

Применение акселерометров для измерения углов тангажа и крена в аэродинамическом эксперименте

Н. А. ГОРБАЧЕВ *, А. Р. ГОРБУШИН**, Е. А. КРАПИВИНА**, И. А. СУДАКОВА**

* ЗАО Инерциальные технологии технокомплекса, Раменское, Россия,
e-mail: gorbachev.75@mail.ru

** Центральный Аэрогидродинамический институт им. Н. Е. Жуковского, Жуковский,
Россия, e-mail: gorbushin@tsagi.ru

Обоснованы современные требования к точности измерения углов в аэродинамическом эксперименте. Представлены метод калибровки акселерометра по двум угловым положениям с оценкой погрешности измерения углов и метод учета влияния температуры на его показания. Показано, что применение акселерометра типа А-17 в трансзвуковой аэродинамической трубе ЦАГИ Т-128 позволило повысить точность измерения угла тангажа моделей летательных аппаратов в несколько раз.

Ключевые слова: аэродинамическая труба, акселерометр, углы тангажа и крена, модель летательного аппарата, уравнение измерения.

The modern requirements for the accuracy of angles measurement during aerodynamic testing have been substantiated. A method of accelerometer calibration by two angular positions with estimation of angles' measurement error and a method of taking into account the temperature effect on accelerometer readings are presented. It is shown that the application of type A-17 accelerometer in TsAGI T-128 transonic wind tunnel has increased the accuracy of measurement of aircraft models pitch angle by several times.

Key words: wind tunnel, accelerometer, pitch and roll angles, aircraft model, measurement equation.

В конце XX века существенно повысились требования к точности результатов экспериментальных исследований в аэродинамических трубах, особенно со стороны производителей пассажирских самолетов. Так, погрешность коэффициента сопротивления ΔC_{xa} , измеряемого с помощью тензометрического динамометра, должна быть не более $5 \cdot 10^{-5} \text{—} 1 \cdot 10^{-4}$. Такие высокие требования обусловлены задачей измерения малых приращений нагрузок в процессе исследований по оптимизации компоновки летательного аппарата и улучшению его местной аэродинамики и, следовательно, топливной эффективности. Аэродинамические нагрузки (по три компонента силы и момента), действующие на модель летательного аппарата в аэродинамической трубе, измеряют тензодинамометром, измерительная система координат которого, как правило, связана с моделью. При пересчете нагрузок из измерительной системы координат в скоростную в результате испытаний вносятся дополнительные погрешности, связанные с точностью измерений углов тангажа, крена и рыскания. Например, погрешность определения угла тангажа $0,005^\circ$ приводит к погрешности $\Delta C_{xa} = 5 \cdot 10^{-5}$ при коэффициенте подъемной силы $C_{ya} \approx 0,5$. Таким образом, погрешность измерения угла тангажа в аэродинамических исследованиях не должна превышать $\Delta \theta = 0,005 \dots 0,01^\circ$.

До конца 1980-х годов для измерения угла тангажа моделей и тензодинамометров в ЦАГИ применяли тензометрические датчики угла ТДУ-3, средняя квадратическая погрешность которых составляла $0,05^\circ$. Для калибровки датчиков использовали оптические квадранты КО-60 и КО-30 с погрешностью измерения соответственно $60''$ ($0,017^\circ$) и $30''$ ($0,008^\circ$). В начале 1990-х годов акселерометр АЛ-1 производства Раменского приборостроительного завода впервые был применен в ЦАГИ для измерения угла тангажа модели

в аэродинамической трубе Т-128. Новый датчик имел погрешность $0,01^\circ$, т. е. меньше, чем ТДУ-3, и был принят в эксплуатацию. С 1993 г. вместо АЛ-1 в Т-128 стали применять акселерометр ДА-9 с внешним блоком электроники, разработанный Раменским приборостроительным конструкторским бюро (РПКБ). Начиная с 1997 г. акселерометр ДА-9 был заменен на А-12 (также производства РПКБ) со встроенным блоком электроники. Позднее были введены его модификации А-15 и А-17.

Физический принцип измерения угла заключается в измерении проекции ускорения свободного падения g на ось чувствительности акселерометра при изменении его углового положения, при этом выходной сигнал пропорционален синусу угла тангажа или крена.

За рубежом для измерения углового положения моделей в аэродинамических трубах также применяют акселерометры. Так, в Европейской трансзвуковой криогенной аэродинамической трубе ETW для измерения углов тангажа и крена моделей используют акселерометры серии Q-Flex [1]. В трансзвуковой аэродинамической трубе HST Национальной аэрокосмической лаборатории NLR (Голландия) для определения углового положения моделей также применяют акселерометры той же марки Q-Flex [2], но имеющие специальные системы компенсации от вибраций модели [3]. Универсальная система AMS была создана в американском научно-исследовательском центре NASA для измерения углов тангажа и крена моделей в аэродинамических трубах с использованием ортогонально смонтированных акселерометров [4]. В частности, эту систему применяют в Национальной криогенной установке (NTF) NASA [5]. Компания Боинг также использует акселерометры серии QA-2000 в своей трансзвуковой аэродинамической трубе BTWT для измерения углового положения моделей. Анализ результатов ис-

пытаний, проведенных в этой трубе, показал, что погрешность измерений угла тангажа при помощи акселерометра составляет менее $0,01^\circ$ [6].

В настоящее время для измерения углов тангажа и крена моделей и тензосвесов в аэродинамической трубе Т-128 применяют акселерометры типа А-17, которые представляют собой компенсационные маятниковые акселерометры с замкнутой обратной связью [7, 8], адаптированные для экспериментальных исследований в аэродинамических трубах.

Основные технические характеристики акселерометра

Диапазон измеряемых ускорений	$\pm 2 \text{ g}$
Измерительный диапазон углов тангажа	$\pm 90^\circ$
Погрешность базовой (установочной) плоскости, не более	$0,5^\circ$
Чувствительность (крутизна по току)	$\sim 1 \text{ mA/g}$
Собственная частота	$> 100 \text{ Гц}$
Напряжение питания.....	$\pm 15 \text{ В}$
Габаритные размеры.....	$24 \times 24 \times 20 \text{ мм}$

Действие проекции вектора g на измерительную ось акселерометра вызывает отклонение маятника, которое регистрируется емкостным датчиком угла. Его выходной сигнал в усилителе акселерометра преобразуется в электрический ток, протекающий через катушку магнитоэлектрического датчика момента, закрепленную на подвижной части маятника и находящуюся в поле постоянного магнита диаметальной намагниченности. В результате взаимодействия тока в катушке с полем постоянного магнита развивается момент вокруг оси подвеса маятника, равный моменту инерционных сил, но противоположный по направлению и противодействующий отклонению маятника от его нулевого положения. Сила тока, протекающего через катушку датчика момента, пропорциональна ускорению, действующему вдоль измерительной оси акселерометра. Выходной сигнал акселерометра — напряжение, измеренное на масштабном резисторе, включенном последовательно с катушкой обратной связи. Сопротивление масштабного резистора зависит от диапазона измеряемых ускорений и может меняться от 300 до 5000 Ом.

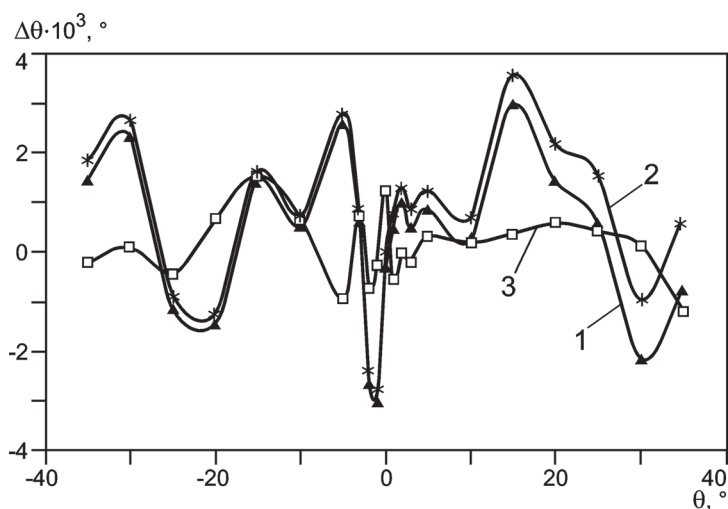


Рис. 1. Результаты калибровки акселерометра:

1 — при помощи образцового средства; 2 — по показаниям при $\theta = \pm 90^\circ$;
3 — разность показаний двух датчиков

Для учета влияния температуры в корпусе акселерометра размещается термометр сопротивления Pt100.

Для измерения угла тангажа модели ось чувствительности акселерометра располагается в плоскости XOY (плоскость симметрии модели) системы координат, связанной с моделью. В случае измерения угла крена ось чувствительности акселерометра расположена в плоскости YOZ. При изменении угла тангажа акселерометра меняется проекция ускорения свободного падения на ось чувствительности датчика: $a = g \sin \theta$. Соответственно показания датчика будут пропорциональны синусу угла тангажа: $U \sim a \sim \sin \theta$. Таким образом, требуемый измерительный диапазон акселерометра как средства для измерения углов составляет $\pm 1g$. Наличие вибраций в месте крепления акселерометра, вызванных взаимодействием модели и элементов рабочей части трубы с набегающим потоком, расширяет требуемый диапазон измерения датчика.

Уравнение измерения акселерометра применительно к измерению углов, приведенное в [9], имеет вид

$$\theta = \theta_0 + \arcsin[(U - U_0)/K]. \quad (1)$$

Слагаемое θ_0 в (1) позволяет привести в соответствие показания датчика и угол тангажа (крена) модели летательного аппарата или тензодинамометра. Фактически это угол между осью OX (OZ в случае угла крена) системы координат, связанной с моделью, и перпендикуляром к базовой плоскости акселерометра. Для тензодинамометра θ_0 — это угол между осью OX_i (OZ_{ii}) измерительной системы координат тензосвесов и нормалью к базовой плоскости акселерометра. Показание U_0 акселерометра получается, когда его базовая поверхность параллельна направлению силы тяжести (смещение нуля); K — чувствительность датчика (крутизна выходной характеристики по напряжению); разность $U - U_0$ соответствует углу между осью чувствительности акселерометра и перпендикуляром к базовой плоскости корпуса датчика, т. е. погрешности базовой плоскости.

Математическая модель (1) не учитывает влияния ускорения, прикладываемого перпендикулярно к оси чувствительности акселерометра, на его показания. Этот вопрос требует дальнейшего исследования с более сложной математической моделью датчика и оценкой ее погрешности.

Калибровку акселерометра как датчика для измерения угла можно проводить двумя способами. Первый способ — классический и заключается в применении образцового средства. Так, в Т-128 в качестве образцового средства применяется оптический квадрант КО-10, предел допускаемой погрешности которого $10'' (0,0028^\circ)$ ¹.

Второй способ состоит в следующем. Уравнение измерения датчика (1) относительно базовой плоскости акселерометра можно преобразовать к виду

$$\theta = \arcsin[(U - U_0)/K]. \quad (2)$$

Для двух угловых положений акселерометра $\theta_1 = 90^\circ$ и $\theta_2 = -90^\circ$ получаем систему двух уравнений

$$\pi/2 = \arcsin[(U_1 - U_0)/K]; \quad -\pi/2 = \arcsin[(U_2 - U_0)/K],$$

где U_1, U_2 — выходные сигналы датчика соответственно при углах θ_1 и θ_2 .

¹ Программа определения коэффициентов уравнения измерения (1) написана сотрудником ЦАГИ Е. К. Чумаченко.

Решая систему, находим

$$K = (U_1 - U_2)/2; \quad U_0 = (U_1 + U_2)/2. \quad (3)$$

Результаты калибровки акселерометра, выполненной двумя способами, представлены на рис. 1 в виде разности показаний образцового средства и акселерометра. Максимальное абсолютное отклонение показаний акселерометра от показаний КО-10 для двух способов калибровки составило 0,0035°, что сопоставимо с погрешностью образцового средства. На рис. 1 также приведена разность показаний двух акселерометров, которые калибровали одновременно. Абсолютное значение отклонения показаний одного датчика относительно другого не превышает 0,0015°. Это позволяет сделать вывод, что реальная погрешность акселерометра как средства для измерения углов менее 0,001°.

Оценим погрешность измерения угла θ как функцию погрешности измерения выходного сигнала акселерометра U в (2). Погрешность измерения угла представим выражением

$$\sigma_\theta = \sqrt{(\delta\theta/\delta U)^2 \sigma_U^2 + (\delta\theta/\delta U_0)^2 \sigma_{U_0}^2 + (\delta\theta/\delta K)^2 \sigma_K^2}.$$

Вычислив частные производные и упростив выражение, получим

$$\sigma_\theta = \sqrt{\sigma_U^2 + \sigma_{U_0}^2 + \sigma_K^2 \sin^2 \theta} / (K \cos \theta). \quad (4)$$

Погрешности определения коэффициентов K и U_0 рассчитаем аналогичным образом по (3):

$$\sigma_K = \sigma_{U_0} = \sqrt{\sigma_{U_1}^2 + \sigma_{U_2}^2} / 2. \quad (5)$$

Выражение (4) с учетом (5) примет вид

$$\sigma_\theta = \sqrt{\sigma_U^2 + 0,25(\sigma_{U_1}^2 + \sigma_{U_2}^2)(1 + \sin^2 \theta)} / (K \cos \theta). \quad (6)$$

Метрологические исследования акселерометров показали, что погрешность измерения выходного сигнала не зависит от углового положения акселерометра, т.е. $\sigma_{U_1} = \sigma_{U_2} = \sigma_U$. Подставив это условие в (6), окончательно получим

$$\sigma_\theta = \sqrt{\frac{3}{2} + \frac{1}{2} \sin^2 \theta} \frac{\sigma_U}{K \cos \theta}, \quad (7)$$

где σ_U/K — погрешность измерения выходного сигнала акселерометра, приведенная к чувствительности.

На рис. 2 представлены оценки погрешности измерения угла тангажа акселерометром в диапазоне $\theta = \pm 90^\circ$. Погрешность, рассчитанная по (7), показана линией 3 без маркеров для типичных значений чувствительности $K = 3,5$ В на $\sin 90^\circ$ и погрешности измерения выходного сигнала $\sigma_U = 0,00007$ В. Результаты калибровки (линия 2) представлены абсолютной разностью показаний акселерометра и образцового средства — оптического квадранта КО-10. На

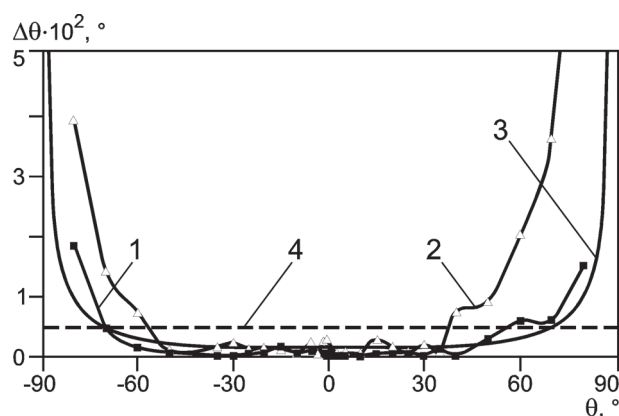


Рис. 2. Зависимости погрешности акселерометра от угла тангажа: 1 — абсолютное значение разности показаний двух датчиков; 2 — то же по показаниям акселерометра и образцового средства КО-10; 3 — погрешность измерения угла по формуле (7); 4 — уровень требований аэродинамического эксперимента к погрешности измерения углов

рис. 2 также приведены абсолютная разность показаний двух акселерометров (1) и уровень требований к аэродинамическому эксперименту (4). Расчетная кривая погрешности и экспериментальные результаты согласуются друг с другом. Следует отметить, что акселерометр обеспечивает необходимый уровень точности в диапазоне углов $\theta = \pm 70^\circ$.

В [9] влияние температуры на чувствительность K было оценено как 0,01 %/°С. Для определения влияния температуры на показания акселерометра А-17 были проведены специальные опыты. Датчик нагревался в термостате при двух угловых положениях: $\theta \approx 0$ и 45° . Показания датчика и термометра сопротивления регистрировали при помощи измерительно-вычислительного комплекса аэродинамической трубы Т-128. Результаты опытов приведены на рис. 3 для одного из датчиков; влияние температуры на изменение выходного сигнала акселерометра представляет собой линейную функцию — коэффициент корреляции R^2 близок к единице. Различия коэффициентов температурной чувствительности

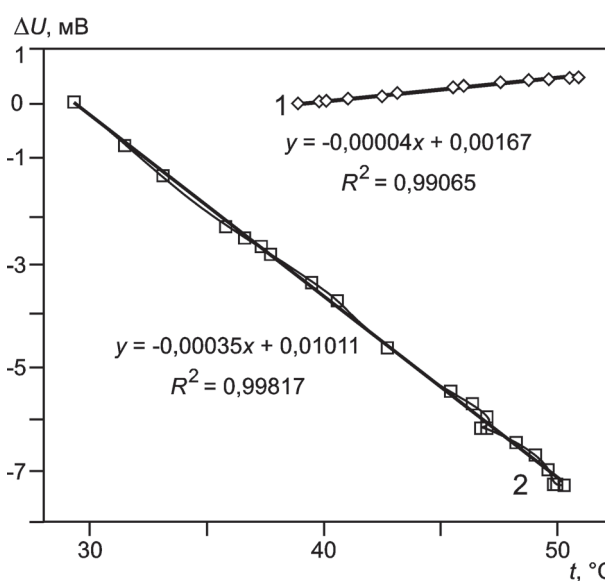


Рис. 3. Влияние температуры на изменение показаний акселерометра при углах тангажа датчика $\theta \approx 0^\circ$ (1), $\theta \approx 45^\circ$ (2)

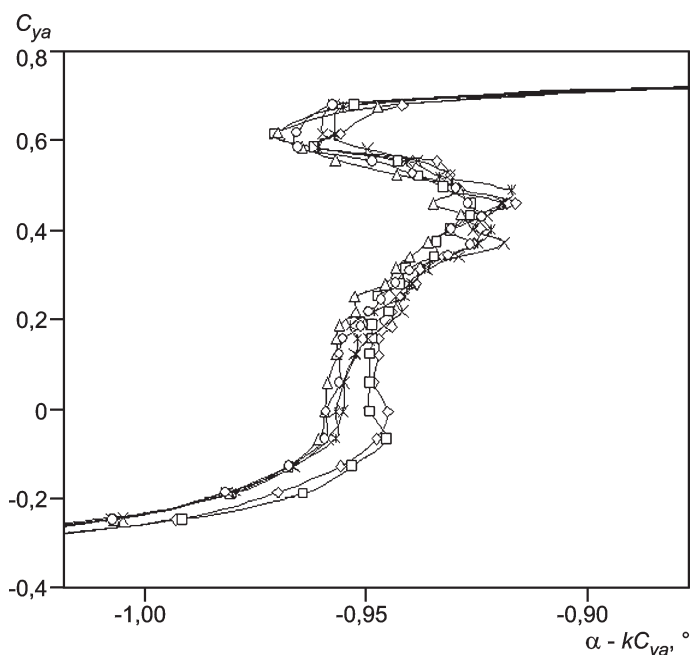


Рис. 4. Зависимость коэффициента подъемной силы модели самолета от преобразованного угла атаки (шестикратные испытания)

для двух угловых положений свидетельствует о необходимости введения поправок к K и U_0 .

Уравнение измерения (1) с поправками на влияние температуры можно представить в окончательном виде

$$\theta = \theta_0 + \arcsin\{(U - U_0[1 + a(t - t_k)]) [1 + b(t - t_k)]/K\}, \quad (8)$$

где a, b — коэффициенты температурной зависимости соответственно для U_0 и K ; t, t_k — текущая температура акселерометра и при калибровке.

Коэффициенты a, b можно определить, взяв производную от уравнения (8) по температуре t и приравняв ее к нулю. Пренебрегая членами второго порядка малости, получаем

$$dU/dt - U_0a + (U - U_0)b = 0.$$

Из системы двух уравнений для двух угловых положений θ_1 и θ_2 находим

$$b = \left(\frac{dU_2}{dt} - \frac{dU_1}{dt} \right) / (U_1 - U_2); \quad a = \frac{1}{U_0} \left[\frac{dU_1}{dt} + \frac{U_1 - U_0}{U_1 - U_2} \left(\frac{dU_2}{dt} - \frac{dU_1}{dt} \right) \right]$$

Для одного из акселерометров значения коэффициентов составили: $a = 0,13 \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$, $b = -0,00016 \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$. Влияние температуры на чувствительность данного датчика приблизительно 0,004 % и на смещение нуля — 0,0007° на 1 °C.

Оценим случайную погрешность измерения угла атаки в трансзвуковой аэродинамической трубе Т-128 на примере шестикратных испытаний модели пассажирского самолета в условиях фиксированного ламинарно-турбулентного перехода пограничного слоя на элементах модели. Угол тангажа модели и внутримодельных тензометрических весов измеряли акселерометром. Зависимость коэффициента подъемной силы C_{ya} от преобразованного угла атаки в виде $\alpha - kC_{ya}$ показана на рис. 4, где α — угол атаки; k — константа. Полуразмах повторных данных, выраженный через угол атаки, не превышает 0,01° для безотрывных режимов обтекания $0 \leq C_{ya} \leq 0,6$. Следует иметь в виду, что случайная погрешность приведенных данных обусловлена не только погрешностью измерения угла тангажа, но также и погрешностью определения подъемной силы и скоростного напора.

Таким образом, применение акселерометра типа А-17 в трансзвуковой аэродинамической трубе Т-128 позволило в несколько раз повысить точность измерения углов тангажа и крена моделей и тензометрических весов по сравнению с ранее используемыми датчиками ТДУ-3. Это, в свою очередь, привело к существенному снижению погрешности определения наиболее важной аэродинамической характеристики модели летательного аппарата — коэффициента лобового сопротивления.

Л и т е р а т у р а

1. **Schimanski D., Quest J.** Tools and Techniques for High Reynolds Number Testing. Status and Recent Improvements at ETW // AIAA. 2003.0755.
2. **Jaarsma F., Elsenaar A.** The phase 2 up-grade of the NLR high speed tunnel HST// NLR TP 97147. 1997.
3. **Fuijckshot P. H.** Looking for the last drag count model vibrations vs. drag accuracy// NLR TP 9648. 1996.
4. **Crawford B. L.** Angle Measurement System (AMS) for Establishing Model Pitch and Roll Zero, and Performing Single Axis Angle Comparisons// AIAA. 2007.1162.
5. **Fuller D. E.** Guide for Users of the National Transonic Facility//NASA TM-83124, 1981.
6. **Watzlavick R. L., Crowder J. P., Wright F. L.** Comparison of Model Attitude Systems: Active Target Photogrammetry, Precision Accelerometer and Laser Interferometer// AIAA. 1996. 2252.
7. **Будкин В. Л. и др.** Инерциальные датчики для систем ориентации // Микросистемная техника. 2000. № 2. С. 31—34.
8. **Голиков В. П. и др.** Разработка микромеханических инерциальных датчиков и навигационных систем // Перспективные системы и задачи управления: Матер. 3-ей Всерос. конф. 2008. С. 234—241.
9. **Finley T., Tchong P.** Model Attitude Measurements at NASA Langley Research Center//AIAA. 1992. 0763.

Дата принятия 04.05.2012 г.