

О. Н. Корсун^{1,3}, д-р техн. наук, проф., нач. лаб., marmotto@rambler.ru,

А. И. Данеко³, д-р техн. наук, доц., зам. зав. каф., kaf701mai@mail.ru,

П. А. Мотлич², канд. техн. наук, нач. лаб., mp.gnmc@mail.ru,

М. Х. Ом³, канд. техн. наук, докторант, moughtangom50@gmail.com,

¹ Государственный НИИ авиационных систем, г. Москва,

² Главный научный метрологический центр Минобороны России, г. Мытищи,

³ Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет)

Оценка углов атаки и скольжения беспилотного летательного аппарата при отсутствии датчиков аэродинамических углов*

Предложен метод оценки аэродинамических углов при отсутствии соответствующих датчиков, использующий измерения трех проекций скорости полета, осуществляемые навигационной системой, и значения углов ориентации. Актуальность решаемой задачи определяется тем, что на беспилотных летательных аппаратах (БЛА) датчики аэродинамических углов, т. е. углов атаки и скольжения, часто не устанавливаются в силу ограничений по габаритным размерам и массе. Предлагаемый метод основан на совместном использовании математических моделей движения летательного аппарата, известных из динамики полета, и теории параметрической идентификации динамических систем. Ключевым фактором, обеспечивающим точность предлагаемого метода, является использование весьма точных измерений трех проекций скорости БЛА, выполняемых спутниковой навигационной системой или инерциальной навигационной системой со спутниковой коррекцией. Для учета влияния ветра предусмотрена параметрическая идентификация трех проекций скорости ветра. Другая особенность метода состоит в том, что вместо отсутствующих датчиков аэродинамических углов предлагается использовать информацию об аэродинамических коэффициентах подъемной и боковой сил БЛА. Если эти коэффициенты известны с погрешностями, их значения также уточняются методами идентификации. Размерность задачи идентификации получается невысокой в диапазоне малых и средних углов атаки, когда аэродинамические зависимости линейны.

Представлены результаты проверки предложенного метода по данным моделирования на пилотажном стенде современного учебно-тренировочного самолета для девяти различных режимов полета в условиях моделирования случайных погрешностей бортовых измерений, соответствующих летному эксперименту.

Ключевые слова: летные испытания, обработка бортовых измерений, погрешности измерений, идентификация

Введение

Углы атаки и скольжения, или аэродинамические углы, являются важнейшими параметрами, характеризующими движение летательного аппарата. Аэродинамические углы во многом определяют характеристики устойчивости, управляемости и маневренности, допустимый диапазон режимов полета. Между тем на беспилотных летательных аппаратах (БЛА) датчики углов атаки и скольжения часто не устанавливаются в силу ограничений по габаритным размерам и массе. Поэтому актуальной является задача нахождения оценок этих углов по измерительной информации от других бортовых систем.

Предлагаемый метод основан на общем подходе к обработке полетных данных, при котором соотношения между различными параметрами движения летательного аппарата, известные из динамики полета [1–3] и теории инерциальных навигационных систем [4], применяются совместно с методами параметрической идентификации динамических систем [5–9]. В качестве опорных значений используются измерения трех проекций скорости БЛА, вы-

полняемые спутниковой навигационной системой или инерциальной системой со спутниковой коррекцией. Достаточно высокая точность этих измерений [4] (обычно не хуже $\pm 0,2$ м/с для доверительной вероятности 0,95) является основным фактором, обеспечивающим точность предлагаемого метода. Известно, что алгоритмы такого типа успешно применялись для повышения точности определения углов ориентации [10, 11], получения оценок систематических погрешностей измерения углов атаки, скольжения, воздушной скорости [12], других каналов бортовых измерений [13], а также для нахождения оценок трех проекций скорости ветра [14, 15] и параметров атмосферной турбулентности [16]. Информация об углах атаки БЛА необходима при анализе данных летных испытаний [17], в том числе, при оценке достоверности результатов моделирования [18, 19], а также при синтезе законов управления БЛА [20, 21] и формировании структуры системы управления БЛА [22, 23].

Рассмотрим конкретную решаемую задачу. Допустим, что навигационная система, спутниковая или инерциальная, обеспечивает измерение трех проекций скорости БЛА, а также углов ориентации (углов крена, тангажа, рыскания). В этом случае на основе соотноше-

*Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (РФФИ), проект 20-08-00449.

ний между земной, связанной и скоростной системами координат, известных из динамики полета [1], можно получить искомые оценки двух аэродинамических углов [1, 2]. Этот очевидный результат, однако, имеет силу только для спокойной атмосферы, т. е. при отсутствии ветра. В общем случае влияние ветра может создавать существенные погрешности [12, 15].

В предлагаемом методе для учета влияния ветра предлагается применить параметрическую идентификацию трех проекций скорости ветра, а вместо отсутствующих датчиков углов атаки и скольжения использовать информацию об аэродинамических коэффициентах подъемной и боковой сил. Важно отметить, что при этом точные значения аэродинамических коэффициентов не являются обязательными, поскольку соответствующая неопределенность также преодолевается на основе параметрической идентификации.

$$\begin{bmatrix} V_{x_a} \\ V_{y_a} \\ V_{z_a} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \gamma & \sin \gamma & -\sin \psi \cos \vartheta \\ \sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \cos \vartheta \cos \gamma & \cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma \\ \sin \psi \cos \gamma + \cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma & -\cos \vartheta \sin \gamma & \cos \psi \cos \gamma - \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_{xg_a} \\ V_{yg_a} \\ V_{zg_a} \end{bmatrix}; \quad (3)$$

Постановка задачи

Пусть, как сказано выше, имеются измерения трех проекций скорости БЛА и углов ориентации, или углов Эйлера. Пусть также измеряются барометрическая высота полета (она необходима для определения плотности воздуха при расчете скорости напора) и воздушная скорость.

Предположим, что для коэффициентов подъемной и боковой сил имеет место линейная модель:

$$Y_a = qS(C_{y0} + C_y^\alpha \alpha); Z_a = qS(C_z^\beta \beta), \quad (1)$$

где Y_a , Z_a — подъемная и боковая силы; α , β — углы атаки и скольжения; C_{y0} , C_y^α , C_z^β — аэродинамические коэффициенты; $q = \frac{\rho_H V_{ист}^2}{2}$ — скоростной напор; ρ_H — плотность воздуха на высоте полета H , определяемая по стандартной атмосфере; $V_{ист}$ — истинная воздушная скорость, измеряемая на борту барометрическим методом; S — эквивалентная площадь крыла.

Отметим, что при работе с полетными данными при вычислении скоростного напора вместо стандартной атмосферы следует использовать формулы, учитывающие отличия реальной атмосферы от стандартной на анализируемом участке полета [24].

Предложим алгоритм, позволяющий найти углы атаки и скольжения.

Алгоритм решения

Определим модель объекта. Уравнения проекции воздушной скорости в земной нормальной системе координат имеют следующий вид:

$$\begin{aligned} V_{xg_a}(t_i) &= V_{xg_N}(t_i) - V_{xg_W}; \\ V_{yg_a}(t_i) &= V_{yg_N}(t_i) - V_{yg_W}; \\ V_{zg_a}(t_i) &= V_{zg_N}(t_i) - V_{zg_W}, \end{aligned} \quad (2)$$

где $V_{xg_N}(t_i)$, $V_{yg_N}(t_i)$, $V_{zg_N}(t_i)$ — измерения трех составляющих скорости ЛА в земной системе координат, выполняемые СНС; V_{xg_W} , V_{yg_W} , V_{zg_W} — неизвестные проекции скорости ветра, подлежащие определению при выполнении идентификации.

Проекция воздушной скорости в связанной системе координат получим, умножая проекции (2) на матрицу перехода от земной нормальной к связанной системе координат согласно работе [2]:

$$V_a(t_i) = \sqrt{V_{x_a}^2(t_i) + V_{y_a}^2(t_i) + V_{z_a}^2(t_i)}. \quad (4)$$

Запишем уравнения для углов атаки и скольжения:

$$\begin{aligned} \alpha_N(t_i) &= -\arctg\left(\frac{V_{y_a}(t_i)}{V_{x_a}(t_i)}\right); \\ \beta_N(t_i) &= \arcsin\left(\frac{V_{z_a}(t_i)}{V_a(t_i)}\right), \end{aligned} \quad (5)$$

где $\alpha_N(t_i)$, $\beta_N(t_i)$ — оценки углов атаки и скольжения по данным навигационной системы.

Следует отметить, что формулы (4)–(5) позволяют найти оценки углов атаки и скольжения только при отсутствии ветра, т. е. при условии

$$V_{xg_W} = V_{yg_W} = V_{zg_W} = 0.$$

Для идентификации трех проекций скорости ветра, которые на борту не измеряются, используем данные об аэродинамических коэффициентах подъемной и боковой сил. Поскольку аэродинамические силы обычно рассматривают в скоростной системе координат, рассмотрим сначала проекции перегрузок в скоростной системе, используя матрицу перехода от связанной системы координат к скоростной:

$$\begin{aligned} n_{x_a} &= n_x \cos \alpha \cos \beta - n_y \sin \alpha \cos \beta + n_z \sin \beta; \\ n_{y_a} &= n_x \sin \alpha + n_y \cos \alpha; \\ n_{z_a} &= n_x \cos \alpha \sin \beta + n_y \sin \alpha \sin \beta + n_z \cos \beta, \end{aligned} \quad (6)$$

где n_x, n_y, n_z — перегрузки в связанной в системе координат, измеряемые бортовыми датчиками перегрузок.

Нормальная и боковая перегрузки выражаются через аэродинамические силы и тягу двигателя следующим образом:

$$\begin{aligned} mgn_{y_a} &= qSC_y(\alpha) + P \cos \phi_{дв} \sin \alpha; \\ mgn_{z_a} &= qSC_z(\beta) - P \cos \phi_{дв} \cos \alpha \sin \beta, \end{aligned} \quad (7)$$

где P — сила тяги двигателя, относительно которой принимаем допущение, что она направлена вдоль оси двигателя; $\phi_{дв}$ — угол установки двигателя, т. е. угол между осью двигателя и осью O_x связанной системы координат.

Подставим в систему (7) линейные выражения для коэффициентов:

$$\begin{aligned} mgn_{y_a} &= qS(C_{y0} + C_y^\alpha \alpha) + P \cos \phi_{дв} \sin \alpha; \\ mgn_{z_a} &= qS(C_z^\beta \beta) - P \cos \phi_{дв} \cos \alpha \sin \beta. \end{aligned}$$

Линейная аппроксимация аэродинамических сил имеет силу при малых углах атаки и скольжения, поэтому примем

$$\cos \alpha \approx 1, \quad \sin \beta \approx \beta.$$

Тогда

$$\begin{aligned} mgn_{y_a} &= qSC_{y0} + \alpha(qSC_y^\alpha + P \cos \phi_{дв}); \\ mgn_{z_a} &= \beta(qSC_z^\beta - P \cos \phi_{дв}). \end{aligned} \quad (8)$$

Из соотношений (8) найдем углы атаки и скольжения. Для краткости примем $\phi_{дв} = 0$, т. е. $\cos \phi_{дв} = 1$, а также введем индекс АДХ, указывающий на зависимость от аэродинамических характеристик:

$$\begin{aligned} \alpha_{АДХ} &= \frac{mgn_{y_a} - qSC_{y0}}{qSC_y^\alpha + P}; \\ \beta_{АДХ} &= \frac{mgn_{z_a}}{qSC_z^\beta - P}. \end{aligned} \quad (9)$$

Формула (9) дает оценки углов атаки и скольжения, полученные через аэродинамические коэффициенты подъемной и боковой сил, тягу двигателей, а также через перегрузки, измеряемые бортовыми датчиками в связанной системе координат (6). Итак, получены два вида оценок углов атаки и скольжения — на основе значений аэродинамических коэффициентов (9), зависящие от ветра, и на основе измерений навигационной системы (5), в которых движение воздуха не учитывается.

Приведем полученные результаты к виду, позволяющему применить параметрическую идентификацию. Для этого следует определить модель объекта, модель измерений и вектор оцениваемых параметров.

Рассмотрим несколько вариантов в зависимости от полноты и достоверности исходных данных.

Случай точных априорных данных. Допустим, что аэродинамические коэффициенты и сила тяги известны точно, а воздушная скорость измеряется барометрически без погрешностей. Тогда в качестве модели объекта примем выражения (1)—(5). Они основаны на измерениях трех проекций скорости $V_{xg_N}, V_{yg_N}, V_{zg_N}$ в земной системе, выполняемых СНС, включают три неизвестных параметра — проекции скорости ветра $V_{xg_W}, V_{yg_W}, V_{zg_W}$ — и позволяют найти оценку V_a (4) воздушной скорости и оценки (5) углов атаки и скольжения.

Модель наблюдений включает формулы (6)—(9), основана на бортовых измерениях перегрузок n_x, n_y, n_z в связанной системе и позволяет получить оценки (9) углов атаки и скольжения. Она включает также барометрические измерения воздушной скорости $V_{бар}$. Введем вектор наблюдений следующим образом:

$$\begin{aligned} z_1(t_i) &= \alpha_{АДХ}(t_i); \\ z_2(t_i) &= \beta_{АДХ}(t_i); \\ z_3(t_i) &= V_{бар}(t_i). \end{aligned}$$

Тогда модель измерений примет вид

$$\begin{aligned} z_1(t_i) &= \alpha_N(t_i) + \xi_1(t_i); \\ z_2(t_i) &= \beta_N(t_i) + \xi_2(t_i); \\ z_3(t_i) &= V_a(t_i) + \xi_3(t_i), \end{aligned} \quad (10)$$

где $\xi_1(t_i), \xi_2(t_i), \xi_3(t_i)$ — случайные погрешности измерений, которые обычно считаются нормальными, независимыми случайными величинами с нулевыми математическими ожиданиями и постоянными дисперсиями.

В системе (10) $\alpha_N(t_i), \beta_N(t_i)$ рассчитываются по формуле (5), а оценка скорости $V_a(t_i)$ — по формуле (4). Вектор неизвестных параметров, подлежащих идентификации, включает три проекции скорости ветра:

$$a^T = [V_{xg_W}, V_{yg_W}, V_{zg_W}].$$

Учет неопределенности априорных данных. Модель (10) является идеализированной, поскольку барометрические измерения воздушной скорости обычно имеют неисключенную систематическую постоянную погрешность C_V . Кроме того, аэродинамические коэффициенты и сила тяги двигателей также известны с погрешностями. Для учета этого фактора введем аддитивные и мультипликативные погрешности в каналах измерений углов атаки и скольжения.

Зададим модель измерений в более полном виде:

$$\begin{aligned} z_1(t_i) &= K_\alpha \alpha_N(t_i) + C_\alpha + \xi_1(t_i); \\ z_2(t_i) &= K_\beta \beta_N(t_i) + C_\beta + \xi_2(t_i); \\ z_3(t_i) &= V_a(t_i) + C_V + \xi_3(t_i), \end{aligned} \quad (11)$$

где K_α, K_β — коэффициенты мультипликативных погрешностей в каналах углов атаки и скольжения; C_α, C_β, C_V — аддитивные постоянные погрешности в каналах углов атаки, скольжения и воздушной скорости.

Сравнивая системы (11) и (9), получим соотношения между коэффициентами погрешностей и аэродинамическими коэффициентами. Если значения аэродинамических коэффициентов и силы тяги, используемые в (9), равны истинным значениям (погрешности отсутствуют), то коэффициенты мультипликативных погрешностей $K_\alpha = K_\beta = 1$, а аддитивная погрешность $C_\alpha = 0$. В противном случае отклонение коэффициента K_α от 1 характеризует относительную погрешность множителя $(qSC_y^\alpha + P)$, отклонение K_β от 1 — относительную погрешность множителя $(qSC_z^\beta - P)$, а погрешность слагаемого qSC_{y0} определяет значение аддитивного коэффициента ΔC_α .

При использовании модели измерений (11) вектор идентифицируемых параметров равен

$$a^T = [V_{xg_W}, V_{yg_W}, V_{zg_W}, K_\alpha, C_\alpha, K_\beta, C_\beta, C_V]. \quad (12)$$

При выполнении расчетов по формулам (6) необходимо задать какие-либо априорные значения для углов атаки и скольжения. Возможный вариант — это оценки (5), вычисленные при условии нулевой скорости ветра. После выполнения идентификации в качестве оценок углов атаки и скольжения также следует выбрать оценки (5), которые теперь будут учитывать и оценки трех проекций скорости ветра. При наличии подробного банка аэродинамических характеристик формулу (9) можно принять, например, в виде

$$\begin{aligned} \alpha_{\text{АДХ}} &= \frac{mgn_{y_a} - qSC_{y0} - qSC_y^{\delta_B} \delta_B}{qSC_y^\alpha + P}; \\ \beta_{\text{АДХ}} &= \frac{mgn_{z_a} + qSC_z^{\delta_H} \delta_H}{qSC_z^\beta - P}, \end{aligned}$$

где δ_B, δ_H — отклонения руля высоты и руля направления; $C_y^{\delta_B}$ — коэффициент подъемной силы руля высоты; $C_z^{\delta_H}$ — коэффициент боковой силы руля направления.

Минимизируемый функционал в задаче идентификации обычно формируется как взвешенная сумма квадратов рассогласований между измерениями и соответствующими сигналами, вычисленными в модели и зависящими от идентифицируемых параметров. В качестве оценок вектора идентифицируемых параметров принимаются значения, доставляющие функционалу минимум. Решение задачи минимизации вы-

полняется численно, например, с помощью модифицированного метода Ньютона [5, 11].

Исследование метода оценки углов атаки и скольжения по данным стендового моделирования

Для исследования характеристик предложенного алгоритма обрабатывались девять участков полета, выполненных на пилотажном стенде:

2_STAT-1, 2_STAT-2 — дачи РУС по тангажу;

2_STAT-3, 2_STAT-4, 2_STAT-5 — дачи РУС

по крену;

2_STAT-6 — дачи РУС по тангажу и крену;

2_STAT-7 — маневр "бочка";

2_STAT-8 — маневр "змейка";

2_STAT-9 — "змейка" с набором и снижением.

Моделировался постоянный ветер с продольной, поперечной и вертикальной проекциями скорости 5, 7 и 2 м/с соответственно. Для повышения достоверности во все сигналы, используемые в алгоритме восстановления углов атаки и скольжения, добавлялись нормальные случайные независимые величины с нулевым математическим ожиданием и дисперсиями, примерно соответствующими уровню случайных погрешностей измерений в летном эксперименте. При тестировании алгоритма значения аэродинамических коэффициентов задавались с погрешностями 15...20 % и компенсировались за счет идентификации мультипликативных и аддитивных коэффициентов [11].

Результаты проверки метода восстановления углов атаки и скольжения на примере девяти участков полета представлены в табл. 1—3.

Преимущество моделируемых данных при оценке точности алгоритма состоит в том, что нам известны истинные значения углов атаки и скольжения, которые в алгоритме не используются. В таблицах в столбце "СКО невязки" даны СКО рассогласований между истинными, т. е. вычисленными при моделировании, и восстановленными значениями аэродинамических углов.

Из таблиц следует, что СКО рассогласований не превышают $0,269^\circ$ по углу атаки и $0,106^\circ$ по углу скольжения. Данная точность является высокой и соответствует точности существующих датчиков, т. е. метод обеспечивает точность, сопоставимую с прямыми измерениями. Из таблиц также следует, что отношение СКО невязки к СКО сигнала не превысило 7 % в канале угла атаки и 4 % в канале угла скольжения.

Полученные результаты также показывают, что точность предложенного алгоритма мало зависит от вида полетного маневра. На рис. 1 и 2 на примере участка 8 представлены истинные (полученные при моделировании на пилотажном стенде, обозначены на рисунках сплошной

Результаты проверки метода для участков 1–3
Test results of the method for flight intervals 1–3

Параметр	Участок								
	2_STAT-1			2_STAT-2			2_STAT-3		
	СКО невязки	СКО сигнала	Отнош. в %	СКО невязки	СКО сигнала	Отнош. в %	СКО невязки	СКО сигнала	Отнош. в %
Угол атаки	0,227	3,531	6,443	0,165	2,755	5,974	0,133	2,786	4,764
Угол скольжения	0,014	0,516	2,802	0,016	0,612	2,661	0,038	1,814	2,082

Таблица 2
Table 2

Результаты проверки метода для участков 4–6
Test results of the method for flight intervals 4–6

Параметр	Участок								
	2_STAT-4			2_STAT-5			2_STAT-6		
	СКО невязки	СКО сигнала	Отнош. в %	СКО невязки	СКО сигнала	Отнош. в %	СКО невязки	СКО сигнала	Отнош. в %
Угол атаки	0,226	4,197	5,387	0,253	3,784	6,690	0,269	5,059	5,307
Угол скольжения	0,056	1,657	3,377	0,081	2,442	3,304	0,081	2,425	3,335

Таблица 3
Table 3

Результаты проверки метода для участков 7–9
Test results of the method for flight intervals 7–9

Параметр	Участок								
	2_STAT-7			2_STAT-8			2_STAT-9		
	СКО невязки	СКО сигнала	Отнош. в %	СКО невязки	СКО сигнала	Отнош. в %	СКО невязки	СКО сигнала	Отнош. в %
Угол атаки	0,254	8,034	3,167	0,127	3,858	3,301	0,234	6,893	3,401
Угол скольжения	0,106	9,485	1,122	0,065	3,814	1,695	0,076	3,164	2,408

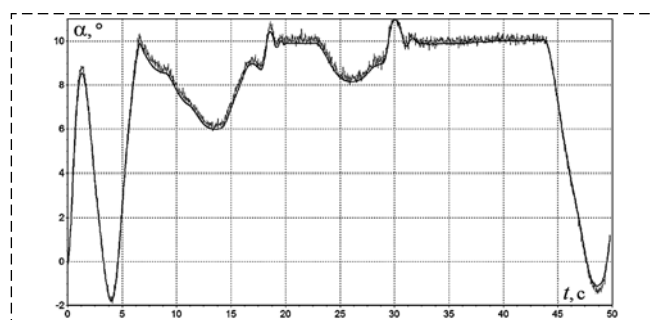


Рис. 1. Восстановленный и истинный угол атаки
Fig. 1. Restored and true angle of attack

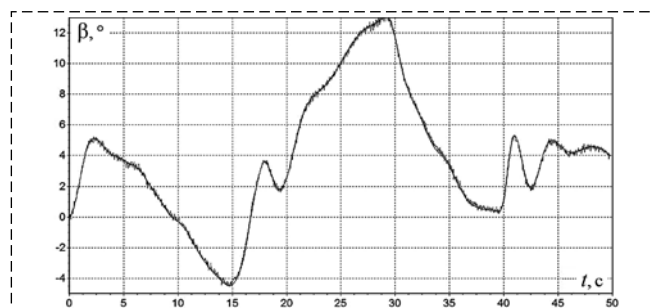


Рис. 2. Восстановленный и истинный угол скольжения
Fig. 2. Restored and true sideslip angle

черной линией) и восстановленные углы атаки и скольжения, содержащие малые шумовые составляющие (обозначены на рисунках серыми линиями). Как видим, степень соответствия весьма высокая. На остальных участках результаты восстановления аналогичны.

На рис. 1 и 2 хорошо видно, что восстановленные сигналы содержат шумовые составляющие, обусловленные тем, что в модели учтены случайные погрешности бортовых измерений.

Заключение

В статье предложен метод восстановления аэродинамических углов при отсутствии соответствующих датчиков, использующий измерения трех проекций скорости полета, определяемых навигационной системой, а также значения углов ориентации.

Представлены результаты проверки предложенного метода по данным стендового моделирования, показывающие что предложенный метод оценивания углов атаки и скольжения обеспечивает точности, сопоставимые с прямыми измерениями.

Список литературы

1. Ефремов А. В., Захарченко В. Ф., Овчаренко В. Н. и др. Динамика полета: Учеб. для студентов высших учебных заведений. М.: Машиностроение, 2011. 776 с.
2. Васильченко К. К., Леонов В. А., Пашковский И. М., Поплавский Б. К. Летные испытания самолетов. М.: Машиностроение, 1993. 745 с.
3. Альбокринова А. С., Грумондз В. Т. Динамика полета беспилотного планирующего летательного аппарата при малых скоростях и высотах // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24, № 2. С. 79–85.
4. Августов Л. И., Бабиченко А. В. и др. Навигация летательных аппаратов в околоземном пространстве. М.: Научтехлитиздат. 2015. 592 с.
5. Klein V., Morelli E. Aircraft System Identification. Theory and Practice. Reston: AIAA, 2006. 484 p.
6. Korsun O. N., Poplavsky B. K. Approaches for flight tests aircraft parameter identification // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2014. 2014—2020.
7. Jategaonkar R. V. Flight vehicle system identification: A time domain methodology. Reston: AIAA, 2006. 534 p.
8. Овчаренко В. Н. Аэродинамические характеристики летательных аппаратов: Идентификация по полетным данным. М.: ЛЕНАНД, 2019. 236 с.
9. Chowdhary G., Jategaonkar R. Aerodynamic parameter estimation from flight data applying extended and unscented Kalman filter // Aerospace Science and Technology. 2010. Vol. 14. P. 106—117.
10. Качанов Б. О., Кулабухов В. С., Туктарев Н. А. Алгоритм бесплатформенной системы ориентации самолета с коррекцией измерений инерциальных датчиков по данным спутниковой навигационной системы // Датчики и системы. 2020. № 11 (252). С. 3—11.
11. Булгаков В. В., Корсун О. Н., Кулабухов В. С., Стуловский А. В., Тимофеев Д. С. Алгоритмы повышения точности расчета углов ориентации летательного аппарата // Известия РАН. Теория и системы управления. 2016. № 1. С. 159—170.
12. 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.
13. Корсун О. Н., Мотлич П. А. Оценка погрешностей бортовых измерений на основе уравнений движения самолета // Вестник метролога. 2020. № 2. С. 7—10.
14. Kyaw Zin Latt, Moug Htang Om. Development of wind velocity estimation method using the airspeed // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25, № 2. С. 152—159.
15. Корсун О. Н., Ом М. Х., Латт Ч. З. Определение проекций скорости ветра на основе измерений воздушной скорости, углов атаки и скольжения // Мехатроника, автоматизация, управление. 2021. Т. 22, № 10. С. 553—560.
16. Кулифеев Ю. Б., Куликов В. Е. Формирование пространственной математической модели воздействий атмосферной турбулентности на полет летательного аппарата // Труды МИЭА. Навигация и управление летательными аппаратами. 2017. № 18. С. 13—34.
17. Корсун О. Н., Мотлич П. А. Комплексный контроль бортовых измерений основных параметров полета летательного аппарата // Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2013. № 1. С. 135—148.
18. Николаев С. В., Жиделев А. В. Оценка достоверности результатов моделирования процессов функционирования авиационных комплексов // Авиакосмическое приборостроение. 2019. № 5. С. 26—33.
19. Николаев С. В. Метод имитационного моделирования в летных испытаниях авиационных комплексов // Прикладная физика и математика. 2017. № 3. С. 57—68.
20. Kulabukhov V. S. A general principle of isomorphism: integration of regulator and observer in the control system // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2019 Workshop on Materials and Engineering in Aeronautics. 2020. 012013.
21. Кулифеев Ю. Б., Миронова М. М. Оптимизация траектории снижения тяжелого беспилотного летательного аппарата на этапе полной посадки // Мехатроника, автоматизация, управление. 2016. Т. 17, № 1. С. 67—72.
22. Khachumov M., Khachumov V. Architecture and mathematical support of intelligent control system for small UAV // 2019 International Conference on Industrial Engineering, Applications and Manufacturing, ICIEAM 2019. 2019. 8742975.
23. Khachumov M., Khachumov V. Models for periodic task scheduling based on combining data processing cycles to support the onboard navigation and control system of a UAV // 2019 International Siberian Conference on Control and Communications, SIBCON 2019 — Proceedings. 2019. 8729581.
24. Корсун О. Н., Гериллович И. В., Ом М. Х. Учет свойств атмосферы при сравнении математических моделей аэродинамических коэффициентов с данными летных испытаний // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Серия Приборостроение. 2021. № 4. С. 152—168.

Estimation of Angles of Attack and Sideslip of Unmanned Aerial Vehicle in the Absence of Aerodynamic Angle Sensors

O. N. Korsun^{1,3}, marmotto@rambler.ru, A. I. Daneko³, kaf701mai@mail.ru, P. A. Motlich², mp.gnmc@mail.ru, M. H. Om³, mounhtangom50@gmail.com,

¹State Research Institute of Aviation Systems, Moscow, 125319, Russian Federation,

²Main Scientific Metrological Center, Mytishi, 141006, Russian Federation,

³Moscow Aviation Institute (NRU), Moscow, 125993, Russian Federation

Corresponding author: Korsun Oleg N., Dr. Sc., Professor, Head of Laboratories, State Research Institute of Aviation Systems, Moscow, 125319, Russian Federation, e-mail: marmotto@rambler.ru

Accepted on January 25, 2021

Abstract

A method for estimating aerodynamic angles in the absence of appropriate sensors is proposed, using measurements of three projections of flight speed carried out by the navigation system and the values of the orientation angles. The relevance of the problem being solved is determined by the fact that on unmanned aerial vehicles (UAVs) sensors of aerodynamic angles, that is, angles of attack and slip, are often not installed due to restrictions on dimensions and mass. The proposed method is based on the joint use of mathematical models of aircraft motion, known from flight dynamics, and the theory of parametric identification of dynamic systems. The key factor ensuring the accuracy of the proposed method is the use of very accurate measurements of three UAV velocity projections performed by a satellite navigation system or an inertial navigation system with satellite correction. To account for the influence of wind, parametric identification of three projections of wind speed is provided. Another feature of the method is that instead of the missing aerodynamic angle sensors, it is proposed to use information about the aerodynamic coefficients of the lifting and lateral forces of the UAV. If these coefficients are known with

errors, their values are also specified by identification methods. The dimension of the identification problem turns out to be low in the range of small and medium angles of attack when the aerodynamic dependencies are linear. The results of testing the proposed method based on simulation data on the flight test bench of a modern training aircraft for nine different flight modes under conditions of simulating random errors of onboard measurements corresponding to the flight experiment are presented.

Keywords: flight tests, processing of onboard measurements, measurement errors, identification

Acknowledgments: This work was supported by the Russian Foundation for Basic Research (RFBR), project 20-08-00449.

For citation:

Korsun O. N., Daneko A. I., Motlich P. A., Om M. H. Estimation of Angles of Attack and Sideslip of Unmanned Aerial Vehicle in the Absence of Aerodynamic Angle Sensors, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2022, vol. 23, no. 5, pp. 274–280.

DOI: 10.17587/mau.23.274-280

References

1. Efremov A. V., Zakharchenko V. F., Ovcharenko V. N. et al. Flight dynamics: Textbook for students of higher educational institutions, Moscow, Mechanical Engineering, 2011, 776 p. (in Russian).
2. Vasilchenko K. K., Leonov V. A., Pashkovsky I. M., Poplavsky B. K. Flight tests of aircrafts, Moscow, Mashinostroyeniye, 1993 (in Russian).
3. Albokrinova A. S., Grumonds V. T. Flight dynamics of an unmanned plan-ning aircraft at low speeds and attitudes, *Vestnik Moskovskogo aviacionnogo institute*, 2017, vol. 24, no. 2, pp. 79–85 (in Russian).
4. Avgustov L. I., Babichenko A. V. et al. Aircraft navigation in near Earth space, Moscow, Nauchtekhizdat, 2015, 592 p. (in Russian).
5. Klein V., Morelli E. Aircraft System Identification. Theory and Practice. Reston, AIAA, 2006, 484 p.
6. Korsun O. N., Poplavsky B. K. Approaches for flight tests aircraft parameter identification, *29th Congress of the International Council of the Aero-nautical Sciences, ICAS 2014*, 2014–0210.
7. Jategaonkar R. V. Flight vehicle system identification: A time domain methodology, Reston, AIAA, 2006, 534 p.
8. Ovcharenko V. N. Aircraft aerodynamic parameters: flight data identification, Moscow, LENAND, 2019, 236 p. (in Russian).
9. Chowdhary G., Jategaonkar R. Aerodynamic parameter estimation from flight data applying extended and unscented Kalman filter, *Aerospace Science and Technology*, 2010, vol. 14, pp. 106–117.
10. Kachanov B. O., Kulabukhov V. S., Tuktareva N. A. Algorithm of a free-form aircraft orientation system with correction of measurements of inertial sensors based on satellite navigation system data, *Datchiki i Sistemi*, 2020, no. 11 (252), pp. 3–11 (in Russian).
11. Bulgakov V. V., Korsun O. N., Kulabukhov V. S., Stulovskii A. V., Timofeev D. S. Algorithms of increasing the calculation accuracy for an aircraft's orientation angle, *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2016, vol. 55, no. 1, pp. 150–161.
12. Korsun O. N., Nikolaev S. V., Pushkov S. G. Algorithm for estimating systematic measurement errors for air velocity, angles of attack, and sliding angle in flight testing, *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2016, vol. 55, no. 3, pp. 446–457.
13. Korsun O. N., Motlich P. A. Estimation of on-board measurement errors based on the equations of motion of the aircraft, *Vestnik Metrologa*, 2020, no. 2, pp. 7–10 (in Russian).
14. Kyaw Zin Latt, Moug Htang Om. Development of wind velocity estimation method using the airspeed, *Vestnik Moskovskogo aviacionnogo instituta*, 2018, vol. 25, no. 2, pp. 152–159.
15. Korsun O. N., Om M. H., Latt K. Z. Determination of wind velocity projections taking into account measurements of airspeed, angle of attack and sideslip, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2021, vol. 22, no. 10, pp. 553–560 (in Russian).
16. Kulifeev Yu. B., Kulikov V. E. Formation of a spatial mathematical model of the effects of atmospheric turbulence on the flight of an aircraft, *Trudi MIEA. Navigatsia i upravlenie letatel'nimi apparatami*, 2017, no. 18, pp. 13–34 (in Russian).
17. Korsun O. N., Motlich P. A. Integrated control of onboard measurements of the main flight parameters of an aircraft, *Nauka i Obrazovanie: Nauchnoe izdanie Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta im. Baumana*, 2013, no. 1, pp. 135–148 (in Russian).
18. Nikolaev S. V., Zhidelev A. V. Estimation of the reliability of the results of modeling the processes of functioning of aviation complexes, *Aviakosmicheskoe Priborostroyeniye*, 2019, no. 5, pp. 26–33 (in Russian).
19. Nikolaev S. V. Method of simulation modeling in flight tests of aviation complexes, *Prikladnaya Fizika i Matematika*, 2017, no. 3, pp. 57–68 (in Russian).
20. Kulabukhov V. S. A general principle of isomorphism: integration of regulator and observer in the control system, *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2019 Workshop on Materials and Engineering in Aeronautics, 2020*, 012013.
21. Kulifeev Yu. B., Mironova M. M. Optimization of the trajectory of descent of a heavy unmanned aerial vehicle at the stage of full landing, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2016, vol. 17, no. 1, pp. 67–72 (in Russian).
22. Khachumov M., Khachumov V. Architecture and mathematical support of intelligent control system for small UAV, *2019 International Conference on Industrial Engineering, Applications and Manufacturing, ICIEAM 2019*, 2019, 8742975.
23. Khachumov M., Khachumov V. Models for periodic task scheduling based on combining data processing cycles to support the onboard navigation and control system of a UAV, *2019 International Siberian Conference on Control and Communications, SIBCON 2019 — Proceedings*, 2019, 8729581.
24. Korsun O. N., Gerilovich I. V., Om M. H. Atmospheric properties estimation for comparing aircraft simulated motion and the flight test data, *Vestnik MGTU im. Baumana. Seriya Priborostroyeniya*, 2021, no. 4, pp. 152–168 (in Russian).

Издательство "НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ"

107076, Москва, Матросская тишина, 23с2

Телефон редакции журнала: +7(499) 270 16 52

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

Сдано в набор 24.02.2022. Подписано в печать 14.04.2022. Формат 60×88 1/8. Бумага офсетная. Заказ МН522. Цена договорная.

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

Учредитель: Издательство "Новые технологии"

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