ПРИБОРЫ И СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

УДК 629.7.015.3:531.7
DOI: 10.17586/0021-3454-2019-62-10-893-899

МЕТОД КОСВЕННОГО ИЗМЕРЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ УГЛОВ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АКСЕЛЕРОМЕТРОВ И ДАТЧИКОВ ДАВЛЕНИЯ

А. К. Максимов

Научно-исследовательский институт авиационного оборудования,
140182, Московская обл., г. Жуковский, Россия
E-mail: akm_point@mail.ru

Представлен метод косвенного измерения аэродинамических углов летательного аппарата с использованием акселерометров и датчиков давления. Особенностью метода является применение измеряемых параметров полета и конструктивных характеристик летательного аппарата для формирования уравнений поиска решения текущих значений углов атаки и скольжения. В качестве конструктивных характеристик используются аэродинамические показатели летательного аппарата и тарировочные характеристики двигательной установки. Формируются уравнения сил в связанной системе координат с последующим проектированием на скоростную систему координат. Решение нелинейного уравнения угла атаки производится методом хорд с получением приближенного корня уравнения с точностью, приемлемой для практического применения. Угол скольжения находится с использованием решения линейного уравнения. Проведено моделирование трех режимов полета, проиллюстрированы итерационные процедуры поиска корня уравнения: набор высоты при взлете, снижение по глиссаде и горизонтальный вираж с креном 30°.

Ключевые слова: *угол атаки, угол скольжения, измерение, акселерометр, датчик давления, моделирование*

Большинство практически используемых методов определения аэродинамических углов — атаки и скольжения — основано на непосредственных измерениях характеристик взаимодействия набегающего потока с первичными измерительными преобразователями [1]. Однако многие системы прямого измерения имеют недостатки. Непосредственное измерение позволяет определить местный аэродинамический угол, который отличается от истинного и требует корректировки. Так, например, флюгерный датчик обладает еще и динамическими погрешностями. Многофункциональные приемники воздушного давления также измеряют местные аэродинамические углы [2], но необходимо защищать их от попадания посторонних предметов и обогревать в условиях обледенения. Вычислить истинный угол атаки можно и по параметрам движения ЛА, аэродинамическим коэффициентам. В работе [3] рассматривается способ построения системы измерения аэродинамических углов на основе использования сигналов ускорений акселерометров, горизонтальной и вертикальной скоростей, полученных от системы воздушных сигналов, крена и тангажа, измеренных гироскопом. В [4] используются также датчики угловых скоростей и ускорений.

Согласно исследованиям [3], погрешность определения угла атаки в рассматриваемой системе может достигать 1—2°, что связано с ее сложностью и совокупной погрешностью используемых датчиков — для неманевренных самолетов погрешность не должна превышать ±0,4—0,6° [1]. В работах [5, 6] рассмотрены варианты построения комплексных информационных систем определения истинного угла атаки на базе уравнений, использующих проекции сил, действующих на ЛА:

$$\alpha = \frac{1}{C_y^{\alpha}}\left[\frac{ma_y - P_y}{qS} - C_{y0} - C_y^{\varphi}\varphi - C_y^{\omega_z}\omega_z\right],$$

где α — угол атаки, C_y^{α} — производная коэффициента подъемной силы по углу атаки; m — масса ЛА, a_y — ускорение по оси OY; P_y — проекция тяги на ось OY; C_{y0} — коэффициент подъемной силы при нулевом угле атаки; C_y^{φ} — производная коэффициента подъемной силы по углу поворота руля высоты; φ — угол поворота руля высоты; $C_y^{\omega_z}$ — производная коэффициента подъемной силы по угловой скорости вокруг оси OZ; ω_z — угловая скорость вокруг оси; q — скоростной напор; S — несущая площадь крыла. Сложность реализации такой зависимости состоит в получении производных коэффициента подъемной силы по углу отклонения руля высоты и угловой скорости вокруг оси OZ.

В настоящей работе решается задача косвенного вычисления аэродинамических углов неманевренных самолетов с использованием акселерометров и датчиков давления с целью повышения точности результата. Предполагается, что угловые скорости вращения ЛА не влияют на неравномерное распределение аэродинамических углов на левой и правой поверхностях крыла.

Рассмотрим общие уравнения сил при движении ЛА [7]:

$$m\left(\frac{dV_x}{dt} + \omega_y V_z - \omega_z V_y\right) = F_x;\ m\left(\frac{dV_y}{dt} + \omega_z V_x - \omega_x V_z\right) = F_y;\ m\left(\frac{dV_z}{dt} + \omega_x V_y - \omega_y V_x\right) = F_z, \quad (1)$$

где V_x, V_y, V_z — компоненты вектора скорости; ω_x, ω_y, ω_z — компоненты вектора угловой скорости; F_x, F_y, F_z — проекции суммарного вектора внешних сил на продольную, нормальную, и поперечную оси в связанной системе координат.

Раскрывая правую сторону уравнений (1), можно написать:

$$F_x = mg_x + c_x qS + P_x;\ F_y = mg_y + c_y qS + P_y;\ F_z = mg_z + c_z qS + P_z,$$

где g_x, g_y, g_z — проекции гравитационного ускорения; c_x — коэффициент аэродинамической продольной силы; c_y — коэффициент аэродинамической нормальной силы; c_z — коэффициент поперечной силы; P_x, P_y, P_z — проекции силы тяги. Трехосевой акселерометр позволяет измерить линейные, кориолисовы и гравитационные составляющие ускорения в связанной системе координат

$$w_x = \frac{dV_x}{dt} + \omega_y V_z - \omega_z V_y - g_x;\ \ w_y = \frac{dV_y}{dt} + \omega_z V_x - \omega_x V_z - g_y;\ w_z = \frac{dV_z}{dt} + \omega_x V_y - \omega_y V_x - g_z,$$

где w_x, w_y, w_z — измеряемые величины ускорений по осям OX, OY, OZ ЛА.

С учетом этих соотношений можно получить уравнения:

$$mw_x = c_x qS + P_x;\ mw_y = c_y qS + P_y;\ mw_z = c_z qS.$$

В правых частях этих уравнений вычисление коэффициентов аэродинамических сил представляет определенные трудности. На практике обычно аэродинамические коэффициенты получают в скоростной системе координат $OX_aY_aZ_a$ в аэродинамической трубе [8], при

летных испытаниях аппарата и расчетным путем. Для удобства аэродинамических расчетов инерционные силы и силу тяги целесообразно спроецировать на ось OY_a скоростной системы координат. В этом случае получим:

$$mw_y \cos\alpha + mw_x \sin\alpha = c_{y_a} qS + P\sin(\alpha + \psi_{\text{дв}}),$$

где $\psi_{\text{дв}}$ — угол наклона вектора тяги относительно продольной оси ЛА; c_{y_a} — коэффициент аэродинамической подъемной силы*.

Зависимость $c_{y_a} = f(\alpha)$ носит линейный характер [8], возрастая от α_0 (угол атаки при нулевой подъемной силе) до значения $\alpha_{\text{кр}}$, при котором происходит срыв потока воздуха, а c_{y_a} достигает максимума и затем начинает снижаться, ее можно представить в виде

$$c_{y_a} = C_{ya}^{\alpha}(\alpha - \alpha_0),$$

где $C_{ya}^{\alpha} = \dfrac{\partial c_{y_a}}{\partial \alpha}$.

Характер зависимости $c_{y_a} = C_{ya}^{\alpha}(\alpha - \alpha_0)$ меняется при различных положениях закрылков. Это необходимо учитывать при вычислениях.

Величина скоростного напора q может быть вычислена из формулы [9] $P_{\text{дин}} = q(1+\varepsilon)$, где $P_{\text{дин}} = P_{\text{п}} - P_{\text{ст}}$ динамическое, полное и статическое давление, которые можно получить с выхода приемника воздушного давления, ε — поправка на сжимаемость воздуха

$$\varepsilon \approx M^2/4 + M^4/40,$$

M — число Маха (при полетах до 0,4 М значение ε несущественно, и на самолетах малой авиации его можно не учитывать. На пассажирских самолетах значение ε необходимо учитывать при расчетах q).

Величина силы тяги P вычисляется по тарировочным характеристикам двигателя. Масса ЛА определяется из уравнения: $m = m_0 - \delta m_{\text{т}} - \delta m_{\text{г}}$, где m_0 — взлетное значение массы; $\delta m_{\text{т}}$ — масса израсходованного топлива; $\delta m_{\text{г}}$ — масса сброшенного груза:

$$mw_y \cos\alpha + mw_x \sin\alpha - C_{ya}(\alpha - \alpha_0)qS - P\sin(\alpha + \psi_{\text{дв}}) = 0. \qquad (2)$$

В результате для решения нелинейного уравнения (2) имеем конструктивные параметры: S, α_0 и $\psi_{\text{дв}}$; измеряемые параметры: w_x, w_y; измеряемые и вычисляемые параметры: m, q, P, параметр, зависящий от положения средств механизации крыла C_{ya}^{α}. Значение α_0 также зависит от положения средств механизации крыла. Единственным неизвестным параметром остается угол атаки α:

$$y = mw_y \cos\alpha + mw_x \sin\alpha - C_{ya}(\alpha - \alpha_0)qS - P\sin(\alpha + \psi_{\text{дв}}). \qquad (3)$$

Для нахождения угла в пределах $-\pi/2 < \alpha < \pi/2$ воспользуемся методом хорд [10]. Вначале ищется приближенное решение. Принимается $\cos\alpha \approx 1$, $\sin\alpha \approx 0$, $\sin(\alpha + \psi_{\text{дв}}) \approx 0$.

Ищется приближенное решение $\alpha_1 = mw_y / C_{ya}^{\alpha} qS + \alpha_0$. Находится значение функции $y_1 = f(\alpha_1)$. Далее подбирается шаг h так, чтобы при $\alpha_1 + h$ функция $y_2 = f(\alpha_1 + h)$ поменяла знак. Тогда принимается $\alpha_2 = \alpha_1 + h$. Затем анализируется близость к нулю значения функции $y_2 = f(\alpha_2)$ и принимается решение о продолжении уточнения значения корня. Далее

* ГОСТ 20058-80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. М.: Издательство стандартов, 1981. 52 с.

значения корня и функции y вычисляются: $\alpha_3 = \alpha_1 - (\alpha_1 - \alpha_2)y_1/(y_1 - y_2)$ и $y = f(\alpha_3)$. Здесь y_1 и y_2 — значения функции y при α_1 и α_2 соответственно. При необходимости итерации уточнения корня уравнения $y = f(\alpha)$ могут быть продолжены по той же формуле на интервале, на котором функция меняет знак. Метод хорд обладает хорошей сходимостью, и результат вычислений корня функции может быть получен с высокой точностью.

Формула поперечной силы Z в зависимости от угла скольжения выглядит так [11]:

$$Z = C_z^{\beta} qS\beta,$$

где C_z^{β} — производная коэффициента поперечной силы по углу скольжения; формула верна при малых углах скольжения (β<0,16—0,25 рад). C_z^{β} определяется экспериментально (продувкой в аэродинамической трубе) или расчетным путем. Рассчитаем проекцию действующих сил на ось OZ: $mw_z = C_z^{\beta} qS\beta$, затем получим текущее значение угла скольжения $\beta = mw_z/(C_z^{\beta} qS)$.

С целью проверки работоспособности данного метода был вычислен угол атаки на некоторых режимах полета самолета Ту-104. Конструктивные параметры и аэродинамические коэффициенты брались из [12]. Вначале моделировался режим набора высоты. Исходными данными для расчетов являлись: площадь крыла S= 174 м^2, вес самолета G= 75 т, скорость набора высоты $V_{\text{нв}}$=400 км/ч, угол отклонения закрылков $\delta_з$ = 20°, угол наклона траектории θ = 5,8°, C_{ya}^{α}=0,075 1/…°, α_0 =–3,5°, массовая плотность воздуха $\rho_н$ = 0,125 кГс^2/м^4.

В результате вычислений по формуле $\alpha_1 = mw_y/C_{ya}^{\alpha} qS + \alpha_0$ получено первое приближение угла атаки: α_1 = 3,91°.

Угол тангажа $\vartheta_1 = \theta + \alpha_1$ = 9,71°. Суммарная потребная тяга двигателей определялась как $P_x = Q + mw_x$, где $Q = c_x qS$ — продольная сила сопротивления воздуха. Коэффициент продольной силы c_x определялся по поляре самолета Ту-104, значение $c_y = f(c_x)$ взято из [12], при этом $c_y = C_{ya}^{\alpha}(\alpha_1 - \alpha_0)$; $\psi_{\text{дв}} = 0$; $w_x = g\sin\theta$= 1,655 м/с^2, Q = 5232,08 кГ; P_x = 17 881 кГ. Потребная тяга одного двигателя $P_{\text{пдв}}$ = 8941 кГ. Располагаемая тяга одного двигателя в режиме „номинал“ при оборотах n = 4700 об/мин [12]: $P_{\text{дв}}$=9500 кГ, а располагаемая тяга самолета $P_{\text{с}}$ = 19 000 кГ. После выполнения предварительных расчетов принимается тяга P=const.

Далее на основе полученных данных вычислена функция (3): y=582,42 кГ. Таким образом, полученное значение α_1 = 3,91 не удовлетворяет уравнению (2), и необходима коррекция. Подбирается шаг приращения угла атаки такой, чтобы функция $y = f(\alpha_1 + h)$ поменяла знак: h = –0,001 рад (–0,0573°). Определяется интервал поиска $\alpha_1 + h$ приближенного значения корня уравнения $y = f(\alpha)$. Принимается $\alpha_2 = \alpha_1 + h$. Результат дальнейших вычислений приведен в табл. 1. При моделировании влияния погрешности $\delta_g = 4\cdot10^{-4} g$ акселерометра получено отклонение по углу атаки δ_α=0,00268°, а для погрешности датчика давления, измеряющего q, δ_q=1,7 гПа, получено δ_α=0,155°.

Таблица 1

w_y, м/с^2	$mw_y\cos\alpha$, кГ	w_x, м/с^2	$mw_x\sin\alpha$, кГ	$P\sin\alpha$, кГ	Y_a, кГ	$y=f(\alpha)$	α_n, …°
9,676756	73774,68	1,643918	841,5714	1272,949	73925,53	582,4236	α_2=3.78425
9,678395	73791,9	1,634241	824,1575	1253,991	73348,59	–13,4733	α_3=3,78554
9,678358	73791,5	1,63446	824,5496	1254,42	73363,63	0,0000139	

Далее моделировался режим снижения полета с вычислением угла атаки. Исходные данные: G=60 000 кГ; скорость снижения $V_{\text{сн}}$=300 км /ч, угол наклона траектории θ = –2,6627°;

$\delta_з = 35°$, $\alpha_0 = –6{,}5°$; $C_{ya}^{\alpha} = 0{,}075$ 1/…°; $\rho_Н = 0{,}125$ кГс^2/м^4, $h = –0{,}03$ рад (–0,17189°). Получено в результате расчетов: $\alpha_1 = 4{,}0898°$; $\vartheta_1 = 1{,}419$; $w_{x1} = 0{,}243$ м/с^2; $Q = 6947{,}9$ кГ; $P_x = 8433{,}66$ кГ; $n = 3820$ об/мин; $P_{дв} = 4800$ кГ; располагаемая $P_с = 9600$ кГ. Результаты итерационных вычислений угла атаки приведены в табл. 2.

Таблица 2

w_y, м/с^2	$mw_y\cos\alpha$, кГ	w_x, м/с^2	$mw_x\sin\alpha$, кГ	$P\sin\alpha$, кГ	Y_a, кГ	$y=f(\alpha)$	α_n, … °
9,812355	59828,64	0,244455	106,5748	684,6732	59981,6	731,0553	α_2=3,9179
9,813045	59845,41	0,215017	89,80725	655,9435	59008,02	–271,259	α_3=3,96445
9,812867	59840,98	0,222984	94,23897	663,7193	59271,5	0,000593	

На третьем шаге точность вычислений стала избыточной. Получен угол атаки $\alpha = 3{,}96445°$. Режим горизонтального виража моделировался со следующими исходными данными: $G = 65\,000$ кГ; $V_{вир} = 600$ км/ч; $\theta = 0$; $\alpha_0 = 0$; $\beta = 0$; $C_{ya}^{\alpha} = 0{,}075$ 1/…°; высота $H = 6000$ м; $\rho_н = 0{,}0673$ кГс^2/м^4; крен $\gamma = 30°$; $h = –0{,}03$ рад (–0,17189°). Получено: $\alpha_1 = 6{,}126°$; $\vartheta_1 = \alpha_1 \cos\alpha_1 = 6{,}118°$, $w_{x1} = 0{,}208$ м/с^2; $Q = 6325{,}1$ кГ; $P_x = 6325{,}13$ кГ; $n = 4400$ об/мин; $P_{дв} = 4000$ кГ; $P_с = 8000$ кГ. Результаты итерационных вычислений угла атаки приведены в табл. 3. На третьем шаге точность вычислений стала избыточной. Получен угол атаки $\alpha = 6{,}08351°$.

Таблица 3

w_y, м/с^2	$mw_y\cos\alpha$, кГ	w_x, м/с^2	$mw_x\sin\alpha$, кГ	$P\sin\alpha$, кГ	Y_a, кГ	$y=f(\alpha)$	α_n, … °
11,2693	74203,02	1,207916	852,5144	852,6082	74628,12	425,1904	α_2=6,06068
11,2705	74218,85	1,196646	836,6807	844,6533	73929,21	–281,668	α_3=6,08351
11,27002	74212,56	1,201137	842,9725	847,8233	74207,71	0,000102	

Заключение. Представленный метод косвенного измерения аэродинамических углов летательного аппарата с использованием акселерометров и датчиков давления позволяет повысить точность косвенных измерений углов атаки и скольжения, а при совместном использовании с другими методами — повысить надежность функционирования системы измерения аэродинамических углов. В отличие от [13] предложенный метод учитывает проекцию силы тяги ЛА и метод хорд. Сам метод дает высокую точность, а при реальных вычислениях на объекте с учетом влияния погрешностей датчиков — приемлемый результат по точности. Детальный аналитический учет влияния погрешностей акселерометров и датчиков давления на точность косвенного измерения аэродинамических углов в различных режимах полета — предмет дальнейших исследований.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Солдаткин В. М.* Методы и средства измерения аэродинамических углов летательных аппаратов. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2001. 448 с.
2. *Вялков А. В., Головкин М. А., Ефремов А. А., Сысоев В. В.* Многофункциональные приемники воздушных давлений в современной и перспективной авиационной технике // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. М.: Машиностроение, 2018. № 11. С. 140—152.
3. *Петров Б. Н., Студнев Р. Б., Крымов А. Б., Горбатенко В. В., Ершов В. П.* Определение углов атаки и скольжения по сигналам акселерометров, установленных на борту летательных аппаратов // Изв. АН СССР. Приборостроение. 1975. Т. 13, № 10. С. 62—67.
4. *Петров Б. Н., Крымов А. Б., Горбатенко В. В., Ершов В. П.* Самонастраивающаяся бортовая система определения углов атаки и скольжения // Тр. ЦАГИ. 1975. Вып. 1710. 16 с
5. *Клюев Г. И., Волгин В. В., Мязин Г. Д., Петров С. И.* Тенденции развития измерителей аэродинамических углов ЛА // Авиационная промышленность. 1986. № 11. С. 29—30.
6. *Петров С. И., Чирсков М. Я., Клюев Г. И., Мязин Г. Д.* Комплексный измеритель истинного угла атаки // Авиационная промышленность. 1986. № 2.

7. *Остославский И. В., Стражева И. В*. Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1969. 500 с.

8. *Мхитарян А. М*. Аэродинамика. М.: Машиностроение, 1976. 448 с.

9. *Браславский Д. А., Логунов С. С., Пельпор Д. С*. Расчет и конструкция авиационных приборов. М.: Оборонгиз, 1954. 583 с.

10. *Демидович Б. П., Марон И. А*. Основы вычислительной математики. М.: Наука, 1966. 664 с.

11. *Мхитарян А. М., Лазнюк П. С. Максимов В. С.* и др. Динамика полета: учебник для авиационных вузов. М.: Машиностроение, 1978. 424 с.

12. *Бехтир П. Т.* Аэродинамика самолета Ту-104. М.: Транспорт, 1967. 224 с.

13. Пат. RU № 2663315 C2 РФ. МПК G01C 23/00. Способ и устройство вычисления текущего значения углов атаки и скольжения летательного аппарата / *А. К. Максимов, Н. Г. Щитаев, А. А. Авакян, И. Г. Насенков*. 2018. Бюл. № 22.

Сведения об авторе

Анатолий Константинович Максимов — Научно-исследовательский институт авиационного оборудования; ведущий инженер; E-mail: akm_point@mail.ru

Поступила в редакцию
06.06.19 г.

Ссылка для цитирования: *Максимов А. К.* Метод косвенного измерения аэродинамических углов летательного аппарата с использованием акселерометров и датчиков давления // Изв. вузов. Приборостроение. 2019. Т. 62, № 10. С. 893—899.

METHOD OF INDIRECT MEASUREMENT OF AIRCRAFT AERODYNAMIC ANGLES USING ACCELEROMETERS AND PRESSURE SENSORS

A. K. Maksimov

Scientific-Research Institute of Aviation Equipment,
140182, Zhukovsky, Moscow Region, Russia
E-mail: akm_point@mail.ru

An indirect method of aircraft aerodynamic angles measuring with accelerometers and pressure sensors is presented. The peculiarity of the method is the application of measured flight parameters and structural characteristics of the aircraft to formulate equations for derivation of current values of attack and slip angles. Aircraft aerodynamic characteristics and calibration motor characteristics are used as design data. Equation of forces is formulated in the related coordinate system with subsequent projection on the speed coordinate system. Solution to the nonlinear equation for attack angle is obtained using the chord method for calculation of approximate root to the equation with high precision sufficient for practical application. Slide angle is found from a linear equation solution. Simulation of three flight phases is performed and the iteration procedures of equation root evaluation are illustrated for takeoff climb, glideslope descent, and horizontal turn with the roll of 30 degrees.

Keywords: attack angle, sideslip angle, measuring, accelerometer, pressure sensor, modeling

REFERENCES

1. Soldatkin V.M. *Metody i sredstva izmereniya aerodinamicheskikh uglov letatel'nykh apparatov* (Methods and Means of Measuring the Aerodynamic Angles of Aircraft), Kazan', 2001, 448 p. (in Russ.)
2. Vyalkov A.V., Golovkin M.A., Efremov A.A., Sysoev V.V. *Polyot* (Flight), 2018, no. 11, pp. 140–152. (in Russ.)
3. Petrov B.N., Studnev R.B., Krymov A.B., Gorbatenko V.V., Ershov V.P. *Izvestiya AN SSSR. Priborostroyeniye*, 1975, no. 10(13), pp. 62–67. (in Russ.)
4. Petrov B.N., Krymov A.B., Gorbatenko V.V., Ershov V.P. *Trudy TsAGI*, 1975, no. 1710, pp. 16. (in Russ.)
5. Klyuyev G.I., Volgin V.V., Myazin G.D., Petrov S.I. *Aviatsionnaya promyshlennost'*, 1986, no. 11, pp. 29–30. (in Russ.)
6. Petrov S.I., Chirskov M.Ya., Klyuyev G.I., Myazin G.D. *Aviatsionnaya promyshlennost'*, 1986, no. 2, pp. 29–30. (in Russ.)
7. Ostoslavskiy I.V., Strazheva I.V. *Dinamika poleta. Trayektorii letatel'nykh apparatov* (Flight Dynamics.

Aircraft Trajectories), Moscow, 1969, 500 p. (in Russ.)
8. Mkhitaryan A.M. *Aerodinamika* (Aerodynamics), Moscow, 1976, 448 p. (in Russ.)
9. Braslavskiy D.A., Logunov S.S., Pel'por D.S. *Raschet i konstruktsiya aviatsionnykh priborov* (Calculation and Design of Aircraft Devices), Moscow, 1954, 583 p. (in Russ.)
10. Demidovich B.P., Maron I.A. *Osnovy vychislitel'noy matematiki* (Fundamentals of Computational Mathematics), Moscow, 1966, 664 p. (in Russ.)
11. Mkhitaryan A.M., Laznyuk P.S. Maksimov V.S. et al*. Dinamika poleta* (Flight Dynamics), Moscow, 1978, 424 p. (in Russ.)
12. Bekhtir P.T. *Aerodinamika samoleta Tu-104* (Aerodynamics of the Tu-104), Moscow, 1967, 224 p. (in Russ.)
13. Patent RU 2663315, G01C 23/00, *Sposob i ustroystvo vychisleniya tekushchego znacheniya uglov ataki i skol'zheniya letatel'nogo apparata* (Method and Device for Calculating the Current Value of the Angle of Attack and Glide of an Aircraft), Maksimov A.K. Shchitayev N.G., Avakyan A.A., Nasenkov I.G., 2018, Bulletin 22. (in Russ.)

Data on author

Anatoly K. Maksimov — Scientific-Research Institute of Aviation Equipment; Leading Designer; E-mail: akm_point@mail.ru

For citation: Maksimov A. K. Method of indirect measurement of aircraft aerodynamic angles using accelerometers and pressure sensors. *Journal of Instrument Engineering*. 2019. Vol. 62, N 10. P. 893—899 (in Russian).

DOI: 10.17586/0021-3454-2019-62-10-893-899