

Аэродинамические погрешности систем измерения статического давления самолёта при полёте в режимах скольжения

С. Г. ПУШКОВ¹, Л. Л. ЛОВИЦКИЙ¹, О. Н. КОРСУН²

¹АО «Лётно-исследовательский институт им. М. М. Громова», Жуковский, Россия

²ФГУП «Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем», Москва, Россия, e-mail: marmotto@rambler.ru, nio9@lii.ru

С использованием гидродинамических моделей обтекания тонкого тела получены математические модели погрешностей бортовых измерений статического давления самолёта при полёте в режимах скольжения. Дана оценка традиционно используемых в авиационной практике схем размещения приёмников давления и алгоритмов компенсации погрешностей в вычислителях систем воздушных данных. Приведены результаты определения составляющей аэродинамической погрешности при полёте в режимах скольжения. Данные получены при лётных испытаниях ряда воздушных судов транспортной категории.

Ключевые слова: приёмник статического давления, аэродинамическая погрешность, угол скольжения, лётные испытания, система воздушных данных.

The mathematical models of air-born measurement errors of aircraft static pressure in the sliding modes were obtained using hydrodynamic models of flow around a thin body. The estimation of static probes schemes of placing traditionally used in aviation practice and error compensation algorithms in air data system calculators is presented. The results of the determination of the component of the aerodynamic error in the sliding modes obtained from the flight test materials of a number of aircrafts of the transport category are given.

Key words: static probe, aerodynamic error, angle of slide, flight tests, system of air data.

При создании воздушных судов (ВС) и пилотажно-навигационного оборудования нового поколения большое значение имеют задачи бортовых измерений воздушных параметров, т. е. точностных характеристик систем воздушных данных (СВД).

Классическая архитектура построения СВД современного ВС основывается на использовании датчиков аэродинамических углов, приёмников полного и статического давлений и температуры торможения. Применяются высокоточные датчики давления и цифровые вычислители воздушных данных. При этом основные вопросы обеспечения высоких точностей определения воздушных параметров связаны не с инструментальными погрешностями штатного оборудования, а с тем, что приёмники и датчики размещены в возмущённом поле скоростей и давлений. Погрешности СВД главным образом обусловлены характеристиками потока в области размещения приёмников, датчиков и полнотой компенсации аэродинамических погрешностей в вычислителях систем. В настоящей работе рассмотрены погрешности бортовых измерений барометрической высоты в режимах скольжения ВС при традиционном построении систем статического давления и алгоритмов вычисления воздушных параметров. Актуальность рассмотренных вопросов подтверждена результатами лётных испытаний.

Определение и оценка аэродинамических погрешностей приёмников воздушных давлений в режимах скольжения ВС являются обязательными задачами лётных испытаний [1, 2]. Необходимость оценки диктуется авиационными правилами,

главным образом требованиями к погрешностям измерений барометрической высоты на уровне моря в условиях стандартной атмосферы. В последнее время возрастает значение задач разработки, идентификации математических моделей погрешностей определения воздушных параметров, вызванных влиянием скольжения, в связи с появлением новых задач самолётовождения, а также необходимостью оценивания режимов вертикальной навигации и автоматической посадки ВС [3].

Традиционные решения задачи построения бортовых систем измерения барометрической высоты. В общем случае разработка СВД исходит из требований к техническим характеристикам систем. При этом большое значение имеют вопросы размещения приёмников, датчиков на объекте и компенсации аэродинамических погрешностей приёмников воздушных давлений. Классическое решение для основных СВД предполагает установку приёмников статического давления на левом и правом бортах фюзеляжа симметрично плоскости симметрии ВС, осреднение воспринимаемых приёмниками давлений, исключение аэродинамических погрешностей в вычислителях СВД.

Осреднение давлений производится либо путём соединения (закольцовки) приёмников пневматическими каналами, либо на уровне электрических сигналов от датчиков давлений, установленных в непосредственной близости к приёмникам. Это выполняется для исключения составляющей погрешности, обусловленной влиянием угла скольжения.

Алгоритм определения действительного значения статического давления сводится к расчёту скорректированного

значения статического давления на основании соотношения

$$p_{\text{ск}} = p_{\text{изм}} [1 - \Pi_1(M, \alpha, \delta)], \quad (1)$$

где $p_{\text{изм}}$ – измеряемое значение осреднённого статического давления, воспринимаемого приёмниками; $\Pi_1(M, \alpha, \delta)$ – полином или другая функция, определяющая зависимость относительной погрешности восприятия статического давления от числа M , угла атаки α и полётной конфигурации ВС δ .

В упрощённом варианте коррекции погрешности восприятия статического давления угол атаки не учитывается

$$p_{\text{ск}} = p_{\text{изм}} [1 - \Pi_1(M, \delta)].$$

Подобное решение реализуется и при построении резервного канала СВД. Если в резервном контуре применяются механические приборы, то предусматривается исключение аэродинамических погрешностей с помощью поправочных таблиц.

Вне зависимости от варианта коррекции погрешности восприятия статического давления, традиционные решения предполагают исключение погрешности, вызванной влиянием угла скольжения β , путём осреднения давлений, воспринимаемых приёмниками на левом и правом бортах фюзеляжа. Зависимости коррекции погрешности восприятия статического давления, реализуемые в СВД, как правило, не содержат угол скольжения β .

Наряду с изложенными в авиационной практике имеются и альтернативные решения, отличающиеся установкой приёмника только на одном борту фюзеляжа, левом или правом. Такие решения используются гораздо реже, преимущественно для построения резервного канала СВД.

Оценка аэродинамических погрешностей систем измерения статического давления в режимах скольжения на основании гидродинамических моделей обтекания тонкого тела вращения. В случае установившегося полёта ВС математические модели аэродинамических погрешностей приёмников воздушных давлений и датчиков аэродинамических углов (ДАУ) основываются на функциональных зависимостях коэффициентов восприятия C_p , C_{p0} статического и полного давлений, соответственно, а также местных углов скоса потока от числа M , углов атаки α и скольжения β , конфигурации δ (положения закрылков δ_z , предкрылков $\delta_{\text{пред}}$, шасси $\delta_{\text{ш}}$), геометрической высоты полёта h_r относительно подстилающей поверхности или взлётно-посадочной полосы в режимах взлёта-посадки [4]:

$$C_p = (p_H - p_\infty) / q_\infty = f_H(\alpha, \beta, M, \delta, h_r);$$

$$C_{p0} = (p_{H0} - p_{0\infty}) / q_\infty = f_{H0}(\alpha, \beta, M, \delta, h_r);$$

$$\alpha_m = f_\alpha(M, \alpha, \beta, \delta, h_r),$$

где p_H , p_{H0} – значения статического и полного давлений, соответственно, воспринимаемых приёмником воздушных да-

лений; p_∞ – атмосферное статическое давление невозмущённого барического поля на высоте полёта ВС; $p_{0\infty}$ – полное давление набегающего потока; q_∞ – скоростной напор; α_m – местный угол атаки.

Значения коэффициентов давления, градиенты изменения C_p , α_m от аэродинамических углов, числа M , конфигурации объекта являются важными критериями при выборе мест установки приёмников, датчиков, построении СВД ВС в целом.

Оценка степени влияния аэродинамических углов на погрешности восприятия статического давления в случае размещения приёмников статического давления на поверхности фюзеляжа ВС может быть получена с использованием гидродинамических моделей обтекания тонкого тела вращения идеальной жидкостью [5, 6].

В такой постановке задачи при установившемся движении ВС с некоторой скоростью v_∞ применение метода плоских сечений даёт приближённое выражение для распределения давлений на поверхности цилиндрической части фюзеляжа в рассматриваемом сечении [5, 6]:

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{q_\infty} \approx \left\{ -2 \frac{v_{np}}{v_\infty} - \left(\frac{v_n}{v_\infty} \right)^2 (1 - 2 \cos 2\varphi) \right\}, \quad (2)$$

где v_{np} – продольная составляющая возмущённой скорости, действующая вдоль оси ОХ фюзеляжа [3]; v_n – поперечная скорость тела вращения (относительно воздушной среды) в рассматриваемом сечении, нормальная продольной оси ОХ; φ – угол в полярной системе координат плоского сечения между радиусом вектором $\mathbf{R}$, определяющим точку размещения приёмника, и вектором $\mathbf{v}_n$.

В представленных ниже оценках рассмотрим только второй член в выражении (2), связанный с поперечным обтеканием тела вращения. При этом, рассматривая сечение на большом удалении от крыла, поперечную составляющую возмущённой скорости за счёт аэродинамического влияния крыла будем считать пренебрежимо малой величиной.

Тогда, в связанной с ВС системе координат, в случае полёта с некоторыми углами атаки α и скольжения β , модуль скорости v_n в данном сечении определим как

$$|v_n| = v_\infty \sqrt{\cos^2 \beta \sin^2 \alpha + \sin^2 \beta}. \quad (3)$$

Для поперечной составляющей скорости обтекания v_s по контуру плоского сечения получим

$$v_s = 2v_\infty (\cos \beta \sin \alpha \sin \varphi_0 \pm \sin \beta \cos \varphi_0), \quad (4)$$

где φ_0 – угол между осью ОУ системы координат, связанной с ВС [3], и радиус-вектором рассматриваемой точки на поверхности поперечного сечения фюзеляжа; знак « $\pm$ » определяется в зависимости от расположения точки в левой или правой полуплоскости (на левом, правом бортах фюзеляжа, соответственно). В левой или правой полуплоскости φ_0 принимает значения $0 \leq \varphi_0 \leq \pi$.

Согласно соотношениям (2)–(4) коэффициент давления определяется выражением

$$C_p \approx (-2v_{пр}/v_\infty) + \cos^2\beta \sin^2\alpha (1 - 4\sin^2\varphi_0) + \sin^2\beta (1 - 4\cos^2\varphi_0) \pm 2\sin\alpha \sin 2\beta \sin 2\varphi_0. \quad (5)$$

Тогда для среднего значения коэффициента давления и для разницы коэффициентов давления в симметричных относительно плоскости симметрии ВС точках фюзеляжа соответственно имеем

$$\bar{C}_p \approx (-2v_{пр}/v_\infty) + \sin^2\alpha (1 - 4\sin^2\varphi_0) + \sin^2\beta (1 - 4\cos^2\varphi_0); \quad (6)$$

$$\Delta C_p \approx \pm 4\sin\alpha \sin 2\beta \sin 2\varphi_0. \quad (7)$$

Из выражения (6) получим, что сложение давлений в симметричных относительно плоскости симметрии ВС точках фюзеляжа в общем случае не приводит к полному исключению влияния скольжения.

Влияние углов атаки и скольжения на погрешность восприятия статического давления нельзя исключить одновременно. В (6) составляющая коэффициента давления, обусловленная углом атаки, равна нулю при $\varphi_0 = \pi/6$; $5\pi/6$, в то время как влияние скольжения исключается при $\varphi_0 = \pi/3$; $2\pi/3$.

Составляющие суммарного коэффициента давления, обусловленные соответственно углами атаки α и скольжения β , разделены (нет членов, пропорциональных произведению $\alpha\beta$). При этом зависимости составляющих от углов атаки и скольжения в первом приближении являются квадратичными.

Гидродинамическая модель обтекания тонкого тела вращения также позволяет получить решение для местных углов скоса потока. На основании формулы (4) в линейном приближении получим очень простую зависимость местного угла скоса потока в месте размещения ДАУ от углов атаки и скольжения:

$$\alpha_m \approx 2(\alpha \sin \varphi_0 \pm \beta \cos \varphi_0). \quad (8)$$

Из выражения (8) следует, что при размещении ДАУ симметрично плоскости симметрии ВС и безотрывном обтекании фюзеляжа суммарное значение местного угла атаки, измеряемого на левом, правом бортах ВС, в линейном приближении не должно зависеть от β . Разница же местных углов атаки при $\cos \varphi_0 \neq 0$ должна быть пропорциональна углу скольжения. Соотношение (8) также показывает, что в линейном приближении нет зависимости α_m от α , β при $\varphi_0 = 0$ и $\varphi_0 = \pi/2$, соответственно. При определённой установке двух ДАУ по бортам фюзеляжа симметрично плоскости, проходящей через оси ОХ, ОУ связанными с ВС системы координат, например при $\varphi_0 = \pi/4$, может быть получено приемлемое решение для нахождения как α , так и β .

Формула (6) позволяет оценить составляющую коэффициента давления, вызванную влиянием скольжения при

симметричном размещении приёмников на левом и правом бортах фюзеляжа и осреднении воспринимаемых давлений. Предположив, что установка приёмников статического давления по бортам фюзеляжа произведена таким образом, чтобы исключить влияние угла атаки, получим значение $\varphi_0 = \pi/6$. В данном случае рассматриваемая составляющая определяется как $\Delta \bar{C}_p = -2\sin^2\beta$. Откуда следует, что приращение коэффициента давления уже при $\beta = 6^\circ$ составляет $\Delta \bar{C}_p \approx 0,02$, что, например, при значении индикаторной земной скорости $v_{и.з} = 250$ км/ч в режимах маловысотного полёта соответствует погрешности восприятия статического давления $\Delta p_a \approx 0,6$ гПа. Такое значение соизмеримо с предельной допустимой инструментальной погрешностью 0,3–0,6 гПа измерения давления современными образцами СВД. На скорости $v_{и.з} = 360$ км/ч погрешность измерения барометрической высоты за счёт влияния скольжения уже будет превышать 10 м, т. е. по результатам оценок при $\beta \geq 6^\circ$ возникает дополнительная аэродинамическая погрешность измерения барометрической высоты, превышающая значение, установленное авиационными правилами для безопасного маловысотного полёта.

При размещении приёмника только на одном борту фюзеляжа ВС при $\varphi_0 = \pi/2$ и допущении безотрывного обтекания, линейный в первом приближении член выражения (5) может быть исключён. В общем случае, когда $\varphi_0 \neq \pi/2$, на основании (5) приращение C_p в режимах скольжения ВС в эксплуатационном диапазоне изменения углов α , β может приводить к погрешности измерения барометрической высоты в несколько десятков метров.

Выражения (5), (6) также позволяют оценить используемые в авиационной практике решения задач бортовых измерений воздушных параметров. Как следует из (5), (6) и результатов оценок наиболее полным решением задачи, позволяющим минимизировать систематические погрешности, вызванные влиянием аэродинамических углов, является решение для основных СВД с функцией компенсации (1). Условием решения является минимизация погрешностей при полётах ВС в режимах скольжения за счёт выбора мест установки приёмников.

Одновременно представленные соотношения показывают, что традиционно применяемая схема построения канала определения воздушных параметров, основанная на измерении полного давления, статического давления и местных углов скоса потока по левому, правому бортам фюзеляжа ВС, позволяет получить полное решение задачи определения барометрической высоты, индикаторной земной скорости, числа M , углов α и β , включающее компенсацию аэродинамических погрешностей за счёт влияния скольжения. Решение задачи коррекции составляющей погрешности восприятия статического давления за счёт скольжения будет хорошо вписываться в общие алгоритмы коррекции, реализуемые в СВД, может рассматриваться как дополнительная опция при следующем представлении расчётной формулы для скорректированного значения статического давления:

$$p_{ск} = p_{изм} (1 - \Pi_1(M, \alpha, \delta)) - p_{изм} \Pi_2(\beta, M, \alpha, \delta). \quad (9)$$

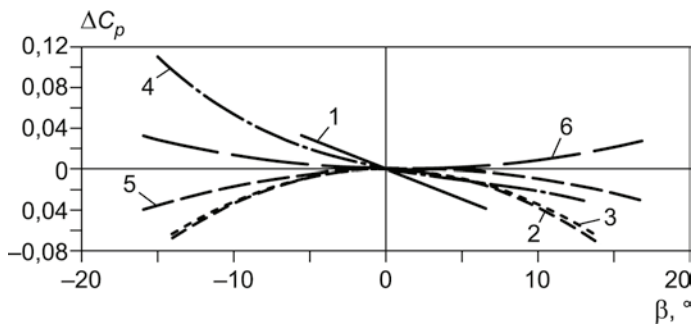


Рис. 1. Зависимости приращения коэффициента ΔC_p давления в режимах скольжения для следующих ВС: 1, 2 – Ту-204-300 (резервная и основная системы, соответственно); 3 – Ту-204СМ (основная система); 4 – Бе-200ЧС (резервная система); 5, 6 – RRJ-95 (резервная и основная системы, соответственно)

Первая составляющая в выражении (9) даёт стандартный алгоритм коррекции (1). Функциональная зависимость $\Pi_2(\beta, M, \alpha, \delta)$ определяет приращение относительной погрешности восприятия статического давления за счёт влияния скольжения.

Необходимым условием решения является нахождение угла скольжения. При классическом построении СВД с применением приёмников полного давления, ДАУ и приёмников статического давления, установленных по бортам фюзеляжа симметрично плоскости, проходящей через оси OX , OY связанными с ВС системы координат, как следует из соотношений (7), (8), может рассматриваться два варианта решения задачи определения угла скольжения: по измерениям местных углов скаса потока ДАУ; по измерениям статического давления.

Для первого варианта линейное приближение решения

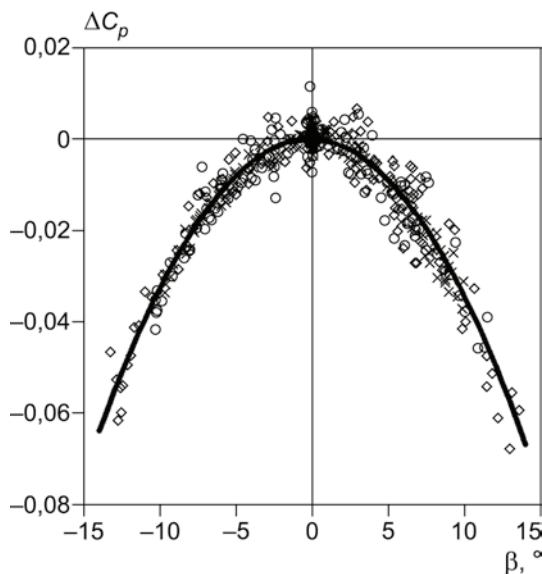


Рис. 2. Фактические значения приращения коэффициента давления ΔC_p в режимах скольжения ВС Ту-204СМ в полётной ($\times$), взлётной ($\circ$) и посадочной ($\diamond$) конфигурациях объекта и аппроксимация зависимости $\Delta C_p(\beta)$, полученная по полному объёму экспериментальных данных в режимах скольжения (кривая)

даёт соотношение (8), для второго – (7). Следует отметить, что оба решения использовались в практике лётных испытаний, в задачах информационного обеспечения лётного эксперимента, математического моделирования режимов автоматической посадки и др. и показали результативность.

Определение угла скольжения по измерениям углов скаса потока ДАУ представляется наиболее эффективным и простым в реализации применительно к классической схеме построения СВД.

Несмотря на то, что рассмотренная гидродинамическая модель обтекания является очень упрощённой, сделанные на её основе выводы, результаты оценок аэродинамических погрешностей за счёт влияния угла скольжения, во многом подтверждаются экспериментальными данными.

Результаты определения погрешностей систем восприятия статического давления при лётных испытаниях ВС в режимах скольжения. Представленные ниже материалы получены в рамках технологии оценивания СВД с применением спутниковых навигационных систем при проведении опытно-конструкторских и сертификационных испытаний. Технология разработана и внедрена в практику лётных испытаний в Лётно-испытательном институте им. М. М. Громова. Содержание технологии, применяемые средства и методы испытаний, а также полученные результаты представлены в [1, 2, 6], полётные маневры различных видов исследованы в [7]. Задачи оценки бортовых СВД, средств вертикального эшелонирования, лётно-технических и взлётно-посадочных характеристик ВС успешно решены при проведении более 100 опытно-конструкторских и сертификационных испытаний ВС различного типа в 2000–2016 гг.

Некоторые результаты определения дополнительных погрешностей восприятия статического давления, обусловленных влиянием скольжения, по материалам испытаний ВС Ту-204-300 представлены в работах [2, 6]. На примере рассмотрения характеристик восприятия давлений закольцованных основных и незакольцованного резервного приёмников в работах [2, 6] было показано, что закольцовка приёмников существенно снижает степень влияния скольжения на результат измерений статического давления в сравнении с незакольцованным приёмником, но не исключает это влияние полностью.

Проведённый более полный анализ имеющихся материалов испытаний по ряду ВС транспортной категории показывает, что даже в случае закольцовки приёмников или осреднения давлений, воспринимаемых приёмниками, установленными по левому, правому бортам ВС, аэродинамические погрешности при полёте в режимах скольжения могут быть весьма существенными. Фактор погрешности восприятия статического давления, соответственно измерения барометрической высоты за счёт влияния скольжения может сказываться на безопасности полёта, в особенности во взлётно-посадочных режимах в условиях пространственно-временной изменчивости ветровых характеристик.

На рис. 1 представлены приращения коэффициентов давления $\Delta C_p(\beta)$ в результате влияния скольжения по материалам испытаний ряда ВС: Ту-204-300, Ту-204СМ, Бе-200ЧС, RRJ-95В.

Значения $\Delta C_p(\beta)$ определены в соответствии с выражением

$$\Delta C_p = C_p(\beta, \alpha, M, \delta) - C_p(\alpha, M, \delta, \beta = 0),$$

где $C_p(\beta, \alpha, M, \delta)$ – фактическое значение C_p в режиме скольжения при параметрах β, α, M, δ ; $C_p(\alpha, M, \delta, \beta = 0)$ – расчётное значение коэффициента давления при параметрах α, M, δ в режиме скольжения по функциональной зависимости, определённой в режимах горизонтального установившегося полёта без скольжения.

Результаты (см. рис. 1) показаны для основных и резервных систем статического давления. Во всех случаях, кроме одного (кривая 6), приёмники размещены на цилиндрической части фюзеляжа. Кривые 1, 4 представляют характеристики для одиночных приёмников, установленных по левому борту фюзеляжа соответствующих ВС. Более сложный характер изменения $\Delta C_p(\beta)$ для объекта Бе-200ЧС (кривая 4) объясняется использованием специально профилированного приёмника статического давления для снижения зависимости воспринимаемого давления от угла атаки. Кривые 2, 3, 5, 6 представляют зависимости при симметричном относительно плоскости симметрии ВС размещении приёмников с осреднением давлений. Кривая 6 отличается от кривых 2, 3, 5 знаком производной $\partial \Delta C_p / \partial \beta$, иллюстрирует характеристику $\Delta C_p(\beta)$ при размещении приёмников в носовой части фюзеляжа.

Необходимо отметить, что все кривые на рис. 1 представляют осреднённые значения $\Delta C_p(\beta)$, полученные в режимах скольжения на различных скоростях.

На рис. 2 изображены результаты испытаний ВС Ту-204СМ в режимах скольжения. Показаны фактические значения $\Delta C_p(\beta)$ в режимах скольжения в полётной, взлётной и посадочной конфигурациях объекта, а также аппроксимация зависимости $\Delta C_p(\beta)$, полученная по полному объёму экспериментальных данных. Анализ экспериментальных данных в рассматриваемом случае показал очень слабую зависимость значений приращения коэффициента давления $\Delta C_p(\beta)$ от угла атаки и конфигурации.

На рис. 3 приведены соответствующие характеристике $\Delta C_p(\beta)$ значения аэродинамической погрешности измерения барометрической высоты $\Delta(\Delta H_a)$ в условиях выполненных режимов скольжения в посадочной конфигурации ВС Ту-204СМ. Представленные материалы испытаний согласуются с выводами и оценками, полученными на основе гидродинамической модели обтекания тонкого тела вращения в части характера изменения и уровня погрешностей, вызванных влиянием угла скольжения. Как следует из представленных материалов, характер изменения $\Delta C_p(\beta)$ при закольцовке приёмников, осреднении давлений по левому, правому бортам фюзеляжа, действительно близок к параболическому.

Приращение коэффициента давления $\Delta C_p(\beta)$ за счёт влияния скольжения даже при закольцовке приёмников, осреднении давлений уже при $\beta = 6^\circ$ может достигать $\Delta C_p = 0,01$ и обуславливать появление дополнительных погрешностей восприятия статического давления, соизмеримых с предельными значениями инструментальной погрешности измере-

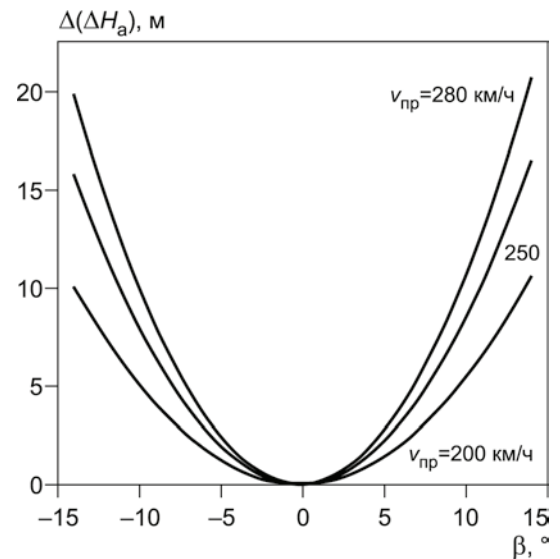


Рис. 3. Аэродинамические погрешности измерения барометрической высоты $\Delta(\Delta H_a)$ вызванные влиянием угла скольжения при различных скоростях в посадочной конфигурации ВС Ту-204СМ

ния давлений современными системами. При больших значениях β на границе эксплуатационного диапазона дополнительные погрешности за счёт скольжения могут превышать допустимую погрешность (9 м), установленную авиационными правилами в режимах маловысотного полёта.

Таким образом, представленные в статье теоретические и экспериментальные результаты подтверждают актуальность задач оценивания систематических погрешностей измерения барометрической высоты в режимах скольжения, снижения погрешностей, обусловленных влиянием угла скольжения, при построении СВД ВС.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект 15-08-06237-а).

Л и т е р а т у р а

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 // Проблемы безопасности полётов. 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. Солдаткин В. М. Методы и средства измерения аэродинамических углов летательных аппаратов. Казань: Изд-во КГТУ, 2001.
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. Логвинович Г. В. Гидродинамика течений со свобод-

ными границами. Киев: Наукова думка, 1969.

6. Лойцянский Л. Г. Механика жидкости и газа. М.: Наука, 1978.

7. Корсун О. Н., Николаев С. В., Пушков С. Г. Алгоритм оценивания систематических погрешностей измерений

воздушной скорости, углов атаки и скольжения в летных испытаниях // Известия РАН. Теория и системы управления. 2016. № 3. С. 118–129.

Дата принятия: 08.08.2017.

620.179.163: 624.155.15

Применение импакт-эхо метода для измерения скорости звука в тестовых образцах кубической формы из бетона для определения его прочности

В. К. КАЧАНОВ, И. В. СОКОЛОВ, С. А. ФЕДОРЕНКО, С. В. ЛЕБЕДЕВ

Национальный исследовательский университет «МЭИ»
Москва, Россия, e-mail: kachanovvk@mail.ru

Показано, что теневой метод измерения скорости звука в тестовых образцах кубической формы из бетона для последующего определения прочности этого материала приводит к погрешностям, возникающим из-за эффекта геометрической дисперсии скорости звука. Предложен более точный способ измерения скорости звука в компактных тестовых образцах кубической формы, основанный на использовании импакт-эхо метода.

Ключевые слова: скорость ультразвука, компактное изделие кубической формы, теневой метод, импакт-эхо метод.

It is shown that the through transmission method of measuring the speed of sound in the test samples of the cubic form of concrete for the subsequent determination of the strength of this material leads to the errors arising because of the effect of geometrical dispersion of the sound speed. The paper proposed a more accurate method of measuring the speed of sound in compact test specimens, cubic shape, based on the use of impact-echo method.

Среди неразрушающих методов исследования физико-механических характеристик бетонных строительных конструкций наибольшее распространение получили акустические методы определения прочности бетона на сжатие, которые основаны на измерении скорости ультразвука в этом материале. Прочность бетона определяют как на стадии изготовления строительных конструкций, так и в процессе эксплуатации зданий и сооружений с целью мониторинга их состояния. Акустические методы определения прочности бетона регламентируются российскими нормативными документами [1, 2] и международными стандартами [3]. В основе всех нормативных документов лежит устойчивая корреляционная связь между скоростью C_l продольных волн ультразвука и прочностью R бетона на сжатие, согласно которой с увеличением прочности возрастает скорость [4]. Суть метода определения прочности бетона акустическим методом сводится к построению градуировочной зависимости между скоростью ультразвука C_l , измеренной в бетонных тестовых образцах кубической формы в процессе естественного твердения бетона, и прочностью R , которую получают по результатам механических испытаний тех же образцов. Для нахождения прочности изделия для каждой партии бетона изготов-

ливают стандартные образцы в виде кубов с гранями 200, 150 или 100 мм. Затем в течение 28 дней с момента заливки бетона измеряют скорость ультразвука (например, на 3, 5, 8 и т. д. сутки) одновременно не менее чем в трёх образцах [1]. Потом образцы подвергают механическим испытаниям для определения их прочности R . По результатам механических испытаний прочности и акустических измерений скорости ультразвука C_l в бетоне строят градуировочную зависимость $R=f(C_l)$. В дальнейшем по этой зависимости определяют прочность бетона в построенных зданиях и сооружениях в процессе их эксплуатации.

Основная проблема построения адекватной градуировочной кривой заключается в точности измерения скорости ультразвука в бетоне за время его застывания. Нормативные документы [1–3] рекомендуют определять скорость продольных колебаний C_l ультразвука в тестовых образцах теневым методом. При использовании данного метода скорость ультразвука в изделии, имеющем заранее известную толщину H , определяют по измеренному времени T_C прохождения сигнала: $C_l=H/T_C$. Так как для бетона характерно неравномерное распределение физико-механических свойств по объёму строительной конструкции, то скорость C_l в разных точках