревого датчика будет определяться выражением

$$\Delta V_{пр}^{P_M} = V_{пр}^{P_M} - V_{пр} = \sqrt{2gRT_0 \left(\frac{k}{k-1} \right) \left[\left(\frac{\rho_0 T_0 P_H}{2P_0^2 T_H} (1 + K_P) V_B^2 + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} - \sqrt{2gRT_0 \left(\frac{k}{k-1} \right) \left[\left(\frac{\rho_0 T_0}{4P_0^2 T_H} V_B^2 + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (3)$$

Как показали расчеты, значения аэродинамической погрешности $\Delta V_{пр}^{P_M}$ канала приборной скорости, обусловленной отличием местного статического давления P_M от статического давления P_H невозмущенного набегающего воздушного потока при регламентируемом значении $K_P=0,05$ в диапазоне высот от 0 до 11000 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 величины приборной воздушной скорости. При увеличении (уменьшении) K_P значения методической аэродинамической погрешности $\Delta V_{пр}^{P_M}$ пропорционально увеличивается (уменьшается).

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 $V_{ВМ}$ в месте установки ионно-меточного датчика. Это увеличение можно оценить через увеличение скоростного напора $P_{дин}^M = \frac{\rho_H V_{ВМ}^2}{2}$ в месте расположения вихревого датчика, определяемой как $P_{дин}^M = (1 + K_V) P_{дин}$, где $P_{дин}$ – расчетное значение скоростного напора невозмущенного набегающего потока; K_V – безразмерный коэффициент, который зависит от параметров полета и определяется при летных испытаниях для характерных режимов полета самолета. Тогда методическую аэродинамическую погрешность $\Delta V_{Ва}$ измерения истинной воздушной скорости в месте установки ионно-меточного датчика можно оценить выражением

$$\Delta V_{Ва} = \sqrt{2gRT_H \left(\frac{k}{k-1} \right) \left[\left(1 + \frac{(1+K_V)\rho_0 T_0}{2P_0 T_H} V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} - \sqrt{2gRT_H \left(\frac{k}{k-1} \right) \left[\left(1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0 T_H} V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} \quad (4)$$

Как показали расчеты, значения методической аэродинамической погрешности $\Delta V_{Ва}$ канала истинной воздушной скорости для значения $K_V=0,05$ в диапазоне высот от 0 до 11000 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).

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.

Литература

1. Макаров, Н.Н. Система обеспечения безопасности функционирования бортового эргатического комплекса: теория, проектирование, применение / Н.Н. Макаров; под ред. доктора техн. наук В.М. Солдаткина. – М.: Машиностроение / Машиностроение-Полет, 2009. – 760 с.
2. Боднер, В.А. Приборы первичной информации / В.А. Боднер. – М.: Машиностроение, 1981. – 344 с.
3. Браславский, Д.А. Приборы и датчики летательных аппаратов / Д.А. Браславский. – М.: Машиностроение, 1974. – 392 с.
4. Солдаткин, В.М. Методы и средства измерения аэродинамических уг-



лов летательного аппарата / В.М. Солдаткин. – Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2001. – 448 с.

5. Клюев, Г.И. Измерители аэродинамических параметров летательных аппаратов: Учебное пособие / Г.И. Клюев, Н.Н. Макаров, В.М. Солдаткин, И.П. Ефимов. – Ульяновск: Изд-во Ульяновск. гос. техн. ун-та, 2005. – 509 с.

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

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

В.Д. Демина, О.В. Ермилина

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ТРАНСПОРТНЫМИ ПОТОКАМИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ НЕЧЕТКОГО РЕГУЛЯТОРА

(Пензенский государственный университет)

Светофорная сигнализация является одним из основных управляющих элементов дорожного движения. Для эффективности регулирования транспортного потока необходимо перенастроить режимы работы светофорной сигнализации в зависимости от характера движения транспортного потока.

Предложим модель движения транспорта на перекрестке. Пусть на перекрестке (рисунок 1) есть два направления: 1-4 и 2-3, которые разделены на два противоположных потока. Все четыре потока могут двигаться в различных направлениях без разворота (направо, налево, прямо).

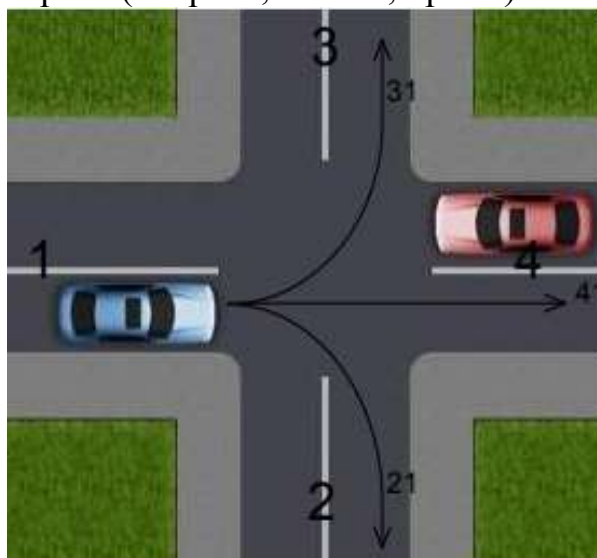


Рис. 1. Схема перекрестка с направлениями движений