



М.: Машиностроение, 1978. – 432 с.

3. Ефремова, Е.С. Вихревая система воздушных сигналов летательного аппарата с пространственно распределенным приемником потока / Е.С. Ефремова // Нелинейный мир. – 2017. – №1. – С. 78-84.

4. Пат. 2506596 Российской Федерации, МПК G 01 P 5/20. Вихревой датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости / Солдаткин В.М., Солдаткина Е.С.; заявитель и патентообладатель ФГБОУ ВПО Казан. нац. исслед. техн. ун-т им. А.Н. Туполева-КАИ. – № 2012130110/28; заявл. 16.07.2012; опубл. 24.04.2013, Бюл. № 12.

Е.С. Ефремова, В.С. Солдаткин

## ПОСТРОЕНИЕ И РАСЧЕТ ИНСТРУМЕНТАЛЬНЫХ ПОГРЕШНОСТЕЙ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ КАНАЛОВ ВИХРЕВОЙ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ ДОЗВУКОВОГО САМОЛЕТА

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

Современные средства измерения воздушных сигналов реализуют аэрометрический, аэродинамический и флюгерный методы и построены на основе приемников воздушных давлений, приемников температуры торможения и датчиков аэродинамических углов атаки и скольжения, распределенных на фюзеляже и вынесенных в набегающий воздушный поток за пределы пограничного слоя самолета [1, 2]. Это приводит к усложнению и увеличению массы построенной на их основе системы, нарушению аэродинамики самолета, особенно при маневрировании.

Возможность достижения меньших потерь информации при восприятии, выделении, преобразовании, передаче и обработке частотно-временных информативных сигналов, формируемых одним многофункциональным приемником, получения выходных сигналов в цифровой форме определяют перспективность работ по созданию системы воздушных сигналов, построенной на основе вихревого метода [3].

В основу построения вихревой системы измерения воздушных сигналов положен эффект формирования и периодического срыва вихрей с поверхности установленных в набегающем воздушном потоке плохообтекаемых геометрических тел и образования за ними так называемых «вихревых дорожек Кармана» с частотами срыва вихрей, пропорциональных истинной воздушной скорости  $V$  набегающего потока и обратно пропорциональных характерному размеру  $l$  тела [4].

Основным конструктивным элементом рассматриваемой системы (см. рисунок) является оригинальный вихревой датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости [5], который содержит два клиновидных тела  $l$ , расположенных ортогонально друг к другу своими основаниями встречно набе-



гающему воздушному потоку, вектор скорости  $V = -V_B$  которого равен по величине и обратный по знаку вектору  $V_B$  истинной воздушной скорости самолета. На тыльных поверхностях клиновидных тел расположены приемники 2 пульсаций давлений, выходы которых подключены к устройствам 3 регистрации частот  $f_1$  и  $f_2$  вихреобразования за клиновидными телами. Выходы устройств 3 регистрации частот вихреобразования подключены ко входу устройства обработки 4.

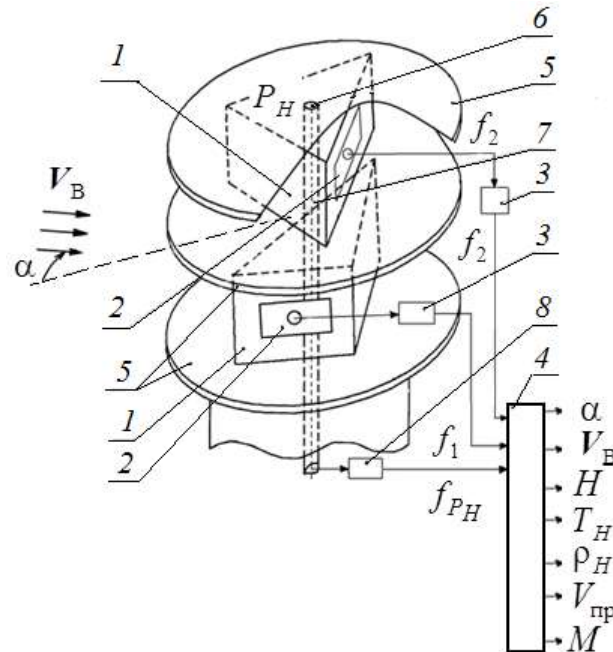


Рис. 1. Конструктивно-функциональная схема вихревой системы воздушных сигналов летательного аппарата

Для расширения функциональных возможностей вихревого датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости и обеспечения измерения других воздушных сигналов, определяющих движение самолета относительно окружающей воздушной среды – барометрической высоты  $H$ , температуры  $T_H$  наружного воздуха на высоте полета  $H$ , плотности воздуха  $\rho_H$  на высоте полета  $H$ , приборной скорости  $V_{пр}$ , числа Маха  $M$  и других связанных с ними параметров, предложено [6] на верхней или нижней поверхности одного струевыпрямителя 5, например, верхнего, установить отверстие-приемник 6 статического давления  $P_H$  набегающего воздушного потока, который через пневмопровод 7 связан со входом пневмоэлектрического преобразователя (датчика) 8 абсолютного давления преимущественно с частотным выходным сигналом. Выход пневмоэлектрического преобразователя (датчика) 9 в виде частоты  $f_{P_H}$ , пропорциональной статическому давлению  $P_H$  набегающего воздушного потока, подключен ко входу устройства обработки 4. Устройство обработки 4 выполнено в виде вычислителя, реализующего разработанные алгоритмы определения всех высотно-скоростных параметров движения самолета относительно окружающей воздушной среды.

При анализе погрешностей измерения воздушных сигналов самолета в измерительных каналах системы на основе вихревого датчика аэродинамиче-



ского угла и истинной воздушной скорости с встроенным приемником статического давления необходимо учитывать методические и инструментальные статические погрешности, собственные и вынужденные динамические погрешности.

В процессе летных испытаний системы воздушных сигналов проводится уточнение алгоритмов формирования и обработки первичной информации, а, следовательно, и учет систематических составляющих методических статической погрешности измерительных каналов системы [6].

Потенциальная статическая точность канала определения барометрической высоты будет определяться инструментальной погрешностью используемого датчика абсолютного давления. Используя выражение для определения барометрической высоты [1], связь статической погрешности  $\Delta H$  измерения барометрической высоты  $H$  с инструментальной погрешностью  $\Delta P_H$  используемого датчика абсолютного давления можно оценить соотношением

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

Определим значение статической погрешности  $\Delta H$  канала измерения барометрической высоты при использовании в качестве датчика абсолютного давления отечественный датчик типа ДДЧП [www.aeroprbor.ru]. При допустимой относительной погрешности указанного датчика, равной 0,01%, в диапазоне изменения высот от 0 до 11000 м, при измерении статического давления в диапазоне от 101325 Па до 19399,4 Па инструментальная погрешность измерения барометрической высоты не превышает  $\Delta H = \pm 5 \dots 10$  м.

Как показывает анализ [6], инструментальная погрешность вихревого датчика по каналу истинной воздушной скорости не превышает  $\Delta V_{\max} = \pm 2,8$  км/ч, по каналу аэродинамического угла –  $\Delta \alpha = \pm 0,13^\circ$ . Для оценки инструментальной погрешности  $\Delta T_H$  определения температуры наружного воздуха можно использовать известное соотношение [1]

$$T_H = T_0 - \tau H. \quad (2)$$

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

При использовании отечественного датчика абсолютного давления типа ДДЧП инструментальную погрешность определения температуры наружного воздуха можно оценить как

$$\Delta T_H \leq \tau \Delta H \leq \pm (0,0325 \dots 0,065) \text{ К}. \quad (3)$$

В первом приближении погрешность  $\Delta V_{\text{пр}}$  определения приборной скорости в каналах вихревой системы измерения воздушных сигналов можно оценить как

$$\Delta V_{\text{пр}} = \sqrt{\Delta_H} \Delta V_B = \sqrt{\frac{P_H T_0}{P_0 T_H}} \Delta V_B. \quad (4)$$

Подставляя численные значения входящих величин, получим



$$\Delta V_{\text{пр}} = \sqrt{\frac{288,15 P_H}{101325 T_H}} \Delta V_B = \sqrt{0,284 \cdot 10^{-2} \frac{P_H}{T_H}} \Delta V_B. \quad (5)$$

При максимальном значении погрешности измерения истинной воздушной скорости вихревого датчика  $\Delta V_B \leq \pm 2,8$  км/ч (0,8 м/с) на высоте  $H=0$  –  $\Delta V_{\text{пр}} \leq \pm 0,8$  м/с (2,8 км/ч), на высоте  $H=11000$  м  $\Delta V_{\text{пр}} \leq \pm 0,24$  м/с (0,86 км/ч).

Для оценки погрешности определения числа Маха воспользуемся соотношением вида [1]

$$M = \frac{V_B}{\sqrt{2gRT_H}}. \quad (6)$$

Тогда инструментальная погрешность  $\Delta M$  определения числа Маха вихревой системы можно оценить соотношением

$$\Delta M = \frac{\partial M}{\partial V_B} \Delta V_B + \frac{\partial M}{\partial T_H} \Delta T_H = \frac{1}{\sqrt{2gRT_H}} \Delta V_B + \frac{V_B}{2\sqrt{2gRT_H}} \Delta T_H. \quad (7)$$

Подставив численные значения входящих величин, получим

$$\Delta M = \frac{0,04}{\sqrt{T_H}} \Delta V_B + \frac{0,02 V_B}{T_H} \Delta T_H. \quad (8)$$

При расчетных значениях  $V_B = 300$  м/с,  $\Delta V_B \leq \pm 2,8$  км/ч (0,8 м/с),  $\Delta T_H \leq \pm 0,0325 \dots 0,065$  К получим: при  $H = 0$  –  $\Delta M \leq \pm 0,002$ ; при  $H = 1100$  м –  $\Delta M \leq \pm 0,0013$ .

Рассмотренная методика позволяет оценить статические погрешности измерительных каналов системы воздушных сигналов дозвукового самолета на основе вихревого датчика аэродинамических углов и истинной воздушной скорости с встроенным приемником статического давления и при других исходных данных.

### Литература

1. Боднер, В.А. Приборы первичной информации / В.А. Боднер. – М.: Машиностроение, 1981. – 344 с.
2. Клюев, Г.И. Измерители аэродинамических параметров летательных аппаратов: Учебное пособие / Г.И. Клюев, Н.Н. Макаров, В.М. Солдаткин, И.П. Ефимов / под ред. В.А. Мишина. – Ульяновск: Ул ГТУ, 2005. – 509 с.
3. Киясбейли, А.Ш. Вихревые измерительные приборы / А.Ш. Киясбейли, М.Е. Перельштейн. – М.: Машиностроение, 1972. – 152 с.
4. Пат. 2556760 Российской Федерации, МПК G 01 P 5/00. Вихревой датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости / Солдаткин В.М., Солдаткина Е.С.; заявитель и патентообладатель ФГБОУ ВПО Казан. нац. исслед. техн. ун-т им. А.Н. Туполева-КАИ. – № 2014116035/28; заявл. 21.04.2014; опубл. 20.07.2015, Бюл. № 20.
5. Солдаткина, Е.С. Анализ метрологических характеристик вихревого датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости // Фундаментальные и прикладные проблемы техники и технологии. – 2013. – №2. – С. 111-117.



6. Харин, Е.Г. Технология летных испытаний бортового оборудования с применением комплекса бортовых траекторных измерений / Е.Г. Харин, И.А. Копылов. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2012. –360 с.

В.А. Малышева, Ю.В. Веселова

## ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ СОВРЕМЕННЫХ ИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ ОПТИМИЗАЦИИ ЛОГИСТИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ

(Самарский государственный университет путей сообщения)

В современном мире предъявляются повышенные требования к качеству предоставляемых услуг, как следствие усложняются логистические процессы. С развитием информационных технологий возникает возможность автоматизации систем управления логистическими потоками. Эффективность логистики определяется синхронностью перемещения материальных, финансовых и сервисных потоков, достоверной оценкой их объема, структуры и качества. Для координации этих потоков и применяются информационные технологии.

ИТ-технологии, минимизирующие человеческий фактор в процессах, могут обеспечить полный контроль над реализацией цепочки поставок в современных условиях. Интернет вещей (IoT), гаджеты, искусственный интеллект (ИИ) – все это позволило создавать полностью автоматизированные логистические маршруты.

Поставщики услуг 3PL занимают лидирующие позиции в области цифровизации логистики и цифровой трансформации цепочек поставок в мире.

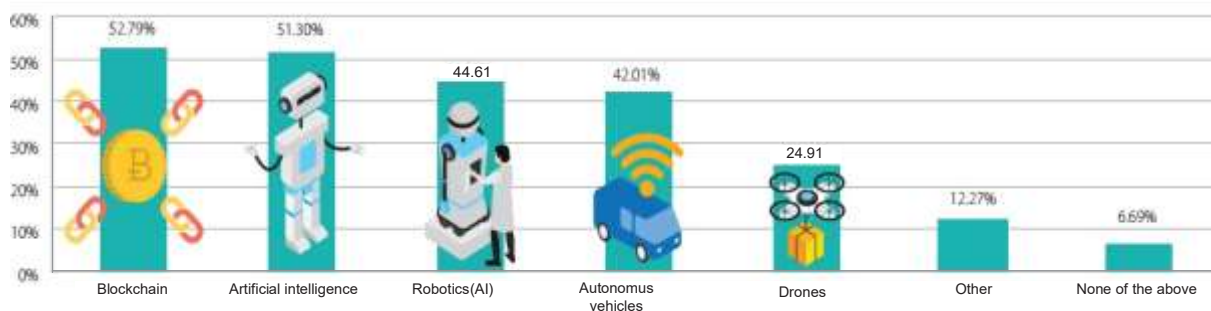


Рис. 1. Цифровые технологии, используемые крупнейшими 3PL-провайдерами

В результате проведенного анализа технологий (см. рисунок 1) были выявлены и систематизированы тенденции общих направлений развития логистики и её цифровизация. [5]

Цифровизация — это процесс внедрения новых технологических решений, которые наряду с другими ресурсами модернизируют процессы в цепочке поставок. Компании получают положительные отзывы от своих клиентов и, как следствие, увеличение продаж. Технологические решения,