

УДК 629.7.018.7

ОЦЕНИВАНИЕ СКОРОСТИ ВЕТРА В ПОЛЕТЕ ПО БОРТОВЫМ ИЗМЕРЕНИЯМ УГЛОВ АТАКИ, СКОЛЬЖЕНИЯ И ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

Ольга Борисовна КЕРБЕР, к. т. н., с. н. с.

ПАО «Московский институт электромеханики и автоматики»

E-mail: inbox@aomiea.ru,

Олег Николаевич КОРСУН, д. т. н., профессор

ФАУ «ГосНИИАС»,

Николай Вадимович СКРЯБИКОВ

ФАУ «ГосНИИАС»

Рассмотрены современные алгоритмы комплексной обработки информации. Сформирован алгоритм идентификации скорости ветра, который, в отличие от известных методов определения скорости ветра, использует бортовые измерения углов атаки и скольжения. Это повышает точность оценок и снижает минимально необходимую длительность интервала обработки.

***Ключевые слова:** скорость ветра, обработка бортовых измерений.*

IN-FLIGHT WIND SPEED ESTIMATION BASED ON ONBOARD MEASUREMENTS OF ANGLES OF ATTACK, SIDESLIP AND AIRSPEED OF THE AIRCRAFT USING A SATELLITE NAVIGATION SYSTEM

Olga B. KERBER, Ph D in Engineering

‘Moscow Institute of Electromechanics and Automatics’ PJSC

E-mail: inbox@aomiea.ru,

Oleg N. KORSUN, D. Sc. in Engineering, professor,

State Research Institute of Aviation Systems (GosNIIAS),

Nikolay V. SKRYABIKOV,

State Research Institute of Aviation Systems (GosNIIAS)

The article considers modern integrated data processing algorithms. An algorithm for wind speed identification is formed. In contrast to the known methods of wind speed determination, this algorithm uses onboard measurements of angle of attack and angle of sideslip. This improves the accuracy of estimation and reduces the minimum required processing interval.

Keywords: *wind speed, onboard measurements processing.*

Введение

Создание перспективной авиационной техники и совершенствование эксплуатационных характеристик летательных аппаратов (ЛА) является одним из приоритетных направлений научно-технического развития, в полной мере это относится к информационно-измерительным системам ЛА [1–2]. Одним из путей повышения качества бортового радиоэлектронного оборудования является совершенствование методов и средств измерений параметров полета ЛА. Высокая точность бортовых измерений параметров полета, правильная оценка возникающих при этом погрешностей играют существенную роль в летных испытаниях, в обеспечении безопасности полетов, на других этапах жизненного цикла ЛА [3].

Высокоточные бортовые измерения углов атаки и скольжения ЛА необходимы: для выдерживания в процессе пилотирования эксплуатационных ограничений по углам атаки и скольжения; для их использования в системе управления полетом в качестве сигналов обратных связей; для проверки и идентификации по данным летных испытаний математических моделей аэродинамических сил и моментов [3] и в других приложениях [4–6].

На сегодняшний день для решения задачи повышения точности бортовых измерений широко применяются разнообразные алгоритмы комплексной обработки измерительной информации. Эффективной основой для совершенствования методов комплексирования измерений параметров полета является теория идентификации динамических систем, хорошо показавшая себя при анализе данных летного эксперимента [7–10].

На современных воздушных судах оценка скорости ветра в полете является критически важной задачей для обеспечения безопасности полетов и оптимизации расхода топлива. От точности и надежности этих данных напрямую зависит принятие ключевых решений пилотами и автоматическими системами управления воздушным судном. В данной статье исследуется методика оценки скорости ветра в полете с использованием бортовых измерений углов атаки, скольжения и воздушной скорости летательного аппарата, основанная на данных, полученных от спутниковой навигационной системы. Представленная методика имеет широкий потенциал для интеграции в современные авиационные системы навигации и автоматического управления, а также для повышения общей безопасности и эффективности воздушных перевозок.

В работе предлагается алгоритм, являющийся дальнейшим развитием подходов, предложенных в [1–14]. Применение высокоточных спутниковых измерений скорости ЛА для оценивания скорости ветра

и погрешностей аэрометрических измерений воздушной скорости ЛА, углов атаки и скольжения в летных испытаниях на статических режимах полета исследовано в [11, 12], решение аналогичной задачи по данным динамических тестовых режимов предложено в [13] и подтверждено результатами стендового моделирования. Переход к динамическим режимам полета (развороты, змейки, дачи по тангажу, перекладки по крену) потребовал применения методов параметрической идентификации, при этом в вектор идентифицируемых параметров включались три проекции скорости ветра, а также мультипликативные и аддитивные систематические погрешности измерений углов атаки, скольжения и воздушной скорости. В этих случаях рассматривались относительно продолжительные участки полета длительностью 1–3 минуты, что необходимо для обеспечения условий идентифицируемости. В [14] рассмотрена более частная задача оценивания только трех проекций скорости ветра при допущении, что систематические погрешности аэрометрических измерений оценены и скорректированы заранее. Снижение размерности вектора идентифицируемых параметров до трех позволило исследовать вопрос об уменьшении интервала оценивания (длительности скользящего окна) и отказа от выполнения специальных тестовых маневров. Отличие предлагаемого алгоритма от известных методов оценки скорости ветра состоит в использовании данных от датчиков углов атаки и скольжения, что существенно повышает информативность. В [14] работоспособность алгоритма подтверждалась данными стендового моделирования.

В настоящей работе представлены результаты исследования алгоритма оценивания трех проекций скорости ветра на основе комплексирования спутниковых и аэрометрических измерений на примерах обработки данных летного эксперимента.

Постановка задачи

Для решения задачи оценивания скорости ветра в полете по бортовым измерениям углов атаки, скольжения и воздушной скорости летательного аппарата требуется разработать математическое описание объекта, а также определить модель измерений, описывающую процесс изменения параметров этой системы. Определять составляющие скорости ветра предлагается модифицированным методом Ньютона. Чтобы убедиться в корректности работы алгоритма — проверить его работоспособность на реальных экспериментальных данных, полученных в летных испытаниях одного из современных самолетов.

Таким образом, задача включает в себя моделирование объекта, разработку алгоритма идентификации, обработку реальных данных и проверку работоспособности алгоритма.

Модель объекта

Уравнения проекций воздушной скорости самолета в земной нормальной системе координат имеют вид:

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

где $V_{xg_CHC}(t_i)$, $V_{yg_CHC}(t_i)$, $V_{zg_CHC}(t_i)$ — измеренные спутниковой навигационной системой (СНС) значения проекций скорости ЛА на оси нормальной земной системы координат (СК).

$V_{xg_a}(t_i)$, $V_{yg_a}(t_i)$, $V_{zg_a}(t_i)$, — проекции воздушной скорости самолета на оси нормальной земной СК.

W_{xg} , W_{yg} , W_{zg} — подлежащие идентификации неизвестные значения проекций скорости ветра на оси нормальной земной СК. Предполагается, что они постоянны на обрабатываемом участке полета.

Очевидно, что модуль вектора воздушной скорости равен:

$$V_a(t_i) = \sqrt{V_{xg_a}^2(t_i) + V_{yg_a}^2(t_i) + V_{zg_a}^2(t_i)}. \quad (18)$$

Получим проекции воздушной скорости в связанной СК. Для этого умножим проекции воздушной скорости самолета в нормальной земной СК на матрицу перехода от земной нормальной СК к связанной СК [15]:

$$\begin{pmatrix} V_{x_a} \\ V_{y_a} \\ V_{z_a} \end{pmatrix} = A_s^g \begin{pmatrix} V_{xg_a} \\ V_{yg_a} \\ V_{zg_a} \end{pmatrix}, \quad (3)$$

где A_s^g — матрица перехода от земной нормальной СК к связанной СК:

$$\begin{pmatrix} \cos \psi \cos \vartheta & \sin \vartheta & -\sin \psi \cos \vartheta \\ \sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \cos \vartheta \cos \gamma & \cos \psi \sin \gamma - \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma \\ \sin \psi \cos \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma & -\cos \vartheta \sin \gamma & \cos \psi \cos \gamma - \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma \end{pmatrix}.$$

При обработке значения углов тангажа, крена и рыскания подставляются по результатам измерений инерциальной навигационной системы. Используя проекции (3) воздушной скорости на связанные оси, запишем формулы для значений углов атаки и скольжения [3]:

$$\alpha_u(t_i) = \operatorname{arctg} \left(\frac{V_{y_a}(t_i)}{V_{x_a}(t_i)} \right),$$

$$\beta_u(t_i) = -\operatorname{arcsin} \left(\frac{V_{z_a}(t_i)}{V_{x_a}(t_i)} \right).$$
(4)

где $\alpha_u(t_i)$, $\beta_u(t_i)$, — истинные углы атаки и скольжения.

Итак, модель объекта определяется уравнениями (1–4).

Модель наблюдений в общем случае имеет вид:

$$z_1(t_i) = V_a(t_i) + C_V + \xi_V(t_i),$$

$$z_2(t_i) = K_\alpha \alpha_u(t_i) + C_\alpha + \xi_\alpha(t_i),$$

$$z_3(t_i) = K_\beta \beta_u(t_i) + C_\beta + \xi_\beta(t_i),$$
(5)

где C_V — постоянная (аддитивная) составляющая систематических погрешностей измерения воздушной скорости;

C_α , C_β — постоянные (аддитивные) составляющие систематических погрешностей измерения углов атаки и скольжения;

K_α , K_β — коэффициенты наклона градуировочных характеристик датчиков углов атаки и скольжения, характеризующие мультипликативную составляющую систематических погрешностей;

$\xi_V(t_i)$, $\xi_\alpha(t_i)$, $\xi_\beta(t_i)$ — шумы измерений, представляющие собой последовательности независимых нормально распределенных случайных величин, имеющих нулевое математическое ожидание и постоянную дисперсию.

Модель наблюдений (5) позволяет оценивать систематические погрешности аэрометрических измерений воздушной скорости, углов атаки и скольжения. В этом случае ветер обычно не имеет самостоятельного значения, но три проекции скорости ветра необходимы для пересчета инерциальной скорости ЛА (три проекции скорости ЛА в земной нормальной СК) в воздушную скорость. В вектор идентифицируемых параметров при этом входят, наряду с составляющими скорости ветра, коэффициенты мультипликативных K_α , K_β и аддитивных C_V , C_α , C_β систематических погрешностей, то есть всего 8 параметров.

Если оценки систематических погрешностей аэрометрических измерений получены заранее, например, по методикам [11, 13], то можно рассмотреть задачу оценивания скорости ветра.

Для этого введем допущения:

$$K_\alpha = K_\beta = 1$$

$$C_V, C_\alpha, C_\beta = 0$$

Вектор идентифицируемых параметров имеет вид:

$$a^T = [W_x g, W_y g, W_z g]. \quad (6)$$

Таким образом, при помощи идентификации определяются оценки трех составляющих скорости ветра.

Алгоритм идентификации

Пусть модели объекта и наблюдений заданы в виде:

$$\begin{aligned} y'(t) &= f(y(t), a, u(t)), \\ z(t_i) &= h(y(t_i), a, u(t_i)) + \eta(t_i), \end{aligned} \quad (7)$$

где $y(t)$, $u(t)$ — векторы выходных и входных сигналов размерности n и m соответственно,

$z(t_i)$ — вектор наблюдений размерности r ,

$\eta(t_i)$ — шум наблюдений, представляющий собой векторную нормальную случайную последовательность типа белого шума с нулевым математическим ожиданием и известной дисперсионной матрицей $R(t_i)$,

a — вектор неизвестных параметров, подлежащий идентификации.

Предполагается, что $u(t)$ есть известная функция времени.

Начальные условия $y(t_0)$ или предполагаются известными, или включаются в вектор оцениваемых параметров.

Шумы наблюдений представляют собой нормальные и независимые случайные векторные величины. Поэтому их совместная плотность распределения вероятностей равна произведению плотностей для каждого момента $t_i, i = 1, N$.

Известно, что максимум функции правдоподобия при указанных допущениях о свойствах шумов приводит к несмещенным и эффективным оценкам. Функционал максимума правдоподобия имеет следующий вид:

$$J(a) = \sum_{i=1}^N \left(z(t_i) - h(y(t_i), a, u(t_i)) \right)^T R^{-1}(t_i) \left(z(t_i) - h(y(t_i), a, u(t_i)) \right).$$

По физическому смыслу функционал (8) представляет собой взятую по всем N измерениям на участке взвешенную сумму квадратов невязок между измерениями и соответствующими оценками прогноза, вычисляемыми в соответствии с моделями объекта и наблюдений.

Для минимизации (8) предлагается использовать одну из модификаций классического метода Ньютона [7]:

$$a_{k+1} = a_k - \left(\frac{d^2 J(a_k)}{da_k^2} \right)^{-1} \frac{dJ(a_k)}{da_k}, \quad (9)$$

где:

$$\frac{dJ(a_k)}{da_k} = -2 \sum_{i=1}^N \frac{dz^T(t_i, a_k)}{da_k} R^{-1}(t_i) (z(t_i) - z(t_i, a_k)), \quad (10)$$

$$\frac{d^2 J(a_k)}{da_k^2} \approx 2 \sum_{i=1}^N \frac{dz^T(t_i, a_k)}{da_k} R^{-1}(t_i) \frac{dz(t_i, a_k)}{da_k}. \quad (11)$$

Производные оценок прогноза определяются численно для моментов времени $t_i, i = \overline{1, N}$ по формулам:

$$\frac{dz(t_i, a)}{da} = \left[\begin{array}{cccc} \frac{\partial z(t_i, a)}{\partial a_1} & \frac{\partial z(t_i, a)}{\partial a_2} & \dots & \frac{\partial z(t_i, a)}{\partial a_p} \end{array} \right]_{(r \times p)}, \quad (12)$$

$$\frac{\partial z(t_i, a)}{\partial a_j} = \frac{z(t_i, a + \varepsilon e_j) - z(t_i, a)}{\varepsilon}.$$

где e_j — вектор размерности p , все элементы которого равны нулю за исключением j -го элемента, который равен 1; ε — малое число, обычно задаваемое на уровне 0,001...0,1% от номинального значения параметров.

Оценки $z(t_i, a), i = \overline{1, N}$ определяются численным решением уравнений объекта и наблюдений при $\eta(t_i) = 0$. Идентификация заканчивается по условию $|a_{k+1} - a_k| < \delta |a_k|$, где $\delta = 0,005$. При обработке в реальном масштабе времени целесообразно жестко задать максимальное число шагов, например, пять, чтобы зафиксировать число итераций и, следовательно, максимальное время счета.

Результаты обработки экспериментальных данных

Для оценки углов атаки, скольжения и воздушной скорости был выбран участок длиной 40 с. На данном участке летательный аппарат совершает разворот по курсу на 50 градусов в течение примерно 15 с, что соответствует увеличению угла атаки. Ветер на участке предполагался

постоянным. В результате обработки экспериментальных данных были получены оценки трех составляющих скорости ветра, с учетом которых вычислялись оценки угла атаки, скольжения, истинной воздушной скорости. Далее на рисунках 1–3 представлены именно эти оценки как наиболее наглядные.

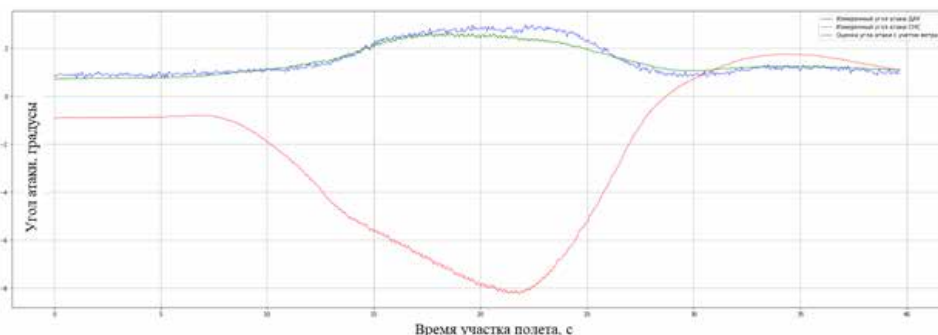


Рис. 1. Аэрометрический угол атаки (от ДАУ) (синяя линия), и оценки угла атаки по измерениям скорости СНС без учета (красная линия) и с учетом ветра (зеленая линия)

На рисунке 1 синей линией показан угол атаки, измеренный датчиком аэродинамических углов (ДАУ), красной — угол атаки, рассчитанный по измеренной СНС скорости ЛА в земной нормальной СК по формуле (4) без учета скорости ветра (составляющие скорости ветра приравнявались нулю). Зеленая линия показывает угол атаки, вычисленный по измеренной СНС скорости ЛА с учетом скорости ветра, то есть в этом случае в формулу (4) подставлялись оценки трех проекций скорости ветра, полученные методом идентификации.

Из рисунка 1 видно, что при учете скорости ветра на основе идентификации обеспечивается достаточно хорошая сходимость традиционных аэрометрических измерений угла атаки и оценок, полученных на основе скорости, измеренной СНС. Если же ветер не учитывается, то ошибки оценок угла атаки, рассчитанных по СНС, то есть по скорости в земной СК, могут быть весьма значительными, согласно рисунку 1, 10 градусов. Это неудивительно, ведь такого рода отклонение зависит от ветра, скорость которого в данной серии экспериментов доходила до 55 м/с.

Аналогичные результаты для угла скольжения представлены на рисунке 2. Здесь также учет трех проекций скорости ветра при помощи идентификации обеспечивает хорошее соответствие штатных бортовых измерений угла скольжения и оценок на основе скорости от СНС. Оценки только по измерениям СНС, не учитывающие ветер, дают просто бессмысленные результаты — погрешность до 20 градусов согласно рисунку 2.

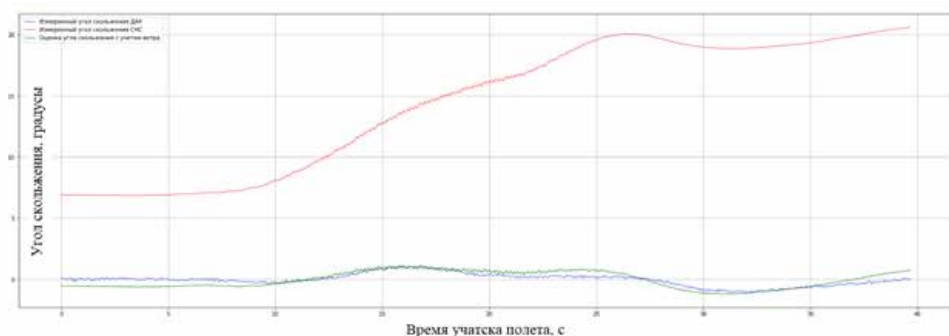


Рис. 2. Аэрометрический угол скольжения (от ДАУ) (синяя линия), оценки угла скольжения по измерениям скорости СНС без учета ветра (красная линия) и с учетом ветра (зеленая линия)

Результаты для канала воздушной скорости, показанные на рисунке 3, вполне аналогичны. Учет ветра обеспечивает хорошее соответствие оценок воздушной скорости по измерениям СНС со штатными аэрометрическими измерениями. Если же ветер не учитывается, то различия весьма велики — до 20 м/с для участка полета на рисунке 3.

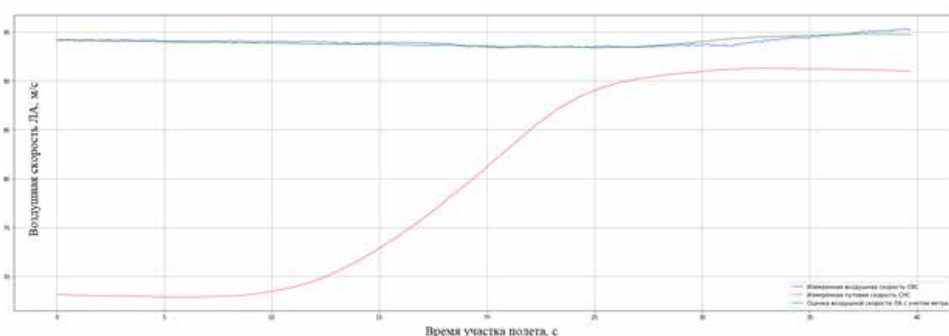


Рис. 3. Аэрометрические измерения воздушной скорости (синяя линия), оценки воздушной скорости по измерениям скорости СНС без учета ветра (красная линия) и с учетом измерения ветра (зеленая линия)

Хорошее совпадение оценок углов атаки, скольжения, воздушной скорости, вычисленных на основе измерений скорости, выполняемых СНС, и штатных аэрометрических измерений представляет собой совпадение данных, полученных из двух независимых источников, и тем самым подтверждает работоспособность предложенного алгоритма оценивания трех проекций скорости ветра в земной нормальной СК.

Кроме того, результаты рисунков 1–3 наглядно иллюстрируют тот известный факт, что измерения скорости, выполняемые СНС (или инерциальной навигационной системой), допустимо использовать

для оценивания параметров полета, связанных с воздухом (воздушная скорость, углы атаки и скольжения), только в спокойной атмосфере или при дополнительном оценивании скорости ветра.

Представленные выше результаты получены при допущении, что скорость ветра постоянна по величине и направлению. Для обработки выбирался весь участок длительностью 40 с. В общем случае скорость ветра изменяется. Для оценивания изменяющегося ветра, очевидно, целесообразно выполнить обработку на скользящем окне малой длительности, что обеспечит слежение за изменением ветра.

Рассмотрим участок полета длительностью 350 с, на котором самолет набирает высоту от 3000 м до 6000 м. Проведем идентификацию ветра по представленному выше алгоритму на скользящих неперекрывающихся интервалах длительностью 10 с, 5 с, 0,7 с.

Результаты представлены на рисунках 4–5.

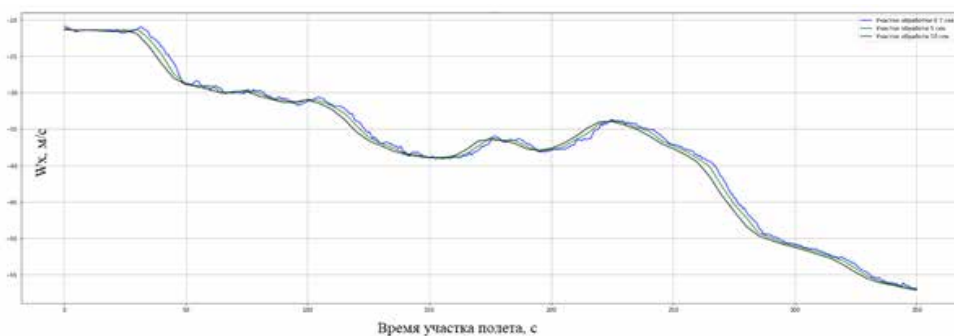


Рис. 4. Оценки северной составляющей W_x скорости ветра на скользящем окне длительностью 10 с, 5 с, 0,7 с (черная, зеленая и синяя линии соответственно), оценки приведены к началу интервала

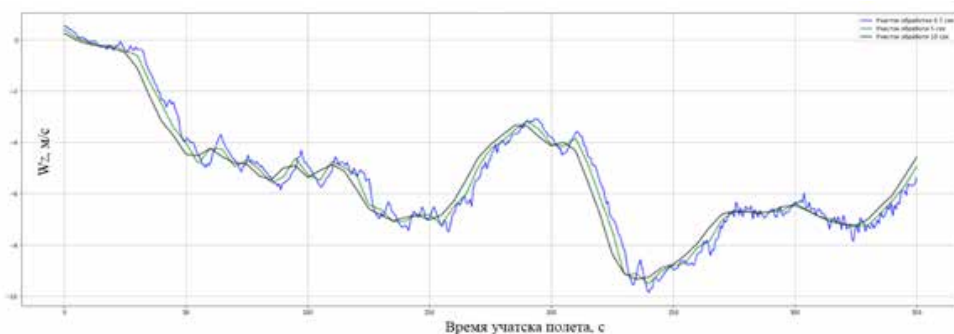


Рис. 5. Оценки восточной составляющей W_z скорости ветра на скользящем окне длительностью 10 с, 5 с, 0,7 с (черная, зеленая и синяя линии соответственно), оценки приведены к началу интервала

Из графиков на рисунках 4–5 видно, что скорость ветра на рассмотренном участке полета постоянно изменяется и что все три варианта оценок обеспечивают отслеживание этих изменений. Увеличение длительности окна приводит к смещению оценок вперед по оси времени, особенно хорошо это видно на рисунке 5, где черная линия, соответствующая окну 10 с, всегда на первом месте. Это необычно, поскольку увеличение длительности окна эквивалентно увеличению постоянной времени сглаживающего фильтра [3] и должно, напротив, приводить к запаздыванию.

Как оказалось, это связано с тем, что при построении графика оценки скорости на оси времени приводились к началу интервала обработки, а не к середине, как это обычно принято. Исправим это, то есть приведем оценки скоростей к середине интервала.

На рисунках 6–7 запаздывание сигнала отсутствует и обеспечивается хорошее совпадение графиков, соответствующих разным длинам скользящего окна. Оценки для окон длительностью 5 с и 10 с хорошо совпадают между собой, тогда как для окна 0,7 с наблюдаются флуктуации оценок величиной до 0,5 м/с. Это объясняется ухудшением условий идентифицируемости при малой длине окна. Отметим, что для окна 0,5 с оценки также вычислялись. Они показали существенно более высокий разброс и здесь не приводятся. Таким образом, для рассмотренных данных длительность скользящего окна 0,7 с является рациональным компромиссом, обеспечивающим высокое быстродействие при малом уровне флуктуаций.

На рисунке 8 представлена зависимость модуля скорости ветра от высоты полета. Практически на всем участке с набором высоты возрастает и модуль скорости ветра.

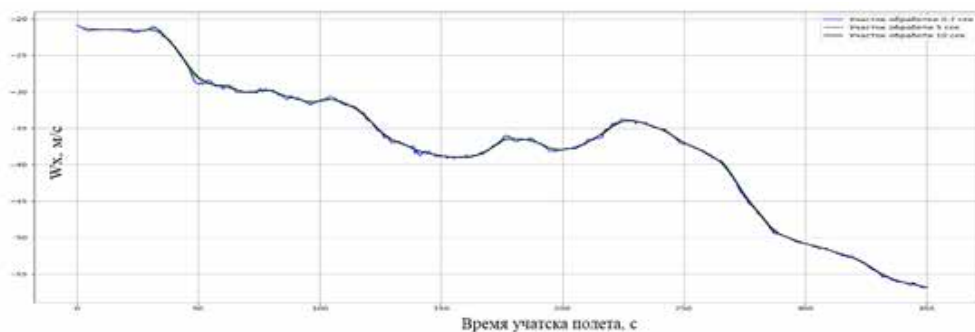


Рис. 6. Оценки северной составляющей W_x скорости ветра на скользящем окне длительностью 10 с, 5 с, 0,7 с (черная, зеленая и синяя линии соответственно), оценки приведены к середине интервала

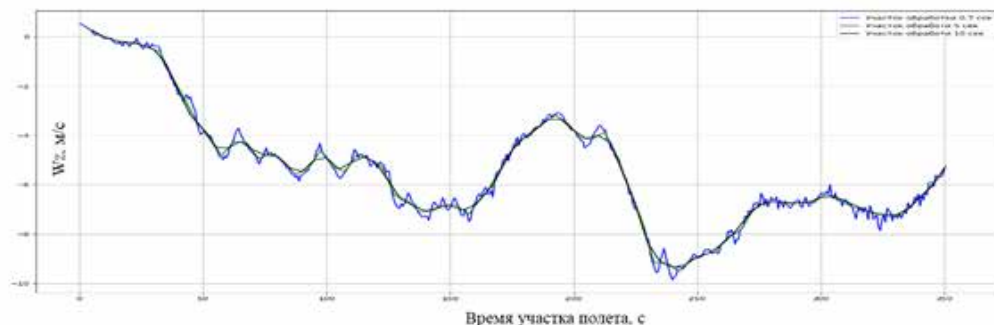


Рис. 7. Оценки восточной составляющей W_z скорости ветра на скользящем окне длительностью 10 с, 5 с, 0,7 с (черная, зеленая и синяя линии соответственно), оценки приведены к середине интервала

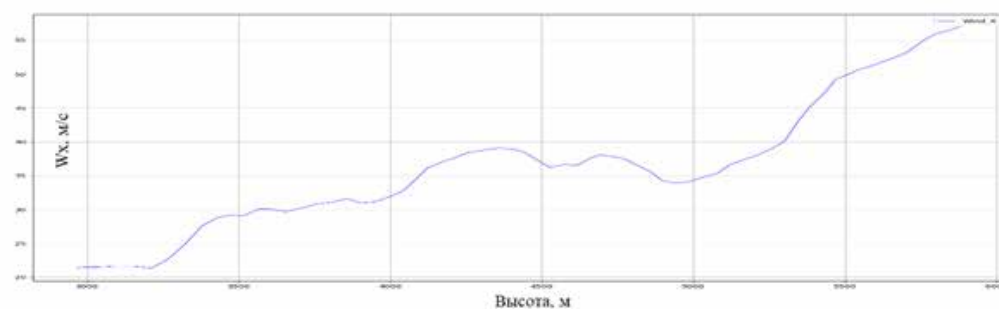


Рис. 8. Зависимость модуля скорости ветра от высоты полета

Можно предположить, что при обработке полетного участка получен «срез» скорости ветра по высоте.

Таким образом, выполненная обработка данных летного эксперимента показала, что предложенный алгоритм оценивания скорости ветра обеспечивает получение оценок при уменьшении длительности интервала обработки до 0,7 с, что позволяет оценивать не только постоянный, но и изменяющийся ветер. В этом случае рекомендуется применять метод скользящего окна обработки.

Выводы

1. Сформирован алгоритм идентификации скорости ветра, использующий, в отличие от известных методов определения скорости ветра, бортовые измерения углов атаки и скольжения.

2. Для численного решения задач параметрической идентификации составляющих вектора скорости ветра выбран метод идентификации с оптимизацией по модифицированному методу Ньютона, дана его формулировка.

3. Работоспособность алгоритма подтверждена на примере обработки полетных данных современного самолета.

4. Сформированный алгоритм идентификации позволяет отслеживать ветер на достаточно малом интервале обработки, длительность которого составляет 0,7 с.

5. Предложенный алгоритм оценивания скорости ветра целесообразно применять для обеспечения безопасности полета, а также для разработки и испытаний систем управления и других систем бортового оборудования.

Литература

1. *Солдаткин В. М.* Методы и средства измерения аэродинамических углов летательных аппаратов. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2001. – 448 с.
2. *Августов Л. И., Бабиченко А. В.* и др. Навигация летательных аппаратов в околоземном пространстве. М.: Научтехлитиздат, 2015. – 592 с.
3. *Васильченко К. К., Леонов В. А., Пашковский И. М., Поплавский Б. К.* Летные испытания самолетов. М.: Машиностроение, 1996. – 745 с.
4. *Тумаев М. Д.* Влияние ветра на выполнение полета. // Навигация и управление летательными аппаратами. 2023. №2 (41). – С. 34–41.
5. *Себряков Г. Г., Мужичек С. М.* и др. Об интегрированной бортовой системе безопасного наземного движения летательного аппарата на этапах взлета и посадки. // Труды ГосНИИАС. Серия: вопросы авионики. 2022. №4 (59). – С. 36–45.
6. *Фесенко С. Н., Бородулин Д. Е., Леликов М. А.* Методика построения траектории посадки и формирования сигналов отклонения от нее при использовании информации блока данных конечного участка захода на посадку для взлетно-посадочной полосы противоположного направления. // Труды ГосНИИАС. Серия: вопросы авионики. 2022. №2 (57). – С. 3–13.
7. *Klein V., Morelli E.* Aircraft System Identification. Theory and Practice. Reston: AIAA, 2006. – 484 p.
8. *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.
9. *Jategaonkar R. V.* Flight vehicle system identification: A time domain methodology. Reston: AIAA, 2006. – 534 p.

10. *Овчаренко В. Н.* Аэродинамические характеристики летательных аппаратов: Идентификация по полетным данным. М.: ЛЕНАНД, 2019. – 236 с.
11. *Пушков С. Г., Горшкова О. Ю., Корсун О. Н.* Математические модели погрешностей бортовых измерений скорости и угла атаки на режимах посадки самолета. // Мехатроника, автоматизация управление. 2013. №8. – С. 65–70.
12. *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.
13. *Корсун О. Н., Николаев С. В., Пушков С. Г.* Алгоритм оценивания систематических погрешностей измерений воздушной скорости, углов атаки и скольжения в летных испытаниях. // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. 2016. №3. – С. 118–129.
14. *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.
15. ГОСТ 20058-80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. М.: Изд-во стандартов, 1984. – 54 с.