

---

---

# ПРИБОРЫ И СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

---

---

УДК 629.7.05.67: 629.7.054.44  
DOI: 10.17586/0021-3454-2021-64-7-551-558

## ПОСТРОЕНИЕ, МОДЕЛИ И ОБРАБОТКА СИГНАЛОВ МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНОГО ПРИЕМНИКА В АЭРОМЕТРИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ САМОЛЕТА

В. В. СОЛДАТКИН, В. М. СОЛДАТКИН

*Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева — КАИ,  
420111, Казань, Россия  
E-mail: w-soldatkin@mail.ru*

Рассматриваются проблема важности информации о воздушных сигналах при пилотировании и обеспечении безопасности полета самолета, а также недостатки аэрометрических систем, построенных на основе распределенных по фюзеляжу автономных приемников параметров набегающего воздушного потока. Обосновывается перспективность варианта построения осесимметричного многофункционального приемника, обеспечивающего восприятие полного и статического давления и давлений, характеризующих изменение углового положения вектора скорости набегающего воздушного потока и определяющих аэродинамические углы атаки и скольжения самолета. Приведена геометрическая модель многофункционального приемника, получены математические модели входных информативных сигналов и сформулированы требования к аналитическим моделям их обработки и определения аэродинамических углов атаки и скольжения. Получены аналитические модели абсолютных и относительных погрешностей определения аэродинамических углов, обусловленных инструментальными погрешностями используемых датчиков перепада давлений. Полученные результаты являются теоретической базой для проектирования, исследования характеристик и погрешностей аэрометрических систем измерения воздушных сигналов самолета на основе осесимметричного многофункционального приемника параметров набегающего воздушного потока.

**Ключевые слова:** самолет, аэрометрические системы, многофункциональный приемник, информативные сигналы, модели, обработка, погрешности

**Введение.** Для пилотирования и обеспечения безопасности полета самолетов и других воздушных судов необходима достоверная информация о барометрической высоте и приборной скорости, истинной воздушной скорости, об аэродинамических углах атаки и скольжения, о числе Маха и других воздушных сигналах, определяющих аэродинамику движения относительно окружающей воздушной среды [1—3].

В бортовых аэрометрических системах для определения воздушных сигналов самолета используется информация о параметрах набегающего воздушного потока, для восприятия которой на фюзеляже, на правом и левом бортах, устанавливаются приемники воздушного (полного и статического) давления (ПВД), приемники температуры торможения (ПТТ) и флюгерные датчики аэродинамических углов (ДАУ), регистрирующие угловое положение вектора скорости набегающего воздушного потока относительно продольной оси самолета [4—6].

Использование для определения параметров набегающего воздушного потока большого числа вынесенных за обшивку фюзеляжа приемников и датчиков первичной информации, связанных пневмопроводами и электрическими кабелями с вычислителем, расположенным внутри самолета, приводит к нарушению его аэродинамических характеристик, особенно при маневрировании, к усложнению конструкции, увеличению массы и повышению стоимости бортовых аэрометрических систем измерения воздушных сигналов. Одним из направлений устранения указанных недостатков является использование многофункциональных интегрированных приемников параметров набегающего воздушного потока [7—9].

**Построение многофункционального приемника и математические модели информативных сигналов.** При разработке многофункционального приемника параметров набегающего воздушного потока рассматриваются две конструктивные схемы построения:

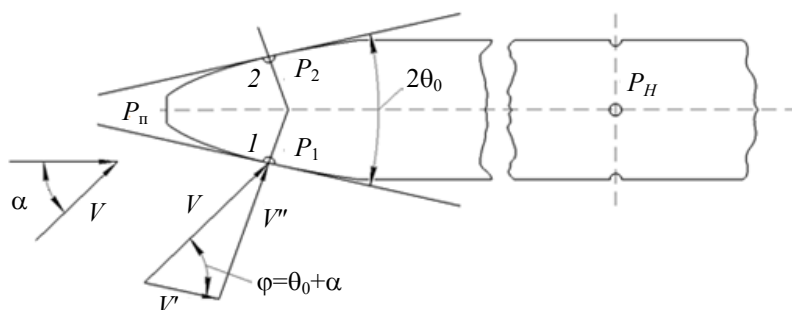
— осесимметричный многофункциональный приемник (ОМП), представляющий собой традиционный ПВД с дополнительными отверстиями, расположенными непосредственно на его поверхности и предназначенными для восприятия информации об аэродинамических углах атаки  $\alpha$  и скольжения  $\beta$  самолета, а также о полном  $P_{\Pi}$  и статическом  $P_H$  давлении набегающего воздушного потока;

— многофункциональный приемник, представляющий собой комбинацию традиционного ПВД и пневматического ДАУ, при этом отверстия для регистрации аэродинамического угла располагаются на лобовой цилиндрической поверхности установочного кронштейна ПВД; для получения информации о другом аэродинамическом угле используется второй традиционный ПВД, установленный в ортогональной плоскости, а на лобовой цилиндрической поверхности установочного кронштейна располагаются отверстия для восприятия информации второго пневматического ДАУ.

Сравнение двух конструктивных схем показывает, что более предпочтительной является первая схема, обеспечивающая, при сохранении конструктивной схемы традиционного ПВД, получение информации одновременно и по аэродинамическим углам атаки и скольжения. Поэтому предметом дальнейшего исследования являются разработка математических моделей информативных сигналов и анализ характеристик осесимметричного многофункционального приемника параметров набегающего воздушного потока.

Исходной при построении математических моделей входных информативных сигналов многофункционального приемника является геометрическая модель размещения на его поверхности отверстий для восприятия параметров набегающего воздушного потока.

На рисунке показана геометрическая модель ОМП, определяющая расположение отверстий для восприятия давлений  $P_{\Pi}$  и  $P_H$  и давлений  $P_1$ ,  $P_2$  или  $P_3$ ,  $P_4$ , характеризующих положение вектора скорости  $V$  набегающего воздушного потока в ортогональной плоскости, определяемое углами атаки  $\alpha$  и скольжения  $\beta$ .



Передняя часть ОМП цилиндрической формы дополняется коническим участком с углом конуса  $2\theta_0$ , на поверхности которого в плоскости изменения аэродинамического угла, например угла атаки  $\alpha$ , устанавливаются отверстия 1 и 2 для восприятия давлений  $P_1$  и  $P_2$ . В ортогональной плоскости на поверхности конусной части приемника устанавливаются отверстия

3 и 4 для восприятия давлений  $P_3$  и  $P_4$ , определяющих изменение другого аэродинамического угла — угла скольжения  $\beta$ . В передней части приемника расположена полость для восприятия полного давления  $P_{\Pi}$  набегающего воздушного потока, а на цилиндрической части приемника на удалении, равном 4...5 ее диаметрам, расположены несколько отверстий, объединенных в общий канал, для восприятия статического давления  $P_H$  на данной барометрической высоте  $H$ .

При установке ОМП на фюзеляже, вне его пограничного слоя, при полете самолета с истинной воздушной скоростью  $V_v$  происходит торможение части набегающего воздушного потока со скоростью  $V$  в области торца приемника и кинематическая энергия набегающего воздушного потока переходит в потенциальную энергию. В камере торможения приемника формируется полное давление набегающего воздушного потока [5]

$$P_{\Pi} = P_H + P_d = P_H + \frac{\rho_H V^2}{2} = P_H + q, \quad (1)$$

где  $P_d = \frac{\rho_H V^2}{2}$  — динамическое давление набегающего воздушного потока;  $q$  — скоростной напор набегающего потока,  $\rho_H$  — плотность воздуха на высоте  $H$ .

Для получения аналитических моделей входных давлений  $P_1$  и  $P_2$ , зависящих от измеряемого аэродинамического угла, например угла атаки  $\alpha$ , определим составляющую скорости  $V''$  набегающего воздушного потока в точке расположения отверстия 1 (см. рисунок):

$$V'' = V \sin(\Theta_0 + \alpha), \quad (2)$$

где  $\Theta_0$  — угол между касательной в точке 1 и осью симметрии приемника, параллельной продольной оси самолета.

Используя соотношение (2), получаем выражение для определения давления  $P_1$ :

$$P_1 = P_H + \frac{\rho_H V^2}{2} [1 - \sin^2(\Theta_0 + \alpha)] = P_H + \frac{\rho_H V^2}{2} [\sin \Theta_0 \cos \alpha + \cos \Theta_0 \sin \alpha]^2. \quad (3)$$

Аналогично для давления  $P_2$ , воспринимаемого в точке 2, расположенной ортогонально точке 1, получим

$$P_2 = P_H + \frac{\rho_H V^2}{2} [1 - \sin^2(\Theta_0 - \alpha)] = P_H + \frac{\rho_H V^2}{2} [\sin \Theta_0 \cos \alpha - \cos \Theta_0 \sin \alpha]^2. \quad (4)$$

Если в качестве информативного параметра, определяющего изменение измеряемого аэродинамического угла, например угла атаки  $\alpha$ , принять разность  $\Delta P_{12} = P_1 - P_2$ , то перепад давления, определяющий выходной сигнал ОМП по углу  $\alpha$ , можно представить как

$$\Delta P_{12} = P_1 - P_2 = \frac{\rho_H V^2}{2} \sin^2(\Theta_0 + \alpha) - \sin^2(\Theta_0 - \alpha) = \frac{\rho_H V^2}{2} \sin 2\Theta_0 \sin 2\alpha. \quad (5)$$

Аналитические соотношения для давлений  $P_3$  и  $P_4$ , определяющих изменение угла скольжения, можно получить путем замены множителя  $\sin(\Theta_0 + \alpha)$  на  $\sin(\Theta_0 - \alpha)$  в выражениях (3)—(5).

Полученные математические модели входных информативных сигналов (давлений) ОМП являются базой для построения аналитических моделей определения аэродинамических углов измерительных каналов аэростатических систем самолета с неподвижным многофункциональным приемником параметров набегающего воздушного потока.

**Аналитические модели обработки информативных сигналов и анализ погрешностей определения аэродинамических углов.** В соответствии с геометрической моделью и воспринимаемыми информативными сигналами ОМП (см. рисунок) для определения аэродинамического угла атаки (и угла скольжения) самолета можно использовать давления  $P_1$  и  $P_2$  ( $P_3$  и  $P_4$ ), а также полное давление  $P_{\Pi}$  и статическое давление  $P_H$ , воспринимаемые приемником.

К аналитическим моделям обработки информативных сигналов (воспринимаемых давлений) и определения (вычисления) аэродинамических углов атаки и скольжения предъявляются следующие основные требования:

— вычисленное значение аэродинамического угла не должно зависеть от скоростного напора;

— предпочтительной является аналитическая модель обработки, обеспечивающая меньшую инструментальную погрешность определения аэродинамического угла при наибольшем значении инструментальной погрешности датчиков, используемых для преобразования возможных комбинаций воспринимаемых давлений в электрические сигналы;

— аналитическая модель обработки должна обеспечивать необходимую чувствительность и разрешающую способность по измеряемому аэродинамическому углу.

Последнее требование определяет необходимость использования в качестве выходных информативных сигналов ОМП разности (перепада) воспринимаемых давлений, для преобразования которых в электрические сигналы в аэрометрических системах применяются датчики перепада давлений. Таким образом, при построении аналитических моделей обработки в качестве информативных сигналов по каналам аэродинамических углов, например угла атаки  $\alpha$ , могут быть использованы следующие информативные перепады давлений:

$$\Delta P_{12} = P_1 - P_2; \Delta P_{21} = P_2 - P_1; \Delta P_{1H} = P_1 - P_H; \Delta P_{2H} = P_2 - P_H; \quad (6)$$

$$\Delta P_{nH} = P_n - P_H; \Delta P_{n1} = P_n - P_1; \Delta P_{n2} = P_n - P_2.$$

Каждое значение  $\Delta P_{mn}$  преобразуется в электрический сигнал датчиками перепада давлений с приведенной ко входу инструментальной погрешностью  $\Delta_d$ .

В соответствии с первым вышеуказанным требованием (о независимости вычисленного значения аэродинамического угла от скоростного напора набегающего воздушного потока) используемая аналитическая модель обработки информативных перепадов давлений должна представлять собой дробь, числитель и знаменатель которой пропорциональны скоростному напору.

Как показывает анализ [6, 10], для определения (вычисления) углов направления двухмерных воздушных потоков, например аэродинамического угла  $\alpha$ , практическое применение получили следующие аналитические модели:

$$\left. \begin{aligned} f_1(\alpha) &= \frac{P_1 - P_2}{2P_n - P_1 - P_2} = \frac{\Delta P_{12}}{(P_n - P_1) + (P_n + P_2)} = \frac{\Delta P_{12}}{\Delta P_{n1} + \Delta P_{n2}}, \\ f_2(\alpha) &= \frac{P_1 - P_2}{P_n - P_H} = \frac{\Delta P_{12}}{\Delta P_{nH}}. \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

С учетом возможных информативных перепадов давлений, представленных формулами (6), также возможны аналитические модели обработки следующего вида:

$$\left. \begin{aligned} f_3(\alpha) &= \frac{(P_1 - P_H) - (P_2 - P_H)}{(P_n - P_1) + (P_n - P_2)} = \frac{\Delta P_{1H} - \Delta P_{2H}}{\Delta P_{n1} + \Delta P_{n2}}; \\ f_4(\alpha) &= \frac{(P_1 - P_H) - (P_2 - P_H)}{P_n - P_H} = \frac{\Delta P_{1H} - \Delta P_{2H}}{\Delta P_{nH}}; \\ f_5(\alpha) &= \frac{(P_n - P_1) - (P_n - P_2)}{P_n - P_H} = \frac{\Delta P_{n1} - \Delta P_{n2}}{\Delta P_{nH}}; \\ f_6(\alpha) &= \frac{(P_n - P_1) - (P_n - P_2)}{(P_n - P_1) + (P_n - P_2)} = \frac{\Delta P_{n1} - \Delta P_{n2}}{\Delta P_{n1} + \Delta P_{n2}}; \\ f_7(\alpha) &= \frac{(P_H - P_1) - (P_H - P_2)}{(P_H - P_1) + (P_H - P_2)} = \frac{\Delta P_{H1} - \Delta P_{H2}}{\Delta P_{H1} + \Delta P_{H2}}. \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

Для оценки влияния инструментальных погрешностей используемых датчиков перепада давлений на погрешность определения аэродинамического угла, например угла атаки  $\alpha$ , прием допущение, что приведенные ко входу инструментальные погрешности датчиков близки по величине и не превышают значения  $\Delta_d$ . Тогда аналитические модели вида (7) примут следующий вид:

$$\left. \begin{aligned} f'_1(\alpha) &= \frac{\Delta P_{12} + \Delta_{д12}}{\Delta P_{п1} + \Delta P_{п2} + (\Delta_{дп1} + \Delta_{дп2})} = \frac{\Delta P_{12} + \Delta_{д12}}{\Delta P_{п1} + \Delta P_{п2} + 2\Delta_d}, \\ f'_2(\alpha) &= \frac{\Delta P_{12} + \Delta_d}{\Delta P_{пH} + \Delta_d}. \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

Абсолютную инструментальную погрешность  $\Delta f_1(\alpha)$  определения аэродинамического угла, например угла атаки  $\alpha$ , используя аналитическую модель  $f_1(\alpha)$ , из-за малости величины погрешности  $\Delta_d$  можно оценить соотношением

$$\begin{aligned} \Delta f_1(\alpha) &= f'_1(\alpha) - f_1(\alpha) = \frac{\Delta P_{12} + \Delta_d}{\Delta P_{п1} + \Delta P_{п2} + 2\Delta_d} - \frac{\Delta P_{12}}{\Delta P_{п1} + \Delta P_{п2}} \approx \\ &\approx \frac{\Delta P_{12} + \Delta_d}{\Delta P_{п1} + \Delta P_{п2}} - \frac{\Delta P_{12}}{\Delta P_{п1} + \Delta P_{п2}} = \frac{\Delta P_{12}}{\Delta P_{п1} + \Delta P_{п2}} + \frac{\Delta_d}{\Delta P_{п1} + \Delta P_{п2}} - \frac{\Delta P_{12}}{\Delta P_{п1} + \Delta P_{п2}} = \\ &= \frac{\Delta_d}{\Delta P_{п1} + \Delta P_{п2}} \frac{\Delta P_{12}}{\Delta P_{12}} = f_1(\alpha) \frac{\Delta_d}{\Delta P_{12}}, \end{aligned} \quad (10)$$

а относительную инструментальную погрешность  $\delta_{f_1(\alpha)}$  — выражением

$$\delta_{f_1(\alpha)} = \frac{\Delta f_1(\alpha)}{f_1(\alpha)} = \frac{\Delta_d}{\Delta P_{12}} = \frac{\Delta_d}{\frac{\rho_H V^2}{2} \sin 2\Theta_0 \sin 2\alpha}. \quad (11)$$

Аналогично, относительные инструментальные погрешности определения аэродинамического угла, например угла атаки  $\alpha$ , используя другие аналитические модели обработки вида (7), (8), можно определить выражениями

$$\left. \begin{aligned} \delta_{f_2(\alpha)} &= \frac{\Delta f_2(\alpha)}{f_2(\alpha)} = \frac{\Delta_d}{\Delta P_{12}} = \frac{\Delta_d}{\frac{\rho_H V^2}{2} \sin 2\Theta_0 \sin 2\alpha}; \\ \delta_{f_3(\alpha)} &= \frac{\Delta f_3(\alpha)}{f_3(\alpha)} = \frac{-2\Delta_d}{2P_H + \frac{\rho_H V^2}{2} \sin 2\Theta_0 \sin 2\alpha}; \\ \delta_{f_4(\alpha)} &= \frac{\Delta f_4(\alpha)}{f_4(\alpha)} = \delta_{f_5(\alpha)} = \frac{\Delta f_5(\alpha)}{f_5(\alpha)} = -\frac{\Delta_d}{\frac{\rho_H V^2}{2}}; \\ \delta_{f_6(\alpha)} &= \frac{\Delta f_6(\alpha)}{f_6(\alpha)} = -\frac{2\Delta_d}{2P_H + \frac{\rho_H V^2}{2} \sin 2\Theta_0 \sin 2\alpha}, \\ \delta_{f_7(\alpha)} &= \frac{\Delta f_7(\alpha)}{f_7(\alpha)} = \frac{2\Delta_d}{\frac{\rho_H V^2}{2} \left( 2 - \frac{\sqrt{2}}{2} \sin 2\alpha \right)}. \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

Как показывает анализ выражений (11), (12), наименьшее значение относительной погрешности определения аэродинамического угла, например угла атаки  $\alpha$ , обеспечивается при использовании аналитических моделей обработки информативных сигналов ОМП вида  $f_3(\alpha)$  и  $f_6(\alpha)$ . Однако при реализации аналитической модели  $f_3(\alpha)$  необходимо использовать четыре датчика перепада давлений, а при реализации модели  $f_6(\alpha)$  — только два датчика; при этом при реализации модели  $f_6(\alpha)$  при  $\alpha=0$  отсутствует зона нечувствительности и величина относительной погрешности определения аэродинамического угла минимальна.

Аналитическая модель вычисления аэродинамического угла, например угла атаки  $\alpha$ , с использованием аналитической модели  $f_6(\alpha)$  имеет вид

$$\alpha = \arcsin \left[ \frac{1}{\sqrt{2} \cdot \sin 2\Theta_0} \left( \frac{\Delta P_{п1} - \Delta P_{п2}}{\Delta P_{п1} + \Delta P_{п2}} \right) \right].$$

При необходимости можно получить аналитические модели обработки информативных перепадов давлений и определения аэродинамических углов атаки и скольжения, а также оценки погрешностей измерительных каналов аэродинамических систем самолета, используя другие информативные перепады давлений.

**Заключение.** Особенности построения и геометрическая модель осесимметричного многофункционального приемника параметров набегающего воздушного потока, математические модели входных информативных сигналов, аналитические модели их обработки и определения аэродинамических углов атаки и скольжения, а также оценки погрешностей измерительных каналов являются теоретической основой проектирования и анализа погрешностей аэрометрических систем измерения воздушных сигналов самолета.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Практическая аэродинамика маневренных самолетов / Под общ. ред. Н. М. Лысенко. М.: Воениздат, 1977. 439 с.
2. Боднер В. А. Системы управления летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1973. 504 с.
3. Макаров Н. Н. Системы обеспечения безопасности функционирования бортового эргатического комплекса: теория, проектирование, применение / Под ред. В. М. Солдаткина. М.: Машиностроение – Полет, 2009. 760 с.
4. Авиационные приборы и измерительные системы / Под ред. В. Г. Воробьева. М.: Транспорт, 1981. 391 с.
5. Клюев Г. И., Макаров Н. Н., Солдаткин В. М., Ефимов И. П. Измерители аэродинамических параметров летательных аппаратов / Под ред. В. А. Мишина. Ульяновск: Изд-во УлГТУ, 2005. 509 с.
6. Солдаткин В. М. Методы и средства измерения аэродинамических углов летательных аппаратов. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2001. 448 с.
7. Солдаткин В. В. Система воздушных сигналов вертолета на основе неподвижного аэрометрического приемника и информации аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта: Монография. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2012.
8. Никитин А. В., Солдаткин В. В., Солдаткин В. М. Анализ статической точности системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником набегающего воздушного потока // Изв. вузов. Приборостроение. 2019. Т. 62, № 8. С. 693—701.
9. Ефремова Е. С., Солдаткин В. М. Построение и погрешности системы воздушных сигналов на основе вихревого метода // Изв. вузов. Приборостроение. 2020. Т. 63, № 8. С. 756—762.
10. Петунин А. Н. Методы и техника измерений параметров газового потока (Приемники давлений и скоростного напора). М.: Машиностроение, 1972. 332 с.

#### Сведения об авторах

**Вячеслав Владимирович Солдаткин** — д-р техн. наук, профессор; Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева — КАИ, кафедра электронного приборостроения и менеджмента качества; E-mail: w-soldatkin@mail.ru

**Владимир Михайлович Солдаткин** — д-р техн. наук, профессор; Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева — КАИ, кафедра электронного приборостроения и менеджмента качества; E-mail: w-soldatkin@mail.ru

Поступила в редакцию  
27.01.2021 г.

**Ссылка для цитирования:** Солдаткин В. В., Солдаткин В. М. Построение, модели и обработка сигналов многофункционального приемника в аэрометрических системах самолета // Изв. вузов. Приборостроение. 2021. Т. 64, № 7. С. 551—558.

## CONSTRUCTION, MODELS, AND SIGNALS PROCESSING OF MULTIFUNCTIONAL RECEIVER IN AIRCRAFT AEROMETRIC SYSTEMS

V. V. Soldatkin, V. M. Soldatkin

A. N. Tupolev Kazan National Research Technical University, 420111, Kazan, Russia  
E-mail: w-soldatkin@mail.ru

The problem of the significance of aerometric information for piloting and ensuring the aircraft flight safety is considered, as well as the disadvantages of aerometric systems built based on autonomous receivers of the incoming air flow parameters from sensors distributed over the fuselage. The prospect of a variant of constructing an axisymmetric multifunctional receiver, which ensures the perception of the total and static pressure, as well as pressures, characterizing changes in the angular position of the velocity vector of the incoming air flow and determining the aerodynamic angles of attack and slip of the aircraft, is substantiated. A geometric model of a multifunctional receiver is presented, mathematical models of input informative signals are derived, and requirements for analytical models of the signals processing to determine the aerodynamic angles of attack and slip are formulated. Analytical models of the absolute and relative errors in determining the aerodynamic angles due to the instrumental errors of the used differential pressure sensors are presented. The obtained results provide a theoretical basis for design, study of characteristics and errors of aerometric systems for aircraft air signals measuring with an axisymmetric multifunctional receiver of incoming air flow parameters.

**Keywords:** airplane, aerometric systems, multifunctional receiver, informative signals, models, processing, errors

### REFERENCES

1. Lysenko N.M., ed., *Prakticheskaya aerodinamika manevrennykh samoletov* (Practical Aerodynamics of Maneuverable Aircraft), Moscow, 1977, 439 p. (in Russ.)
2. Bodner V.A. *Sistemy upravleniya letatel'nymi apparatami* (Aircraft Control Systems), Moscow, 1973, 504 p. (in Russ.)
3. Makarov N.N. *Sistemy obespecheniya bezopasnosti funktsionirovaniya bortovogo ergaticheskogo kompleksa: teoriya, proyektirovaniye, primeneniye* (Safety Systems for the Operation of the On-Board Ergatic Complex: Theory, Design, Application), Moscow, 2009, 760 p. (in Russ.)
4. Vorobiev V.G., ed., *Aviatsionnyye pribory i izmeritel'nyye sistemy* (Aviation Devices and Measuring Systems), Moscow, 1981, 391 p. (in Russ.)
5. Klyuev G.I., Makarov N.N., Soldatkin V.M., Efimov I.P. *Izmeriteli aerodinamicheskikh parametrov letatel'nykh apparatov* (Meters of Aerodynamic Parameters of Aircraft), Ulyanovsk, 2005, 509 p. (in Russ.)
6. Soldatkin V.M. *Metody i sredstva izmereniya aerodinamicheskikh uglov letatel'nykh apparatov* (Methods and Tools for Measuring Aerodynamic Angles of Aircraft), Kazan', 2001, 448 p. (in Russ.)
7. Soldatkin V.V. *Sistema vozdukhnykh signalov vertoleta na osnove nepodvizhnogo aerometricheskogo priyemnika i informatsii aerodinamicheskogo polya vikhrevoy kolonny nesushchego vinta* (A Helicopter Air Signal System Based on a Fixed Aerometric Receiver and Information on the Aerodynamic Field of the Main Rotor Vortex Column), Kazan', 2012. (in Russ.)
8. Nikitin A.V., Soldatkin V.V., Soldatkin V.M. *Journal of Instrument Engineering*, 2019, no. (8)62, pp. 693–701. (in Russ.)
9. Efremova E.S., Soldatkin V.M. *Journal of Instrument Engineering*, 2020, no. 8(63), pp. 756–762. (in Russ.)
10. Petunin A.N. *Metody i tekhnika izmereniy parametrov gazovogo potoka (Priyemniki davleniy i skorostnogo napora)* (Methods and Techniques for Measuring Gas Flow Parameters (Receivers of Pressure and Velocity Head)), Moscow, 1972, 332 p. (in Russ.)

**Data on authors****Vyacheslav V. Soldatkin**

— Dr. Sci., Professor; A. N. Tupolev Kazan National Research Technical University, Department of Electronic Instrument Making and Quality Management; E-mail: w-soldatkin@mail.ru

**Vladimir M. Soldatkin**

— Dr. Sci., Professor; A. N. Tupolev Kazan National Research Technical University, Department of Electronic Instrument Making and Quality Management; E-mail: w-soldatkin@mail.ru

**For citation:** Soldatkin V. V., Soldatkin V. M. Construction, models, and signals processing of multifunctional receiver in aircraft aerometric systems. *Journal of Instrument Engineering*. 2021. Vol. 64, N 7. P. 551—558 (in Russian).

DOI: 10.17586/0021-3454-2021-64-7-551-558