



5. Ганеев Ф.А. Ионно-меточный датчик аэродинамического угла и воздушной скорости с логометрическими информативными сигналами и интерполяционными алгоритмами обработки / Ф.А. Ганеев, В.М. Солдаткин // Известия вузов. Авиационная техника. 2010. №3. С. 46-50.

6. Солдаткин В.М. Анализ и обеспечение динамической точности системы воздушных сигналов самолета с невыступающим приемником потока / В.М. Солдаткин, В.В. Солдаткин, А.В. Никитин, В.Ю. Корнилов // Известия вузов. Авиационная техника. 2018. №3. С. 139-145.

7. Солдаткин В.В. Система воздушных сигналов вертолета на основе неподвижного аэрометрического приемника и информации аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта: Монография / В.В. Солдаткин. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та. 2012. 284 с.

8. Солодов А.В. Методы теории систем в задачах непрерывной фильтрации / А.В. Солодов. – М.: Наука, 1976. 264 с.

9. Матросов В.М. Принцип сравнения в математической теории систем / В.М. Матросов, А.Ю. Анапольский, С.Н. Васильев. Новосибирск: Наука, 1979. 481 с.

10. Иванов Ю.П. Комплексование информационно-измерительных устройств летательных аппаратов / Ю.П. Иванов, А.Н. Синяков, И.В. Филатов. Л.: Машиностроение, 1984. 208 с.

В.М. Солдаткин, В.В. Солдаткин, А.В. Никитин

ТЕХНОЛОГИЯ АНАЛИЗА МЕТОДИЧЕСКИХ ПОГРЕШНОСТЕЙ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ САМОЛЕТА С НЕПОДВИЖНЫМ НЕВЫСТУПАЮЩИМ ПРИЕМНИКОМ ПОТОКА*

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

Измерение воздушных сигналов самолета осуществляется с помощью вынесенных в набегающий воздушный поток приемников воздушных давлений, флюгерных датчиков аэродинамических углов, приемников температуры торможения набегающего потока, распределенных по фюзеляжу самолета [1, 2]. При этом, вынесенные за обшивку фюзеляжа датчики и приемники первичной информации нарушают аэродинамику самолета, увеличивают заметность движения самолета, являются причиной погрешностей, зависящих от параметров движения и окружающей среды [3, 4].

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 логометрическими информативными сигналами и интер-

* Работы выполнены по гранту РФФИ №18-08-00264



поляционной схемой обработки [5, 6].

Ионно-меточный датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости ДАУ ВС [7] 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, регистрирующие воздушную скорость V_B и угол α траектории движения ионной метки совместно с набегающим воздушным потоком.

Для обеспечения измерения всех воздушных сигналов самолета с использованием рассмотренного ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости предложено [6] на обтекаемой поверхности системы приемных электродов 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].

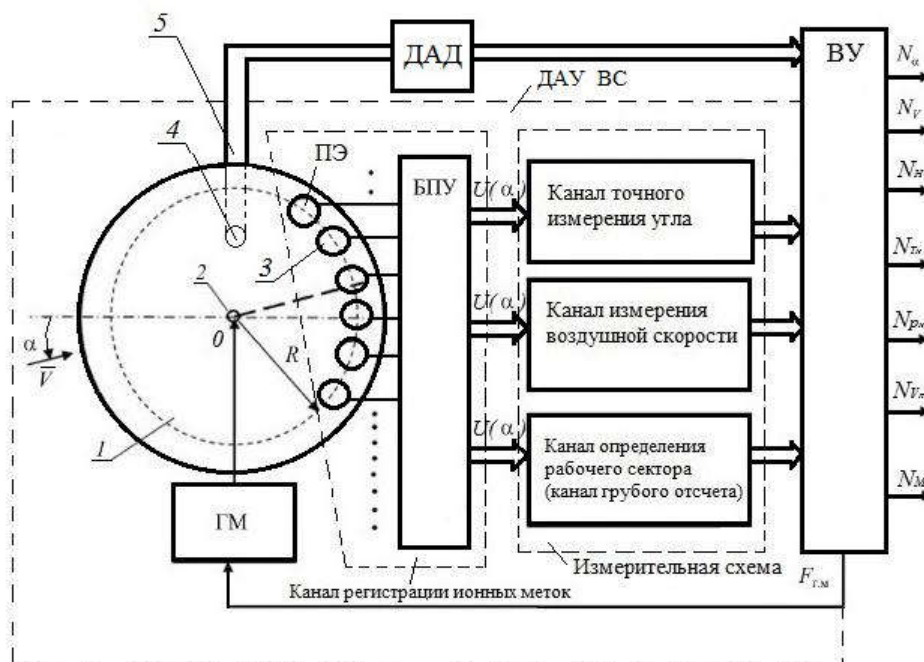


Рис. 1. Функциональная схема системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником набегающего воздушного потока

Из-за возмущений, вносимых движением самолета [4], давление P_M , воспринимаемое в месте расположения отверстия-приемника на обтекаемой поверхности ионно-меточного датчика отличается от статического давления P_H невозмущенного набегающего воздушного потока на величину аэродинамического искажения ΔP_a

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

$K_P = \overline{P_M}$ – безразмерный коэффициент местного статического давления, опреде-



ляемый 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.

Абсолютная барометрическая высота полета H_m , определяемая в каналах системы по давлению P_m , в соответствии со стандартной зависимостью [4] 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 $\Delta H_a = H_m - H$ – методическая аэродинамическая погрешность определения абсолютной барометрической высоты из-за искажения статического давления на обтекаемой поверхности ионно-меточного датчика; T_0 и P_0 – абсолютная температура и давление воздуха на высоте $H = 0$; τ – температурный градиент; R – газовая постоянная.

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 11000 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 поверхности 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, определяемая выражением

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

Как показали расчеты, значения аэродинамической погрешности $\Delta V_{\text{пр}}^{P_m}$ канала приборной скорости системы воздушных сигналов с неподвижным невыступающим приемником потока, обусловленной отличием местного статического давления P_m , в месте установки ионно-меточного датчика от статического



давления P_H невозмущенного набегающего воздушного потока при значении $K_P=0,05$ в диапазоне высот от 0 до 11000 м и скорости полета от 50 до 1200 км/ч изменяются от 1,26 км/ч до 34 км/ч, т.е. составляет около 2,5...2,8% от величины истинной воздушной скорости. При увеличении (уменьшении) K_P значения методической аэродинамической погрешности $\Delta V_{пр}^{P_M}$ пропорционально увеличивается (уменьшается).

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

Методическую аэродинамическую погрешность $\Delta V_{Ба}$ измерения истинной воздушной скорости в месте установки ионно-меточного датчика можно оценить выражением

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

Как показали расчеты, значения методической аэродинамической погрешности $\Delta V_{Ба}$ 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 11000 м при изменении скорости полета от 50 до 1200 км/ч изменяется от 1,2 км/ч до 22,5 км/ч. При значении $K_V=0,02$ изменяется от 0,5 км/ч до 9,1 км/ч, при значении $K_V=0,01$ изменяется от 0,25 км/ч до 4,6 км/ч.

Аналогично приборная скорость полета и число Маха вычисляются по истинной воздушной скорости $V_{ВМ}$, с методическими аэродинамическими погрешностями

$$\Delta V_{пра} = \sqrt{2gRT_0 \frac{k}{k-1} \left[\left(1 + \frac{\rho_0 T_0 P_H}{2P_0^2 T_H} (1 + K_V) V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} - \sqrt{2gRT_0 \frac{k}{k-1} \left[\left(1 + \frac{\rho_0 T_0 P_H}{2P_0^2 T_H} V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}; \quad (5)$$



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

$$\text{где } \Delta M_a = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[\left(1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0 T_H} (1 + K_V) V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} - \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[\left(1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0 T_H} V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}, \quad (6)$$

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

Как показывают расчеты, значение методической аэродинамической погрешности $\Delta V_{\text{пра}}$ зависит от высоты и скорости полета. При $K_V=0,01$, $H=0$ и $V_B=50$ км/ч $\Delta V_{\text{пра}} = 0,252$ км/ч, при $V_B=1200$ км/ч $\Delta V_{\text{пра}} = 4,6$ км/ч. При $K_V=0,01$, $H=11000$ м и $V_B=50$ км/ч – $\Delta V_{\text{пра}}=0,36$ км/ч, при $V_B=1200$ км/ч – $\Delta V_{\text{пра}} = 5,1$ км/ч. При $K_V=0,02$ и $K_V=0,05$ в исследуемом диапазоне высот и скоростей погрешности $\Delta V_{\text{пра}}$ пропорционально увеличиваются.

Как показывают расчеты, значения методической аэродинамической погрешности ΔM_a канала числа Маха также не зависит от высоты полета и при $K_V=0,01$ изменяется от $\Delta M_a = 0$ при $V_B=50$ км/ч до $\Delta M_a = 0,004$ при $V_B=1200$ км/ч. При $K_V=0,02$ методическая аэродинамическая погрешность ΔM_a в исследуемом диапазоне скоростей изменяется от $\Delta M_a = 0$ до $\Delta M_a = 0,008$.

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. Боднер В.А. Приборы первичной информации. М.: Машиностроение, 1981. 344 с.
2. Браславский Д.А. Приборы и датчики летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1974. 392 с.
3. Солдаткин В.М. Методы и средства измерения аэродинамических углов летательного аппарата. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та. 2001. 448 с.
4. 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. 509 с.
5. 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.

6. 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. Том 18 №7. С. 495-502.

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

Л.Л. Сигаев

РАЗРАБОТКА, РЕАЛИЗАЦИЯ И ПРАКТИЧЕСКОЕ ПРИМЕНЕНИЕ АЛГОРИТМА НАХОЖДЕНИЯ МИНИМАЛЬНОГО ПОКРЫТИЯ В ГРАФАХ

(Самарский университет)

Введение

Теория графов – одна из тех наук, которых можно назвать «молодыми». Основы этой науки заложил Леонард Эйлер, математик швейцарского происхождения XVIII века, который в 1736 году в одном из своих писем сформулировал и предложил решение задачи о семи кёнигсбергских мостах, которая позже стала одной из классических задач теории графов. С тех самых пор теория графов начала свой длинный путь развития и становления. В постоянно развивающемся современном мире постепенно начали возникать случаи для применения теоретических достижений этих наук. Однако вместе с успешными случаями применения, начали возникать и актуальные проблемы, для решения которых требовалось создание рабочих и эффективных алгоритмов.

Задачу о нахождении наименьшего вершинного покрытия графа вполне можно отнести к актуальным проблемам теории графов, **так как на данный момент точного и единого алгоритма, который находил бы необходимое вершинное покрытие не разработано.**

Отметим, что вершинные покрытия имеют достаточно широкое практическое применение: с помощью этого раздела могут быть решены практические задачи самого широкого спектра: от размещения военных гарнизонов по населенным пунктам до разработки плана размещения заправочных станций.

Цель данной исследовательской работы —разработать, реализовать и применить алгоритм, который при определенных входных параметрах был бы способен строить минимальные вершинные покрытия графов..

Формулировка задачи о вершинном покрытии

Строгая формулировка задачи, которой посвящена данная работа, звучит следующим образом - нахождение наименьшего покрывающего множества вершин графа.