

С. Г. Пушков, д-р техн. наук, гл. науч. сотр., nio9@lii.ru, Л. Л. Ловицкий, вед. инженер, nio9@lii.ru, О. Ю. Горшкова, вед. инженер, nio9@lii.ru, И. В. Малахова, вед. инженер, nio9@lii.ru, АО "Летно-исследовательский институт им. М. М. Громова", г. Жуковский

Математическое моделирование аэродинамических погрешностей в технологии оценивания средств определения воздушных параметров с применением спутниковых навигационных систем при проведении летных испытаний самолета

Дается общая характеристика технологии оценивания средств определения воздушных параметров с применением спутниковых навигационных систем, разработанной и получившей применение в практике летных испытаний в АО «ЛИИ им. М. М. Громова». Изложены особенности решения задач математического моделирования аэродинамических погрешностей средств определения воздушных параметров самолета. Представлены факторы аэродинамических погрешностей, структура математических моделей, взаимосвязь решаемых в рамках технологии задач моделирования погрешностей с построением летного эксперимента. В основу идентификации и верификации математических моделей положено комплексное решение задач определения действительных значений воздушных параметров, определения аэродинамических погрешностей приемников воздушных давлений в условиях летного эксперимента.

Приведены новые результаты математического моделирования погрешностей в испытаниях на больших углах атаки в 2018 г. среднемагистрального и ближнемагистрального самолетов. Результаты подтверждают эффективность технологии в решении задач информационного обеспечения летных испытаний воздушных судов на больших углах атаки, моделирования аэродинамических погрешностей, оценивания средств определения воздушных параметров. Применяемые методы моделирования позволяют выделить в математических моделях аэродинамических погрешностей приемников воздушных давлений даже факторы очень слабого аэродинамического влияния, соизмеримого с минимальными инструментальными погрешностями датчиков давления.

Ключевые слова: самолет, приемники воздушных давлений, аэродинамические погрешности, летные испытания

Введение

С появлением и началом использования в авиации спутниковых навигационных систем (СНС) средства траекторных измерений на их основе получили широкое применение в мировой практике летных испытаний. Эффективность их применения наиболее показательна в задачах определения аэродинамических погрешностей приемников воздушных давлений (ПВД), оценки средств определения воздушных параметров (СВП) [1–10].

С применением СНС в АО "ЛИИ им. М. М. Громова" разработана и внедрена в практику летных испытаний воздушных судов (ВС) технология определения действительных значений воздушных параметров, оценивания средств определения воздушных параметров, которая позволила в значительной степени изменить процедуру испытаний, повысить качество результатов.

В 2000–2020 гг. с применением новой технологии было успешно проведено более 100 опытно-конструкторских и сертификационных испытаний ВС различного типа с задачами оценки бортовых СВП, вертикального эшелонирования, летно-технических и взлетно-посадочных характеристик объектов.

В данной работе наряду с общей характеристикой средств и методов технологии внимание будет уделено важной решаемой в рамках технологии задаче математического моделирования аэродинамических погрешностей СВП.

Технология оценивания СВП с применением СНС

Рассматриваемая технология предназначена для использования при испытаниях ВС нового поколения, оборудованных высокоточными си-

стемами воздушных данных и инерциальными навигационными системами. Представляет собой комплекс взаимосвязанных методов, методик испытаний, позволяющих решить задачи оценки СВП на режимах горизонтального установившегося полета (ГП), неустановившегося полета (на больших углах атаки (БУА) и при полете со скольжением), взлета—посадки с применением спутниковых средств измерения траекторных параметров, штатных бортовых средств пилотажно-навигационного оборудования и средств измерения давлений повышенной точности.

В число основных задач, решаемых с применением данной технологии, входят следующие:

- определение аэродинамических погрешностей ПВД и оценка погрешностей СВП в эксплуатационном диапазоне высот и скоростей ВС;
- оценка погрешностей средств вертикального эшелонирования ВС;
- определение аэродинамических погрешностей ПВД в летных испытаниях ВС на режимах торможения до скоростей сваливания;
- определение аэродинамических погрешностей по скорости на режимах взлета, посадки.

Последовательность решения задач выстраивается из условия, что результаты, полученные на первом этапе испытаний ВС (по определению аэродинамических погрешностей ПВД, оценке работы штатного оборудования в режимах горизонтального установившегося полета) позволяют использовать испытываемый самолет в качестве самолета-зондировщика при решении последующих, более сложных задач летного эксперимента.

Решение задач на всех этапах испытаний ВС включает:

- определение параметров состояния атмосферы (статического давления, температуры, вектора скорости ветра);
- определение действительных значений воздушных параметров в испытательных режимах полета (воздушной, индикаторной земной скорости, числа M , барометрической высоты, углов атаки, скольжения);
- математическое моделирование аэродинамических погрешностей ПВД, датчиков аэродинамических углов.

Используются косвенные, расчетно-экспериментальные, методы определения действительных значений воздушных параметров, аэродинамических погрешностей ПВД с применением средств траекторных измерений [11].

В основу математического моделирования, идентификации и верификации математических моделей положено комплексное решение задач определения действительных значений воздушных параметров, определения аэродинамических погрешностей ПВД в условиях летного эксперимента.

Обязательным условием полноты решения задачи определения аэродинамических погрешностей ПВД является определение характеристик восприятия как статического, так и полного давлений в ожидаемых условиях эксплуатации, а также в области критических значений угла атаки [3—6, 12].

Методика летных испытаний по определению аэродинамических погрешностей ПВД и оценки погрешностей СВП, средств вертикального эшелонирования в рамках рассматриваемой технологии строится из условий [1, 2]:

- определения параметров атмосферы в зондирующих режимах полета с помощью самого испытываемого самолета;
- максимально возможного сокращения временных и пространственных расхождений в определении параметров атмосферы и проведении испытательных режимов полета ВС;
- применения статистических методов обработки экспериментальных данных для получения результатов испытаний.

Все задачи решаются с применением одной и той же контрольно-измерительной аппаратуры. На борт самолета устанавливается комплекс бортовых траекторных измерений КБТИ-М [13,14], обеспечивающий высокоточные измерения траекторных параметров с применением спутниковых технологий, синхронизацию и регистрацию потоков информации от бортовых систем: систем воздушных данных, радиовысотомеров, инерциальных систем.

При выполнении установленных в технологии требований к объему и содержанию летных испытаний, средствам измерения и регистрации погрешности определения систематических составляющих аэродинамических погрешностей определения высоты (ΔH_a), скорости (ΔV_a) и углов атаки ($\Delta \alpha$), скольжения ($\Delta \beta$) в рамках технологии составляют [1, 2]:

- $\Delta(H_a) \leq 2 \dots 10$ м на режимах ГП при $H = 0 \dots 12\,500$ м;
- $\Delta(V_a) \leq 2$ км/ч на режимах ГП, БУА, взлета—посадки;
- $\Delta(\alpha, \beta) < 0,5^\circ$ на режимах ГП, БУА.

Показанные значения в полной мере отвечают современным требованиям к решению задач пилотирования и самолетовождения ВС [15–19].

Задача математического моделирования аэродинамических погрешностей СВП

Задача математического моделирования погрешностей бортовых СВП в рассматриваемой технологии имеет первостепенное значение. Математические модели используются в расчетно-экспериментальных методах определения действительных значений воздушных параметров полета и параметров атмосферы при проведении летных испытаний.

От адекватности моделей во многом зависит решение задач градуировки штатных приемников, датчиков, разработки законов коррекции аэродинамических погрешностей, реализуемых в СВП, оценивания погрешностей СВП в ожидаемых условиях эксплуатации ВС, а также других задач испытаний авиационной техники, использующих измерения воздушных параметров.

Основные вопросы моделирования связаны не с инструментальными погрешностями штатного оборудования, а с тем фактом, что приемники, датчики размещены в возмущенном поле скоростей и давлений [20].

Погрешности систем измерения воздушных параметров главным образом определяются характеристиками потока в области размещения приемников, датчиков, их конструкцией [21] и полнотой компенсации аэродинамических погрешностей в вычислителях систем.

Таким образом, ключевое значение имеет решение задачи математического моделирования аэродинамических погрешностей ПВД, датчиков аэродинамических углов (ДАУ).

При проведении испытаний задачу математического моделирования аэродинамических погрешностей ПВД, ДАУ, как правило, сводят к определению функциональных зависимостей коэффициентов восприятия статического c_p и полного c_{p0} давлений, а также местных углов скоса потока $\alpha_{\text{мест}}$ от числа M , углов атаки α , скольжения β , конфигурации δ (положения закрылков, предкрылков, шасси), геометрической высоты полета h_T относительно подстилающей поверхности (взлетно-посадочной полосы) на режимах взлета–посадки (за счет "экранного эффекта" [22]:

$$c_p = \frac{P_H - P_{H\infty}}{q} = \frac{\Delta P_a}{q} = f_H(\alpha, \beta, M, \delta, h_T); \quad (1)$$

$$c_{p0} = \frac{P_{H0} - P_{H0\infty}}{q} = \frac{\Delta P_{0a}}{q} = f_{H0}(\alpha, \beta, M, \delta, h_T); \quad (2)$$

$$\alpha_{\text{мест}} = f_\alpha(M, \alpha, \beta, \delta, h_T), \quad (3)$$

где P_H , P_{H0} — значения статического и полного давлений, воспринимаемых ПВД; $P_{H\infty}$ — атмосферное статическое давление невозмущенного барического поля на высоте полета самолета; $P_{H0\infty}$ — полное давление набегающего потока; $q = \frac{k}{2} P_H M^2$ — скоростной напор; k — показатель адиабаты.

Соотношения (1)–(3) в стационарном приближении представляют собой математические модели аэродинамических погрешностей ПВД, ДАУ и, с учетом известных выражений $H_{\text{абс}} = f(P_{H\infty})$, $V_{i3} = f(P_{H0\infty} - P_{H\infty})$, определяют соответствующие значения аэродинамических погрешностей измерения барометрической высоты $H_{\text{абс}}$ и индикаторной земной скорости V_{i3} .

Математические модели (1)–(3) аэродинамических погрешностей приемников, датчиков в совокупности с аэродинамическими, летно-техническими характеристиками ВС являются базовыми для разработки законов коррекции погрешностей в СВП, оценивания систематических и суммарных погрешностей измерения воздушных параметров в ожидаемых условиях эксплуатации.

Параметры M , α , β , δ , h_T являются основными, определяющими в стационарном приближении характеристики потока (1)–(3) в области размещения приемников и датчиков. Вместе с тем, в общем случае решения задачи математического моделирования погрешностей следует принимать во внимание, что в зависимости от конструкции ВС, используемых приемников, датчиков, размещения их на борту ВС, а также рассматриваемых режимов полета и постановки задач испытаний математические модели (1)–(3) могут быть неполными, могут не учитывать каких-то существенных факторов.

Исходя из опыта испытаний авиационной техники к числу таких факторов можно, например, отнести:

- аэродинамическое влияние работы силовых установок, винтов;
- изменение геометрии плиты-приемника статического давления и близлежащей поверх-

ности фюзеляжа в зависимости от режима полета, например с набором высоты, за счет увеличения перепада давления в салоне самолета по отношению к атмосферному;

- нестационарное обтекание ВС в случае динамичных режимов полета и др.

Каждый из этих и другие возможные факторы погрешностей являются предметом особого рассмотрения и должны учитываться при проведении испытаний.

В летных испытаниях в соответствии с методикой решение задачи математического моделирования аэродинамических погрешностей сводится к последовательному определению составляющих коэффициентов давления, аэродинамических погрешностей на режимах горизонтального установившегося полета, на режимах торможения и дачи рулем высоты при испытаниях самолета на больших углах атаки, на режимах скольжения, на взлетно-посадочных режимах, в диапазоне чисел $M \geq 1$ для сверхзвуковых ВС.

Структура математических моделей погрешностей восприятия статического и полного давлений ПВД представляется в виде

$$\Delta P_a = \sum_{i=1}^n q_i c_{pi}, \Delta P_{0a} = \sum_{i=1}^n q_i c_{p0i}.$$

На каждом шаге значение c_{pi} определяется с использованием решения для действительного значения статического давления, полученного на предыдущем шаге. Решение на n -м шаге рассматривается как n -е приближение:

$$P_n = P_H - \sum_{i=1}^n q_i c_{pi}, \quad c_{pn} = \frac{P_{n-1} - P_\infty}{q_n}.$$

При определении значений q_i , функциональной зависимости c_{pi} от аэродинамических углов и числа M могут быть альтернативные решения:

- в расчетах M_i , q_i могут использоваться исходные значения давлений, воспринимаемые приемниками, либо значения, скорректированные с использованием полученного на каком-то предыдущем шаге решения;
- могут рассматриваться решения с использованием действительных значений аэродинамических углов, полученных в летном эксперименте, местных углов скоса потока, измеряемых ДАУ, расчетных значений аэродинамических углов по значениям местных углов скоса потока, другие решения.

Алгоритм определения выражения для ΔP_{0a} идентичен описанному.

Подобное представление решения в виде суммы составляющих может быть также использовано в определении функциональной зависимости для угла атаки.

Разделение решений на составляющие может быть выполнено как по факторам погрешности, так и по области определения функций в соответствии с задачами испытаний.

Ниже показана структура математических моделей, учитывающая основные факторы аэродинамической погрешности в стационарном приближении:

$$\Delta P_a = q_1 c_{p1}(\alpha, M, \delta, \beta = 0, h_T = \infty) + q_2 c_{p\beta}(\beta, \alpha, M, \delta, h_T = \infty) + q_3 c_{ph}(h_T, \alpha, \beta, M, \delta); \quad (4)$$

$$\Delta P_{0a} = q_1 c_{p01}(\alpha, M, \delta, \beta = 0, h_T = \infty) + q_2 c_{p0\beta}(\beta, \alpha, M, \delta, h_T = \infty) + q_3 c_{p0h}(h_T, \alpha, \beta, M, \delta); \quad (5)$$

$$\alpha = \alpha_1(\alpha_{\text{мест}}, M, \delta, \beta = 0, h_T = \infty) - \Delta \alpha_\beta(\beta, \alpha, M, \delta, h_T = \infty) - \Delta \alpha_h(h_T, \alpha, \beta, M, \delta). \quad (6)$$

Видно, что структуры выражений для ΔP_a , ΔP_{0a} и α являются идентичными. Первые составляющие определяют зависимости на режимах полета без скольжения (функции $q_1 c_{p1}$, $q_1 c_{p01}$ и α_1), вторые составляющие уточняют решение на режимах скольжения, третьи — уточняют решение на предельно малых высотах полета, при которых проявляется влияние поверхности Земли ("экранный эффект").

Представление математической модели в виде суммы составляющих позволяет разделить решения задач оценивания характеристик по этапам испытаний, наиболее полно детализировать решение задачи математического моделирования в зависимости от факторов погрешностей, области определения функций.

Структура аэродинамических погрешностей (4)–(6) отражает последовательность решения задач испытаний в рассматриваемой технологии: на режимах установившегося, не установившегося полета, взлета и посадки.

Первые составляющие в выражениях (4)–(6) сами по себе определяются последовательно:

- на режимах ГП в эксплуатационном диапазоне изменения M , α , при $M < 1$, для различных конфигураций объекта δ ;
- в расширенном диапазоне изменения угла атаки при испытаниях на БУА;
- в диапазоне больших скоростей, чисел M .

Наряду с выражениями (4)–(6) могут рассматриваться альтернативные частные решения в определенных условиях выполнения режимов. Так, решение задачи моделирования на режимах ГП в эксплуатационном диапазоне M , α при $M < 1$, за редким исключением, может быть сведено к определению зависимостей для относительных погрешностей восприятия полного $\frac{\Delta P_{0a}}{P_{H0}} = f(M)$ и статического $\frac{\Delta P_a}{P_H} = f(M, \alpha, \delta)$ давлений [1, 2]. В данном случае обосновано применение математической модели погрешности восприятия полного давления приемником с протоком в камере торможения [12].

Решение задачи параметрической идентификации математических моделей аэродинамических погрешностей в условиях горизонтального установившегося полета в данной технологии имеет особое значение, используется в последующих испытаниях для определения действительных значений воздушных параметров полета и параметров атмосферы на "зондирующих" режимах.

В решении частной задачи построения математической модели аэродинамической погрешности измерения скорости может быть достаточным определение функциональных зависимостей

$$\frac{\Delta P_{\text{дин.а}}}{q} = f_{\text{дин}}(\alpha, M, \delta) \text{ или } \frac{\Delta V_a}{V_{\text{пр}}} = f_v(\alpha, M, \delta, P_H).$$

Эффективность таких решений была показана в испытаниях на БУА, а также на взлетно-посадочных режимах [3, 4, 6, 22]. В следующем разделе будут приведены примеры параметрической идентификации таких решений.

Результаты по идентификации параметров математических моделей аэродинамических погрешностей ПВД в летных испытаниях ВС

Частные решения задачи параметрической идентификации математических моделей аэродинамических погрешностей с применением рассматриваемой технологии были представлены в ряде работ ([2–6, 19] и др.). Здесь приведем новые результаты математического моделирования погрешностей в испытаниях на БУА в 2018 г. среднемагистрального и ближнемагистрального самолетов.

Испытания объектов проводили в соответствии с данной технологией. В процессе ис-

пытаний были выполнены режимы горизонтального установившегося полета и режимы торможения с выходом на БУА.

Полученный объем экспериментальных данных как в одних, так и в других испытаниях позволил в полной мере дать ответы на поставленные задачи определения систематических, аэродинамических погрешностей штатных систем воздушных данных и дополнительно установленных контрольно-измерительных средств в исследованных диапазонах изменения воздушных параметров и конфигурациях объектов.

Показательные результаты представим для режимов полета, выполненных во взлетно-посадочных конфигурациях воздушных судов.

В обеспечение испытаний на БУА среднемагистрального самолета было проведено математическое моделирование аэродинамических погрешностей контрольно-измерительной системы, построенной на применении системы воздушных сигналов СВС-96, штатных ПВД самолета и дополнительно установленных ДАУ-85. В системе были задействованы резервные приемники статического давления, установленные на боковой поверхности цилиндрической части фюзеляжа.

Результаты примечательны тем, что в отличие от ранее представляемых материалов в подобных испытаниях [3] показывают учет большего числа факторов аэродинамических погрешностей ПВД.

По результатам параметрической идентификации математических моделей в данном случае получены следующие решения:

$$c_p = \sum_{i=0}^5 a_i \alpha^i + (b_0 + b_1 \alpha) \Delta_D; \quad (7)$$

$$\frac{\Delta V_a}{V_{\text{пр}}} = \sum_{i=0}^5 A_i \alpha^i + (B_0 + B_1 \alpha) \Delta_D; \quad (8)$$

$$\alpha_{\text{расч}} = f(\alpha_{\text{мест}}, \delta) = d_0 + d_1 \alpha_{\text{мест}} + d_2 \alpha_{\text{мест}}^2.$$

В полиномах:

- α , $\alpha_{\text{мест}}$ — параметры "истинный угол атаки", "местный угол атаки" из потока СВС;
- $\alpha_{\text{расч}}$ — действительное, расчетное значение угла атаки в испытаниях;
- значения коэффициентов a_i , A_i , b_i , B_i определяют зависимости c_p , $\frac{\Delta V_a}{V_{\text{пр}}}$ от угла атаки и числа M при работе двигателей в режиме малого газа;

- параметр Δ_D и коэффициенты b_i , B_i определяют фактор аэродинамического влияния работы двигателей; $\Delta_D = 0$ при работе двигателей в режиме малого газа, отклонении ручки управления двигателем (РУД) $\delta_{руд} = 0^\circ$, $\Delta_D = 1$ в режимах с отклонением РУД 20° . При другом отклонении РУД в линейном приближении $\Delta_D = \delta_{руд}/20$.

При известных полиномах имеем очень простые алгоритмы расчета действительных значений статического давления, индикаторной земной скорости, скоростного напора, других воздушных параметров. В частности, значения индикаторной земной скорости с учетом зависимости $\frac{\Delta V_a}{V_{пр}} = f_v(\alpha, \delta, \Delta_D)$ определяются выражением $V_{из} = V_{пр} \left(1 - f_v(\alpha, \delta, \Delta_D) \frac{k}{2} M^2 \right)$.

Значения относительной погрешности $\frac{\Delta V_a}{V_{пр}}$ в зависимости от угла атаки по материалам испытаний на режимах ГП и торможения, при различных режимах работы двигателей ($\delta_{руд} = 20^\circ$, $\delta_{руд} = 0^\circ$) показаны на рис. 1. Здесь же приведена аппроксимация зависимости $\frac{\Delta V_a}{V_{пр}} = f(\alpha)$ при $\delta_{руд} = 0^\circ$.

Как следует из представленных результатов, изменение значений $\frac{\Delta V_a}{V_{пр}}$ при смене режима работы двигателей ($\delta_{руд} = 0^\circ$ и $\delta_{руд} = 20^\circ$) достигает 0,01, что соответствует $\Delta V_a \approx 2$ км/ч. Фактор аэродинамического влияния двигателей учтен в математических моделях погрешностей (7), (8).

В представленных материалах следует отметить небольшую флуктуацию зависимости $\frac{\Delta V_a}{V_{пр}} = f(\alpha)$ в области значений угла атаки $10...12^\circ$. Указанная особенность объясняется попаданием приемника статического давления в спутный след от впереди расположенного ПВД.

Следующие результаты приведем для ближнемагистрального самолета.

Особенностью испытаний на БУА ближнемагистрального самолета было выполнение режимов как в штатной конфигурации самолета,

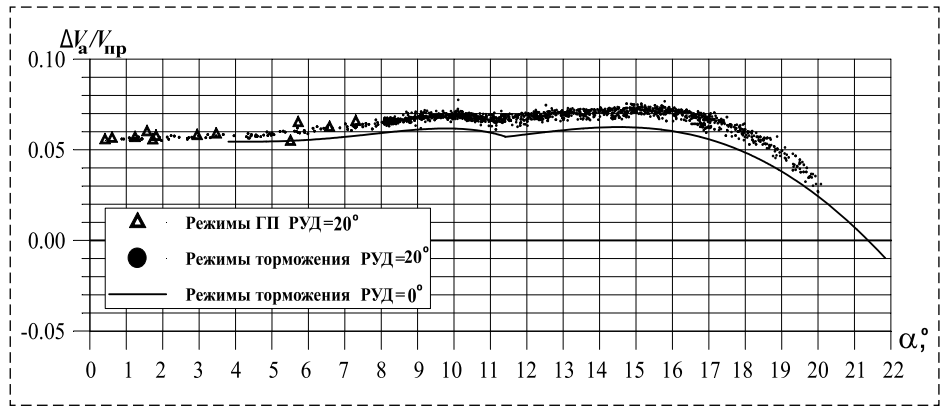


Рис. 1. Относительная аэродинамическая погрешность $\frac{\Delta V_a}{V_{пр}}$ в зависимости от угла атаки

Fig. 1. Relative aerodynamic error $\frac{\Delta V_a}{V_{пр}}$ depending on the angle of attack

так и с дополнительно установленной носовой штангой с эталонными ПВД, ДАУ.

Показательные результаты определения аэродинамических погрешностей приведем для ПВД носовой штанги и резервной системы воздушных данных ADS. Приемники и датчики резервной системы размещены в носовой части фюзеляжа самолета.

По материалам, полученным в режимах торможения, на рис. 2 представлены сравнительные результаты определения математических ожиданий функциональных зависимостей коэффициентов восприятия полного c_{p0} и

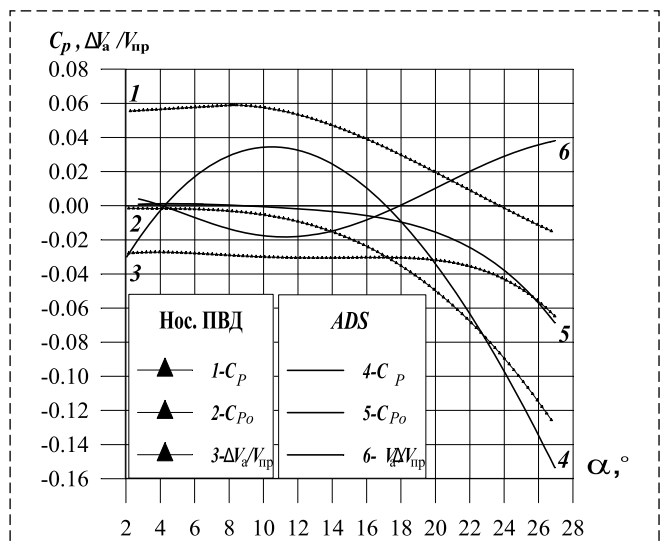


Рис. 2. Зависимости коэффициентов давления c_{p0} , c_p , относительной погрешности $\frac{\Delta V_a}{V_{пр}}$ от угла атаки

Fig. 2. Pressure coefficients c_{p0} , c_p , and relative error $\frac{\Delta V_a}{V_{пр}}$ depending on the angle of attack

статического c_p давлений, а также соответствующей относительной погрешности измерения скорости от угла атаки.

Результаты как для штатного ПВД, так и для ПВД штанги показывают один порядок величин c_{p0} , c_p и $\frac{\Delta V_a}{V_{пр}}$, а также градиентов их изменения по углу атаки в исследованном диапазоне угла атаки. Это определяет близкие значения соответствующих погрешностей в определении индикаторной земной скорости, по результатам сравнительного анализа — не более 2 км/ч, в случаях применения штатного и эталонного приемников с учетом полученных результатов математического моделирования аэродинамических погрешностей. Одновременно результаты указывают на необходимость обязательной градуировки ПВД носовой штанги при применении в испытаниях в качестве эталонного средства. В соответствии с рис. 2 значение аэродинамической погрешности эталонного ПВД по скорости в исследованном диапазоне значений угла атаки составляет 3...6 % от значений $V_{из}$.

Рис. 3 иллюстрирует аэродинамическое влияние носовой штанги на восприятие статического давления штатным ПВД, размещенным в носовой части фюзеляжа. Показаны значения коэффициентов давления при выполнении горизонтальных площадок без скольжения на высоте 200 м с установленной носовой штангой и без нее.

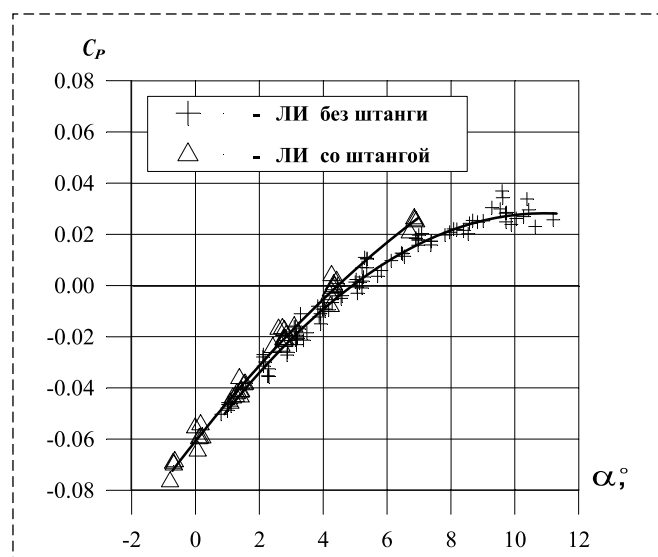


Рис. 3. Значения коэффициентов давления c_p , в зависимости от угла атаки по данным летных испытаний (ЛИ) со штангой и без штанги

Fig. 3. Pressure coefficient c_p depending on the angle of attack according to flight test data with and without a nose boom

Изменение значений коэффициента давления c_p в исследованном диапазоне углов атаки в случае установки носовой штанги достигает значения 0,01, соответствует уровню предельно допустимой инструментальной погрешности измерения давления системой воздушных данных.

Полученные значения аэродинамического влияния штанги на измерения скорости, составляющие величину $\approx 0,5$ % от значения скорости, являются пренебрежимо малыми для решения задач испытаний на БУА. Вместе с тем, результаты указывают на необходимость учета фактора аэродинамического влияния носовой штанги на бортовые измерения воздушных параметров в общем случае применения метода носовой штанги с эталонными ПВД, ДАУ в летных испытаниях ВС по оценке СВП.

Тем самым, результаты подтверждают выводы по вопросам применения метода носовой штанги с эталонными ПВД, ДАУ, сделанные в работе [3], иллюстрируют эффективность средств и методов обсуждаемой технологии в решении задач информационного обеспечения летных испытаний ВС на БУА, моделирования аэродинамических погрешностей, оценивания СВП.

Отметим, что применяемые методы моделирования позволяют выделить в математических моделях аэродинамических погрешностей ПВД даже факторы очень слабого аэродинамического влияния, соизмеримого с минимальными инструментальными погрешностями датчиков давления (до 0,2 ГПа).

Список литературы

1. Пушков С. Г., Харин Е. Г., Кожурин В. Р., Захаров В. Г. Технология определения аэродинамических погрешностей ПВД и воздушных параметров в летных испытаниях ЛА с использованием спутниковых средств траекторных измерений // ВИНТИ РАН, Проблемы безопасности полетов. 2006. № 7. С. 8—26.
2. Пушков С. Г., Харин Е. Г., Кожурин В. Р., Ловицкий Л. Л. Эталонное измерение воздушных параметров с использованием спутниковых средств траекторных измерений в летных испытаниях воздушных судов // Авиакосмическое приборостроение. 2010. № 4. С. 5—9.
3. Пушков С. Г., Харин Е. Г., Ловицкий Л. Л. Технология определения воздушных параметров на больших углах атаки // Полет. 2010. № 6. С. 30—36.
4. Пушков С. Г., Горшкова О. Ю., Корсун О. Н. Математические модели погрешностей бортовых измерений скорости и угла атаки на режимах посадки самолета // Мехатроника, автоматизация, управление. 2013. № 8. С. 66—70.
5. Пушков С. Г., Корсун О. Н., Ловицкий Л. Л. Аэродинамические погрешности систем измерения статического давления самолета при полете со скольжением // Измерительная техника. 2018. № 2. С. 37—42.

6. Пушков С. Г., Малахова И. В., Горшкова О. Ю. Исследования задачи определения аэродинамических погрешностей ПВД на режимах взлета, посадки самолета в условиях летного эксперимента с применением спутниковых технологий // ВИНТИ РАН, Проблемы безопасности полетов. 2006. № 9.

7. Пушков С. Г., Ловицкий Л. Л., Корсун О. Н. Методы определения скорости ветра при проведении летных испытаний авиационной техники с применением спутниковых навигационных систем // Мехатроника, автоматизация, управление. 2013. № 9. С. 65–70.

8. Пушков С. Г., Корсун О. Н., Яцко А. А. Оценивание погрешностей определения индикаторной земной скорости в летных испытаниях авиационной техники с применением спутниковых навигационных систем // Мехатроника, автоматизация, управление. 2015. Т. 16, № 11. С. 771–776.

9. Niewoehner R. J. Refining Satellite Methods for Pitot-Static Calibration // Journal of Aircraft. 2006. Vol. 43, N. 3. P. 846–849.

10. Jurado J. D., McGehee C. C. Complete Online Algorithm for Air Data System Calibration // Journal of Aircraft. 2019. Vol. 56, N. 2.

11. Ведров В. С., Тайц М. А. Летные испытания самолетов. М.: Оборонгиз, 1951. С. 64–106.

12. Пушков С. Г., Ловицкий Л. Л. Погрешность восприятия полного давления приемником с протоком в камере торможения // Авиакосмическое приборостроение. 2010. № 5.

13. Харин Е. Г., Копылов И. А. Технологии летных испытаний бортового оборудования летательных аппаратов с применением комплекса бортовых траекторных измерений. М.: МАИ-ПРИНТ, 2012.

14. Копылов И. А. Использование новых технологий для оценки пилотажно-навигационного комплекса ЛА в летных испытаниях // Полет. 2008. № 3. С. 39–49.

15. SAE ARP920 Revision A, Design and installation of Pitot-static systems for transport aircraft.

16. FAA AC № 25-7A Flight test guide for certification of transport category airplanes.

17. AC-21-40(0), Measurement of airspeed in light aircraft — certification requirements, 2005.

18. EASA Certification Specifications for Large Aeroplanes CS-25.

19. ICAO NAT DOC 001, Guidance and Information Material Concerning Air Navigation in the North Atlantic Region, 2002.

20. Gracey W. Measurement of static pressure on aircraft // NACA Report 1364.

21. Gracey W. Measurement of Aircraft Speed and Altitude // NASA Reference Publication 1046. 1980.

22. Пушков С. Г., Корсун О. Н. Вопросы применения стационарных приближений при построении моделей аэродинамических погрешностей барометрической высоты и скорости на динамичных режимах полета самолета // Прикладная физика и математика. 2015. № 5. С. 35–43.

Aerodynamic Errors Mathematical Modeling in Air Data Systems Estimation Technology in Flight Tests Using Satellite Navigation Systems

S. G. Pushkov, nio9@lii.ru, L. L. Lovitsky, nio9@lii.ru,
O. Y. Gorshkova, nio9@lii.ru, I. V. Malakhova, nio9@lii.ru,

Flight Research Institute, Zhukovsky, 140180, Moscow Region, Russian Federation

Corresponding author: Pushkov S. G., D. Sc., Flight Research Institute, Flight Research Institute, Zhukovsky, 140180, Moscow Region, Russian Federation, e-mail: nio9@lii.ru

Accepted on January 26, 2021

Abstract

Problems of mathematical modeling of onboard air data systems errors are of paramount importance in pitot-static sources errors determination, air data systems evaluation in flight tests. The problems of development, identification and assessment of the mathematical models of errors adequacy acquire main importance in the modern technology of the air parameters true values determination, air data systems evaluation using satellite navigation systems, developed and applied in the practice of flight tests at JSC "FRI n.a. M. M. Gromov". This paper gives a general description of an air data systems estimation technology using satellite navigation systems. The principles of solving problems of aircraft data systems aerodynamic errors mathematical modeling are stated. The structure of mathematical models, factors of the aerodynamic errors, relationship of the solving problems of errors modeling within the framework of technology with a flight experiment plan are shown. Mathematical models parameters identification are based on a complex solving of the problems of a true air data parameters values and aerodynamic errors determination in flight tests. New results of mathematical modeling of errors in tests at high angles of attack in 2018 year of medium-range and short-range aircraft are presented. The results illustrate the technology effectiveness in solving the problems of flight tests at high angles of attack information support, aerodynamic errors modeling, air data systems estimation. The applied modeling methods make it possible to allocate in the mathematical models of pitot-static sources aerodynamic errors even the factors of very weak aerodynamic influence, comparable with the minimum pressure sensors instrumental errors.

Keywords: aircraft, pitot tube, static source, aerodynamic errors, flight tests

For citation:

Pushkov S. G., Lovitsky L. L., Gorshkova O. Y., Malakhova I. V. Aerodynamic Errors Mathematical Modeling in Air Data Systems Estimation Technology in Flight Tests Using Satellite Navigation Systems, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2021, vol. 22, no. 5, pp. 272–280.

DOI: 10.17587/mau.22.272-280

References

1. **Pushkov S. G., Kharin E. G., Kozhurin V. R., Zakharov V. G.** Technology of a pitot-static source and air parameters aerodynamic errors determination in flight tests using satellite trajectory measurements, *VINITI (RISTI) RAS, Problems of Flight Safety*, 2006, no. 7, pp. 8–26 (in Russian).
2. **Pushkov S. G., Kharin E. G., Kozhurin V. R., Lovitsky L. L.** Air parameters true value measurement in flight tests using satellite trajectory measurementst, *Aviation and Space Instrument Engineering*, 2010, no. 4, pp. 5–9 (in Russian).
3. **Pushkov S. G., Kharin E. G., Lovitsky L. L.** Flight test determination technology of air parameters on high angles of attack, *Polyot (Flight)*, 2010, no. 6, pp. 30–36 (in Russian).
4. **Pushkov S. G., Gorshkova O. Y., Korsun O. N.** Mathematical models of errors of onboard measurements of speed and angle of attack on plane landing mode, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2013, no. 8, pp. 66–70 (in Russian).
5. **Pushkov S. G., Lovitsky L. L., Korsun O. N.** Aerodynamic errors of the systems aimed at measuring the static pressure of an aircraft in the sliding modes of flight, *Measuring Equipment*, 2018, no. 2, pp. 37–42 (in Russian).
6. **Pushkov S. G., Malakhova I. V., Gorshkova O. Y.** The problem of pitot-static source aerodynamic errors determination in flight tests in the aircraft take-off and landing modes using satellite technologies, *VINITI (RISTI) RAS, Problems of Flight Safety*, 2006, no. 9 (in Russian).
7. **Pushkov S. G., Lovitsky L. L., Korsun O. N.** Wind speed determination methods in flight tests using satellite navigation system, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2013, no. 9, pp. 65–70 (in Russian).
8. **Pushkov S. G., Korsun O. N., Yatsko A. A.** Estimation of errors in determination of the ground speed in the aircraft flight tests with the use of the satellite navigation systems, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2015, vol. 16, no. 11, pp. 771–776 (in Russian).
9. **Niewoehner R. J.** Refining Satellite Methods for Pitot-Static Calibration, *Journal of Aircraft*, 2006, vol. 43, no. 3, pp. 846–849.
10. **Jurado J. D., McGehee C. C.** Complete Online Algorithm for Air Data System Calibration, *Journal of Aircraft*, 2019, vol. 56, no. 2.
11. **Vedrov V. S., Taitis M. A.** Flight tests of aircraft, Moscow, Oborongiz, 1951, pp. 64–106 (in Russian).
12. **Pushkov S. G., Lovitsky L. L.** Total pressure measurement error of a pitot tube with the leak in the brake chamber, *Aerospace Instrumentation*, 2010, no. 5 (in Russian).
13. **Kharin E. G., Kopylov I. A.** Technologies of flight tests of aircraft on-board equipment using on-board trajectory measurement complex, Moscow, MAI-PRINT, 2012 (in Russian).
14. **Kopylov I. A.** The new technologies using for estimation a flight-navigation complex of flying vehicles during a flight tests, *Polyot (Flight)*, 2008, no. 3, pp. 39–49 (in Russian).
15. **SAE ARP920 Revision A**, Design and installation of Pitot-static systems for transport aircraft.
16. **FAA AC No. 25-7A** Flight test guide for certification of transport category airplanes.
17. **AC-21-40 (0)**, Measurement of airspeed in light aircraft – certification requirements, 2005.
18. **EASA Certification Specifications for Large Aeroplanes CS-25**.
19. **ICAO NAT DOC 001**, Guidance and Information Material Concerning Air Navigation in the North Atlantic Region, 2002.
20. **Gracey W.** Measurement of static pressure on aircraft, NACA Report 1364.
21. **Gracey W.** Measurement of Aircraft Speed and Altitude, NASA Reference Publication 1046, 1980.
22. **Korsun O. N., Pushkov S. G.** Stationary approximations for aerodynamic errors of airspeed and altitude barometric measurements at dynamic regimes of flight, *Applied Physics and Mathematics*, 2015, no. 5, pp. 35–43 (in Russian).

Издательство "НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ"

107076, Москва, Стромьинский пер., 4

Телефон редакции журнала: (499) 269-5510, (499) 269-5397

Технический редактор *Е. В. Конова*. Корректор *М. Ю. Безменова*.

Сдано в набор 26.02.2021. Подписано в печать 14.04.2021. Формат 60×88 1/8. Бумага офсетная.
Усл. печ. л. 8,86. Заказ МН521. Цена договорная.

Журнал зарегистрирован в Комитете Российской Федерации по делам печати, телерадиовещания и средств массовых коммуникаций
Свидетельство о регистрации ПИ № 77-11648 от 21.01.02

Учредитель: Издательство "Новые технологии"

Оригинал-макет ООО "Авансед солюшнз". Отпечатано в ООО "Авансед солюшнз".
119071, г. Москва, Ленинский пр-т, д. 19, стр. 1. Сайт: www.aov.ru