

*Safety and efficiency of operation of complex high-cost means of transportation are impossible without thorough training of operators. Major attention in the process of training of the operators is devoted to the trainer-machine and methods of evaluation of the reached results of training. The author proposes a methodology for evaluation of the quality of man-operator training for operation of the complex high-cost means of transportation, aircraft, for example. In the process of realization of operators' training the trainer-machines are used for receiving signals from the filter of the second order. The filter meets the standard of a generator of a white noise. Use of a standard generator of the white noise gives a possibility to obtain valuable conclusions. The experiment of the trainer-machine was an immediate success — the results were surprising. A spectrum of the signals were received, which by the frequency and amplitude, as it was found out, were near the spectrum of the signals typical for the real conditions of a high-mobile flight of an aircraft. Evaluation of the reached results of training on the trainer-machine demonstrated the quality of stabilization and direction-control of an aircraft as far as four rather difficult problems are concerned. Those problems relate to the dynamics of an aircraft. They are described by the systems of a differentiation equation, which is the program maintenance of the trainer-machine. An operator solves the problems of the longitudinal and transversal or diametrical direction of a flight. The mathematical algorithm for stabilization and direction of an aircraft envisages that the machine time of the operator's reaction is equal to 2 s. It is the time accepted for the standard, based on the results of a big number of experiments and thorough research. Evaluation of the reached results of training of a man-operator is based on the established facts and it ensures the minimal value of the ratio of the root-mean-square deviations of the parameters of a turbulent airflow and errors of stabilization and control of a man-operator on pitch and roll of a plane (aircraft).*

**Keywords:** estimation, operator, quality of training, reliability, aircraft, effectiveness, training, form-filter of the second order

For citation:

**Shibanov G. P.** Evaluation of the Quality of Training of the Aircraft Operators, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2017, vol. 18, no. 7, pp. 492—495.

DOI: 10.17587/mau.18.492-495

#### References

1. **Shibanov G. P.** Estimation of efficiency work of crew at stress conditions. *Psychological problems of space flight*, Moscow, Nauka, 1979, pp. 69—84 (in Russian).
2. **Shibanov G. P.** Quantitative estimation of man operational in systems "man-machinery", Moscow, Mashinostroenie, 1983, 263 p. (in Russian).
3. **Naftulyev A. I.** Certain engineer-psychology problems of development trainers, *Scientific paper of LGU*, no. 380, *Experimental and applied psychology*, Leningrad, 1975, iss. 6, pp. 88—94 (in Russian).
4. **Ventcel E. S.** Theory of probability, Moscow, Nauka, Fismatgis, 1974, 564 p. (in Russian).

5. **Pugachev V. S.** Optimization training systems, *Paper of AN SSSR*, 1967, vol. 175, no. 5, pp. 1022—1025 (in Russian).

6. **Pugachev V. S.** Theory of probability and mathematical statistics, Moscow, Nauka, Fismatgis, 1979, 496 p. (in Russian).

7. **Shibanov G. P.** Optimization of systems control flying machine for criteria controlled and observable, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2012, no. 4, pp. 57—59 (in Russian).

8. **Shibanov G. P.** Optimization of process test-control of airborne of flying machine, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2014, no. 6, pp. 57—61 (in Russian).

9. **Bujgens G. S.** Aerodynamics, stability and controllability of supersonic airplanes, Moscow, Nauka, 1998, 770 p. (in Russian).

10. **Gulyev V. V., Demchenko O. F., Doldenkov N. I.** et al; Edited by V. A. Podobedov. Mathematic simulation in the time of formation the face flying machine, Moscow, Mashinostroenie-Polet, 2005, 496 p. (in Russian).

11. **Ushakov I. B., Bogomolov A. V., Kukushkin Ju. A.** Patterns of functional state of operator, Moscow, Nauka, 2010, 390 p. (in Russian).

12. **Ushakov I. B., Kukushkin Ju. A., Bogomolov A. V.** Edited by A. I. Grigoriev, Physiology of work and reliability of man activities, Moscow, Nauka, 2008, 317 p. (in Russian).

УДК 629.7.05.67: 629.7.054.44

DOI: 10.17587/mau.18.495-502

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

**В. В. Солдаткин**, д-р техн. наук, доц., w-soldatkin@mail.ru,

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

**Д. Л. Крылов**, гл. конструктор, kdldim@mail.ru,

АО "Аэроприбор-Восход", Москва

## Теоретические основы построения системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока

*Раскрываются особенности построения, алгоритмы обработки информации, методика и оценка погрешностей измерения высоко-скоростных параметров системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока.*

**Ключевые слова:** самолет, воздушные сигналы, измерение, система, неподвижный невыступающий приемник, теоретические основы построения, алгоритмы, оценка точности измерительных каналов

### Введение

Полет самолета происходит в пределах атмосферы, и для его выполнения в штурвальной и автоматическом режимах пилотирования и эффективного решения полетных задач необходима достоверная

информация о величине и составляющих вектора истинной воздушной скорости, аэродинамических углах атаки и скольжения, барометрической высоте, приборной скорости, числе Маха, других воздушных сигналах, определяющих аэродинамику и

устойчивость движения самолета относительно окружающей воздушной среды [1, 2].

Традиционные средства измерения указанных воздушных сигналов самолета реализуют аэродинамический и аэрометрические методы с использованием вынесенных в набегающий воздушный поток пространственно распределенных флюгерных датчиков аэродинамических углов, приемников воздушных давлений, приемников температуры торможения. Они нарушают аэродинамику самолета, особенно при маневрировании, что приводит к погрешностям измерения, зависящим от параметров полета и окружающей среды, снижают надежность работы системы в реальных условиях эксплуатации [3–6].

Возможность получения информации об аэродинамических параметрах полета самолета с помощью невыступающего приемника параметров набегающего воздушного потока реализована в ионно-меточных датчиках аэродинамических углов и воздушной скорости [4, 7, 8].

В ионно-меточном датчике аэродинамических углов и истинной воздушной скорости реализуется кинематический метод измерения, при котором точность измерения аэродинамического угла и истинной воздушной скорости не зависит от состояния окружающей среды — температуры, атмосферного давления, плотности, влажности. Чисто электронная схема преобразования информативных сигналов в выходную информацию, вписанная в

контур фюзеляжа система приемных электродов и другие достоинства ионно-меточного датчика аэродинамического угла и воздушной скорости определяют целесообразность построения на его основе системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока.

### 1. Построение системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока

На рис. 1 приведена функциональная схема системы воздушных сигналов с неподвижным невыступающим приемником потока, построенной на основе ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости с логометрическими информативными сигналами и интерполяционной схемой обработки [9].

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

Для формирования логометрических информативных сигналов  $U(\alpha)$  по измеряемому углу  $\alpha$  система приемных электродов выполнена в виде металлической маски, как показано на рис. 2.

Маска представляет собой тонкую металлическую пластину 1, на которой находятся отверстия 2, рас-

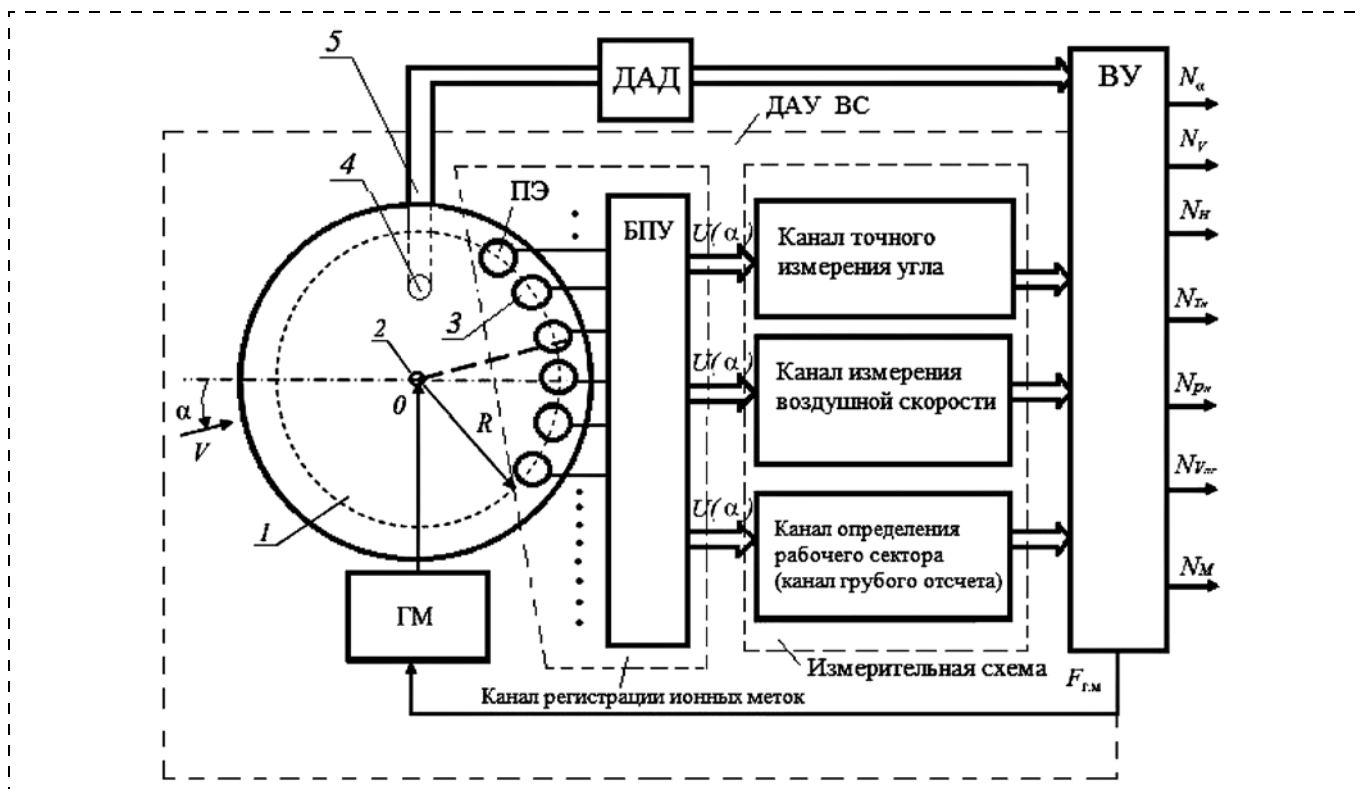


Рис. 1. Функциональная схема системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока

положенные на одинаковом расстоянии по окружности радиусом  $R$  с центром в точке генерации ионной метки. Под маской  $1$  находится диэлектрическая плата  $3$  с приемными электродами  $4$ , которые располагаются непосредственно под отверстиями  $2$  металлической маски  $1$ .

Данная конструкция системы приемных электродов является достаточно простой в реализации и позволяет обеспечить высокую точность формирования синусоидальных и косинусоидальных угловых характеристик информативных сигналов  $U(\alpha)$  блока предварительных усилителей канала регистрации ионных меток (рис. 2, б). Выходные логометрические сигналы  $U(\alpha)$  БПУ подаются на входы измерительной схемы.

Измерительная схема датчика включает три канала: канал определения рабочего сектора изме-

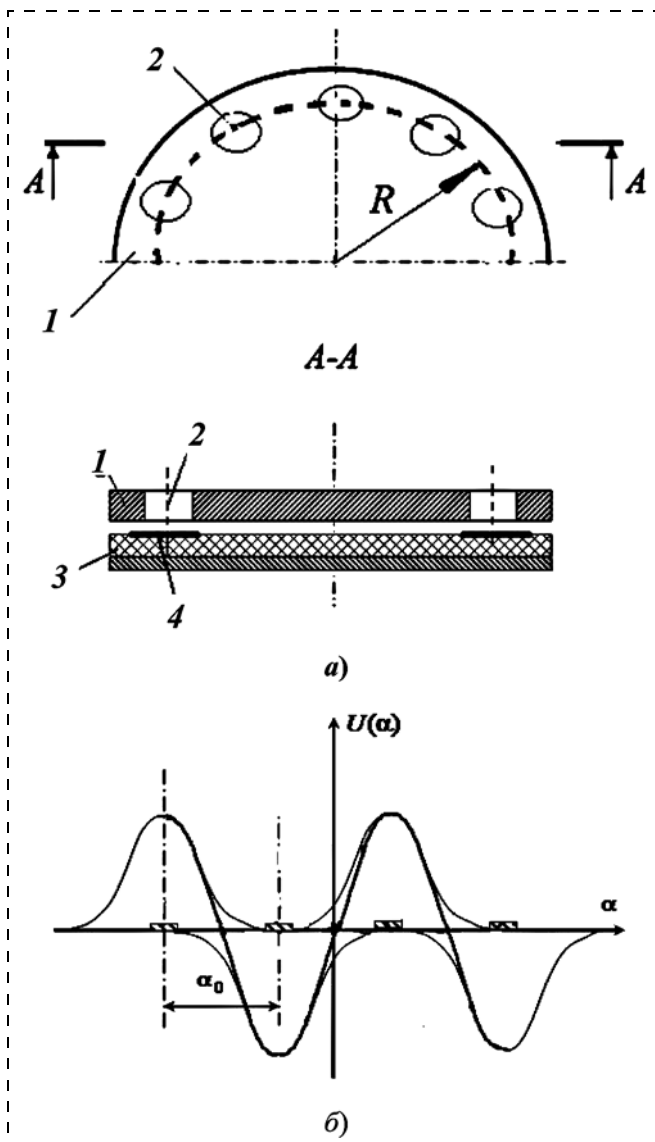


Рис. 2. Конструкция металлической маски (а) и принцип формирования логометрических характеристик (б) системой приемных электродов

ряемого аэродинамического угла  $\alpha$  (канал грубого отсчета), канал точного измерения измеряемого угла в пределах рабочего сектора и канал измерения истинной воздушной скорости  $V_B$ , выходы которых подключены к вычислительному устройству (ВУ). На выходе ВУ формируются цифровые сигналы  $N_\alpha$  и  $N_V$  по аэродинамическому углу  $\alpha$  и модулю  $V_B$  вектора истинной воздушной скорости. ВУ выдает также сигнал  $F_{ГМ}$ , управляющий работой генератора меток ГМ, который задает частоту  $F_{ГМ}$  формирования ионной метки.

Выполнение измерительной схемы в виде канала определения рабочего сектора измеряемого угла, являющегося каналом грубого отсчета, и канала точного измерения угла в каждом из рабочих секторов позволяет существенно повысить разрешающую способность по измеряемому аэродинамическому углу во всем диапазоне его изменения без увеличения числа приемных электродов и габаритных размеров системы приемных электродов. Двухканальное выполнение канала измерения аэродинамического угла обеспечивает надежное определение рабочего сектора и точное измерение текущего значения угла внутри каждого рабочего сектора. Это позволяет повысить точность измерения в широком диапазоне изменения аэродинамического угла при одновременном изменении модуля истинной воздушной скорости. Канал измерения истинной воздушной скорости позволяет с высокой точностью формировать интервал времени пролета ионной метки от точки генерации до окружности с приемными электродами при одновременном изменении аэродинамического угла, что повышает точность измерения истинной воздушной скорости.

Для обеспечения одновременного измерения всех воздушных сигналов самолета с использованием рассмотренного ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости предложено [9] на металлической пластине — маске системы приемных электродов расположить отверстие-приемник  $4$  (см. рис. 1) для забора статического давления  $P_H$  набегающего воздушного потока, связанное пневмоканалом  $5$  со входом датчика абсолютного давления ДАД, например цифрового, выход которого подключен ко входу вычислительного устройства ВУ, обеспечивающего вычисление воздушных сигналов самолета.

#### Алгоритмы обработки информации системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока

Ионно-меточный датчик аэродинамических углов и истинной воздушной скорости с встроенным приемником статического давления устанавливается на самолете таким образом, чтобы система приемных электродов  $1$  (см. рис. 1) находилась в плоскости изменения измеряемого аэродинамического угла  $\alpha$  вектора  $V_B = -V$  истинной воздушной скорости. Цикл измерения начинается с подачи

с выхода вычислительного устройства ВУ сигнала  $F_{ГМ}$ . В соответствии с сигналом  $F_{ГМ}$  генератор метки ГМ выдает импульс высоковольтного напряжения на разрядник 2, установленный в точке 0 генерации ионной метки. За счет искрового разряда разрядника в точке 0 образуется ионизированная область — ионная метка с явно выраженной электростатическим зарядом  $q_M$ . Заряженная ионная метка перемещается совместно с вектором скорости  $V$  набегающего воздушного потока и приобретает его параметры движения — скорость  $V$  и направление  $\alpha$  относительно оси симметрии системы приемных электродов 1. При перемещении ионной метки совместно с набегающим воздушным потоком заряженная ионная метка пролетает вблизи приемных электродов 3 и наводит (индуцирует) на них электрические заряды, значение которых зависит от расстояния ионной метки от приемного электрода и углового положения  $\alpha$  траектории движения ионной метки.

За счет выбора конструктивных параметров системы приемных электродов с помощью четных приемных электродов на выходах четных предварительных усилителей формируются положительные и отрицательные полуволны синусоидальных угловых характеристик информативных сигналов  $U(\alpha)$  (рис. 2, б). С помощью нечетных приемных электродов на выходах нечетных предварительных усилителей формируются положительные и отрицательные полуволны косинусоидальных угловых характеристик информативных сигналов  $U(\alpha)$ .

Выходные сигналы предварительных усилителей блока предварительных усилителей (БПУ) (см. рис. 1) подаются на входы канала определения рабочего сектора (канал грубого отсчета) измеряемого аэродинамического угла, канала точного измерения угла в рабочем секторе и канала измерения истинной воздушной скорости. Выходные сигналы указанных каналов подаются на входы ВУ, который по результатам обработки входной информации выдает цифровые коды  $N_\alpha$ ,  $N_V$  по измеряемому аэродинамическому углу  $\alpha$  и воздушной скорости  $V_B$ .

При попадании траектории ионной метки в  $i$ -й грубый канал текущее значение измеряемого аэродинамического угла определяется как

$$\alpha = i\alpha_0 + \alpha_p, \quad (1)$$

где  $\alpha_0$  — угол, охватывающий рабочий сектор грубого канала отсчета (при  $i_{\max} = 4$ ,  $\alpha_0 = 90^\circ$ );  $i$  — номер рабочего сектора ( $i = \overline{1, 4}$ ).

Сигналы  $\sin U(\alpha_i)$  и  $\cos U(\alpha_i)$ , пропорциональные синусу и косинусу измеряемого угла  $\alpha_i$  в рабочем секторе грубого канала, обрабатываются в вычислительном устройстве, на выходе которого выдается цифровой код  $N_\alpha$ , связанный со значением  $\alpha_p$  из-

меряемого аэродинамического угла точного канала соотношением

$$\alpha_p = \arctg \frac{\sin U(\alpha_i)}{\cos U(\alpha_i)}, \quad (2)$$

где  $\alpha_i$  — текущее значение аэродинамического угла в пределах  $i$ -го рабочего сектора.

При работе канала измерения истинной воздушной скорости формируется интервал времени  $\tau_V$  пролета ионной метки расстояния  $R$  от точки генерации ионной метки до окружности с приемными электродами. В соответствии с интервалом времени  $\tau_V$  в вычислительном устройстве вырабатывается цифровой код  $N_V$ , пропорциональный истинной воздушной скорости

$$V_B = \frac{R}{\tau_V}. \quad (3)$$

По воспринимаемому статическому давлению  $P_H$  в соответствии со стандартными зависимостями, соответствующими ГОСТ 4401—81 [11], определяется текущая абсолютная барометрическая высота полета по формулам

$$H = \frac{T_0}{\tau} \left[ 1 - \left( \frac{P_H}{P_0} \right)^{\tau R} \right] \text{ при } -2000 \text{ м} < H \leq 11\,000 \text{ м};$$

$$H = H_{11} + RT_{11} \ln \frac{P_{11}}{P_H} \text{ при } 11\,000 \text{ м} < H \leq 20\,000 \text{ м}, \quad (4)$$

где  $T_0 = 288,15$  °К — средняя абсолютная температура на уровне моря;  $P_0 = 101\,325$  Па = 760 мм рт. ст. — среднее абсолютное давление на уровне моря;  $\tau = 0,0065$  К/м — температурный градиент, определяющий изменение абсолютной температуры воздуха  $T_H$  при измерении высоты;  $R = 29,27125$  м/К — газовая постоянная;  $T_H, P_H$  — абсолютные температура и давление на текущей высоте  $H$ ;  $T_{11} = 216,65$  К и  $P_{11} = 22\,632$  Па = 169,754 мм рт. ст. — абсолютная температура и давление воздуха на высоте  $H_{11} = 11\,000$  м.

Используя ГОСТ 5212—74 [12], истинную воздушную скорость  $V_B$  самолета, измеренную ионно-меточным датчиком, можно представить в виде

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

$$= \sqrt{2gRT_H \left( \frac{k}{k-1} \right) \left[ \left( \frac{P_{\Pi}}{P_H} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}, \quad (5)$$

где  $g = 9,80665$  м/с<sup>2</sup> — ускорение свободного падения;  $k = 1,4$  — показатель адиабаты для воздуха;

$P_{\text{дин}} = \frac{\rho_H V_B^2}{2}$  — скоростной напор (динамическое давление) набегающего воздушного потока;  $P_{\text{п}} = P_H + P_{\text{дин}}$  — полное давление набегающего воздушного потока;  $\rho_H$  — плотность воздуха на высоте полета  $H$ , которую можно представить как [13]

$$\rho_H = \rho_0 \frac{P_H T_0}{P_0 T_H}, \quad (6)$$

где  $\rho_0 = 0,125 \text{ кг} \cdot \text{с}^2/\text{м}^4$  — массовая плотность воздуха на высоте  $H = 0$ .

Если в выражение (5) подставить значения параметров, измеряемых ионно-меточным датчиком с отверстием-приемником для забора статического давления, то с учетом выражения (6) получим соотношение вида

$$V_B^2 = 2gR \left( \frac{k}{k-1} \right) T_H \left[ \left( 1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0^2 T_H} V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]. \quad (7)$$

Полученное соотношение устанавливает неявную, но однозначную связь измеряемой ионно-меточным датчиком истинной воздушной скорости  $V_B$  с абсолютной температурой  $T_H$  воздуха на высоте полета  $H$ , например вида [14]:

$$T_H = \frac{V_B^2}{2gR \left( \frac{k}{k-1} \right) \left[ \left( 1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0^2 T_H} V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}. \quad (8)$$

Определяя из соотношения (8) абсолютную температуру  $T_H$ , по зависимости (6) можно вычислить плотность воздуха  $\rho_H$  на высоте  $H$ .

Тогда в соответствии с ГОСТ 5212—74 [11] можно определить (вычислить) приборную скорость полета — истинную воздушную скорость, приведенную к нормальным условиям на уровне  $H = 0$ , по формуле

$$V_{\text{пр}} = \sqrt{2gRT_0 \left( \frac{k}{k-1} \right) \left[ \left( 1 + \frac{\rho_0 T_0 P_H}{2P_0^2 T_H} V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}. \quad (9)$$

При необходимости можно вычислить число Маха—Маевского, характеризующее отношение истинной воздушной скорости к скорости звука  $a_H = \sqrt{kgRT_H}$  на данной высоте  $H$ . При дозвуковой скорости полета уравнение для определения числа Маха—Маевского имеет вид

$$M = \frac{V_B}{a_H} \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[ \left( 1 + \frac{\rho_0 T_0 P_H}{2P_0^2 T_H} V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}. \quad (10)$$

Следует отметить, что для исключения влияния угла скольжения на работу канала угла атаки на самолете необходимо использовать два ионно-меточных датчика, устанавливаемых на правом и левом сторонах фюзеляжа. При этом показания выходных сигналов по углу атаки обоих датчиков усредняются, снижая случайную составляющую погрешности измерения угла атаки самолета. Аналогично усредняются и выходные сигналы по другим высотно-скоростным параметрам, уменьшая случайную погрешность их измерения. Для измерения угла скольжения система приемных электродов еще одного ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости 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.

#### Оценка погрешностей измерительных каналов системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока

При определении погрешностей измерения высотно-скоростных параметров в измерительных каналах системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока необходимо учитывать методические и инструментальные погрешности, статические и динамические составляющие, собственные и вынужденные динамические погрешности.

В процессе разработки системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока и встроенным приемником статического давления с учетом конкретного места установки датчика ДАУ ВС на конкретном самолете проводится уточнение алгоритмов обработки первичной информации, а следовательно, и учет основных составляющих методической погрешности измерительных каналов системы.

Снижение собственных и вынужденных динамических погрешностей измерительных каналов системы обеспечивается за счет соответствующего выбора конструктивных параметров датчика ДАУ ВС и использования фильтров доминирующих аэродинамических и турбулентных помех.

Часть основных и дополнительных статических погрешностей измерительных каналов системы учитывается при оценке инструментальной погрешностей ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости, полученных по результатам расчетов и экспериментальных исследований образцов датчика в аэродинамической трубе и в летном эксперименте.

За счет соответствующего выбора элементной базы каналов аналого-цифрового преобразования и обработки информативных сигналов в вычисли-

теле их инструментальные погрешности можно не учитывать.

Поэтому оценку погрешностей измерительных каналов системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока проведем по данным инструментальной точности измерения аэродинамического угла и истинной воздушной скорости ионно-меточного датчика.

Погрешность определения барометрической высоты будет определяться, в основном, инструментальной погрешностью используемого датчика статического давления.

С учетом выражения (4) связь погрешности  $\Delta H$  измерения абсолютной барометрической высоты  $H$  с погрешностью  $\Delta P_H$  используемого в системе датчика абсолютного статического давления  $P_H$  в диапазоне высот до 11 000 м будет иметь вид

$$\Delta H = 2396,53 \frac{1}{P_H^{0,807169}} \Delta P_H. \quad (11)$$

Определим значения основной погрешности  $\Delta H$  измерения барометрической высоты при использовании в качестве датчика статического давления отечественных датчиков типа ДДГ, ДДЧП, ДДГМ [15].

Как показали расчеты, при допустимой относительной погрешности указанных датчиков до 0,01 % [15] в диапазоне высот до 11 000 м (при изменении статического давления в диапазоне от 101 325 до 19 399,4 Па) погрешность измерения барометрической высоты не будет превышать значения  $\Delta H < \pm 5 \dots 10$  м.

Как показывает опыт разработки ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости [4], при скорости полета более 40 км/ч погрешности измерения аэродинамического угла и истинной воздушной скорости не превышают значений  $\Delta \alpha = \pm 0,15 \dots 0,2^\circ$ ,  $\Delta V_B = \pm (0,004 \dots 0,005) V_B$ .

Оценим погрешность  $\Delta T_H$  определения температуры наружного воздуха  $T_H$  в каналах системы воздушных сигналов с учетом погрешности  $\Delta V_B$  измерения истинной воздушной скорости ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости.

Подставляя в выражение (15) численные значения входящих величин, получим

$$T_H = \frac{V_B^2}{2008 \left[ \left( 1 + \frac{1,78 \cdot 10^{-5}}{T_H} V_B^2 \right)^{0,286} \right] - 1}. \quad (12)$$

Так как соотношение (12) неявно отражает связь температуры наружного воздуха  $T_H$  с истинной воздушной скоростью  $V_B$ , измеряемой ионно-меточным датчиком аэродинамического угла и истинной воздушной скорости, погрешность  $\Delta T_H$

определения температуры наружного воздуха оценим, используя известное соотношение [15]

$$T_H = T_0 - \tau H. \quad (13)$$

В этом случае инструментальная погрешность  $\Delta T_H$  определения температуры наружного воздуха однозначно связана с погрешностью  $\Delta H$  определения барометрической высоты, которая определяется инструментальной погрешностью используемого датчика абсолютного давления.

При использовании отечественных датчиков абсолютного давления инструментальную погрешность определения температуры наружного воздуха можно оценить как

$$\Delta T_H \leq \pm \tau \Delta H \leq \pm (0,0325 \dots 0,065) K.$$

Методическая погрешность определения температуры наружного воздуха будет определяться методической погрешностью приемника статического давления, встроенного в поверхность ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости.

Пренебрегая погрешностью вычисления приборной скорости в каналах системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока, для оценки погрешности определения приборной скорости воспользуемся известной связью ее с истинной воздушной скоростью вида

$$V_{пр} = \Delta_H V_B, \quad (14)$$

где  $\Delta_H = \frac{\rho_H}{\rho_0} = \frac{P_H T_0}{P_0 T_H}$  — относительная плотность воздуха на данной высоте  $H$ .

Тогда в первом приближении погрешность определения приборной скорости можно оценить соотношением

$$\Delta V_{пр} = \Delta_H V_B = \frac{P_H T_0}{P_0 T_H} \Delta V_B. \quad (15)$$

Подставляя в выражение (15) численные значения, при  $H = 0$  получим

$$\Delta V_{пр} = \frac{288,15}{101\,325} \frac{P_H}{T_H} \Delta V_B = 0,284 \cdot 10^{-2} \frac{P_H}{T_H} \Delta V_B. \quad (16)$$

При погрешности измерения истинной воздушной скорости ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости  $\Delta V_B = \pm (0,004 \dots 0,005) V_B$  при полете со скоростью  $V_B = 300$  м/с на высоте  $H = 11\,000$  м получим

$$\begin{aligned} \Delta V_{пр} &= \pm 0,284 \cdot 10^{-2} \frac{22\,632}{216,65} (0,004 \dots 0,005) \cdot 300 = \\ &= \pm (0,29 \dots 0,36) \text{ м/с} = \pm (1,04 \dots 1,32) \text{ км/ч.} \end{aligned}$$

Для оценки погрешности определения числа Маха в каналах системы воспользуемся известным соотношением [15]

$$M = \frac{V_B}{\sqrt{2gRT_H}} \quad (17)$$

Тогда погрешность  $\Delta M$  измерения числа Маха можно оценить как

$$\begin{aligned} \Delta M &= \frac{\partial M}{\partial V_B} \Delta V_B + \frac{\partial M}{\partial T_H} \Delta T_H = \\ &= \frac{1}{\sqrt{2gRT_H}} \Delta V_B + \frac{V_B}{2\sqrt{2gR}} \Delta T_H \end{aligned} \quad (18)$$

Подставляя в выражение (18) численные значения входящих величин, получим

$$\Delta M = \frac{0,04}{\sqrt{T_H}} \Delta V_B + \frac{0,02 V_B}{T_H} \Delta T_H$$

При расчетных значениях  $V_B = 300$  м/с;  $\Delta V_B = \pm(0,004\dots 0,005)V_B$ ;  $\Delta T_H \leq \pm(0,0325\dots 0,065)$  К получим:

- при  $H \approx 0$  :  $\Delta M \leq \pm 0,005$ ;
- при  $H = 11\ 000$  м :  $\Delta M \leq \pm 0,0018$ .

Таким образом, по сравнению с известными системами система воздушных сигналов, построенная на основе ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости с встроенным приемником статического давления, имеет ряд существенных преимуществ.

1. Обеспечивает одновременное измерение всех высотно-скоростных параметров, определяющих движение самолета относительно окружающей воздушной среды в общей точке поверхности самолета.

2. Измерение всех высотно-скоростных параметров движения самолета относительно окружающей воздушной среды осуществляется с помощью одного неподвижного невыступающего приемника потока, не искажающего аэродинамику самолета.

3. Измерение всех высотно-скоростных параметров обеспечивается без существенного усложнения конструктивной схемы ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости.

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

Разработанная методика позволяет оценить инструментальные погрешности измерительных ка-

налов системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока и встроенным приемником статического давления и при других исходных данных, при этом полученные значения погрешностей измерительных каналов свидетельствуют о их соответствии современным требованиям, определяют перспективы применения системы на самолетах различного класса и назначения.

#### Список литературы

1. **Практическая** аэродинамика маневренных самолетов / Под ред. Н. М. Лысенко. М.: Воениздат, 1977. 439 с.
2. **Гайнутдинов В. Г.** Алгоритм автоматизированного проекторочного расчета параметров устойчивости и управляемости самолета // Известия вузов. Авиационная техника. 2010. № 3. С. 24–27.
3. **Макаров Н. Н.** Состояние и перспективы развития автономных измерителей пилотажных параметров // Известия вузов. Авиационная техника. 2001. № 2. С. 3–5.
4. **Солдаткин В. М.** Методы и средства измерения аэродинамических углов летательного аппарата. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2001. 448 с.
5. **Алексеев Н. В., Вожаев Е. С., Кравцов В. Г.** и др. Системы измерения воздушных сигналов нового поколения // Авиакосмическое приборостроение. 2003. № 8. С. 31–36.
6. **Макаров Н. Н.** Системы обеспечения безопасности функционирования бортового эргатического комплекса: теория, проектирование, применение / Под ред. доктора техн. наук В. М. Солдаткина. М.: Машиностроение, 2009. 760 с.
7. **Чумаров А. Р.** Структуры и характеристики ионно-меточных датчиков аэродинамических углов и воздушной скорости // Известия вузов. Авиационная техника. 2001. № 3. С. 34–37.
8. **Ганеев Ф. А.** Синтез структуры и алгоритм преобразования времяпролетного ионно-меточного датчика воздушной скорости и угла атаки самолета // Известия вузов. Авиационная техника. 2006. № 4. С. 53–56.
9. **Патент** на изобретение № 2445634 С2, МПК G01P 5/14. Меточный датчик аэродинамического угла и воздушной скорости / Ганеев Ф. А., Солдаткин В. М., Уразбахтин И. Р., Макаров Н. Н., Кожевников В. И. Заявл. 05.05.2010, № 2010118253/28. Опубл. 20.03.2012. Бюл. № 8.
10. **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.
11. **ГОСТ 4401–81.** Атмосфера стандартная. Параметры. М.: Изд-во Стандартов, 1981. 179 с.
12. **ГОСТ 5212–74.** Таблицы аэродинамическая. Динамические давления и температуры торможения воздуха для скорости полета от 10 до 4000 км/ч. Параметры. М.: Изд-во Стандартов, 1974. 239 с.
13. **Залманзон Л. А.** Проточные элементы пневматических приборов контроля и управления. М.: Изд-во АН СССР, 1961. 249 с.
14. **Солдаткина Е. С., Солдаткин В. М.** Вихревой датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости с расширенными функциональными возможностями // Известия вузов. Авиационная техника. 2012. № 4. С. 56–59.
15. **Системотехническое** проектирование измерительно-вычислительных систем / Под ред. проф. В. М. Солдаткина. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та. 2011. 150 с.

# Theoretical Foundations for Construction the Air Data System for the Aircraft with a Stationary Included Receiver of 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, Republic of Tatarstan, Russian Federation,  
**D. L. Krylov**, kdldim@mail.ru,  
Aeropribor-Voskhod Co., Moscow, 105318, Russian Federation

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

Received on April 10, 2017

Accepted on May 12, 2017

The traditional air data systems are based on the aerodynamic and aerometric method employing the fixed for the incoming air flow vane sensors of aerodynamic angles, receivers of the air pressures and braking temperatures, which worsen the aerodynamics, cause errors, depending on the parameters of the flight and environment, and reduce reliability of the system in real operating conditions. Ideology of construction, the algorithms of information processing of the air data system of the aircraft with the fixed included receiver of flow are based on the fixed ion-label sensor of aerodynamic angle and true airspeed, which realizes the kinematic measurement method with the accuracy of measurement not depending on the state of the environment. For the simultaneous measurements of all the air signals of the aircraft the onboard receiving electrodes of the ion-label sensor set the vent for collection of the static pressure of the incoming air flow. A functional diagram of the air data system with fixed included receiver of the flow and algorithms for calculation of the altitude-speed flight parameters of the aircraft is presented. The methodology and estimation of the errors of the system measuring channels, which meet the modern requirements and determine prospects for application of the system on the aircraft of various classes and purposes, are also presented.

**Keywords:** aircraft, air data signals, measurement, system, incoming flow, fixed included receiver, theoretical fundamentals for construction, algorithms, estimation of the accuracy of the measuring channels

For citation:

**Soldatkin V. M., Soldatkin V. V., Krylov D. L.** Theoretical Foundations for Construction the Air Data System for the Aircraft with a Stationary Included Receiver of Flow, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2017, vol. 18, no. 7, pp. 495–502.

DOI: 10/17587/mau.18.495-502

## References

1. **Lysenko N. M.** ed. Practical aerodynamics of maneuvering aircraft, Moscow, Voenizdat, 1977, 439 p. (in Russian).
2. **Gainutdinov V. G.** *Izvestiya Vuzov. Aviatsonnaya Tekhnika*, 2010, no. 3, pp. 24–27 (in Russian).
3. **Makarov N. N.** *Izvestiya vuzov. Aviatsonnaya Tekhnika*, 2001, no. 2, pp. 3–5 (in Russian).
4. **Soldatkin V. M.** *Metody i sredstva izmereniya aerodinamicheskikh uglov letatel'nogo apparata* (Methods and means of measurement of aerodynamic angles of the aircraft), Kazan, Publishing house of Kazan. state tehn. university press, 2001, 448 p. (in Russian).
5. **Alekseev N. V., Vozhdaev E. S., Kravtsov V. G.** et al. *Aerospace Instrumentation*, 2003, no. 8, pp. 31–36 (in Russian).
6. **Makarov N. N.** *Sistemy obespecheniya bezopasnosti funktsionirovaniya bortovogo ergaticheskogo kompleksa: teoriya, proektirovanie, primeneniye* (System ensure the safety operation of the onboard ergatic complex: theory, design, applications), ed. by doctor of tech. science V. M. Soldatkin, Moscow, Mechanical Engineering, 2009. 760 p. (in Russian).
7. **Chumarov A. R.** *Izvestiya vuzov. Aviatsonnaya Tekhnika*, 2001, no. 3, pp. 34–37 (in Russian).
8. **Ganeev F. A.** *Izvestiya vuzov. Aviatsonnaya Tekhnika*, 2006, no. 4, pp. 53–56 (in Russian).
9. **Ganeev F. A., Soldatkin V. M., Urazbakhtin I. R., Makarov N. N., Kozhevnikov I. V.** RF patent for invention no. 2445634 C2, IPC G01P 5/14. Label sensor for aerodynamic angle and airspeed, Appl. 05.05.2010, no. 2010118253/28. Publ. 20.03.2012. Bull. no. 8.
10. **Ganeev F. A., Soldatkin V. M.** *Izvestiya vuzov. Aviatsonnaya Tekhnika*, 2010, no. 3, pp. 46–50 (in Russian).
11. **GOST 4401–81.** The atmosphere is standard. Settings, Moscow, Publishing house of Standards, 1981, 179 p. (in Russian).
12. **GOST 5212–74.** Table aerodynamic. Dynamic pressures and temperatures of braking of air for flight velocity from 10 to 4000 km/h. Parameters, Moscow, Publishing house of Standards, 1974, 239 p. (in Russian).
13. **Zalmanson L. A.** Flowing elements of pneumatic devices for controlling and management, Moscow, Publishing house of AN SSSR, 1961, 249 p. (in Russian).
14. **Soldatkina E. S., Soldatkin V. M.** *Izvestiya vuzov. Aviatsonnaya Tekhnika*, 2012, no. 4, pp. 56–59 (in Russian).
15. **Soldatkin V. M.** ed. *Sistemotekhnicheskoe proektirovanie izmeritel'no-vychislitel'nykh sistem* (System-engineering designing of measuring-computational systems), Kazan, Publishing house of Kazan. state tehn. university press, 2011, 150 p. (in Russian).