

О. Н. Корсун^{1,2}, д-р техн. наук, проф., marmotto@rambler.ru,
М. Х. Ом², канд. техн. наук, докторант, mounhtangom50@gmail.com,
Ч. З. Латт², аспирант, pinkesive@gmail.com,

¹ Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем, г. Москва,

² Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Определение проекций скорости ветра на основе измерений воздушной скорости, углов атаки и скольжения*

Рассматривается задача оценивания проекций скорости ветра в полете. Предложенный метод позволяет получить оценки для трех проекций скорости ветра в нормальной земной системе координат с использованием данных спутниковой навигационной системы, а также бортовых аэрометрических измерений воздушной скорости, углов атаки и скольжения. Основная идея, положенная в основу метода, состоит в том, что спутниковые измерения трех проекций скорости летательного аппарата относительно земной системы координат являются весьма точными (погрешности обычно не превышают 0,2 м/с). Это позволяет использовать спутниковые измерения скоростей в качестве своего рода эталона, подобно тому, как в практической метрологии для оценивания погрешностей средств измерений их сравнивают с эталоном, т. е. существенно более точным средством измерения. Чтобы реализовать такой подход не в метрологической лаборатории, а на борту летательного аппарата, предлагается использовать известные из динамики полета соотношения между проекциями скорости в земной и связанной системах координат, углами атаки и скольжения и скоростью ветра. Затем три проекции скорости ветра назначаются неизвестными параметрами, для нахождения которых применяется параметрическая идентификация. Предполагается, что на обрабатываемом участке полета ветер имеет постоянную скорость и направление.

Показатели точности предложенного алгоритма оценивались по данным, полученным на пилотажном стенде современного учебно-тренировочного самолета. В процессе стендового моделирования воспроизводились случайные погрешности измерений на уровнях, соответствующих летному эксперименту. Исследовалось также влияние вида маневров на точность идентификации трех проекций скорости ветра.

Показано, что для маневров типа "бочка", "дачи" по тангажу, "змейка" погрешности оценивания горизонтальных составляющих скорости ветра в основном не превышают 5 %, вертикальной составляющей — 10 % при длительностях скольжения интервала обработки 0,5 и 1,0 с, что позволяет не только оценивать постоянную скорость ветра, но и отслеживать ее изменение.

Ключевые слова: параметрическая идентификация, полетный маневр, скорость ветра, угол атаки, угол скольжения, воздушная скорость

Введение

Измерение параметров движения самолета и параметров состояния атмосферы является важной задачей на этапе летных испытаний и в процессе эксплуатации воздушных судов [1, 2]. В общем случае результаты бортовых измерений обладают значимыми систематическими погрешностями, для оценивания которых целесообразно использовать методы параметрической идентификации динамических систем [3—6], которые получили развитие при решении задачи оценивания аэродинамических коэффициентов летательных ап-

паратов по полетным данным [7—11] в целях обеспечения точности моделирования и синтеза управления [12—14]. Применительно к погрешностям бортовых измерений такой идентификационный подход предлагался в работах [3, 4, 15], а использование для оценивания систематических погрешностей данных спутниковых навигационных систем (СНС) — в статьях [15—17]. В работах [18, 19] указанные подходы используются для определения скорости ветра на участке полета на основе комплексирования спутниковых и барометрических измерений скорости. При этом в статье [18] для получения оценок скорости ветра необходимо выполнить прямолинейное движение с нулевым скольжением, а в работе [19] рассмотрены тестовые маневры различного вида.

*Работа поддержана Российским фондом фундаментальных исследований (РФФИ), проект 20-08-00449.

Предложенный в данной статье метод обеспечивает оценивание трех проекций скорости ветра в нормальной земной системе координат с использованием спутниковых измерений трех проекций скорости самолета, а также аэрометрических бортовых измерений истинной воздушной скорости, углов атаки и скольжения. Расширение вектора измерений повышает точность оценок и позволяет уменьшить длительность интервала обработки.

Описание алгоритма оценивания скорости ветра

Предполагается, что ветер имеет постоянную скорость и направление на обрабатываемом участке полета. Это означает, что для этого временного интервала значения проекции скорости ветра на оси нормальной земной системы координат постоянны. Эти проекции найдем методом параметрической идентификации, для чего необходимо определить модели объекта и наблюдений. Сформируем модель объекта. Уравнения для проекций воздушной скорости самолета на оси нормальной земной системы координат [20] определяются следующим образом:

$$\begin{aligned} V_{xg_a}(t_i) &= V_{xg_CHC}(t_i) - W_{xg}; \\ V_{yg_a}(t_i) &= V_{yg_CHC}(t_i) - W_{yg}; \\ V_{zg_a}(t_i) &= V_{zg_CHC}(t_i) - W_{zg}, \end{aligned} \quad (1)$$

где $V_{xg_CHC}(t_i)$, $V_{yg_CHC}(t_i)$, $V_{zg_CHC}(t_i)$ — измеренные СНС значения проекций скорости ЛА на оси нормальной земной системы; W_{xg}, W_{yg}, W_{zg} — подлежащие идентификации неизвестные значения проекций скорости ветра на оси нормальной земной системы.

Очевидно, что модуль вектора воздушной скорости равен

$$V_a(t_i) = \sqrt{V_{xg_a}^2(t_i) + V_{yg_a}^2(t_i) + V_{zg_a}^2(t_i)}. \quad (2)$$

Для перехода к связанным осям используем соответствующую матрицу направляющих косинусов, зависящую от углов тангажа, крена и рыскания, т. е. углов ориентации связанной системы координат [12]:

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

В ходе вычислений значения углов ориентации следует брать согласно выходным сигналам бортового навигационного комплекса. Используя проекции (3) воздушной скорости на связанные оси, запишем формулы для значений углов атаки и скольжения:

$$\begin{aligned} \alpha_u(t_i) &= -\arctg\left(\frac{V_{y_a}(t_i)}{V_{x_a}(t_i)}\right), \\ \beta_u(t_i) &= -\arcsin\left(\frac{V_{z_a}(t_i)}{V_a(t_i)}\right), \end{aligned} \quad (4)$$

где $\alpha_u(t_i), \beta_u(t_i)$ — значения углов атаки и скольжения.

Итак, модель объекта определяется уравнениями (1)–(4). Уравнения (4) определяют углы атаки и скольжения через проекции скорости самолета относительно воздуха. Установленные на борту датчики аэродинамических углов должны измерять именно эти величины, однако в общем случае датчики имеют систематические погрешности мультипликативного и аддитивного типов. Измерения истинной воздушной скорости также могут иметь, по меньшей мере, аддитивную погрешность. С учетом этих погрешностей модель наблюдений принимает вид

$$\begin{aligned} z_1(t_i) &= V_a(t_i) + C_V + \xi_V(t_i); \\ z_2(t_i) &= K_\alpha \alpha_u(t_i) + C_\alpha + \xi_\alpha(t_i); \\ z_3(t_i) &= K_\beta \beta_u(t_i) + C_\beta + \xi_\beta(t_i), \end{aligned} \quad (5)$$

где C_V, C_α, C_β — аддитивные погрешности аэрометрических измерительных каналов воздушной скорости, углов атаки и скольжения; K_α, K_β — коэффициенты мультипликативных погрешностей измерения углов атаки и скольжения; $\xi_V(t_i), \xi_\alpha(t_i), \xi_\beta(t_i)$ — случайные погрешности аэрометрических измерений, которые традиционно считают случайными независимыми величинами, имеющими нормальное распределение с нулевыми математическими ожиданиями и известной ковариационной матрицей.

Оценки систематических погрешностей определяются в ходе отдельных испытаний [1, 2] или включаются в вектор идентифицируемых параметров [8]. Это усложняет задачу

идентификации и предъявляет более жесткие требования к виду маневра и длительности участка обработки [8].

В настоящей работе примем, что оценки указанных систематических погрешностей получены ранее. Тогда вектор идентифицируемых параметров содержит только три проекции скорости ветра на оси земной системы координат W_{xg}, W_{yg}, W_{zg} . Отметим, что по сравнению с подходами к оцениванию скорости ветра, предложенными в работах [10, 11], рассмотренный алгоритм предусматривает увеличение размерности вектора наблюдений, т. е. увеличение количества информации, привлекаемой для идентификации проекций скорости ветра. Это позволяет значительно уменьшить длительность интервала обработки.

Метод параметрической идентификации

Задача оценки скорости ветра может быть решена с использованием алгоритма оценки максимального правдоподобия [3]. В общем виде векторная модель объекта и модель наблюдения представлены следующим образом:

$$y(t_i) = f(y(t_{i-1}), a, u(t_i)); \quad (6)$$

$$z(t_i) = h(y(t_i), a, u(t_i)) + \eta(t_i), \quad (7)$$

где $y(t)$, $u(t)$ — векторы выходных и входных сигналов объекта, размерности n и m соответственно; $z(t_i)$ — вектор наблюдений размерности r ; a — вектор неизвестных параметров, которые необходимо оценить; $\eta(t_i)$ — случайные погрешности, относительно которых принимаются допущения нормальности, независимости, нулевых математических ожиданий и наличия информации о ковариационной матрице $R(t)$. Принимаем также допущения о том, что управление $u(t)$ и начальные условия для вектора состояния $y(t_0)$ заданы.

При указанных условиях критерий максимума правдоподобия обеспечивает получение оценок, обладающих статистическими свойствами эффективности и несмещенности. Минимизированный функционал метода максимального правдоподобия выражается в следующем виде:

$$J(a) = \sum_{i=1}^N ((z(t_i) - h(y(t_i), a, u(t_i)))^T \times R^{-1}(t_i) ((z(t_i) - h(y(t_i), a, u(t_i)))) \quad (8)$$

Нетрудно видеть, что (8) является функционалом метода наименьших квадратов с матрицей весовых коэффициентов $R(t_i)^{-1}$, что обусловлено принятыми допущениями о нормальности шумов.

Для минимизации этого функционала применяется модифицированный метод Ньютона [3], который позволяет найти оценки вектора идентифицируемых параметров.

Исходные данные для тестирования предложенного алгоритма были получены путем моделирования на полунатурном стенде, оснащем органами управления. Данный вариант имеет преимущество по сравнению с чисто математическим моделированием, поскольку наличие человека-оператора придает смоделированным полетным данным большую степень достоверности. В стендовом эксперименте моделировался гипотетический учебно-тренировочный самолет.

Определение проекций скорости ветра

Возможности данного алгоритма исследовались по данным стендового моделирования. Случайные погрешности измерений моделировались в каналах углов ориентации, воздушной скорости, углов атаки, скольжения, а также трех проекций скорости полета, измеряемых СНС. Дисперсии шумов при этом задавались на средних уровнях, имеющих место в летном эксперименте. Основное внимание было уделено оцениванию влияния вида маневра и длительности скользящего интервала. Рассматривались такие маневры, как "дачи" по тангажу, "бочка", "змейка" и "змейка с повышенной вертикальной составляющей", т. е. с дополнительным движением в канале тангажа. Длительности маневров обычно составляли 30...50 с. В данном варианте алгоритма оказалось возможным существенно уменьшить длительность скользящего интервала. В работе мы исследовали интервалы длительностью 0,5 и 1,0 с. Для определения влияния параметров движения начало скользящего интервала сдвигалось последовательно по всему участку обработки с шагом 1 с.

Маневр "бочка". Значения основных параметров полета, а именно истинной воздушной скорости, углов тангажа, крена, угла атаки и угла рыскания, показаны на рис. 1.

Оценки трех проекций скорости для скользящего интервала 0,5 с показаны на рис. 2. Для

значений длительности скользящего окна 1,0 с полученные результаты аналогичны, различия составляют 2...5 %.

Рис. 2 показывает, что погрешности оценивания горизонтальных проекций в основном не превышают $\pm 5\%$ на всем участке выполнения маневра, а погрешности оценивания вертикальной составляющей $\pm 10\%$, за исключением отдельных точек, соответствующих началу и концу энергичного маневра по крену (12 с и 23 с).

Отметим, что рассмотренные длительности скользящего интервала, составляющие 0,5 с и

1 с, весьма малы, что позволяет оперативно отслеживать изменение ветра в течение полета.

Режим "дачи" в канале тангажа. Дачи выполнялись "от себя" и "на себя" с длительностью 1,5...2 с.

Для этого элементарного маневра получены аналогичные результаты: погрешности оценивания горизонтальных проекций не превышают $\pm 5\%$, погрешности оценивания вертикальной составляющей $\pm 10\%$, различия для значений длительности скользящего окна 0,5 с и 1,0 с составляют 2...5 %.

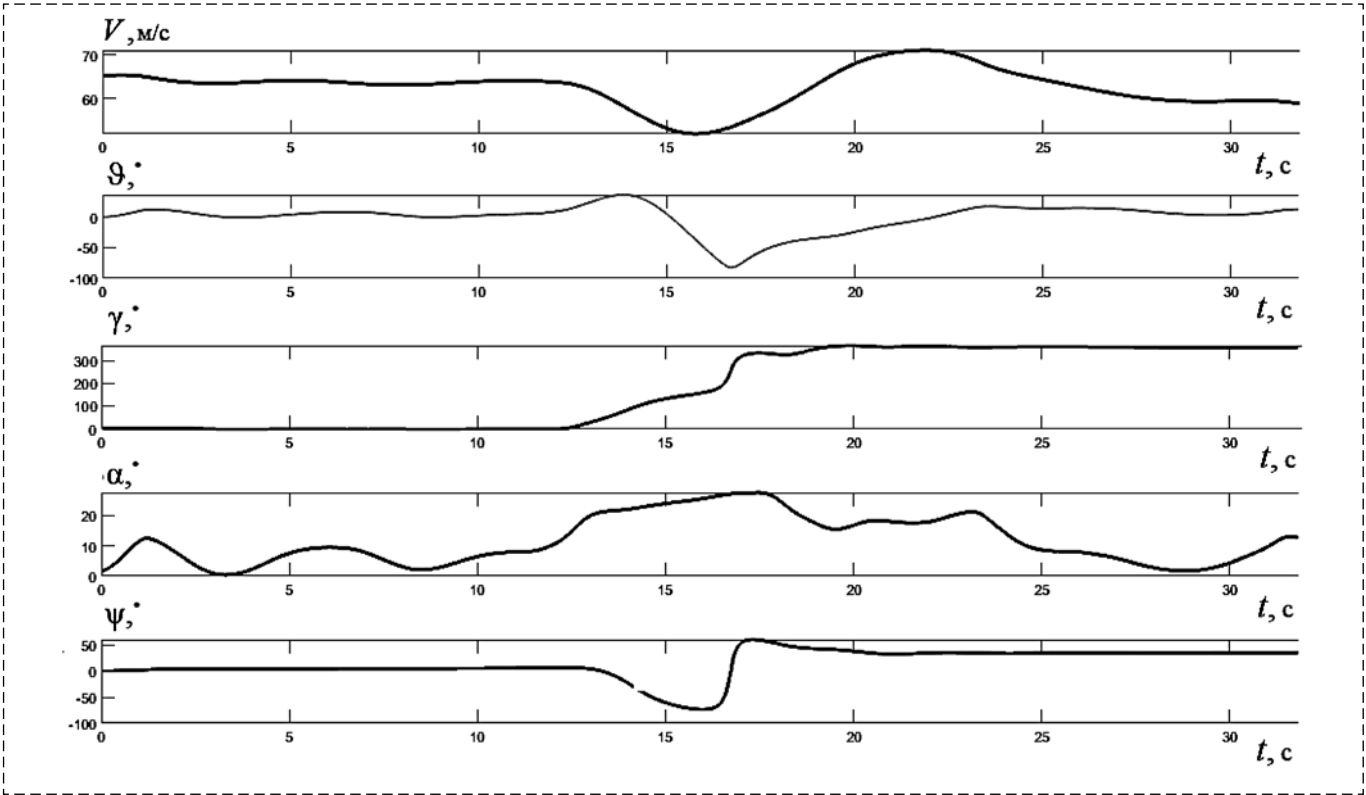


Рис. 1. Значения основных параметров полета для маневра "бочка", полное время маневра 32 с
Fig. 1. Values of the main flight parameters for the "barrel" maneuver, total maneuver time 32 s

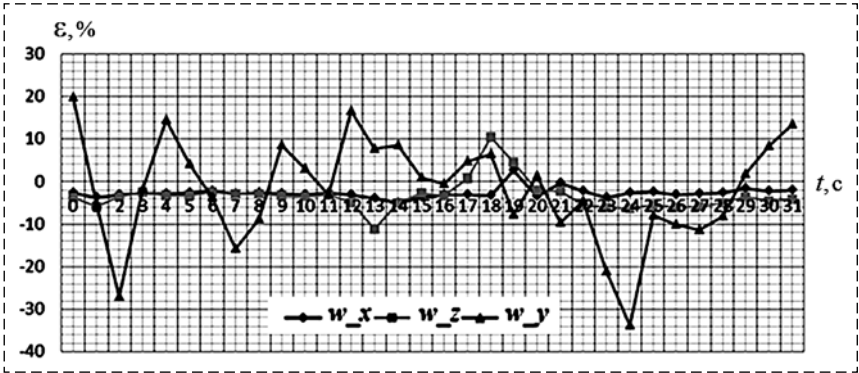


Рис. 2. Зависимость относительной погрешности оценки от времени начала обработки, скользящий интервал 0,5 с, шаг 1 с
Fig. 2. Dependence of the relative error of estimates on the starting time of the processing, sliding interval is 0,5 s, step 1 s

Маневр "Змейка". Параметры движения самолета для маневра "Змейка" даны на рис. 3, результаты для длительностей скользящего окна 0,5 с и 1 с показаны на рис. 4, 5.

Как видно, погрешности оценивания как горизонтальных, так и вертикальной проекций в основном не превышают 5 % на всем участке выполнения маневра, за исключением отдельных коротких участков, на которых погрешности оценивания вертикальной

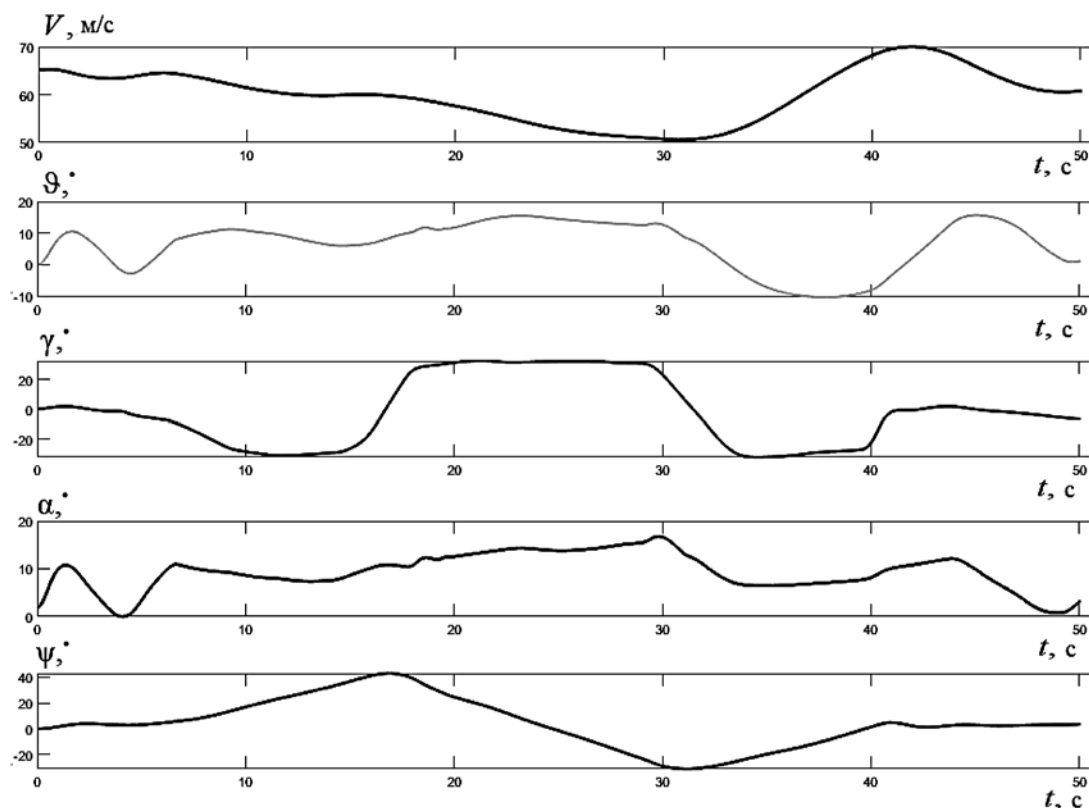


Рис. 3. Значения основных параметров полета для маневра "Змейка", полное время маневра 50 с

Fig. 3. Values of the main flight parameters for the "Snake" maneuver, total maneuver time 50 s

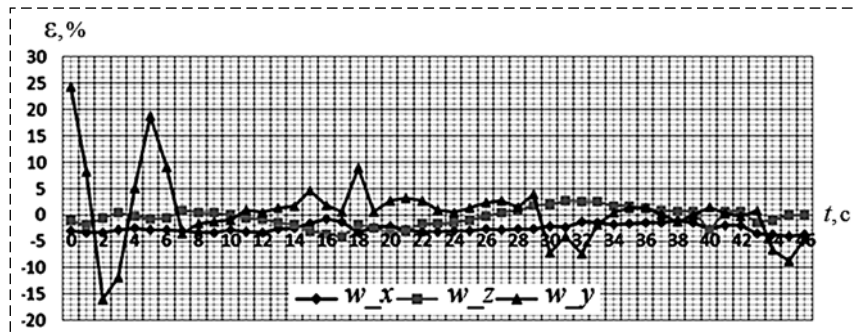


Рис. 4. Зависимость относительной погрешности оценки от времени начала обработки, скользящий интервал 0,5 с, шаг 1 с

Fig. 4. Dependence of the relative error of estimates on the starting time of the processing, sliding interval is 0,5 s, step 1 s

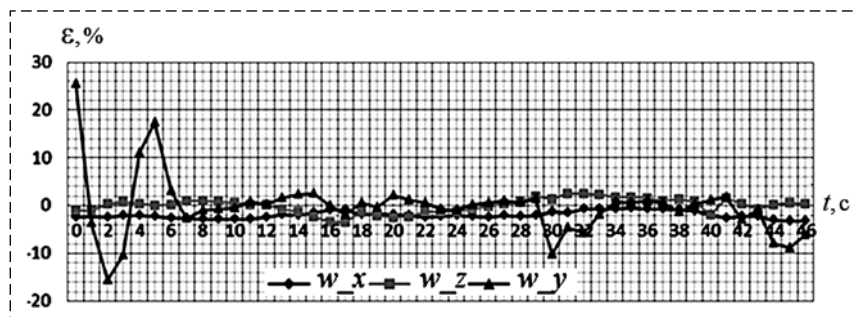


Рис. 5. Зависимость относительной погрешности оценки от времени начала обработки, скользящий интервал 1,0 с, шаг 1 с

Fig. 5. Dependence of the relative error of estimates on the starting time of the processing, sliding interval is 1,0 s, step 1 s

составляющей достигают $\pm 10\%$. Сравнение графиков для значений длительности скользящего окна 0,5 с и 1,0 с показывает несущественные различия, порядка 2...5 %. Сравнение графиков погрешностей на рис. 4, 5 с рис. 3, на котором показано изменение сигналов в процессе выполнения маневра, показывает, что рост погрешностей по вертикальной составляющей имеет место в моменты энергичного маневрирования, как и в предыдущих случаях. Таким образом, можно предположить, что наиболее благоприятным для оценивания режимом полета является горизонтальный полет с малыми возмущениями.

Маневр "Змейка с вертикальной составляющей". Характер движения для маневра "Змейка с вертикальной составляющей" представлен на рис. 6, результаты для скользящего окна длитель-

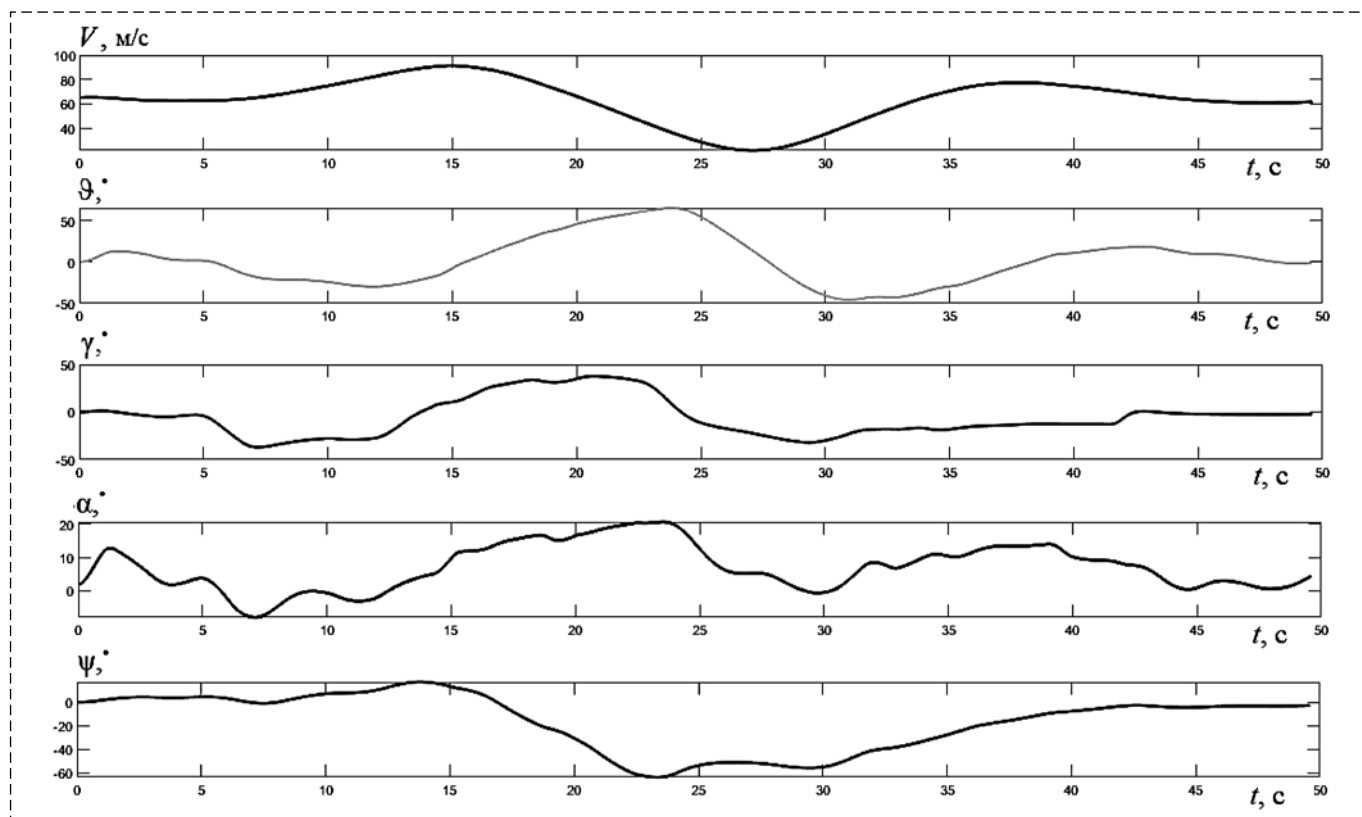


Рис. 6. Значения основных параметров полета для маневра "Змейка с вертикальной составляющей", полное время маневра 50 с
Fig. 6. Values of the main flight parameters for the "Snake with a vertical component" maneuver, total maneuver time 50 s

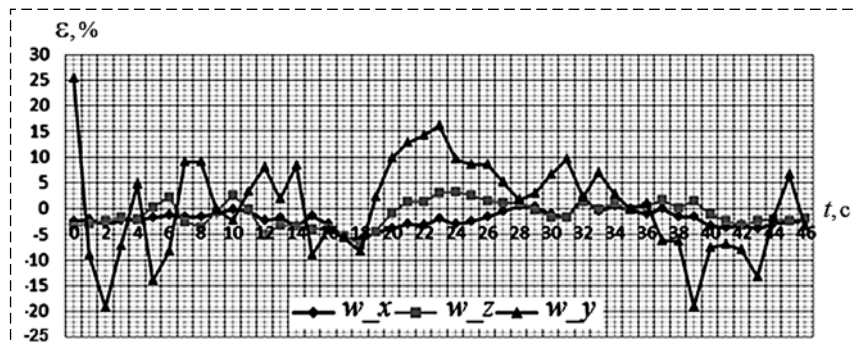


Рис. 7. Зависимость относительной погрешности оценки от времени начала обработки, скользящий интервал 1,0 с, шаг 1 с
Fig. 7. Dependence of the relative error of estimates on the starting time of the processing, sliding interval is 1,0 s, step 1 s

ностью 1 с показаны на рис. 7, для длительности 0,5 с отклоня 2...5 %, как и ранее.

Как видим, погрешности оценивания горизонтальных проекций в основном не превышают 5 % на всем участке выполнения маневра, а погрешности оценивания вертикальной составляющей ± 10 %, за исключением отдельных точек. Сравнение графиков погрешностей на рис. 7 с рис. 6, на котором показано изменение сигналов в процессе выполнения маневра, показывает, что рост погрешностей по вертикальной составляющей имеет место в моменты энергичного

маневрирования, как и в предыдущем случае. Итак, подтверждается вывод, что благоприятным для оценивания скорости ветра является полет, близкий к прямолинейному с малыми возмущениями.

Заключение

По данным моделирования на пилотажном стенде выполнено исследование точностных характеристик алгоритма оценивания трех составляющих скорости ветра на

основе измерений трех проекций скорости спутниковой навигационной системы, а также аэрометрических измерений истинной воздушной скорости, углов атаки и скольжения

Показано, что для маневров типа "бочка", "дачи" по тангажу, "змейка" погрешности оценивания горизонтальных составляющих скорости ветра в основном не превышают 5 %, вертикальной составляющей 10 % для длительностей скользящего интервала обработки 0,5 и 1,0 с, что позволяет не только оценивать постоянную скорость ветра, но и отслеживать ее изменения.

Список литературы

1. Васильченко К. К., Леонов В. А., Пашковский И. М., Поплавский Б. К. Летные испытания самолетов. М.: Машиностроение, 1996. 745 с.
2. Августов Л. И., Бабиченко А. В. и др. Навигация летательных аппаратов в околоземном пространстве. М.: Научтехлитиздат, 2015. 592 с.
3. Klein V., Morelli E. Aircraft System Identification. Theory and Practice. Reston: AIAA, 2006. 484 p.
4. 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. P. 02—10.
5. Jategaonkar R. V. Flight vehicle system identification: A time domain methodology. Reston: AIAA, 2006. 534 p.
6. Овчаренко В. Н. Аэродинамические характеристики летательных аппаратов: Идентификация по полетным данным. М.: ЛЕНАНД, 2019. 236 с.
7. 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.
8. Brunton S. L., Dawson S. T. M., Rowley C. W. State-space model identification and feedback control of unsteady aerodynamic forces // Journal of Fluids and Structures. 2014. Vol. 50. P. 253—270.
9. Wang Y., Dong J., Liu X., Zhang L. Identification and standardization of maneuvers based upon operational flight data // Chinese Journal of Aeronautics. 2015. Vol. 28, N. 1. P. 133—140.
10. Song Y., Song B., Seanor B. et al. On-line aircraft parameter identification using Fourier transform regression with an application to F/A-18 HARV flight data // KSME International Journal. 2002. Vol. 16, N. 3. P. 327—337.
11. Boubertakh H. Knowledge-based ant colony optimization method to design fuzzy proportional integral derivative controllers // Journal of Computer and Systems Sciences International. 2017. Vol. 56, Iss. 4. P. 681—700.
12. Luchtenburg D. M., Rowley C. M., Lohry M. W., Martinelli L., Stengel R. F. Unsteady high-angle-of-attack aerodynamic models of a generic jet transport // Journal of Aircraft. 2015. Vol. 52, N. 3. P. 890—895.
13. Wang Q., He K. F., Qian W. Q., Zhang T. J., Cheng Y. Q., Wu K. Y. Unsteady aerodynamics modeling for flight dynamics application // Acta Mechanica Sinica. 2012. Vol. 28, N. 1. P. 14—23.
14. Schutte A., Einarsson G., Raichle A., Schoning B., Monnich W., Forkert T. Numerical simulation of maneuvering aircraft by aerodynamic, flight mechanics, and structural mechanics coupling // J. Aircraft. 2009. Vol. 46, N. 1. P. 53—64.
15. Kanyashev A. V., Korsun O. N., Ovcharenko V. N., Stulovskii A. V. Identification of aerodynamic coefficients of longitudinal movement and error estimates for onboard measurements of supercritical angles of attack // Journal of Computer and System Sciences International. 2018. Vol. 57, N. 3. P. 374—389.
16. Korsun O. N., Nikolaev S. V., Pushkov S. G. An algorithm for estimating systematic measurement errors for air velocity, angle of attack, and sliding angle in flight testing // Journal of Computer and Systems Sciences International. 2016. Vol. 55, N. 3. P. 446—457.
17. Wagner J. F., Wieneke T. Integrating satellite and inertial navigation conventional and new fusion approaches // Control Engineering Practice. 2003. Vol. 11(5). P. 483—598.
18. Пушков С. Г., Ловицкий Л. Л., Корсун О. Н. Методы определения скорости ветра при проведении летных испытаний авиационной техники с применением спутниковых навигационных систем // Мехатроника, автоматизация, управление. 2013. № 9. С. 65—70.
19. Kyaw Zin Latt, Moungh Htang Om. Development of wind velocity estimation method using the airspeed // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25, № 2. С. 152—159.
20. Динамика полета: Учебник для студентов высших учебных заведений / А. В. Ефремов, В. Ф. Захарченко, В. Н. Овчаренко и др.; Под ред. Г. С. Бюшгенса. М.: Машиностроение, 2017. 776 с.

Determination of Wind Velocity Projections Taking into Account Measurements of Airspeed, Angles of Attack and Sideslip

O. N. Korsun^{1,2}, marmotto@rambler.ru, M. H. Om², mounghatangom50@gmail.com,
K. Z. Latt², pinkesive@gmail.com,

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

² Moscow Aviation Institute (NRU), Moscow, 125993, Russian Federation

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

Accepted on July 12, 2021

Abstract

The paper deals with the problem of estimating the projections of the wind velocity in flight. The proposed method allows to obtain estimates for three projections of wind speed in the normal Earth coordinate system using data from the satellite navigation system, as well as on-board aerometric measurements of airspeed, angles of attack and glide. The main idea underlying the method is that satellite measurements of three aircraft velocity projections relative to the Earth's coordinate system are very accurate (errors usually do not exceed 0.2 m/s). This makes it possible to use satellite velocity measurements as a kind of reference, just as in practical metrology, in order to assess the errors of measurement tools, they are compared with a standard, that is, a significantly more accurate measurement tool. In order to implement this approach not in a metrological laboratory, but on board an aircraft, it is proposed to use the relationships known from the flight dynamics between the velocity projections in the Earth's and associated coordinate systems, the angles of attack and glide, and the wind speed. Then, the three wind speed projections are assigned unknown parameters, which are found using parameter identification. It is assumed that the wind has a constant speed and direction in the processed section of the flight. The accuracy characteristics of the proposed algorithm were evaluated based on the data obtained on the flight

simulator of a modern training aircraft. In the course of simulation, random measurement errors were generated at the levels corresponding to the flight experiment. The influence of the type of maneuvers on the accuracy the three wind speed projections estimates was also studied. It is shown that for all considered maneuvers, that is "barrel", "snake", stepwise inputs, the errors in estimating the horizontal components of wind speed generally do not exceed 5 %, the vertical component 10 %, with the duration of the sliding processing interval of 0.5 and 1.0 s, which allows not only to estimate the constant wind speed, but also to track its change.

Keywords: parametric identification, flight maneuver, wind speed, angle of attack, glide angle, airspeed

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

For citation:

Korsun O. N., Om M. H., Latt K. Z. Determination of Wind Velocity Projections Taking into Account Measurements of Airspeed, Angles of Attack and Sideslip, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2021, vol. 22, no. 10, pp. 553–560.

DOI: 10.17587/mau.22.553-560

References

1. Vasil'chenko K. K., Leonov V. A., Pashkovskij I. M., Poplavskij B. K. Aircraft flight tests, Moscow, Mashinostroenie, 1996, 745 p.
2. Avgustov L. I., Babichenko A. V. et al. Aircraft navigation in near Earth space, Moscow, Nauchtekhlitizdatp 2015, 592 p. (in Russian)
3. Klein V., Morelli E. Aircraft System Identification. Theory and Practice, Reston, AIAA, 2006, 484 p.
4. 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, pp. 02–10.
5. Jategaonkar R. V. Flight vehicle system identification: A time domain methodology, Reston, AIAA, 2006, 534 p.
6. Ovcharenko V. N. Aircraft aerodynamic parameters: flight data identification, Moscow, LENAND, 2019, 236 p.
7. 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.
8. Brunton S. L., Dawson S. T. M., Rowley C. W. State-space model identification and feedback control of unsteady aerodynamic forces, *Journal of Fluids and Structures*, 2014, vol. 50, pp. 253–270.
9. Wang Y., Dong J., Liu X., Zhang L. Identification and standardization of maneuvers based upon operational flight data, *Chinese Journal of Aeronautics*, 2015, vol. 28, no. 1, pp. 133–140.
10. Song Y., Song B., Seanor B. et al. On-line aircraft parameter identification using Fourier transform regression with an application to F/A-18 HARV flight data, *KSME International Journal*, 2002, vol. 16, no. 3, pp. 327–337.
11. Boubertakh H. Knowledge-based ant colony optimization method to design fuzzy proportional integral derivative controllers // *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2017, vol. 56, iss. 4, pp. 681–700.
12. Luchtenburg D. M., Rowley C. M., Lohry M. W., Martinelli L., Stengel R. F. Unsteady high-angle-of-attack aerodynamic models of a generic jet transport, *Journal of Aircraft*, 2015, vol. 52, no. 3, pp. 890–895.
13. Wang Q., He K. F., Qian W. Q., Zhang T. J., Cheng Y. Q., Wu K. Y. Unsteady aerodynamics modeling for flight dynamics application, *Acta Mechanica Sinica*, 2012, vol. 28, no. 1, pp. 14–23.
14. Schutte A., Einarsson G., Raichle A., Schoning B., Monnich W., Forkert T. Numerical simulation of maneuvering aircraft by aerodynamic, flight mechanics, and structural mechanics coupling, *J. Aircraft*, 2009, vol. 46, no. 1, pp. 53–64.
15. Kanyshov A. V., Korsun O. N., Ovcharenko V. N., Stulovskii A. V. Identification of aerodynamic coefficients of longitudinal movement and error estimates for onboard measurements of supercritical angles of attack, *Journal of Computer and System Science International*, 2018, vol. 57, no. 3, pp. 374–389.
16. Korsun O. N., Nikolaev S. V., Pushkov S. G. An algorithm for estimating systematic measurement errors for air velocity, angle of attack, and sliding angle in flight testing, *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2016, vol. 55, no. 3, pp. 446–457.
17. Wagner J. F., Wienieke T. Integrating satellite and inertial navigation conventional and new fusion approaches, *Control Engineering Practice*, 2003, vol. 11, no. 5, pp. 483–598.
18. Pushkov S. G., Lovitsky L. L., Korsun O. N. Wind speed determination methods in flight tests using satellite navigation systems), *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2013, no. 9, pp. 65–70 (in Russian).
19. Kyaw Zin Latt, Moung Htang Om. Development of wind velocity estimation method using the airspeed, *Vestnik Moskovskogo aviacionnogo institute*, 2018, vol. 25, no. 2, pp. 152–159.
20. Efremov A. V., Zaharchenko V. F., Ovcharenko V. N. et al. *Dinamika poleta: Dynamics of Flight*, Moscow, Mashinostroenie, 2017, 776 p. (in Russian).

Издательство "НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ"

107076, Москва, Матросская тишина, 23с2

Телефон редакции журнала: +7(916) 392 21 67

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

Сдано в набор 27.07.2021. Подписано в печать 07.09.2021. Формат 60×88 1/8. Бумага офсетная.
Усл. печ. л. 8,86. Заказ МН1021. 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