

Трёхкомпонентная математическая модель одноосевого акселерометра для измерения углов тангажа и крена

А. Р. Горбушин, А. И. Колесников

Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н. Е. Жуковского,
г. Жуковский, Московская обл., Россия, e-mail: gorbushin@tsagi.ru

Рассмотрены измерения углов тангажа и крена с помощью компенсационных маятниковых акселерометров с замкнутой обратной связью. Разработана трёхкомпонентная математическая модель одноосевого акселерометра как средства измерения углов тангажа и крена. Модель учитывает влияние ускорения, приложенного перпендикулярно оси чувствительности акселерометра. Исследована погрешность математической модели. Предложены методы калибровки акселерометра и методика учёта влияния температуры на его показания при использовании трёхкомпонентной математической модели. Математическая модель верифицирована с помощью результатов калибровки акселерометра.

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

В современном аэродинамическом эксперименте производители пассажирских самолетов предъявляют очень высокие требования к точности определения аэродинамического качества, являющегося отношением подъёмной силы и силы сопротивления. Так, погрешность коэффициента $\Delta C_{x\alpha}$ сопротивления должна быть не более $5 \cdot 10^{-5} - 1 \cdot 10^{-4}$ [1, 2]. Аэродинамические нагрузки (по три компонента силы и момента), действующие на модель летательного аппарата в аэродинамической трубе, измеряют тензометрическими весами, измерительная система координат которых связана с системой координат модели. При пересчёте нормального и продольного компонентов силы из измерительной системы координат в скоростную (подъёмная сила и сопротивление) в результаты испытаний вносятся дополнительные погрешности, связанные с точностью измерений углов тангажа, крена и рыскания. В работе [3] показано, что для крейсерского режима полёта магистрального самолёта (коэффициент подъёмной силы $C_{y\alpha} \approx 0,5$) погрешность $0,005^\circ$ в определении угла тангажа приводит к погрешности $\Delta C_{x\alpha} = 5 \cdot 10^{-5}$. Это означает, что погрешность $\Delta \theta$ измерения угла тангажа в аэродинамических исследованиях не должна превышать $0,005 - 0,01^\circ$.

В настоящее время для измерения углов тангажа и крена моделей и тензовесов с такой точностью в аэродинамической трубе ЦАГИ Т-128 применяют акселерометры типа А-15, А-17, А-18Т, разработанные АО «Инерциальные Технологии «Технокомплекс» (Россия) и представляющие собой компенсационные маятниковые акселерометры с замкнутой обратной связью [4]. Основные характеристики акселерометров приведены в таблице.

За рубежом для измерения углового положения моделей в аэродинамических

трубах используют акселерометры серий QA и Q-Flex [5–8]. Выполненный в работе [6] анализ результатов испытаний показал, что погрешность измерений угла тангажа с помощью акселерометра составляет менее $0,01^\circ$. В работе [7] влияние температуры на коэффициент преобразования оценено как $0,01 \text{ }^\circ/\text{C}$. В работе [9] разработана система измерения углов крена и тангажа AMS, основанная на трёх одноосевых акселерометрах, оси чувствительности которых ортогональны друг другу. В расчётной модели применена однокомпонентная математическая модель для каждого акселерометра. Влияние температуры на показания датчиков в системе AMS учитывается квадратичной по температуре поправкой. Физический принцип измерения угла с помощью маятникового акселерометра заключается в определении проекции ускорения g свободного падения на ось чувствительности при изменении углового положения акселерометра. При этом выходной сигнал пропорционален синусу угла тангажа или крена.

В работе [3] разработана однокомпонентная математическая модель акселерометра как средства для измерения угла тангажа или крена и получены оценки погрешности.

Основные технические характеристики акселерометров А-15, А-17, А-18Т

Параметр	Акселерометр		
	А-15	А-17	А-18Т
Диапазон измеряемых ускорений, g	± 25	± 10	± 35
Погрешность базовой плоскости, мрад	< 6	< 9	< 6
Коэффициент преобразования, мА/g	1,0–1,3	~ 1	0,8–1,2
Собственная частота, Гц	> 1000	> 1000	> 1000
Напряжение питания, В	$\pm 15,0 \pm 5 \%$	$\pm 15,0 \pm 3 \%$	$\pm 15,0 \pm 0,8 \%$
Габаритные размеры, мм	24×24×21	24×24×20	38,0×38,0×22,2

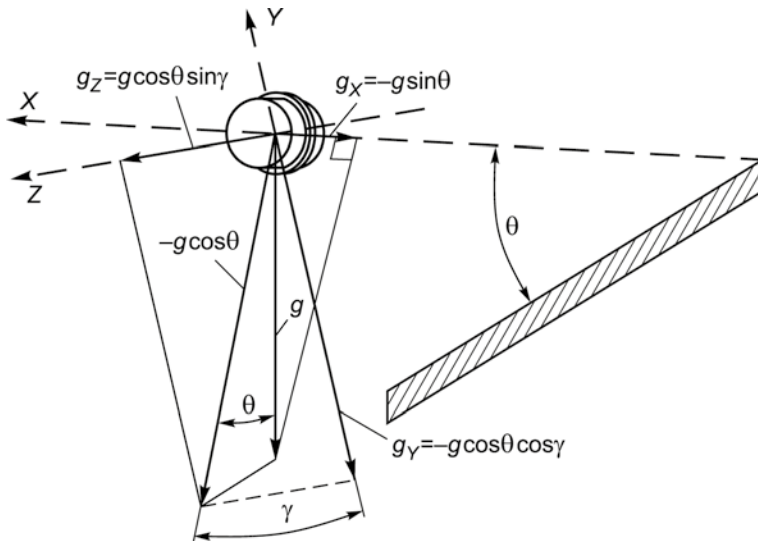


Рис. 1. Система координат, связанная с акселерометром

Предложен метод учёта влияния температуры на показания акселерометра. Уравнение измерения представлено в следующем виде:

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

где θ – угол тангажа, т. е. угол между нормалью к базовой плоскости датчика и горизонтальной плоскостью; θ_0 – угол между осью OX (OZ в случае угла крена) системы координат, связанной с моделью, и перпендикуляром к базовой плоскости акселерометра; U – текущее показание акселерометра; U_0 – показание акселерометра, когда его базовая поверхность параллельна направлению силы тяжести (смещение нуля); a, b – коэффициенты температурной зависимости соответственно для U_0 и K ; t, t_k – текущая температура акселерометра и его температура при калибровке соответственно; K – коэффициент преобразования датчика.

В связи с конструктивными и технологическими особенностями акселерометра его ось чувствительности не перпендикулярна базовой плоскости корпуса. Разность углов представляет собой погрешность базовой плоскости (см. таблицу). Это приводит к влиянию ускорения, вектор которого лежит в плоскости, параллельной базовой, на показания акселерометра.

Рассмотрим связанную с акселерометром прямоугольную систему координат, представленную на рис. 1, в которой ось OX направлена по нормали к базовой плоскости корпуса датчика и совпадает с осью чувствительности акселерометра, а оси OY, OZ перпендикулярны оси OX и образуют правую систему координат. Как показано в статье [10], разложение вектора ускорения свободного падения на оси связанной системы координат можно представить в следующем виде:

$$\begin{cases} g_x = -g \sin \theta; \\ g_y = -g \cos \theta \cos \gamma; \\ g_z = g \cos \theta \sin \gamma, \end{cases}$$

где g_x, g_y, g_z – проекции ускорения свободного падения на оси системы координат акселерометра; γ – угол крена.

При построении математической модели рассмотрим акселерометр как прибор, измеряющий составляющую ускорения свободного падения на ось чувствительности и обладающий чувствительностью к ускорениям, которые приложены перпендикулярно к оси. При этом предположим, что в силу особенностей конструкции датчика коэффициенты преобразования по разным осям отличаются. Тогда выходной сигнал акселерометра можно представить в виде

$$u = u_0 - K_x \sin \theta - K_y \cos \theta \cos \gamma + K_z \cos \theta \sin \gamma, \quad (2)$$

где K_x, K_y, K_z – коэффициенты преобразования датчика вдоль трёх осей; u_0 – показание акселерометра при нулевых значениях углов тангажа и крена. При $K_y = K_z = 0$ математическая модель (2) сводится к однокомпонентной модели, описанной в статье [3].

Оценим вклад членов, обусловленных поперечной чувствительностью, в выходной сигнал акселерометра. Поперечная чувствительность обычно не превышает одного процента от основной. Если положить, что $K_y = K_z = 0,01 K_x$, то уравнение (2) сведётся к следующему виду:

$$u = u_0 - K_x [\sin \theta + 0,01 \cos \theta (\cos \gamma - \sin \gamma)]. \quad (3)$$

Из выражения (3) следует, что при малых углах тангажа последний член, обусловленный малой поперечной чувствительностью, вносит заметный вклад в выходной сигнал датчика. Этот член представляет собой систематическую погрешность однокомпонентной математической модели (1).

Для определения коэффициентов преобразования в уравнении измерения (2) воспользуемся методом, изложенным в работе [3]. При $\gamma = 0$ уравнение (2) примет вид

$$u = u_0 - K_x \sin \theta - K_y \cos \theta.$$

Для двух угловых положений акселерометра $\theta = 90^\circ, \theta = -90^\circ$ получим систему уравнений

$$\begin{cases} u_{\theta=90^\circ}^{\gamma=0} = u_0 - K_x; \\ u_{\theta=-90^\circ}^{\gamma=0} = u_0 + K_x. \end{cases} \quad (4)$$

Решим систему (4) и найдём коэффициенты u_0 и K_x :

$$u_0 = (u_{\theta=90^\circ}^{\gamma=0} + u_{\theta=-90^\circ}^{\gamma=0})/2; \quad K_x = (u_{\theta=-90^\circ}^{\gamma=0} - u_{\theta=90^\circ}^{\gamma=0})/2. \quad (5)$$

При $\theta = 0$ уравнение (2) примет вид

$$u = u_0 - K_y \cos \gamma + K_z \sin \gamma. \quad (6)$$

При нулевом положении акселерометра, когда $\theta = 0, \gamma = 0$, из уравнения (6) найдём коэффициент K_y :

$$K_y = u_0 - u_{\theta=0}^{\gamma=0}. \quad (7)$$

Коэффициент K_z определим из (6) при значениях углов тангажа $\theta = 0$ и крена $\gamma = \pm 90^\circ$:

$$K_z = (u_{\theta=0}^{\gamma=90^\circ} - u_{\theta=0}^{\gamma=-90^\circ})/2. \quad (8)$$

Подставим полученные в формулах (5), (7), (8) коэффициенты в выражение (2) и получим уравнение измерения одноосевого акселерометра:

$$u = (u_{\theta=\pi/2}^{\gamma=0} + u_{\theta=-\pi/2}^{\gamma=0})/2 - \sin\theta(u_{\theta=-\pi/2}^{\gamma=0} - u_{\theta=\pi/2}^{\gamma=0})/2 - (u_0 - u_{\theta=0}^{\gamma=0})\cos\theta\cos\gamma + \cos\theta\sin\gamma(u_{\theta=0}^{\gamma=\pi/2} - u_{\theta=0}^{\gamma=-\pi/2})/2. \quad (9)$$

Выходной сигнал акселерометра зависит от двух углов его ориентации относительно земной системы координат. Очевидно, что с помощью одного датчика невозможно одновременно измерить оба угла. Определение необходимого количества акселерометров и их взаимного положения для измерения углов тангажа и крена является предметом отдельного исследования и не рассматривается в данной работе.

Оценим погрешность измерения углов θ , γ как функцию погрешности измерения выходного сигнала акселерометра u , используя уравнение (2). Связь углов тангажа и крена с выходным сигналом представлена в уравнении в неявном виде. Перепишем уравнение (2) следующим образом:

$$F = u - u_0 + K_X \sin\theta + K_Y \cos\theta \cos\gamma - K_Z \cos\theta \sin\gamma = 0. \quad (10)$$

Метод определения погрешностей для функции, выраженной в неявном виде, приведён в пособии [11]. Выразим из уравнения (10) погрешность определения угла тангажа через погрешности угла крена и выходного сигнала акселерометра:

$$\begin{aligned} \sigma_\theta^2 = & \sigma_u^2 (-F'_u/F'_\theta)^2 + \sigma_{u_0}^2 (-F'_{u_0}/F'_\theta)^2 + \\ & + \sigma_{K_X}^2 (-F'_{K_X}/F'_\theta)^2 + \sigma_{K_Y}^2 (-F'_{K_Y}/F'_\theta)^2 + \\ & + \sigma_{K_Z}^2 (-F'_{K_Z}/F'_\theta)^2 + \sigma_\gamma^2 (-F'_\gamma/F'_\theta)^2, \end{aligned} \quad (11)$$

где $F'_\theta = K_X \cos\theta - K_Y \sin\theta \cos\gamma + K_Z \sin\theta \sin\gamma$; $F'_u = 1$; $F'_{u_0} = -1$; $F'_{K_X} = \sin\theta$; $F'_\gamma = -K_Y \cos\theta \sin\gamma - K_Z \cos\theta \cos\gamma$; $F'_{K_Y} = \sin\theta \cos\gamma$; $F'_{K_Z} = -\cos\theta \sin\gamma$.

Будем полагать, что погрешность определения сигнала акселерометра во всём диапазоне углов тангажа и крена определяется погрешностью измерительного прибора. Из этого следуют равенства:

$$\sigma_{u_0}^2 = \sigma_u^2/2;$$

$$\sigma_{u_{\gamma=0}^{\gamma=0}} = \sigma_{u_{\gamma=-90}^{\gamma=0}} = \sigma_{u_{\theta=0}^{\gamma=0}} = \sigma_{u_{\theta=90}^{\gamma=0}} = \sigma_{u_{\theta=0}^{\gamma=-90}} = \sigma_u; \quad (12)$$

$$K_X = (u_{\theta=-90}^{\gamma=0} - u_{\theta=90}^{\gamma=0})/2;$$

$$\sigma_{K_X}^2 = \sigma_{u_{\theta=-90}^{\gamma=0}}^2/4 + \sigma_{u_{\theta=90}^{\gamma=0}}^2/4 = \sigma_u^2/2; \quad (13)$$

$$K_Y = u_0 - u_{\theta=0}^{\gamma=0};$$

$$\sigma_{K_Y}^2 = \sigma_{u_{\theta=90}^{\gamma=0}}^2/4 + \sigma_{u_{\theta=-90}^{\gamma=0}}^2/4 + \sigma_{u_{\theta=0}^{\gamma=0}}^2 = 3\sigma_u^2/2; \quad (14)$$

$$K_Z = (u_{\theta=0}^{\gamma=90} - u_{\theta=0}^{\gamma=-90})/2;$$

$$\sigma_{K_Z}^2 = \sigma_{u_{\theta=0}^{\gamma=90}}^2/4 + \sigma_{u_{\theta=0}^{\gamma=-90}}^2/4 = \sigma_u^2/2. \quad (15)$$

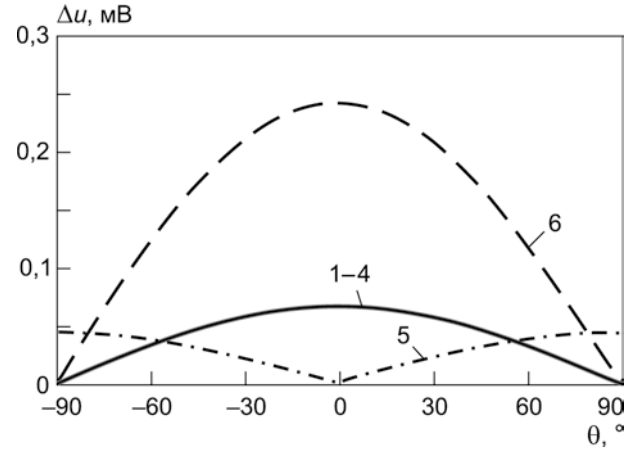


Рис. 2. Зависимость погрешности выходного сигнала Δu от угла θ тангажа: 1–4 — погрешность выходного сигнала при значениях угла крена $\gamma=0$; 20; 50; 90° при погрешности измерения углов 0,0014°; 5 — погрешность измерения вольтметра В7-72; 6 — погрешность выходного сигнала акселерометра при угле крена $\gamma=0$ и требуемой погрешности измерения углов 0,005°

Вычислим производные с учётом условий (12)–(15) и упростим выражение (11):

$$\begin{aligned} \sigma_\theta^2 = & \frac{1}{(F'_\theta)^2} \left[\sigma_u^2 (2 + \cos^2\theta \cos^2\gamma) + \right. \\ & \left. + \sigma_\gamma^2 \cos^2\theta (K_Y \sin\gamma + K_Z \cos\gamma)^2 \right]. \end{aligned} \quad (16)$$

При $K_Y=K_Z=0$ выражение (11) преобразуется к виду для однокомпонентной модели акселерометра [3]:

$$\sigma_\theta = \sqrt{\frac{3}{2} + \frac{1}{2} \sin^2\theta} \frac{\sigma_u}{K_X \cos\theta}.$$

Погрешность угла крена, которая выражена через погрешности угла тангажа и прибора, измеряющего сигнал акселерометра, выводится аналогично и в окончательном виде выглядит как

$$\begin{aligned} \sigma_\gamma^2 = & \frac{1}{(F'_\gamma)^2} \left[\sigma_u^2 (2 + \cos^2\theta \cos^2\gamma) + \right. \\ & \left. + \sigma_\theta^2 (K_X \cos\theta - K_Y \sin\theta \cos\gamma + K_Z \sin\theta \sin\gamma)^2 \right]. \end{aligned}$$

Аналогично получим выражение для погрешности измерительного прибора в зависимости от погрешностей углов крена и тангажа:

$$\begin{aligned} \sigma_u^2 = & \frac{\sigma_\theta^2 (K_X \cos\theta - K_Y \sin\theta \cos\gamma + K_Z \sin\theta \sin\gamma)^2}{(2 + \cos^2\theta \cos^2\gamma)} + \\ & + \frac{\sigma_\gamma^2 \cos^2\theta (K_Y \sin\gamma + K_Z \cos\gamma)^2}{(2 + \cos^2\theta \cos^2\gamma)}. \end{aligned} \quad (17)$$

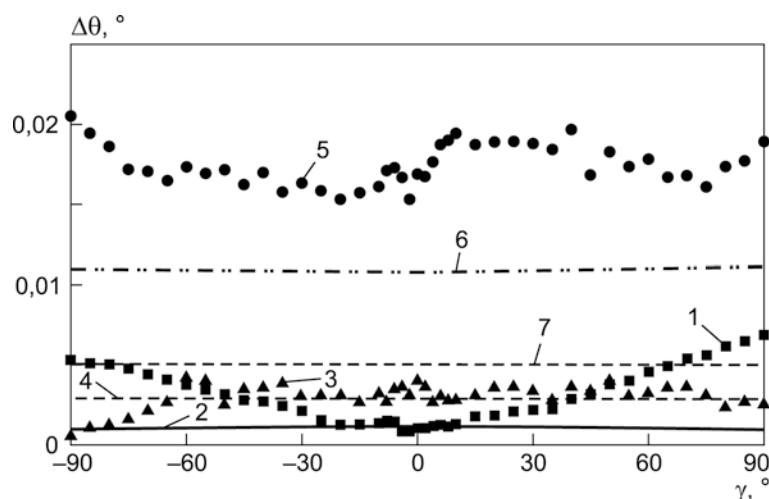


Рис. 3. Зависимость погрешности показаний акселерометра от его положения по углу тангажа и крена:

1, 3, 5 – погрешности калибровки акселерометра при $\theta=0^\circ$; 70; 80° ; 2, 4, 6 – погрешности математической модели (16) при $\theta=0^\circ$; 70; 80° ; 7 – уровень требований аэродинамического эксперимента к погрешности измерения углов

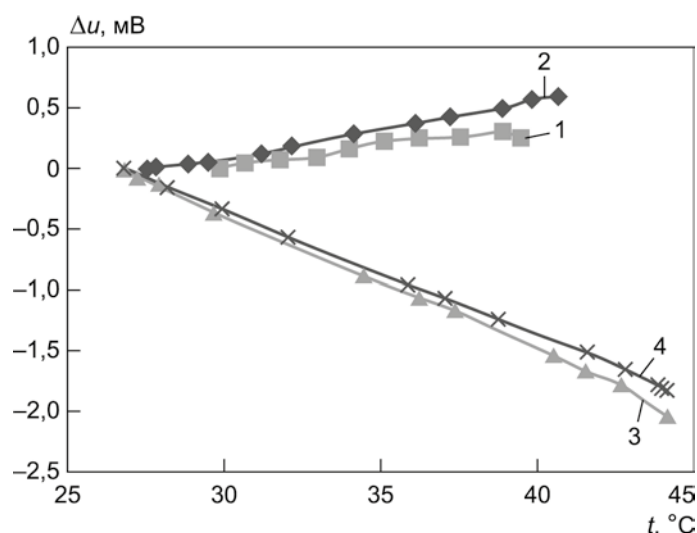


Рис. 4. Влияние температуры t на показания акселерометра Δu при различных угловых положениях:

1 – $\theta \approx 0^\circ$, $\gamma \approx 0^\circ$, $y = 0,00003x - 0,00088$, $R^2 = 0,91897$; 2 – $\theta \approx 0^\circ$, $\gamma \approx 45^\circ$, $y = 0,00005x - 0,00130$, $R^2 = 0,99459$; 3 – $\theta \approx 45^\circ$, $\gamma \approx 0^\circ$, $y = -0,00011x + 0,00303$, $R^2 = 0,99837$; 4 – $\theta \approx 45^\circ$, $\gamma \approx 45^\circ$, $y = -0,00010x + 0,00279$, $R^2 = 0,99949$

Рассмотрим выражение (17) для характерных значений параметров акселерометров и высокоточных приборов измерения углов и напряжения. Чувствительность одного из акселерометров составляет $K_X = 2,775$ В, а нулевой член $u_0 = 0,0028$ В. Для оценки погрешностей математической модели (2) положим $K_Y = K_Z = 0,01 K_X$. Стенды для статической калибровки акселерометров состоят из устройств, измеряющих углы и выходной сигнал датчика. Для измерения углов обычно применяют оптические делительные головки ОДГ-5 с погрешностью 5", а для измерения выходного напряжения датчика – прецизионные

вольтметры типа В7-72, погрешность которых составляет $\pm(0,000015u + 0,000003 \text{ В})$.

На рис. 2 представлены зависимости погрешности выходного сигнала акселерометра от угла тангажа при значениях угла крена $\gamma = 0^\circ$; 20° ; 50° ; 90° (кривые 1–4). Погрешность выходного сигнала (9) математической модели акселерометра рассматривается в данном случае при условии, что измерение углов крена и тангажа обеспечивается с точностью 5". Угол крена при заданных значениях поперечной чувствительности практически не влияет на погрешность выходного сигнала. На рис. 2 нанесены также погрешность вольтметра В7-72 (кривая 5) для выбранной чувствительности акселерометра и погрешность выходного сигнала акселерометра при $\gamma = 0^\circ$, соответствующая требованиям аэродинамического эксперимента к погрешности определения угла тангажа $\Delta\theta = 0,005^\circ$ (кривая 6). В диапазоне углов тангажа $\pm 60^\circ$ главной составляющей погрешности математической модели является погрешность оптической делительной головки, а за пределами этого диапазона – погрешность вольтметра. Имеющееся измерительное оборудование (делительная головка ОДГ-5 и прецизионный вольтметр типа В7-72) удовлетворяют требованиям аэродинамического эксперимента для калибровки акселерометров в диапазоне углов тангажа $\pm 80^\circ$ для типичных параметров акселерометров.

На рис. 3 представлено сравнение погрешности угла тангажа математической модели (16) и результатов калибровки акселерометра в зависимости от угла крена для трёх значений угла тангажа в диапазоне $\gamma = \pm 90^\circ$. Угол тангажа измеряли с помощью оптического квадранта КО-10 с погрешностью 10", а угол крена – оптической делительной головкой ОДГ-5. Погрешность калибровки акселерометра определяли как модуль разности показаний оптических средств измерения и расчёта по уравнению (9). Сравнение выполнили для акселерометра со следующими коэффициентами: $K_X = 2,775$ В, $K_Y = 0,0042$ В, $K_Z = 0,020$ В, $u_0 = 0,0028$ В. Напряжения измеряли вольтметром В7-27. Погрешность измерения выходного сигнала принимали $\sigma_u = 0,000033$ В. Кривые 1, 3, 5 соответствуют результатам калибровки при $\theta = 0^\circ$; 70° ; 80° . Погрешности, рассчитанные по математической модели (16), показаны линиями 2, 4, 6 для углов тангажа $\theta = 0^\circ$; 70° ; 80° соответственно. Уровень требований аэродинамического эксперимента $\Delta\theta = 0,005^\circ$ представлен прямой 7.

Погрешности калибровки реального акселерометра и математической модели (16) удовлетворительно согласуются между собой. Акселерометр обеспечивает требования аэродинамического эксперимента по точности измерения угла тангажа в диапазоне $\pm 70^\circ$. Аналогичный вывод был сделан в работе [3] при использовании однокомпонентной модели.

Для определения влияния температуры на показания акселерометра авторы настоящей статьи провели специальные опыты, аналогичные описанным в работе [3]. Датчик нагревали в термостате при четырёх комбинациях углов крена и тангажа. Показания датчика и термометра сопротивления, встроенного в акселерометр, регистрировали с помощью измерительно-вычислительного комплекса аэродинамической трубы Т-128 [2].

Результаты опытов, проведённых с акселерометром А-18Т, приведены на рис. 4 для следующих угловых положений: $\theta \approx 0$, $\gamma \approx 0$ (кривая 1); $\theta \approx 0$, $\gamma \approx 45^\circ$ (кривая 2); $\theta \approx 45^\circ$, $\gamma \approx 0$ (кривая 3); $\theta \approx 45^\circ$, $\gamma \approx 45^\circ$ (кривая 4). По оси ординат отложена разность выходного напряжения акселерометра при его нагревании и сигнала в начале опыта. Влияние температуры на изменение выходного сигнала акселерометра представляет собой линейную функцию – коэффициент R^2 , характеризующий величину достоверности аппроксимации, близок к единице. Влияние температуры на выходной сигнал акселерометра проявляется только при изменениях угла тангажа. Изменение угла крена на 45° не меняет разности производных при $\theta \approx 0$ (кривые 2, 1) и при $\theta \approx 45^\circ$ (кривые 4, 3), которая составляет приблизительно 0,00001–0,00002. Следовательно, в пределах погрешностей проведённого эксперимента влияние температуры выявлено только на коэффициенты u_0 , K_X , как и для однокомпонентной модели [3].

Выразим в окончательном виде уравнение измерения (2) с поправками на влияние температуры:

$$u = u_0[1 + a(t - t_k)] - K_X \sin \theta [1 + b(t - t_k)] - K_Y \cos \theta \cos \gamma + K_Z \cos \theta \sin \gamma. \quad (18)$$

Определим коэффициенты a , b , взяв производную от уравнения (18) по температуре t [3]:

$$du/dt = u_0 a - K_X b \sin \theta.$$

Для угловых положений θ_1 , θ_2 при постоянном угле крена получим систему уравнений для нахождения коэффициентов a , b :

$$\begin{cases} du_1/dt = u_0 a - K_X b \sin \theta_1; \\ du_2/dt = u_0 a - K_X b \sin \theta_2. \end{cases} \quad (19)$$

Из системы (19) для угловых положений θ_1 , θ_2 найдём коэффициенты

$$a = \frac{1}{u_0} \left(\frac{du_2}{dt} \sin \theta_1 - \frac{du_1}{dt} \sin \theta_2 \right) / (\sin \theta_1 - \sin \theta_2);$$

$$b = \left(\frac{du_2}{dt} - \frac{du_1}{dt} \right) / [K_X (\sin \theta_1 - \sin \theta_2)].$$

Для акселерометра с приведёнными выше параметрами получили следующие значения коэффициентов: $a = 0,0134/^\circ\text{C}$, $b = 0,00007/^\circ\text{C}$. Это соответствует влиянию температуры на основной коэффициент преобразования данного датчика приблизительно 0,007 %/ $^\circ\text{C}$, а на смещение нуля – 0,0008° на 1 $^\circ\text{C}$.

Заключение. Разработана трёхкомпонентная математическая модель одноосевого акселерометра с обратной связью как средства измерений углов тангажа и крена и дана оценка её погрешности. Модель, в отличие от однокомпонентной, учитывает влияние ускорения, приложенного перпендикулярно оси чувствительности акселерометра. Коэффициенты уравнения измерения акселерометра

определяют по его показаниям при пяти комбинациях углов тангажа и крена. Изменения температуры оказывают заметное влияние только на нулевой член и коэффициент чувствительности. Математическая модель верифицирована с помощью результатов калибровки акселерометра. Трёхкомпонентная модель по сравнению с однокомпонентной моделью повышает точность измерения углов тангажа и крена акселерометрами, имеющими чувствительность к поперечным ускорениям. Анализ погрешностей разработанной математической модели и калибровки показал, что применение акселерометра обеспечивает требования аэродинамического эксперимента по точности измерений углов тангажа и крена в диапазоне $\pm 70^\circ$. Математическую модель можно использовать в системе, состоящей из нескольких акселерометров, для одновременного измерения углов тангажа и крена.

Литература

1. **Wright F. L.** Experiences relative to the interaction between the balance engineer and the project engineer with regard to measurement uncertainty // First International Symposium on Strain Gauge Balances. NASA/CP-1999-209101/PT1. Proc. symposium sponsored by the National Aeronautics and Space Administration, Washington D. C., and held at Langley Research Center, Hampton, Virginia, USA, October 22–25, 1996.
2. **Буров В. В., Волобуев В. С., Глазков С. А., Горбушин А. Р., Чумаченко Е. К.** Измерительно-вычислительный комплекс трансзвуковой аэродинамической трубы Т-128 ЦАГИ // Датчики и системы. 2010. № 5 (132). С. 20–24.
3. **Горбачёв Н. А., Горбушин А. Р., Крапивина Е. А., Судакова И. А.** Применение акселерометров для измерения углов тангажа и крена в аэродинамическом эксперименте // Измерительная техника. 2012. № 8. С. 25–28.
4. **Будкин В. Л., Паршин В. А., Прозоров С. В., Саломатин А. К., Соловьев В. М.** Инерциальные датчики для систем ориентации // Микросистемная техника. 2000. № 2. С. 31–34.
5. **Schimanski D., Quest J.** Tools and Techniques for High Reynolds Number Testing. Status and Recent Improvements at ETW // AIAA 2003–0755. 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada, USA, January 6–9, 2003.
6. **Crawford B. L.** Angle Measurement System (AMS) for Establishing Model Pitch and Roll Zero, and Performing Single Axis Angle Comparisons // AIAA 2007–1162. 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada, USA, January 8–11, 2007.
7. **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. 19th AIAA Advanced Measurement and Ground Testing Technology Conference. New Orleans, Louisiana, USA, June 17–20, 1996.

8. **Finley T., Tcheng P.** Model Attitude Measurements at NASA Langley Research Center // AIAA 1992–0763. 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada, USA, 1992.

9. **Marshall R., Landman D.** An Improved Method for Determining Pitch and Roll Angles using Accelerometers // AIAA 2000. 2384. 21st AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, Denver, Colorado, USA, 2000.

10. **Горбушин А. Р.** Метод учёта влияния веса модели и веса динамометра на показания тензометрических весов // Учёные записки ЦАГИ. 2009. Т. XL. № 4. С. 63–70.

11. **Амосов А. А., Дубинский Ю. А., Копченова Н. В.** Вычислительные методы для инженеров: Учеб. пособие. М.: Высшая школа, 1994.

Дата принятия: 09.10.2018.

Three-component mathematical model of a single-axis accelerometer for measuring pitch and roll angles

A. R. Gorbushin, A. I. Kolesnikov

Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), Zhukovsky, Moscow region, Russia, e-mail: gorbushin@tsagi.ru

The paper is devoted to the measuring of pitch and roll angles by means of compensation-type pendulous accelerometer with closed feedback. Three-component mathematical model of a single-axis accelerometer is developed for measuring pitch and roll angles. Mathematical model takes into account the impact of acceleration applied perpendicular to the sensitivity axis of accelerometer. Errors of mathematical model are investigated. Accelerometer calibration method is proposed along with algorithm of temperature compensation of its readings. Mathematical model is verified by accelerometer calibration results.

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