



Конкурс «Авиастроитель года» по итогам 2024 года

Номинация: За успехи в диверсификации производства

Создание систем измерения высотно-скоростных параметров полёта современных летательных аппаратов различного назначения – от идеи до серийного производства

М.А. Головкин, А.А. Ефремов, В.В. Сысоев, И.А. Макаров

*Федеральное автономное учреждение «Центральный
Аэрогидродинамический Институт имени проф .Н.Е. Жуковского» (ФАУ
«ЦАГИ»)*

Система измерения высотно-скоростных параметров полёта (СИВСП) относится к числу важнейших бортовых систем современных летательных аппаратов различного типа и назначения (пассажирских, транспортных и боевых самолетов, вертолетов, беспилотных летательных аппаратов). СИВСП непосредственно участвует в обеспечении безопасности полёта и эффективности применения летательного аппарата. В связи с этим, СИВСП должна обладать высочайшими точностными характеристиками, надёжностью и отказозащищённостью, предписанными международными правилами эшелонирования и другими нормативными документами (АП-25, RVSM, ARINC 706 и т.д.), в зависимости от типа воздушного судна. Также следует учесть, что СИВСП имеет уровень А категории проектирования, т.е. выход её из строя может иметь катастрофические последствия. Исходя из этого, задача разработки системы измерения высотно-скоростных параметров является критически важной при создании любого летательного аппарата.

Первым, и при этом очень ответственным этапом при разработке любой новой СИВСП, является формирование её архитектуры (состава оборудования и информационных связей) и определение мест размещения датчиков первичной аэрометрической информации на самолёте при безусловном соответствии нормативным документам (например, АП-25). Данная задача должна решаться совместно разработчиками СИВСП и специалистами конструкторского бюро, в котором создается аппарат, для оснащения которого проектируется система.

Несмотря на жесткие нормированные ограничения, при создании СИВСП имеется достаточный простор для применения современных инновационных решений. К числу таких инноваций можно отнести возможность при создании СИВСП использовать не только классические датчики аэрометрической информации (приемники полного и статического давлений, датчики аэродинамических углов), но и многофункциональные приемники воздушных давлений. В качестве примера можно привести предложенные авторами и реализованные в серийном производстве многофункциональные приемники ПВД-40 (рисунок 1), предназначенные для использования на дозвуковых пассажирских и транспортных самолетах и внедренные на самолётах семейства МС-21, или ПВД-43, которые могут быть использованы для оснащения самолетов, имеющих как до-, так и сверхзвуковой режим полёта. Важнейшим преимуществом многофункциональных приемников является возможность в критической ситуации выполнять расчет полного набора воздушных параметров по данным единственного приемника, хотя такой режим, естественно, является

«деградированным» и воздушные параметры вычисляются с пониженной точностью.



Рисунок 1 – Многофункциональный приемник воздушных давлений ПВД-40

Другим направлением развития технической мысли является разработка высокоэффективных бортовых алгоритмов, обеспечивающих не только расчёт воздушных параметров полёта, но и глубокий встроенный контроль исправности всех элементов СИВСП.

Важнейшим этапом разработки алгоритмов СИВСП является проведение испытаний модели самолета в аэродинамических трубах (АДТ). Модель оснащается специально спроектированными миниатюрными датчиками (рисунок 2), установленными в точках размещения датчиков первичной аэрометрической информации, и испытывается во всем эксплуатационном диапазоне скоростей полета, углов атаки и скольжения.

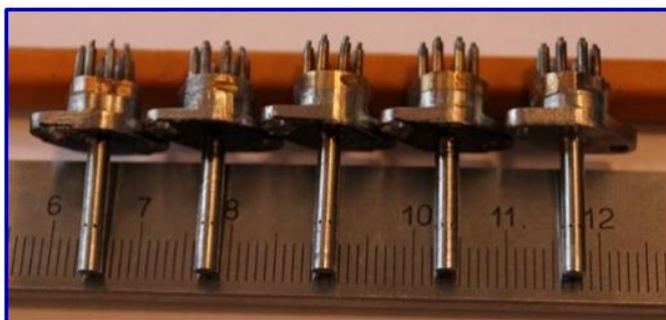


Рисунок 2 – Комплект миниатюрных датчиков для оснащения модели

На рисунке 3 представлена носовая часть модели самолета, оснащенная комплектом миниатюрных датчиков и подготовленная к испытаниям в АДТ. Следует отметить, что требования к точности определения воздушных параметров в АДТ являются чрезвычайно высокими (допускаемая погрешность измерения давлений должна быть не более 0.003 скоростного напора). Это требует применения специализированного высокоточного оборудования и особых методик, разработанных авторами, которые включают в себя использование непрерывных

(100 Гц) синхронных измерений давлений и параметров потока в АДТ, визуальный контроль процесса измерений во время пуска, экспресс-анализ результатов, включая спектры сигналов, статистическую обработку результатов.

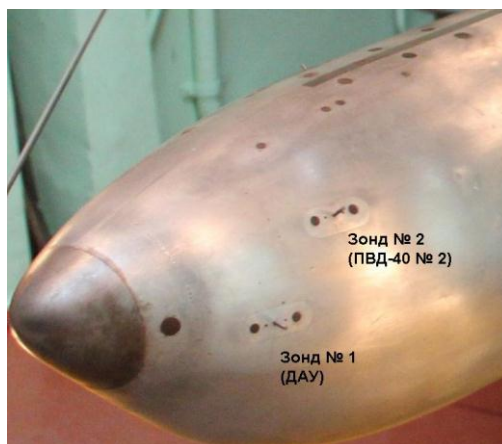


Рисунок 3 – Носовая часть модели самолета, оснащенная миниатюрными датчиками

На основании испытаний модели самолета в аэродинамических трубах разрабатываются математическая модель и алгоритм СИВСП. При этом необходимо минимизировать погрешности расчета воздушных параметров при ограниченных вычислительных ресурсах, а также руководствоваться требованиями ГОСТ 51904 (требования к встраиваемому ПО) и MISRA (стандарт на кодирование ПО). Такие алгоритмы разработаны авторами и внедрены на вертолетах Ка-52 и Ка-52К, самолёте МС-21, предложены для самолёта SJ-100 (NEW) и планируются к разработке для самолета Ил-212. На начальном этапе отработка алгоритмов выполняется на персональном компьютере, а далее – с использованием специальных стендов, моделирующих работу датчиков аэрометрической информации в процессе реального полета (рисунок 4).

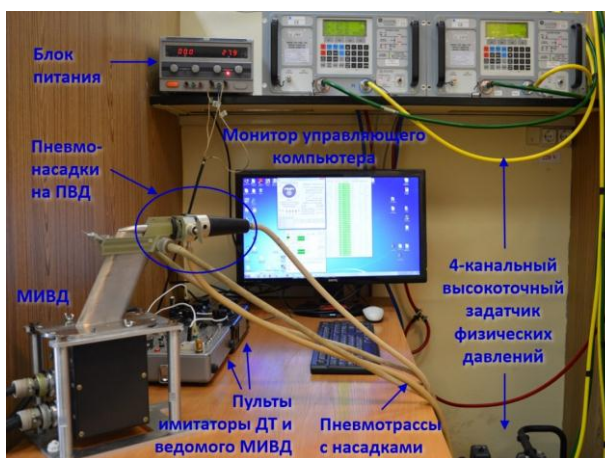


Рисунок 4 – Стенд для полунатурного тестирования математических моделей и алгоритмов СИВСП

Завершающим этапом разработки СИВСП является её оценка в полёте. Лётная доводка СИВСП является первоочередной и важнейшей задачей, обеспечивающей выполнение всей программы доводочных и сертификационных лётных испытаний ВС. При этом решается следующий ряд задач:

- уточнение градуировочных зависимостей СИВСП на основных режимах полета;
- определение фактических суммарных погрешностей;
- выявление недостатков алгоритмов СИВСП;
- формирование предложений по доработке алгоритмов.

При обработке результатов лётных испытаний и оценке остаточных погрешностей важнейшим пунктом является формирование эталонных значений высотно-скоростных параметров, на основе сопоставления с которыми оценивается исследуемая СИВСП. Авторами разработан оригинальный метод, в рамках которого оценка эталонных высотно-скоростных параметров осуществляется путем совместного анализа косвенных измерений, выполняемых спутниковой и инерциальной навигационных систем, с показаниями исследуемой СИВСП.

В частности, авторами решена задача расчёта распределения по высоте полёта величины и направления ветра, не требующая зондирования атмосферы с помощью шаров-зондов. Пример полученной с применением предложенного решения зависимости модуля скорости ветра W , его северной W_n и восточной W_e компонент от геометрической (спутниковой) высоты H_g в конкретном полете приведен на рисунке 5.

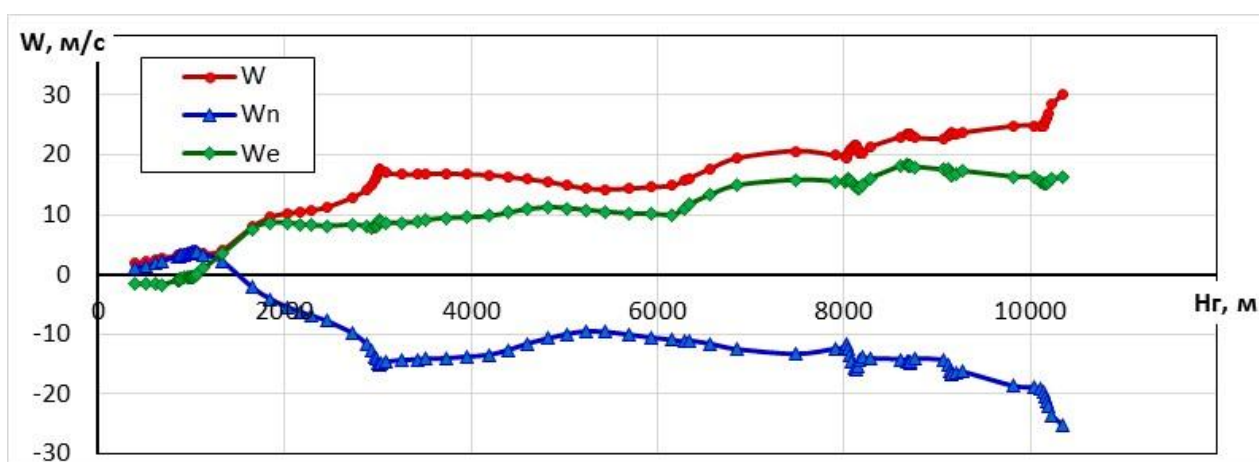


Рисунок 5 – Модуль и компоненты скорости ветра в полете

В качестве иллюстрации эффективности полученного решения на рисунке 6 приведено сравнение модулей скорости: V_b – воздушной скорости, измеряемой СИВСП; V_k – геометрической скорости, измеряемой спутниковой навигационной системой; $V_{эт}$ – эталонной скорости, получаемой вычитанием вектора скорости

ветра из вектора геометрической скорости. Видно, что учет ветра практически полностью устраняет разницу между модулями скоростей, измеренных различными способами.

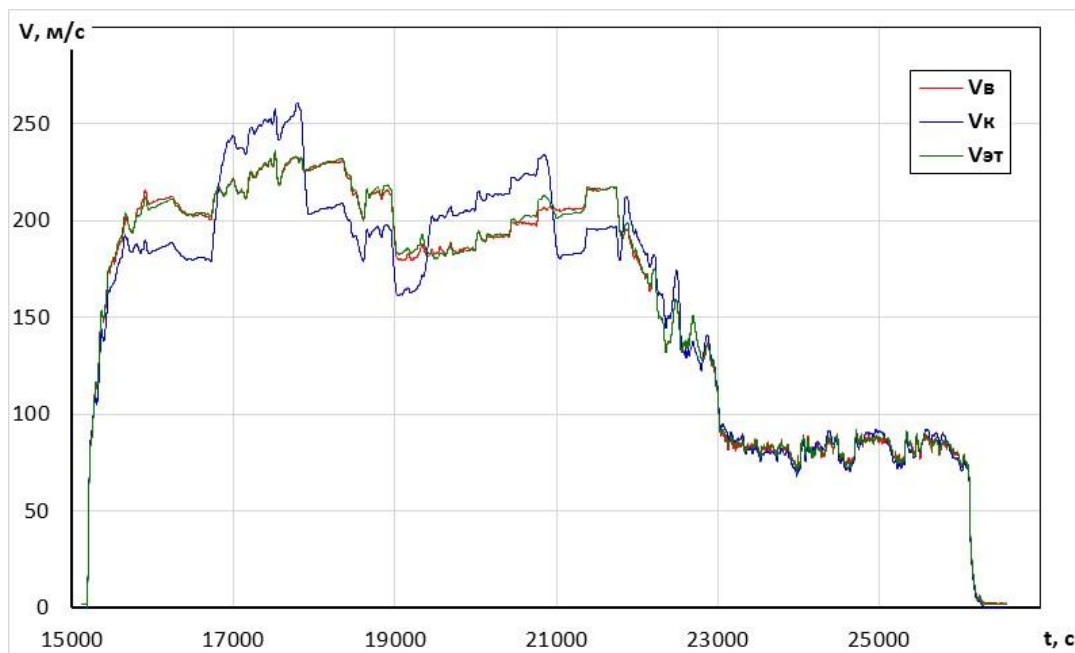


Рисунок 6 – Модули воздушной, геометрической и эталонной скоростей в полете

Также авторами решены задачи определения эталонных значений углов атаки и скольжения, распределения статического давления и температуры по высоте.

Применение разработанного авторами метода позволяет повысить точность расчета эталонных значений высотно-скоростных параметров и, за счёт этого, существенно уменьшить уровень остаточных погрешностей разрабатываемых СИВСП.

Представленные выше этапы работ в совокупности образуют технологию создания высокоточных и безопасных систем измерения высотно-скоростных параметров полёта, предназначенных для современных летательных аппаратов различного типа и назначения, которая обеспечивает:

- высокий уровень точностных характеристик, удовлетворяющий требованиям ARINC 706-4;
- высокоточную работу системы во всей области условий эксплуатации.

Технология апробирована при создании систем СИВСП для самолётов семейства MC-21 и самолёта SJ-100 (NEW), вертолетов Ка-52 и Ка-52К.