

## ПОСТРОЕНИЕ И ПОГРЕШНОСТИ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ НА ОСНОВЕ ВИХРЕВОГО МЕТОДА

Е. С. ЕФРЕМОВА, В. М. СОЛДАТКИН

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

Рассматриваются причины усложнения конструкции, увеличения массы и стоимости традиционных систем измерения воздушных сигналов самолета на основе аэрометрического, аэродинамического и флюгерного методов измерения параметров набегающего воздушного потока. Указанные причины ограничивают область применения таких систем и определяют актуальность разработки системы воздушных сигналов на основе вихревого метода с использованием одного интегрированного приемника потока. Приводятся аналитические модели определения сигналов в измерительных каналах оригинальной системы воздушных сигналов дозвукового летательного аппарата, построенной на основе вихревого датчика аэродинамического угла и воздушной скорости. Рассматриваются инструментальные и методические погрешности измерительных каналов системы воздушных сигналов на основе вихревого метода.

***Ключевые слова:** воздушные сигналы, измерение, система, вихревой метод, теоретические основы, аналитические модели, погрешности, исследование*

**Введение.** Широко используемые в авиации системы измерения параметров движения летательного аппарата (ЛА) относительно окружающей воздушной среды содержат большое число вынесенных за обшивку фюзеляжа приемников, воспринимающих полное и статическое давление, температуру и углы направления набегающего потока (НП) [1]. Наличие большого числа приемников амплитудных первичных сигналов усложняет конструкцию, увеличивает массу и стоимость традиционных систем воздушных сигналов (СВС), что ограничивает область их применения. Это определяет актуальность разработки СВС с одним (интегрированным) приемником сигналов, при регистрации которых потери информации, например данные о частотах или интервалах времени, минимальны [2].

**Основные положения вихревого метода измерения параметров воздушных потоков.** Вихревой метод широко используется в расходомерии [3]. В его основу положен эффект формирования, генерации и регистрации вихрей при обтекании тел определенной геометрической формы. Частота генерации вихрей определяется эмпирическим выражением [4]

$$f = \text{Sh} \frac{V}{l},$$

где  $\text{Sh}$  — число Струхала,  $l$  — характерный размер сечения тела,  $V$  — скорость набегающего потока.

Для обтекаемого тела в виде клиновидной пирамиды с характерным размером  $l$  сечения, расположенной встречно потоку под углом  $\varphi$ , частота генерации вихрей  $f = \text{Sh} \frac{V}{l \sin \varphi}$ .

Генерация вихрей происходит в ограниченном дозвуковом диапазоне скорости  $V$ , соответствующем интервалу  $10^3 < \text{Re} < 3 \cdot 10^5$  чисел Рейнольдса  $\text{Re} = V/\nu l$ , где  $\nu$  — кинематическая вязкость воздуха [5], при этом число Струхала в указанном интервале изменяется в пределах  $\text{Sh}=0,165\dots 0,18$ . Для клиновидных генераторов вихрей амплитуда пульсаций скорости  $A_m \approx 0,2V$  и амплитуда пульсаций давления  $P_m \approx 0,04\rho V^2$ , где  $\rho$  — плотность воздуха [6].

Полученные соотношения позволяют обоснованно определять требования к порогу чувствительности и частотным характеристикам каналов генерации, регистрации и обработки информации рассматриваемой СВС.

**Теоретические основы построения СВС дозвукового ЛА.** Формирование входных частотных сигналов рассматриваемой СВС обеспечивается с помощью двух одинаковых клиновидных генераторов вихрей с размерами  $l_1=l_2=l$ , расположенных симметрично под углом  $2\varphi_0=90^\circ$  к потоку. При изменении угла  $\alpha$  набегающего потока один генератор вихрей будет находиться к НП под углом  $\varphi_1=\varphi_0+\alpha$ , а другой — под углом  $\varphi_2=\varphi_0-\alpha$ .

Устойчивая генерация вихрей будет обеспечиваться при выполнении условий

$$\begin{aligned} \varphi_0+\alpha_{\max} < 90^\circ, \quad \alpha_{\max} \leq 90^\circ - \varphi_0 < 45^\circ; \\ \varphi_0-\alpha_{\min} > 20^\circ, \quad \alpha_{\min} > 20^\circ - \varphi_0 > -25^\circ. \end{aligned} \tag{1}$$

Следовательно, рабочий диапазон измеряемого угла НП, равного по величине аэродинамическому углу ЛА, с учетом запаса  $\Delta\alpha=10^\circ$  на границы устойчивой генерации вихрей определяется неравенством  $-15 \leq \alpha \leq +35^\circ$ .

Как показано выше, устойчивая генерация вихрей обеспечивается при соблюдении условия  $10^3 < \text{Re} < 3 \cdot 10^5$ , поэтому диапазон измерения скорости НП, равной по величине истинной воздушной скорости  $V_B$  ЛА, определяется неравенствами

$$V_{B \min} > \frac{\nu_0}{l} \cdot 10^3; \quad V_{B \max} < \frac{\nu_{H \max}}{l} \cdot 1,6 \cdot 10^5, \tag{2}$$

где  $\nu_0$  и  $\nu_{H \max}$  — кинематическая вязкость воздуха на барометрической высоте  $H=0$  и  $H_{\max}$ .

Для  $l=20$  мм,  $\nu_0=1,46 \cdot 10^{-5}$  м<sup>2</sup>/с,  $H_{\max}=11000$  м,  $\nu_{H \max}=3,9 \cdot 10^{-5}$  м<sup>2</sup>/с справедливы условия:

$$\begin{aligned} V_{B \min} > \frac{1,46 \cdot 10^{-5}}{20 \cdot 10^{-3}} \cdot 10^3 > 7,3 \text{ м/с (26,3 км/ч);} \\ V_{B \max} < \frac{3,9 \cdot 10^{-5}}{20 \cdot 10^{-3}} \cdot 1,6 \cdot 10^5 < 321 \text{ м/с (1120 км/ч).} \end{aligned} \tag{3}$$

Следовательно, при  $l=20$  мм нижняя граница скорости  $V_{B \min}=30$  км/ч, а верхняя —  $V_{B \max}=1100$  км/ч.

Как было отмечено, амплитуда пульсаций давления вблизи клиновидного генератора вихрей  $P_m=0,04\rho V^2$ ; значения  $P_m$  для различных значений скорости  $V=V_B$ , вычисленные при разных высотах, приведены в табл. 1.

Таблица 1

H, м	$P_m$ , Па, при $V$ , км/ч						
	30	50	100	200	400	800	1000
0	4,3	9,3	38	152	608,4	2433	3997
1000	3,8	8,2	33,7	134	539	2158	3545
3000	2,9	6,4	26,2	105	421	1683	2765
7000	1,7	3,7	15,4	61	247	987	1622
11000	1,5	3,3	13,8	55	222	888	1458

Произведем расчет диапазонов частот генераторов вихрей при изменении скорости, высоты полета и аэродинамического угла дозвукового ЛА. При выбранных конструктивных параметрах клиновидных генераторов частоты вихреобразования определяются как

$$f_1 = \sqrt{2} \cdot \frac{\text{Sh}}{l} \frac{V_B}{\cos \alpha + \sin \alpha}, \quad f_2 = \sqrt{2} \cdot \frac{\text{Sh}}{2} \frac{V_B}{\cos \alpha - \sin \alpha}. \quad (4)$$

В табл. 2 приведены расчетные значения частот  $f_1$  и  $f_2$  при изменении  $V_B$  и  $\alpha$  в указанных границах.

Таблица 2

$\alpha, \dots^\circ$	$f_1, \text{Гц}$		$f_2, \text{Гц}$	
	$V_B=30 \text{ км/ч}$	$V_B=1100 \text{ км/ч}$	$V_B=30 \text{ км/ч}$	$V_B=1100 \text{ км/ч}$
+35	69,8	2326,6	376,4	12546,8
0	97,2	3240,6	97,2	3240,6
-15	137,5	4583,3	79,4	2645,8

Следовательно, при полете дозвукового ЛА частоты  $f_1$  и  $f_2$  генераторов вихрей с  $l=20$  мм изменяются в диапазоне от 70 до 12 550 Гц. Полученные соотношения позволяют проводить исследования процесса генерации вихрей рассматриваемой СВС и при других исходных данных.

По известным частотам генерации вихрей по соотношениям (4) в рассматриваемой СВС определяются истинная воздушная скорость  $V_B$  и аэродинамический угол  $\alpha$  полета ЛА с использованием предложенных в работе [7] аналитических зависимостей:

$$V_B = \frac{l}{\sqrt{2} \cdot \text{Sh}} \frac{f_1 f_2}{\sqrt{f_1^2 + f_2^2}}, \quad \alpha = \arctg \frac{f_2 - f_1}{f_1 + f_2}. \quad (5)$$

На основе информации об измеренной истинной воздушной скорости  $V_{B,и}$  и о статическом давлении  $P_H$ , воспринимаемом на поверхности струевыпрямителя одного из генераторов вихрей, по разработанным аналитическим моделям [8] определяются другие воздушные сигналы ЛА:

$$H = \frac{T_0}{\tau} \left[ 1 - \left( \frac{P_H}{P_0} \right)^{\tau R} \right]; \quad (6)$$

$$V_{пр} = \sqrt{2gRT_0 \left( \frac{k}{k-1} \right) \left[ \left( 1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0} \frac{P_H}{T_H} V_{B,и}^2 \right)^{k-1/k} - 1 \right]}; \quad (7)$$

$$M = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[ \left( 1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0} \frac{P_H}{T_H} V_{B,и}^2 \right)^{k-1/k} - 1 \right]}; \quad (8)$$

$$T_H = T_0 \left( 1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0} \frac{P_H}{T_H} V_{B,и}^2 \right)^{k/k-1} - \frac{V_{B,и}^2}{2gR \left( \frac{k}{k-1} \right)} = T_0 - \tau H; \quad (9)$$

$$\rho_H = \rho_0 \frac{P_H T_0}{P_0 V_{B,и}^2} \cdot 2gR \left( \frac{k}{k-1} \right) \left[ \left( 1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0} \frac{P_H}{T_H} V_{B,и}^2 \right)^{k-1/k} - 1 \right], \quad (10)$$

где  $V_{пр}$  — приборная скорость;  $M$  — число Маха;  $T_H$ ,  $\rho_H$  и  $T_0$ ,  $\rho_0$  — температура и плотность воздуха на высоте  $H$  и на высоте  $H=0$ ;  $\tau$  — температурный градиент;  $R$  — газовая постоянная воздуха;  $k$  — показатель адиабаты воздуха.

Полученные аналитические модели позволяют решать задачу анализа погрешностей рассматриваемой СВС.

**Исследование погрешностей СВС дозвукового ЛА.** При анализе инструментальных и

методических погрешностей рассматриваемой СВС целесообразно использовать методику, изложенную в [9]. Тогда, пренебрегая погрешностью обработки частот генерации вихрей, можно считать, что инструментальные погрешности СВС обусловлены инструментальными погрешностями генераторов вихрей, которые, в свою очередь, обусловлены в основном технологическим допуском на заданный размер  $l$  генераторов и погрешностью датчика абсолютного давления, используемого для преобразования давления  $P_H$  в частотный сигнал. Согласно расчетам, приведенным в работах [10, 11], инструментальные погрешности измерения воздушных сигналов рассматриваемой системы не превышают инструментальные погрешности традиционных СВС.

Основной причиной методических погрешностей измерительных каналов как исследуемой, так и традиционных СВС является искажение воспринимаемого на борту ЛА статического давления, вносимое обтеканием фюзеляжа ЛА. Возникающие методические аэродинамические погрешности определяются при летных испытаниях в соответствии с конкретным типом ЛА и местом установки вихревого датчика, а затем компенсируются путем введения поправок.

Другая причина методических погрешностей — отличие измеренной скорости  $V_{в.м}$  в месте установки вихревого датчика на фюзеляже от воздушной скорости невозмущенного набегающего потока. Искажение НП, вносимое движением и обтеканием ЛА, приводит к увеличению значения  $V_{в.м}$ , которое предлагается оценивать по увеличению динамического давления  $P_d = \rho_H V_{в.м}^2 / 2$ :

$$P_d = (1 + K_V) P_d, \tag{11}$$

где  $P_d$  — расчетное значение динамического давления невозмущенного НП;  $K_V$  — безразмерный коэффициент, определяемый при летных испытаниях СВС для конкретного типа ЛА и в соответствии с местом установки вихревого датчика.

С учетом (11) скорость  $V_{в.м}$  определяется как

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

тогда методическая аэродинамическая погрешность измерения истинной воздушной скорости будет равна

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

Расчетное значение  $\Delta V_B$  дозвукового ЛА, до высот 11000 м, при  $K_V = 0,01$  не превышает 4,6 км/ч, при  $K_V = 0,02$  — увеличивается до 9,2 км/ч.

Отклонение местной истинной воздушной скорости  $V_{в.м}$  от расчетной приводит к появлению методических аэродинамических погрешностей измерения приборной скорости и числа Маха, значения которых можно оценить, используя следующие соотношения:

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

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

Как показали расчеты, погрешность  $\Delta V_{пр}$  близка к погрешности  $\Delta V_B$ , а погрешность  $\Delta M$  не превышает 0,004.

Рассмотренные методические аэродинамические погрешности СВС, обусловленные отличием местной скорости  $V_{в.м}$  от скорости  $V$  невозмущенного НП, близки к систематическим, определяются при летных испытаниях и учитываются при тарировке.

**Заключение.** На основе рассмотренных положений вихревого метода измерения параметров воздушного потока обоснованы принципы построения и требования к конструктивным параметрам каналов формирования и регистрации частотных информативных сигналов, разработаны аналитические модели получения информации по измеряемым параметрам оригинальной СВС дозвукового ЛА.

Представленная СВС позволяет осуществлять одновременное вычисление всех воздушных сигналов с помощью одного неподвижного малогабаритного приемника путем формирования, регистрации и обработки частотных информативных сигналов, что упрощает конструкцию системы, обеспечивает снижение ее массы и стоимости.

Достоинства и конкурентные преимущества СВС на основе вихревого метода определяют перспективы ее применения на малоразмерных пилотируемых и беспилотных ЛА различного назначения.

Работа выполнена при поддержке РФФИ, грант №18-08-00264.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Макаров Н. Н. Системы обеспечения безопасности функционирования бортового эргатического комплекса: Теория, проектирование, применение: Монография / Под ред. В. М. Солдаткина. М.: Машиностроение – Полет, 2009. 760 с.
2. Клюев Г. И., Макаров Н. Н., Солдаткин В. М., Ефимов И. П. Измерители аэродинамических параметров летательных аппаратов: Учеб. пособие / Под ред. В. А. Мишина. Ульяновск: УлГТУ, 2005. 509 с.
3. Новицкий П. В., Кнорринг В. Г., Гутников В. В. Цифровые приборы с частотными датчиками. Л.: Энергия, 1970. 423 с.
4. Кремлевский П. П. Расходомеры и счетчики количества. Л.: Машиностроение, 1973. 776 с.
5. Киясбейли А. Ш., Перельштейн М. Е. Вихревые измерительные приборы. М.: Машиностроение, 1972. 152 с.
6. Блохинцев Д. И. Акустика неоднородной среды. М.: Гостехиздат, 1946. 168 с.
7. Пат. 2506596 РФ, МПК G01P 5/00. Вихревой датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости / В. М. Солдаткин, Е. С. Солдаткина. Опубл. 10.02.2014. Бюл. № 4.
8. Пат. 2556760 РФ, МПК G01P 5/00. Вихревой датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости / В. М. Солдаткин, Е. С. Солдаткина. Опубл. 20.07.2015. Бюл. № 20.
9. Браславский Д. А., Петров В. В. Точность измерительных устройств. М.: Машиностроение, 1976. 312 с.
10. Ефремова Е. С., Мифтахов Б. И. Модели и оценка инструментальных погрешностей вихревой системы контроля высотно-скоростных параметров дозвукового летательного аппарата // Фундаментальные и прикладные проблемы техники и технологии. 2019. № 2 (334). С. 103—110.
11. Солдаткина Е. С. Системотехническое проектирование вихревого датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости // Изв. вузов. Авиационная техника. 2013. С. 57—61.
12. Ефремова Е. С., Солдаткин Р. В. Исследование методических погрешностей вихревой системы воздушных сигналов дозвукового самолета // Изв. вузов. Авиационная техника. 2018. № 4. С. 94—102.

- Сведения об авторах**
- Елена Сергеевна Ефремова** — Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева, кафедра приборов и информационно-измерительных систем; ассистент; E-mail: soldatkina1991@bk.ru
- Владимир Михайлович Солдаткин** — д-р техн. наук, профессор; Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева, кафедра приборов и информационно-измерительных систем; E-mail: w-soldatkin@mail.ru

Поступила в редакцию  
09.07.2020 г.

**Ссылка для цитирования:** 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.

## CONSTRUCTION AND ERRORS OF THE AIR SIGNAL SYSTEM BASED ON THE VORTEX METHOD

E. S. Efremova, V. M. Soldatkin

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

The reasons for complication of the design, increase in weight and cost of traditional systems for measuring aircraft air signals based on aerometric, aerodynamic and vane methods for measuring parameters of incoming air flow are considered. These reasons are reported to limit the scope of such systems and determine the relevance of the development of an air signal system based on the vortex method using one integrated flow sensor. Analytical models for signals in the measuring channels of an original system of subsonic aircraft air flow signals, based on a vortex sensor of the aerodynamic angle and air speed, are presented. The instrumental and methodological errors of the measuring channels of the air signal system based on the vortex method are analyzed.

**Keywords:** air signals, measurement, system, vortex method, theoretical background, analytical models, errors, investigation

### REFERENCES

1. Makarov N.N. *Sistemy obespecheniya bezopasnosti funktsionirovaniya bortovogo ergaticheskogo kompleksa: Teoriya, proyektirovaniye, primeneniye* (Safety Systems for the Functioning of the Onboard Ergatic Complex: Theory, Design, Application), Moscow, 2009, 760 p. (in Russ.)
2. 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.)
3. Novitskiy P.V., Knorring V.G., Gutnikov V.V. *Tsifrovyye pribory s chastotnymi datchikami* (Digital Instruments with Frequency Sensors), Leningrad, 1970, 423 p. (in Russ.)
4. Kremlevskiy P.P. *Raskhodomery i schetchiki kolichestva* (Flow Meters and Quantity Counters), Leningrad, 1973, 776 p. (in Russ.)
5. Kiyasbeyli A.Sh., Perelshtein M.E. *Vikhrevyye izmeritel'nyye pribory* (Vortex Measuring Devices), Moscow, 1972, 152 p. (in Russ.)
6. Blokhintsev D.I. *Akustika neodnorodnoy sredy* (Acoustics of a Heterogeneous Medium), Moscow, 1946, 168 p. (in Russ.)
7. Patent RU 2506596, G01P 5/00, *Vikhrevoy datchik aerodinamicheskogo ugla i istinnoy vozduшной skorosti* (Vortex Sensor for Aerodynamic Angle and True Airspeed), Soldatkin V.M., Soldatkina E.S., Priority 16.07.2012, Patent application no. 2012130111/28, Published 10.02.2014, Bulletin 4. (in Russ.)
8. Patent RU 2556760, G01P 5/00, *Vikhrevoy datchik aerodinamicheskogo ugla i istinnoy vozduшной skorosti* (Vortex Sensor for Aerodynamic Angle and True Airspeed), Soldatkin V.M., Soldatkina E.S., Priority 21.04.2014, Patent application no. 20114116035/28, Published 20.07.2015, Bulletin 20. (in Russ.)
9. Braslavskiy D.A., Petrov V.V. *Tochnost' izmeritel'nykh ustroystv* (Accuracy of Measuring Devices), Moscow, 1976, 312 p. (in Russ.)
10. Efremova E.S., Miftakhov B.I. *Fundamental and Applied Problems of Technics and technology*, 2019, no. 2(334), pp. 103–110. (in Russ.)
11. Soldatkina E.S. *Russian Aeronautics*, 2013, no. 3(56), pp. 291–296.
12. Efremova E.S., Soldatkin V.V. *Russian Aeronautics*, 2018, no. 4, pp. 613–619.

**Data on authors****Elena S. Efremova**

— A. N. Tupolev Kazan National Research Technical University, Department of Instruments and Information-Measuring Systems; Assistant; E-mail: soldatkina1991@bk.ru

**Vladimir M. Soldatkin**

— Dr. Sci., Professor; A. N. Tupolev Kazan National Research Technical University, Department of Instruments and Information-Measuring Systems; E-mail: w-soldatkin@mail.ru

**For citation:** Efremova E. S., Soldatkin V. M. Construction and errors of the air signal system based on the vortex method. *Journal of Instrument Engineering*. 2020. Vol. 63, N 8. P. 756—762 (in Russian).

DOI: 10.17586/0021-3454-2020-63-8-756-762