

М. АЛЬ-МАНСУР, И. ШУАИБ, А. ДЖАФАР, А. А. ПОТАПОВ

АНАЛИТИЧЕСКИЙ АЛГОРИТМ ОЦЕНКИ ПРОСТРАНСТВЕННОГО ПОЛОЖЕНИЯ И КУРСА ОБЪЕКТА

В статье описывается модифицированный адаптивный аналитический алгоритм оценки пространственного положения и курса объекта, основанный на синтезе данных инерциального измерительного модуля (ИИМ), магнитометров и скорости, вырабатываемой приемником GPS. В первую очередь на основе выходной информации от датчиков угловой скорости (ДУС), входящих в состав ИИМ, рассчитываются кинематические углы Эйлера, после чего содержащиеся в них погрешности компенсируются с помощью выходных данных, полученных от акселерометров и магнитометров, а также скоростных измерений. При этом нет необходимости в знании моделей систематической и случайной погрешностей используемых датчиков; фильтр Калмана не используется. Адаптация алгоритма производится на основе классификации маневра (отсутствие маневра, слабый маневр, сильный маневр), в зависимости от интенсивности которого настраиваются параметры соответствующих фильтров.

Компьютерное моделирование с использованием смоделированных и реальных полетных данных показало, что предложенный алгоритм дает приемлемые результаты по сравнению с расширенным фильтром Калмана.

Ключевые слова: курсовертикаль, ИИМ на микроэлектромеханической системе (МЭМС), магнитометры, GPS, синтез данных, беспилотный летательный аппарат (БПЛА), классификация маневра, расширенный фильтр Калмана.

Введение

Оценка пространственного положения и курса объекта является фундаментальным процессом во всех системах управления и навигации движущегося объекта, будь то система подводной навигации или наведения летательного аппарата [1], и существует обширная литература, посвященная этой теме [1, 2]. В основе навигационных алгоритмов для оценки пространственного положения и курса обычно лежит фильтр Калмана, в том числе расширенный фильтр Калмана (РФК, EKF) и ансамбльный фильтр Калмана (АФК, UKF) [1, 2, 3, 4, 19]. Вместе с тем одной из наиболее важных особенностей этих алгоритмов является

Аль-Мансур Мехьяр. Аспирант, факультет электромеханических систем, Высший институт прикладных наук и технологий (Дамаск, Сирия).

Шуаиб Ибрахим. Доктор наук, профессор, Высший институт прикладных наук и технологий.

Джафар Асеф. Доктор наук, профессор. Высший институт прикладных наук и технологий.

Потапов Анатолий Андреевич. Доцент кафедры автоматизации и управления, Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева – КАИ (Казань, Россия).

Научный редактор перевода к.т.н. Б.С.Ривкин.

необходимость точного знания моделей и оценок случайных погрешностей используемых датчиков, в значительной степени влияющих на итоговую точность решения рассматриваемой задачи оценивания [5]. В статье предложен алгоритм оценки пространственного положения и курса на основе данных имеющихся бортовых датчиков без использования фильтра Калмана.

Как правило, накопленные погрешности оценки пространственного положения и курса корректируются путем комплексирования данных измерений от ИИМ с данными измерений корректирующих датчиков, таких как GPS-приемники и магнитометры [3]. Предлагаемый алгоритм применительно к БПЛА начинается с расчета на основе выходных данных ДУС кинематических углов Эйлера с последующей коррекцией содержащихся в них погрешностей по двум независимым каналам (рис. 1). Первый канал выполняет коррекцию погрешности вырабатываемого курса, основываясь на комплементарном фильтре и выходных данных магнитометров. Второй канал осуществляет коррекцию погрешностей вырабатываемых углов наклона с помощью выходных данных акселерометров, магнитометров и значений абсолютной скорости, полученных от приемника GPS.



Рис. 1. Принципиальная блок-схема предложенного алгоритма

Далее статья организована следующим образом. Вначале приводятся некоторые необходимые обозначения, определения и описания пространственного положения объекта. Затем представлен основной аналитический алгоритм и приведены результаты моделирования. После этого описывается адаптивный аналитический алгоритм, основанный на классификации маневра. Далее с использованием смоделированных и экспериментальных данных проводится исследование оценки эффективности модифицированного адаптивного аналитического алгоритма в сравнении с РФК. Наконец, приведены выводы.

Математическая основа

Пространственное положение и курс объекта могут быть определены несколькими способами. В данной статье в качестве таковых выбраны углы Эйлера (углы курса, тангажа и крена) (рис. 2) [6, 7].

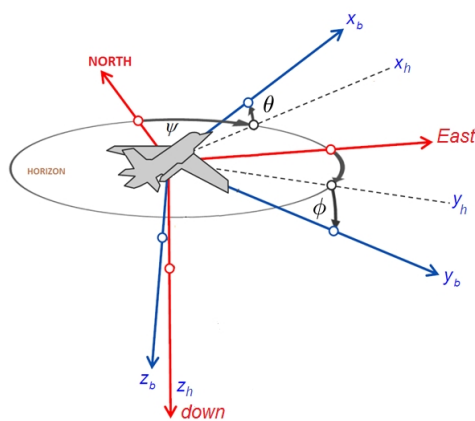


Рис. 2. Углы Эйлера

Мы будем рассматривать следующие системы координат (рис. 3) [8, 9]: инерциальную (СК I); геоцентрическую, связанную с Землей (ECEF); навигационную (СК n) и систему координат, связанную с объектом (СК B). Связь между этими системами координат, в том числе пересчет из одной системы в другую координат, угловых скоростей и линейных ускорений, представлена далее в подразделе данного параграфа.

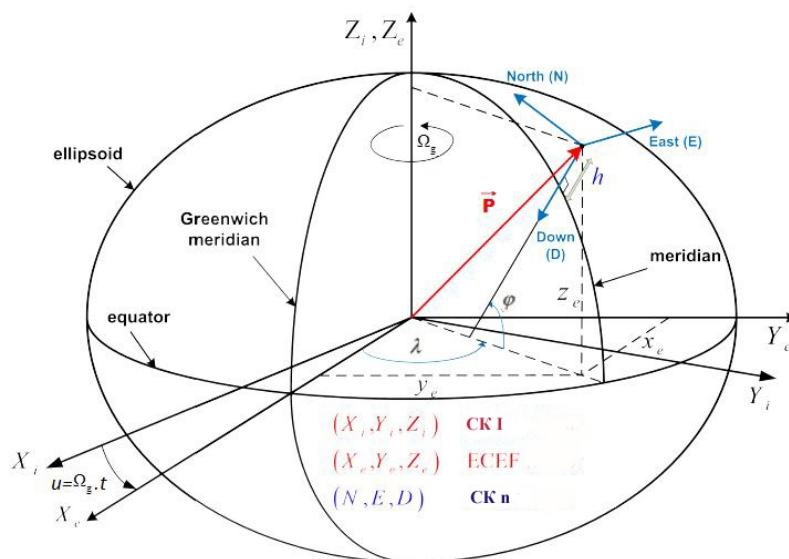


Рис. 3. Системы координат [11]

Далее используются обозначения: $C_\alpha = \cos \alpha$ $S_\alpha = \sin \alpha$.

1) Связь между СК n и СК I

Взаимосвязь между двумя системами координат в общем случае определяется последовательностью поворотов, которые можно задать матрицей направляющих косинусов (МНК) и линейным перемещением. МНК C_{in} , используемая для преобразования любого вектора, представленного в СК n, в СК I, может быть представлена следующим образом [9]:

$$\mathbf{C}_{in} = \begin{bmatrix} -S_\varphi(C_\lambda C_u + S_\lambda S_u) & C_\lambda S_u - S_\lambda C_u & -C_\varphi(C_\lambda C_u + S_\lambda S_u) \\ S_\varphi(C_\lambda S_u - S_\lambda C_u) & C_\lambda C_u + S_\lambda S_u & C_\varphi(C_\lambda S_u - S_\lambda C_u) \\ C_\varphi & 0 & -S_\varphi \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где φ – широта, λ – долгота и $u = \Omega_g t$, Ω_g – скорость вращения Земли вокруг своей оси. Линейное перемещение \mathbf{L}_{in}^n можно записать как [9]

$$\mathbf{L}_{in}^n = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -(R_z + h) \end{bmatrix}, \quad (2)$$

где R_z – радиус Земли в исследуемой области и h – высота. Угловая скорость $\boldsymbol{\omega}_{in}^n$ СК n относительно СК I записывается следующим образом [9]:

$$\boldsymbol{\omega}_{in}^n = \begin{cases} \omega_{xn} = (\Omega_z + \dot{\lambda}) C_\varphi \\ \omega_{yn} = -\dot{\varphi} \\ \omega_{zn} = -(\Omega_z + \dot{\lambda}) S_\varphi. \end{cases} \quad (3)$$

Линейная скорость \mathbf{V}_{in}^n СК n относительно СК I задается выражениями [9]:

$$\mathbf{V}_{in}^n = \begin{pmatrix} (R_z + h)\dot{\lambda} \\ (R_z + h)(\Omega_z + \dot{\varphi})C_\lambda \\ -\dot{h} \end{pmatrix}, \quad (4)$$

$$\mathbf{V}_{in}^n = \begin{pmatrix} v_N \\ v_E \\ v_D \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ (R_z + h)\Omega_z C_\lambda \\ 0 \end{pmatrix},$$

где v_N – северная, v_E – восточная и v_D – вертикальная (направленная вниз) составляющие скорости по данным GPS.

Линейное ускорение \mathbf{A}_{in}^n СК n относительно СК I записывается как [9]

$$\mathbf{A}_{in}^n = \tilde{\boldsymbol{\omega}}_{in}^n \mathbf{V}_{in}^n + \dot{\mathbf{V}}_{in}^n + \mathbf{g}^n, \quad (5)$$

где $\tilde{\boldsymbol{\omega}}_{in}^n = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{zn} & \omega_{yn} \\ \omega_{zn} & 0 & -\omega_{xn} \\ -\omega_{yn} & \omega_{xn} & 0 \end{bmatrix}$. Таким образом, три составляющие линейного

ускорения можно записать следующим образом [9]:

$$\left. \begin{aligned} A_{in(x)}^n &= \dot{V}_N - \frac{V_D V_N}{R_z + h} + \frac{(V_E)^2}{R_z + h} \operatorname{tg}(\varphi) + V_E \Omega_z S_\varphi \\ A_{in(y)}^n &= \dot{V}_E - \frac{V_D V_E}{R_z + h} - \frac{V_E V_N}{R_z + h} \operatorname{tg}(\varphi) - \Omega_z (2 \sin(\varphi) V_N + \cos(\varphi) V_D) \\ A_{in(z)}^n &= \dot{V}_D + \frac{((V_E)^2 + (V_N)^2)}{R_z + h} + \Omega_z V_E C_\varphi - g \end{aligned} \right\}. \quad (6)$$

2) Связь между СК В и СК n

Аналогично только что изложенному описывается связь между СК В и локальной системой координат СК n. Вместе с тем эти две системы координат имеют один и тот же центр (центр инерции объекта), и поэтому между ними нет линейного смещения. Взаимное положение этих двух систем координат, описываемое тремя углами Эйлера ψ , θ и ϕ , представленными на рис. 2, отражает угловую ориентацию объекта. МНК C_{nb} , используемая для преобразования любого вектора СК В в СК n, записывается следующим образом [9]:

$$C_{nb} = \begin{bmatrix} C_\psi C_\theta & S_\psi C_\theta & -S_\theta \\ C_\psi \cdot S_\theta S_\phi - S_\psi \cdot C_\phi & S_\psi \cdot S_\theta \cdot S_\phi + C_\psi C_\phi & C_\theta S_\phi \\ C_\psi \cdot S_\theta C_\phi + S_\psi \cdot S_\phi & S_\psi S_\theta C_\phi - C_\psi S_\phi & C_\theta C_\phi \end{bmatrix}. \quad (7)$$

Угловая скорость $\bar{\omega}_{bn}^b$ СК В относительно СК n представляется следующим образом [10]:

$$\bar{\omega}_b = \bar{\omega}_{bn}^b = \begin{pmatrix} \dot{\phi} - \psi S_\theta \\ \dot{\psi} C_\theta S_\phi + \dot{\theta} C_\phi \\ \dot{\psi} C_\theta C_\phi - \dot{\theta} S_\phi \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & -S_\phi \\ 0 & C_\phi & C_\theta S_\phi \\ 0 & -S_\phi & C_\theta C_\phi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix}. \quad (8)$$

3) Связь между СК В и СК I

Суммируя предыдущие данные, мы можем прийти к следующим выводам [9]:

- а) МНК C_{ib} , используемую для преобразования любого вектора СК В в СК I, можно записать как

$$C_{ib} = C_{in} C_{nb}; \quad (9)$$

- б) угловая скорость $\bar{\omega}_{ib}^b$ СК В относительно СК I представляется в СК В следующим образом:

$$\bar{\omega}_{ib}^b = \bar{\omega}_{bn}^b + C_{bn} \bar{\omega}_{in}^n; \quad (10)$$

- в) линейная скорость V_{ib}^b СК В относительно СК I задается в СК В следующим образом:

$$V_{ib}^b = C_{nb} V_{in}^n; \quad (11)$$

- г) линейное ускорение A_{ib}^b СК В относительно СК I записывается в СК В в виде

$$A_{ib}^b = C_{nb} A_{in}^n. \quad (12)$$

4) Проекции векторов напряженности магнитного поля в системе координат объекта

Магнитометры измеряют проекции векторов магнитного поля Земли на свои оси чувствительности в месте установки, а также испытывают влияние полей, образующихся из-за наличия магнитных материалов, которые делятся на два типа в зависимости от их источника. Первый тип называется твердым железом (**H**), второй – мягким железом (**S**). Зависимость выходных данных магнитометров T_b от магнитного поля **V** (рис. 4) такова [11]:

$$T_b = (I + S) C_H(\theta, \phi) V + H. \quad (13)$$

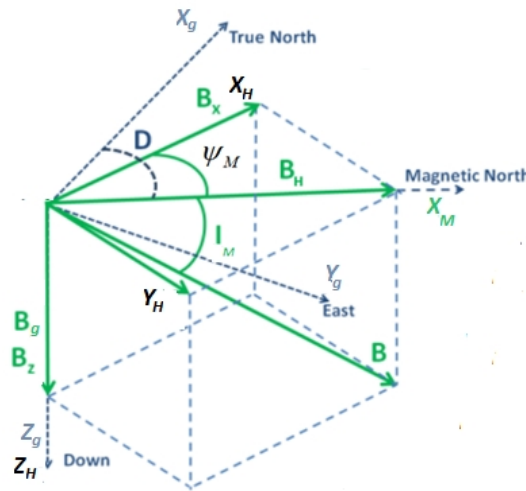


Рис. 4. Проекции векторов магнитного поля в СК В

Здесь C_H – это МНК, с помощью которой вектор магнитного поля может быть преобразован в локальную горизонтальную систему координат. С учетом того что ось x в данной системе координат совпадает с продольной осью объекта, данная МНК содержит только углы тангажа и крена. Из рис. 4 видно, что магнитное поле можно представить следующим образом:

$$V = [B_x \ B_y \ B_z]_{HF}^T = [B_H \ 0 \ B_n]_{MF}^T, \quad (14)$$

где

$$\begin{aligned} B_x &= B_H \cos \psi_M, & B_y &= -B_H \sin \psi_M, \\ B_H &= \|B\| \cos I_M, & B_n &= \|B\| \sin I_M, \end{aligned} \quad (15)$$

где $\psi_M = \psi + D$ – магнитный курс; D – магнитное отклонение, т.е. угол на горизонтальной плоскости между магнитным и географическим (истинным) севером; I_M – магнитное наклонение, т.е. угол между горизонтом и вектором напряженности магнитного поля Земли в заданной точке. Эти углы можно считать постоянными в заданной географической местности. С учетом вышеизложенного магнитный курс объекта рассчитывается по формуле [11]:

$$\mathbf{V} = \mathbf{C}_{Hb}(\mathbf{I} + \mathbf{S})^{-1}(\mathbf{T}_b - \mathbf{H});$$

$$\psi_m^* = -\arctan\left(\frac{B_y}{B_x}\right); \quad \psi_m = \begin{cases} \psi_m^* & \text{if } B_x > 0 \\ \psi_m^* + \pi & \text{if } B_x < 0 \\ \frac{\pi}{2} & \text{if } (B_x = 0 \ \& \ B_y > 0) \\ -\frac{\pi}{2} & \text{if } (B_x = 0 \ \& \ B_y < 0) \end{cases} \quad (16)$$

Следует отметить, что необходима предварительная калибровка магнитометров с помощью одного из ранее опубликованных алгоритмов [11, 12], с тем чтобы сбалансировать влияние твердого и мягкого железа. Такая калибровка важна для правильной работы предложенного алгоритма.

Аналитический алгоритм для определения углов ориентации объекта

Блок-схема предлагаемого аналитического алгоритма для определения углов ориентации объекта показана на рис. 5.

Алгоритм начинается с вычисления кинематических параметров ориентации объекта на основе выходных сигналов ДУС, затем возникающие при этом погрешности вырабатываемых углов компенсируются по двум каналам коррекции (рис. 1, 5). Первый канал (канал курса) выполняет коррекцию курса, второй канал – углов наклона (крена и тангажа). Рассмотрим этот способ более подробно.

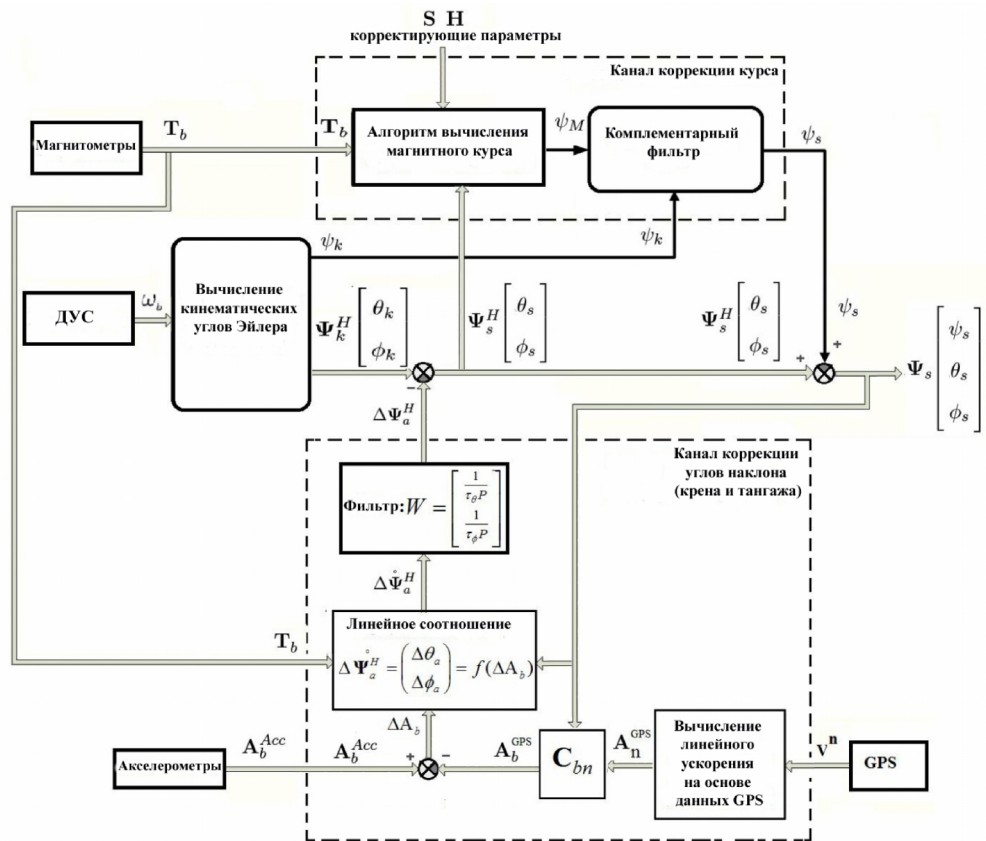


Рис. 5. Блок-схема аналитического алгоритма

1) Вычисление кинематических углов Эйлера

В этой части алгоритма углы Эйлера рассчитываются путем интегрирования угловой скорости объекта. На основе уравнения (8) имеем

$$\begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & \frac{\sin \phi}{\cos \theta} & \frac{\cos \phi}{\cos \theta} \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 1 & \sin \phi \operatorname{tg}(\theta) & \cos \phi \operatorname{tg}(\theta) \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \omega_{xb} \\ \omega_{yb} \\ \omega_{zb} \end{pmatrix}. \quad (17)$$

В дискретной форме рекуррентные уравнения для кинематических углов Эйлера выглядят следующим образом:

$$\left. \begin{aligned} \phi_{i+1} &= \phi_i + \Delta t [\omega_{xb(i+1)} + \operatorname{tg}(\theta_i) [\sin(\phi_i) \omega_{yb(i+1)} + \cos(\phi_i) \omega_{zb(i+1)}]] \\ \theta_{i+1} &= \theta_i + \Delta t [\cos(\phi_i) \omega_{yb(i+1)} - \sin(\phi_i) \omega_{zb(i+1)}] \\ \psi_{i+1} &= \psi_i + \frac{\Delta t}{\cos(\theta_i)} [\sin(\phi_{i+1}) \omega_{yb(i+1)} + \cos(\phi_i) \omega_{zb(i+1)}] \end{aligned} \right\}. \quad (18)$$

Решение уравнений (18) требует знания начальных значений углов Эйлера, что обеспечивается благодаря применению одного из известных алгоритмов начальной выставки [9, 10]. В данной статье начальный курс ψ_0 определяется по выходным данным магнитометров, а начальные углы крена ϕ_0 и тангажа θ_0 – по данным акселерометров $\mathbf{A}_{b0} = [a_{xb} \ a_{yb} \ a_{zb}]^T$ по формулам [9]:

$$\phi_0 = \arctan\left(\frac{a_{yb}}{a_{zb}}\right), \quad \theta_0 = -\arctan\left(\frac{a_{xb}}{\sqrt{a_{yb}^2 + a_{zb}^2}}\right).$$

2) Канал коррекции углов наклона

Этот канал осуществляет коррекцию углов крена и тангажа. Основная идея состоит в том, чтобы найти зависимость между скорректированными значениями углов и значениями, полученными от датчиков. Эту зависимость можно определить, если выполнить следующие шаги.

- а) Расчет линейного ускорения на основе линейной скорости, полученной от приемника GPS, который дает информацию о движении объекта, включая

координаты местоположения $\mathbf{p} = \begin{pmatrix} \lambda \\ \varphi \\ h \end{pmatrix} \left\{ \begin{array}{l} \text{longitude} \\ \text{latitude} \\ \text{height} \end{array} \right.$ и линейную скорость

$\mathbf{v}^n = \begin{pmatrix} v_N \\ v_E \\ v_D \end{pmatrix} \left\{ \begin{array}{l} \text{North} \\ \text{East} \\ \text{Down} \end{array} \right.$. Исходя из этих значений, применяя уравнения (6) и (11),

можно рассчитать линейное ускорение объекта в СК В относительно СК I;

б) Определение линейной зависимости $\left\{ \begin{pmatrix} \Delta\theta_a \\ \Delta\phi_a \end{pmatrix} = f(\Delta\mathbf{A}_b) \right\}$

Определим линейную зависимость между $\Delta\mathbf{A}_b$ (разность между расчетным линейным ускорением по данным приемника GPS и измерениями с помощью акселерометров) и вектором, включающим погрешности крена и тангажа $\Delta\Psi_a^H = (\Delta\theta_a \ \Delta\phi_a)^T$.

Запишем линейное ускорение

$$\mathbf{A}_b^{GPS} = \mathbf{A}_b + \Delta\mathbf{A}_b^{GPS}, \mathbf{A}_b^{Acc} = \mathbf{A}_b + \Delta\mathbf{A}_b^{Acc}, \quad (19)$$

откуда

$$\Delta\mathbf{A}_b = \mathbf{A}_b^{GPS} - \mathbf{A}_b^{Acc} = \Delta\mathbf{A}_b^{GPS} - \Delta\mathbf{A}_b^{Acc}. \quad (20)$$

Из уравнения (12) следует:

$$\Delta\mathbf{A}_b = \Delta\mathbf{C}_{bn} \mathbf{A}_n^{GPS} + \mathbf{C}_{bn} \Delta\mathbf{A}_n^{GPS} - \Delta\mathbf{A}_b^{Acc}. \quad (21)$$

Член $\Delta\mathbf{C}_{bn} \mathbf{A}_n^{GPS}$ можно представить как линейную функцию от $\Delta\Psi_a = (\Delta\psi_a \ \Delta\theta_a \ \Delta\phi_a)^T$ в виде

$$\Delta\mathbf{C}_{bn} \mathbf{A}_n^{GPS} = \mathbf{L} \cdot \Delta\Psi_a = \begin{bmatrix} l_{11} & l_{12} & l_{13} \\ l_{21} & l_{22} & l_{23} \\ l_{31} & l_{32} & l_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\psi_a \\ \Delta\theta_a \\ \Delta\phi_a \end{bmatrix}, \quad (22)$$

где

$$\mathbf{L} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \mathbf{C}_{bn} \mathbf{A}_n^{GPS}}{\partial \psi} & \frac{\partial \mathbf{C}_{bn} \mathbf{A}_n^{GPS}}{\partial \theta} & \frac{\partial \mathbf{C}_{bn} \mathbf{A}_n^{GPS}}{\partial \phi} \end{bmatrix}, \quad (23)$$

$$\left. \begin{aligned} l_{11} &= -A_{n(x)}^{GPS} S_\psi C_\theta + A_{n(y)}^{GPS} C_\psi C_\theta \\ l_{21} &= -A_{n(x)}^{GPS} (C_\psi C_\phi + S_\psi S_\theta S_\phi) - A_{n(y)}^{GPS} (S_\psi C_\phi - C_\psi S_\theta S_\phi) \\ l_{31} &= A_{n(x)}^{GPS} (C_\psi S_\phi - S_\psi S_\theta C_\phi) + A_{n(y)}^{GPS} (S_\psi S_\phi + C_\psi C_\theta S_\phi) \\ l_{12} &= -A_{n(x)}^{GPS} \cdot C_\psi S_\theta - a_{n(y)}^{GPS} \cdot S_\psi S_\theta - A_{n(z)}^{GPS} \cdot C_\theta \\ l_{22} &= A_{n(x)}^{GPS} C_\psi S_\phi C_\theta + A_{n(y)}^{GPS} S_\psi S_\phi C_\theta - A_{n(z)}^{GPS} S_\phi S_\theta \\ l_{32} &= A_{n(x)}^{GPS} C_\psi C_\phi C_\theta + A_{n(y)}^{GPS} S_\psi C_\phi C_\theta - A_{n(z)}^{GPS} C_\phi S_\theta \\ l_{13} &= 0 \\ l_{23} &= A_{n(x)}^{GPS} (S_\psi S_\phi + C_\psi S_\theta C_\phi) - A_{n(y)}^{GPS} (C_\psi S_\phi - S_\psi S_\theta C_\phi) + A_{n(z)}^{GPS} C_\phi C_\theta \\ l_{33} &= A_{n(x)}^{GPS} \cdot (S_\psi C_\phi - C_\psi S_\theta S_\phi) - A_{n(y)}^{GPS} (C_\psi C_\phi + S_\psi S_\theta S_\phi) - A_{n(z)}^{GPS} S_\phi C_\theta \end{aligned} \right\} \quad (24)$$

Очевидно, что нет единственного решения уравнения (22) ($rank(\mathbf{L}) = 2 \dots \forall \{\psi, \theta, \phi\}$). Для решения этого уравнения количество переменных сократим до 2 следующим образом.

Проекция векторов магнитного поля \mathbf{B} в СК В на основании уравнения (13) можно иначе записать в виде

$$\mathbf{B} = \mathbf{C}_H^T \mathbf{R} \cdot (\mathbf{T}_b - \mathbf{H}); \quad \mathbf{R} = (\mathbf{I} + \mathbf{S})^{-1}, \quad (25)$$

где $\Delta \mathbf{B}$ вычисляется из уравнений (15):

$$\Delta \mathbf{B} = \begin{bmatrix} \Delta B_x \\ \Delta B_y \\ \Delta B_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta B_H \cdot C_{\psi_M} - \Delta \psi_M \cdot B_H \cdot S_{\psi_M} \\ -\Delta B_H \cdot S_{\psi_M} + \Delta \psi_M \cdot B_H \cdot C_{\psi_M} \\ \Delta B_z \end{bmatrix}. \quad (26)$$

Таким образом, $\Delta \psi_M$ получаем из следующего уравнения:

$$\Delta \psi_M = \frac{1}{2 B_H \cos(2 \psi_s)} (\Delta B_x S_{\psi_s} + \Delta B_y C_{\psi_s}). \quad (27)$$

С другой стороны, дифференцируя уравнение (25), $\Delta \mathbf{B}$ можно вычислить другим способом:

$$\Delta \mathbf{B} = \Delta \mathbf{C}_H^T \cdot \mathbf{R} \cdot (\mathbf{T}_b - \mathbf{H}) + \mathbf{C}_H^T \cdot \Delta \mathbf{R} (\mathbf{T}_b - \mathbf{H}) + \mathbf{C}_H^T \cdot \mathbf{R} \cdot \mathbf{T}_b, \quad (28)$$

где

$$\mathbf{R} = (\mathbf{I} + \mathbf{S})^{-1} \Rightarrow \Delta \mathbf{R} = (\mathbf{I} - \mathbf{S}). \quad (29)$$

Тогда

$$\Delta \mathbf{B} \approx \Delta \mathbf{C}_{Hb}^T \mathbf{T}_b + \Delta \Sigma, \quad (30)$$

$$\Delta \Sigma = \mathbf{C}_H^T \mathbf{S} \mathbf{C}_H^T \mathbf{B} + \mathbf{C}_H^T (\Delta \mathbf{T}_b - \mathbf{H}) = [\Delta \Sigma_1 \quad \Delta \Sigma_2 \quad \Delta \Sigma_3]^T \quad (31)$$

и $\Delta \mathbf{C}_{Hb}^T \mathbf{T}_b$ можно представить как линейную функцию от $\Delta \Psi_a^H = (\Delta \theta_a \quad \Delta \phi_a)^T$:

$$\Delta \mathbf{C}_H^T \mathbf{T}_b = \mathbf{N} \Delta \Psi_a^H, \quad (32)$$

где

$$\mathbf{N} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \mathbf{C}_H^T \mathbf{T}_b}{\partial \theta} & \frac{\partial \mathbf{C}_H^T \mathbf{T}_b}{\partial \phi} \end{bmatrix}; \quad \mathbf{C}_H^T = \begin{bmatrix} C_\theta & S_\phi S_\theta & C_\phi S_\theta \\ 0 & C_\phi & -S_\phi \\ -S_\theta & S_\phi C_\theta & C_\phi C_\theta \end{bmatrix}. \quad (33)$$

Тогда матрица \mathbf{N} записывается как

$$\mathbf{N} = \begin{bmatrix} n_{11} & n_{12} \\ 0 & n_{22} \\ n_{31} & n_{32} \end{bmatrix} \quad (34)$$

$$\mathbf{N} = \begin{bmatrix} -t_1 S_{\theta_s} + t_2 S_{\phi_s} C_{\theta_s} + t_3 C_{\phi_s} C_{\theta_s} & t_2 C_{\phi_s} S_{\theta_s} - t_3 S_{\phi_s} S_{\theta_s} \\ 0 & -t_2 S_{\phi_s} - t_3 C_{\phi_s} \\ -t_1 C_{\theta_s} - t_2 S_{\phi_s} S_{\theta_s} - t_3 C_{\phi_s} S_{\theta_s} & t_2 C_{\phi_s} C_{\theta_s} - t_3 S_{\phi_s} C_{\theta_s} \end{bmatrix},$$

в силу чего

$$\Rightarrow \begin{cases} \Delta B_x = n_{11} \Delta \theta_a + n_{12} \Delta \phi_a + \Delta \Sigma_1 \\ \Delta B_y = n_{22} \Delta \phi_a + \Delta \Sigma_2 \end{cases}. \quad (35)$$

Таким образом, мы получили линейную зависимость $\Delta \Psi_a = h(\Delta \theta_a, \Delta \phi_a)$ в виде

$$\Delta \Psi_a = d_{\theta_M} \cdot \Delta \theta_a + d_{\phi_M} \cdot \Delta \phi_a + d_{o_M}, \quad (36)$$

где

$$\left. \begin{aligned} d_{\theta_M} &= \frac{S_{\psi_s} n_{11}}{2 B_H \cos(2 \psi_s)} \\ d_{\phi_M} &= \frac{S_{\psi_s} n_{12} + C_{\psi_s} n_{22}}{2 B_H \cos(2 \psi_s)} \\ d_{o_M} &= \frac{1}{2 B_H \cos(2 \psi_s)} (S_{\psi_s} \Delta \Sigma_1 + C_{\psi_s} \Delta \Sigma_2) \end{aligned} \right\}. \quad (37)$$

После применения фильтра низких частот $W_0 = \frac{1}{1 + T_H P}$ при постоянной T_H , где P – переменная в преобразовании Лапласа, имеем:

$$\left. \begin{aligned} d_{\theta_M} &= \frac{1}{1 + T_H P} \frac{S_{\psi_s} n_{11}}{2 B_H \cos(2 \psi_s)} \\ d_{\phi_M} &= \frac{1}{1 + T_H P} \frac{S_{\psi_s} n_{12} + C_{\psi_s} n_{22}}{2 B_H \cos(2 \psi_s)} \\ d_{o_M} &= \frac{1}{1 + T_H P} \frac{1}{2 B_H \cos(2 \psi_s)} (S_{\psi_s} \Delta \Sigma_1 + C_{\psi_s} \Delta \Sigma_2) \end{aligned} \right\}. \quad (38)$$

После компенсации $\Delta \Psi_a$ с помощью уравнения, аналогичного (36) в (22), получаем

$$\Delta C_{bn} \mathbf{A}_n^{GPS} = \mathbf{L} \cdot \Delta \Psi_a = \mathbf{L}_1 \Delta \Psi_a^H + \mathbf{L}_0, \quad (39)$$

где

$$\mathbf{L}_1 = \begin{bmatrix} l_{11} d_{\theta} + l_{12} & l_{11} d_{\phi} \\ l_{21} d_{\theta} + l_{22} & l_{21} d_{\phi} + l_{23} \\ l_{31} d_{\theta} + l_{32} & l_{31} d_{\phi} + l_{33} \end{bmatrix} \quad \mathbf{L}_0 = \begin{bmatrix} l_{11} d_0 \\ l_{21} d_0 \\ l_{31} d_0 \end{bmatrix}. \quad (40)$$

Поскольку требуется определить $\Delta\Psi_a^H$, необходимо, чтобы матрица \mathbf{L}_1 была обращаемой, что подтверждается условием $\det(\mathbf{L}_1^T \mathbf{L}_1) \neq 0 \dots \forall \psi, \theta, \phi$. При этом, поскольку матрица \mathbf{L}_1 не является квадратной, ее псевдоинверсия вычисляется как

$$\mathbf{L}_1^* = (\mathbf{L}_1^T \mathbf{L}_1)^{-1} \mathbf{L}_1^T. \quad (41)$$

с) Коррекция углов тангажа и крена

Определим $\Delta\Psi_a^H$ как

$$\Delta\Psi_a^H = \mathbf{L}_1^* (-\Delta\mathbf{A}_b - \mathbf{L}_0), \quad (42)$$

затем вычислим углы тангажа и крена в соответствии с выражением

$$\Psi_s^H = \Psi_k^H - W \Delta\Psi_a^H, \quad (43)$$

где $W = \begin{bmatrix} 1 \\ \tau_\phi P \\ 1 \\ \tau_\theta P \end{bmatrix}$, при этом τ_ϕ, τ_θ – постоянные интегратора, а P – переменная в

преобразовании Лапласа. Функция W используется для устранения накопленных с течением времени погрешностей.

d) Канал коррекции курса

Чтобы скорректировать угол курса, в данном алгоритме используется комплементарный фильтр [13, 14, 15]. Этот фильтр выполняет низкочастотную фильтрацию оценки курса, рассчитанной по данным магнитометра, и высокочастотную фильтрацию смещенной оценки курса, полученной путем прямого интегрирования выходных значений гироскопов, а затем использует полученные результаты для вычисления оценки угла курса на всех частотах (рис. 6). Осуществив описанные выше действия, получим следующее выражение:

$$\Psi_s = \frac{T_\psi P}{1 + T_\psi P} \Psi_k + \frac{1}{1 + T_\psi P} \Psi_M, \quad (44)$$

где T_ψ – постоянная величина, а P – переменная в преобразовании Лапласа.

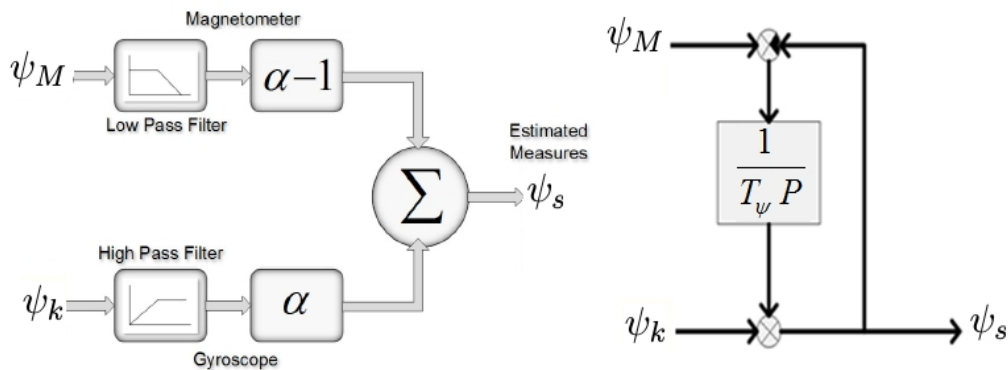


Рис. 6. Блок-схема комплементарного фильтра для канала курса

3) Краткое описание аналитического алгоритма

Аналитический алгоритм для каждой новой выборки данных датчиков состоит из следующих этапов:

- a) вычисление кинематических углов Эйлера для БПЛА на основании выходных значений ДУС с помощью соотношения (18);
- b) вычисление углов наклона (крена и тангажа) по выходным данным акселерометров, магнитометров и абсолютной скорости, полученной от приемника GPS, следующим образом:
 - i) вычисление ΔA_b (разность между расчетным линейным ускорением по данным приемника GPS и измеренным с помощью акселерометров) с использованием выражений (6), (20);
 - ii) вычисление $\Delta \Psi_a^H$ с помощью соотношений (42), (41);
 - iii) вычисление углов крена и тангажа с помощью соотношения (43);
- c) вычисление угла курса на основании выходных данных магнитометров с помощью выражений (16), (44).

Результаты моделирования

1) Условия, при которых тестировался алгоритм

- использовался малогабаритный БПЛА с ограничением маневра по углам тангажа и крена (менее 70°), а также:
 - ◆ максимальной угловой скоростью $30^\circ/\text{с}$ (по каждой оси),
 - ◆ максимальным линейным ускорением 3 g (по каждой оси),
 - ◆ максимальной линейной скоростью 300 км/ч ;
- магнитометры должны быть предварительно откалиброваны.

2) Сравнение с традиционным алгоритмом

Чтобы продемонстрировать эффективность аналитического алгоритма, его сравнили с традиционным алгоритмом, основанным на расширенном фильтре Калмана (РФК) с использованием 22-мерного вектора состояний X , содержащего компоненты кватерниона и погрешности знания координат, скорости, смещений и масштабных коэффициентов гироскопов и акселерометров, а также с использованием вектора измерений Z , состоящего из координат местоположения и линейной скорости, полученных от GPS, и магнитного курса:

$$x = \begin{bmatrix} \hat{q} & \hat{p} & \hat{v}^n & \hat{\mathcal{X}}_{g,k} & \hat{b}_g & \hat{\mathcal{X}}_a & \hat{b}_a \\ \text{кватернион} & [\lambda \ \varphi \ h]^T & \text{скорость} & \text{гироскоп} & \text{гироскоп} & \text{акселерометр} & \text{акселерометр} \\ & & & \text{масштаб} & \text{смещение нуля} & \text{масштаб} & \text{смещение нуля} \\ 4 \times 1 & 3 \times 1 & 3 \times 1 & 3 \times 1 & 3 \times 1 & 3 \times 1 & 3 \times 1 \end{bmatrix}, \quad (45)$$

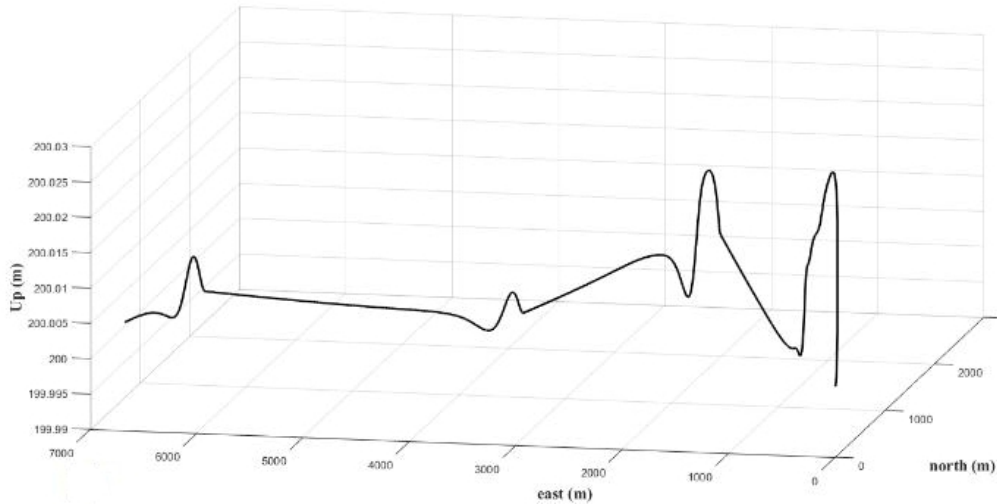
$$\tilde{z} = \begin{bmatrix} \tilde{p} & \tilde{V}^n & \tilde{\Psi}_m \\ [\tilde{\lambda} \ \tilde{\varphi} \ \tilde{h}]_{GPS}^T & [\tilde{v}_N \ \tilde{v}_E \ \tilde{v}_D]_{GPS}^T & \text{магнитный курс} \\ 3 \times 1 & 3 \times 1 & 1 \times 1 \end{bmatrix}. \quad (46)$$

Эффективность предложенного метода оценивалась с помощью двух типов данных – смоделированных и фактических.

3) Результаты применения аналитического алгоритма с данными моделирования

Была разработана типовая траектория полета (рис. 7, а). Время полета – 400 с. Данные моделирования получены с использованием модели мини-БПЛА, оборудованной ИИМ, приемником GPS и магнитометром. Частота измерений датчиками ИИМ и магнитометра – 100 Гц, а GPS – 1 Гц. Измерения датчиков были сгенерированы в среде Matlab для заданной траектории БПЛА. Номинальное пространственное положение (крен и тангаж) и углы курса для моделируемого полета показаны на рис. 7, б. Технические характеристики инерциальных датчиков приведены в табл. 1.

а)



б)

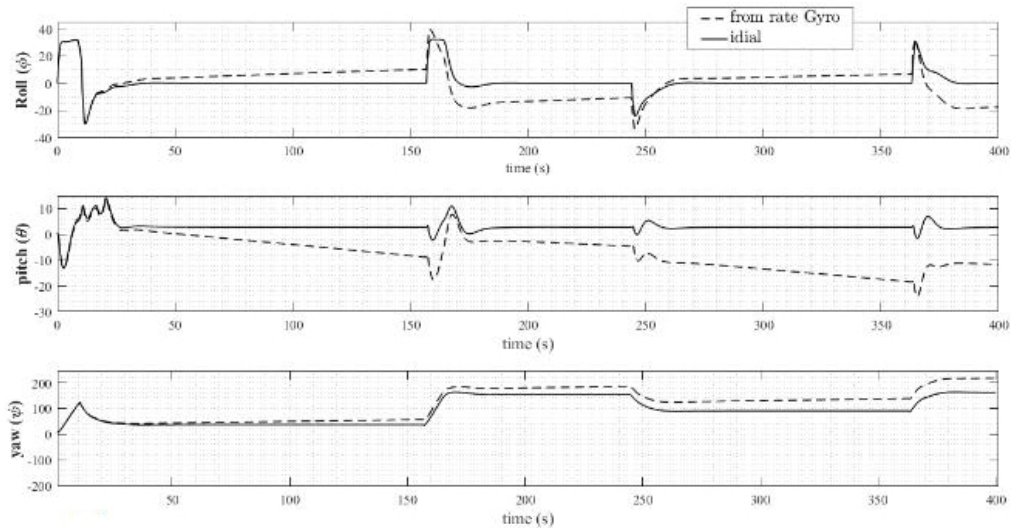


Рис. 7. Смоделированный полет:
 а – заданная траектория;
 б – номинальные и кинематические углы Эйлера

Технические характеристики инерциальных датчиков

Гироскопы		Акселерометры	
Диапазон	$\pm 250 [^\circ / \text{ч}]$	Диапазон	$\pm 10 [g]$
Смещение нуля (уход)	$3,5 [^\circ / \text{ч}]$	Смещение нуля	$0,1 [mg]$
Случайный уход по углу	$0,45 [^\circ / \sqrt{\text{ч}}]$	Случайный уход по скорости	$0,125 [(m/c) / \sqrt{\text{ч}}]$
Скорость случайного ухода по углу	$9,4 [^\circ / \text{ч}^{3/2}]$	Случайный уход по ускорению	$21,15 [(m/c) / \text{ч}^{3/2}]$

Уровень шума магнитометров составляет $0,2 [\% / \sqrt{\Gamma\text{ц}}]$ от величины магнитного поля Земли в начальной точке [16, 17]. Для оценки точности предложенного аналитического алгоритма построены графики погрешностей (рис. 8), а также среднеквадратические погрешности (СКП) и средние значения оцениваемых параметров, приведенные в табл. 2.

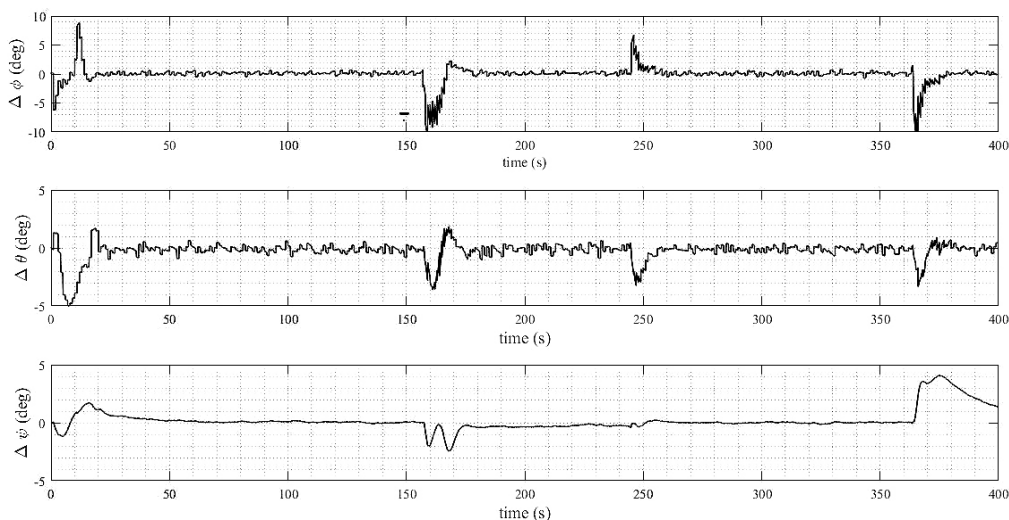


Рис. 8. Результаты моделирования: погрешности пространственного положения и курса

Таблица 2

Результаты моделирования: СКП и средние значения

Углы Эйлера	Аналитический алгоритм	Кинематические углы Эйлера
Крен	СКП = $1,49^\circ$	СКП = $30,7^\circ$
	Среднее = $0,42^\circ$	Среднее = $26,3^\circ$
Тангаж	СКП = $1,3^\circ$	СКП = $11,5^\circ$
	Среднее = $-0,1^\circ$	Среднее = $-9,77^\circ$
Курс	СКП = $1,96^\circ$	СКП = $9,13^\circ$
	Среднее = $0,46^\circ$	Среднее = $4,76^\circ$

Полученные результаты позволяют сделать следующие выводы.

1. С помощью аналитического алгоритма можно уменьшить постоянную и случайную составляющие дрейфа гироскопов без необходимости их оценки.
2. Следует отметить, что время обработки заданной выборки данных с помощью Matlab 2015 на компьютере (i7, RAM 8GB) составляет не более 1 мс, что намного меньше, чем время выборки (10 мс).
3. На алгоритм сильно влияет интенсивность маневров БПЛА, при этом погрешность алгоритма увеличивается с повышением интенсивности маневра. Это обусловлено задержкой, вызванной вычислением ускорения по данным GPS.

Таким образом, была доказана относительная эффективность аналитического алгоритма в уменьшении детерминированных и случайных погрешностей датчиков угловой скорости. Эффективность алгоритма можно повысить путем настройки параметров фильтрации при наличии информации об интенсивности маневра БПЛА, что делает его адаптивным.

4) Адаптивный аналитический алгоритм

Как указывалось выше, на результат работы аналитического алгоритма сильно влияют маневры БПЛА. В связи с этим было предложено изменять заданные в алгоритме параметры в зависимости от интенсивности маневров БПЛА, что требует наличия непрерывно действующего алгоритма, способного классифицировать их. Алгоритм классификации маневров был разработан с помощью метода машинного обучения, называемого логистической регрессией и основанного на нелинейной базисной функции (квадратичной функции), и состоит из двух этапов. На первом этапе с помощью данных ДУС определяется наличие/отсутствие маневра. Если зафиксировано наличие маневра, то можно переходить ко второму этапу, на котором с помощью данных акселерометров интенсивность маневра определяется как слабая или сильная [18].

На основе алгоритма, предложенного в работе [18], был разработан адаптивный аналитический алгоритм для решения задачи при учете наличия маневра. В этом случае параметры $(T_H, \tau_\phi, \tau_\theta, T_\psi)$ фильтров настраиваются в зависимости от интенсивности маневра (отсутствие маневра, слабый или сильный маневр). На рис. 9 показаны погрешности, полученные с использованием как адаптивного аналитического алгоритма, так и алгоритма РФК на основе смоделированных данных, о которых шла речь в предыдущем разделе. СКП и средние значения, используемые для оценки точности предложенного алгоритма, представлены в табл. 3.

Результаты моделирования (рис. 9), СКП и средние значения, приведенные в табл. 3, подтверждают относительную эффективность адаптивного аналитического алгоритма, и они сопоставимы с результатами алгоритма РФК, основанными на тех же входных данных, с тем преимуществом, что предложенный алгоритм не требует знания моделей случайных погрешностей датчиков. Очевидно, что РФК несколько лучше, чем адаптивный аналитический алгоритм для углов наклона, но с точностью до наоборот дело обстоит в отношении угла курса. Следовательно, адаптивный аналитический алгоритм может уменьшать влияние систематических и случайных погрешностей, присущих ДУС.

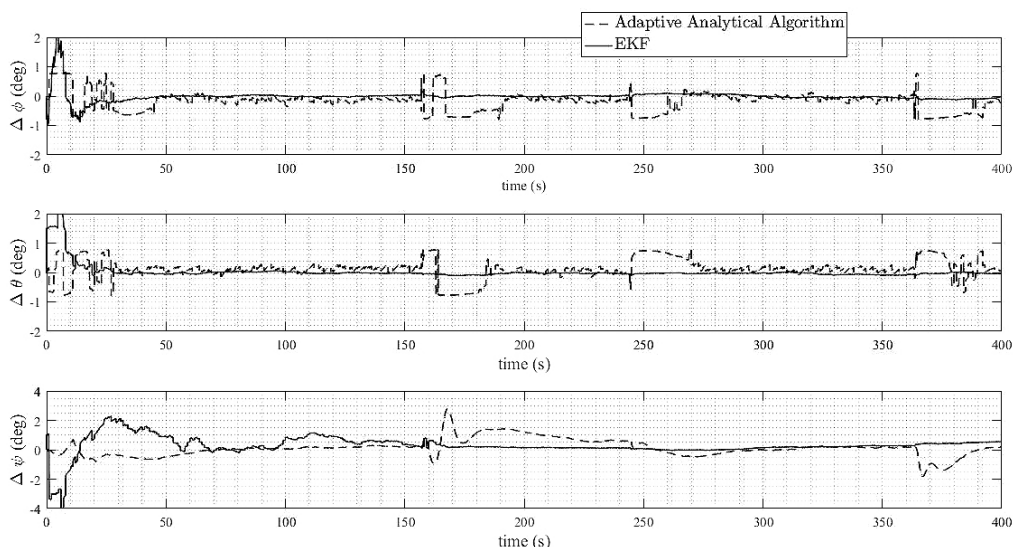


Рис. 9. Результаты моделирования данных, графики погрешностей (для адаптивного аналитического алгоритма и РФК)

Т а б л и ц а 3

Результаты моделирования: СКП и средние значения

Углы Эйлера	РФК	Адаптивный аналитический алгоритм	Аналитический алгоритм	Кинематические углы Эйлера
Крен	СКП = 0,24°	СКП = 0,37°	СКП = 1,49°	СКП = 30,7°
	Среднее = -0,01°	Среднее = -0,18°	Среднее = 0,42°	Среднее = 26,3°
Тангаж	СКП = 0,28°	СКП = 0,35°	СКП = 1,3°	СКП = 11,5°
	Среднее = 0,02°	Среднее = 0,12°	Среднее = -0,1°	Среднее = -9,77°
Курс	СКП = 0,74°	СКП = 0,61°	СКП = 1,96°	СКП = 9,13°
	Среднее = 0,3°	Среднее = 0,12°	Среднее = 0,46°	Среднее = 4,76°

5) Экспериментальные данные

Были проведены автономные полетные испытания на открытом воздухе. Все установленные на БПЛА датчики имели технические характеристики, представленные в табл. 1. Для оценки эффективности работы предложенного алгоритма в качестве эталонной использовалась прецизионная навигационная система. Все необходимые данные во время полета записывались в память автопилота БПЛА и затем обрабатывались в лаборатории с помощью программы Matlab. **Следует упомянуть, что магнитометры были откалиброваны во время полета, до начала записи данных.** Время полета – 1150 с. Датчики ИИМ и магнитометра вырабатывали выходные данные с высокой частотой (62,5 Гц), тогда как приемник GPS – с низкой (1 Гц). Заданная в эксперименте траектория показана на рис. 11, *a*, эталонные углы курса и ориентации – на рис. 11, *b*.

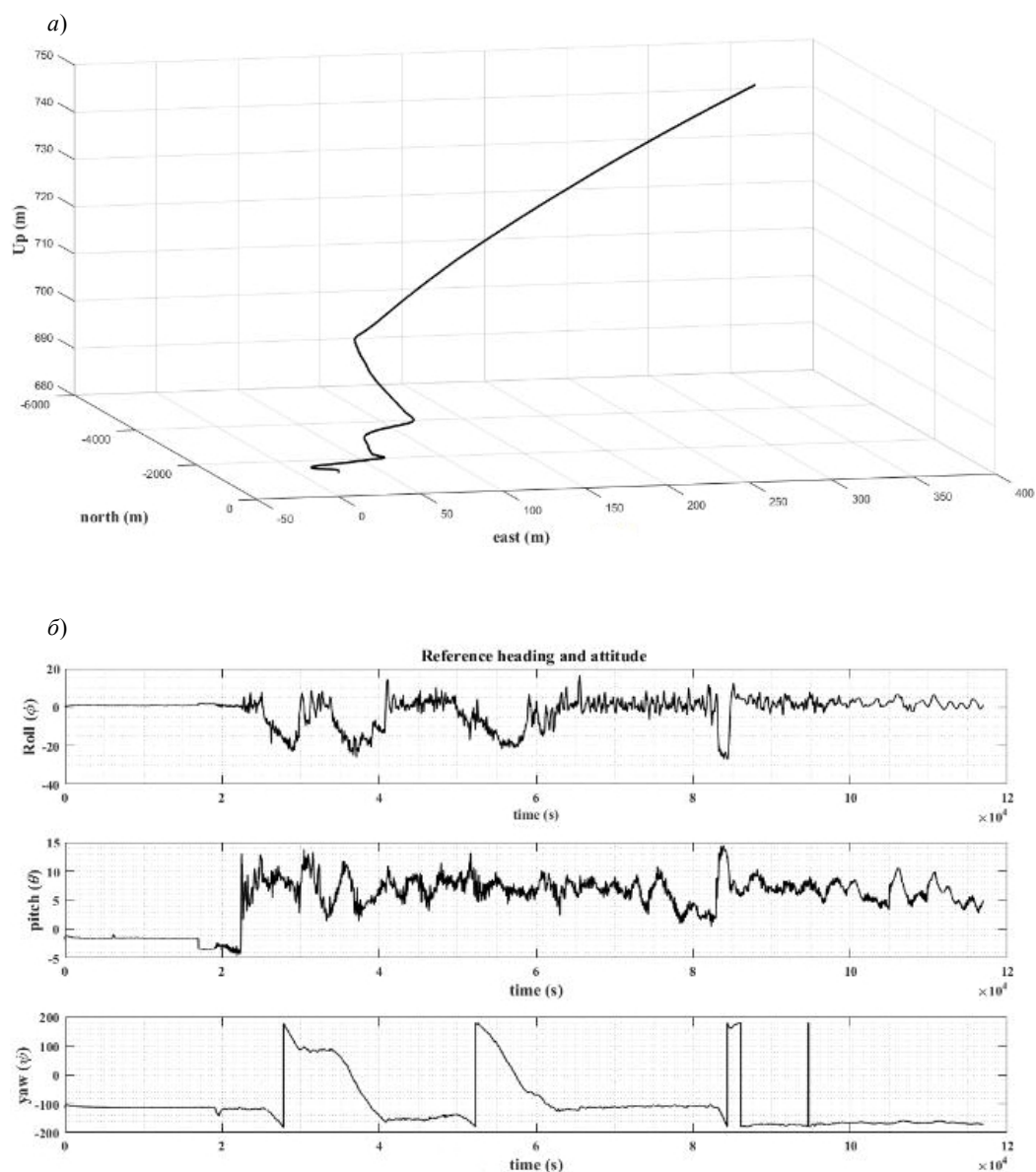


Рис. 11. Реальный полет: *a* – заданная траектория; *b* – эталонные курс и углы ориентации (в градусах)

Результаты, полученные с использованием экспериментальных данных, показаны на рис. 12, а соответствующие СКП и средние значения приведены в табл. 4. Результаты демонстрируют эффективность адаптивного аналитического алгоритма, который можно сопоставить с алгоритмом РФК при тех же входных данных, с тем преимуществом, что не нужно знание случайных погрешностей датчиков. Очевидно, что РФК демонстрирует несколько лучшие результаты, чем адаптивный аналитический алгоритм, как для крена, так и для тангажа, но с точностью до наоборот дело обстоит в отношении курса. Таким образом, адаптивный аналитический алгоритм может уменьшать влияние систематических и случайных погрешностей.

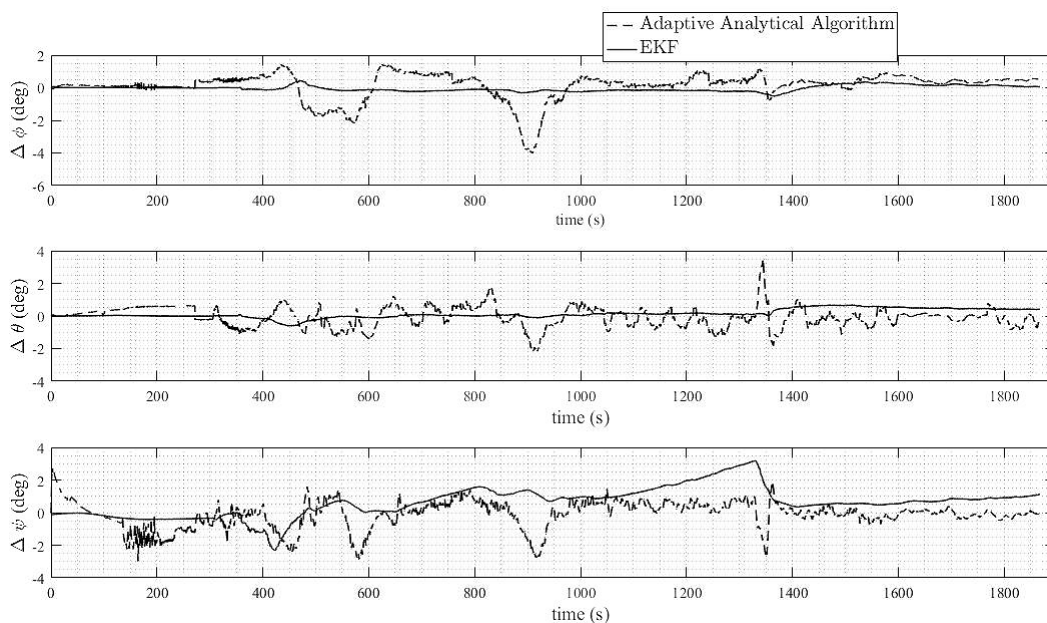


Рис. 12. Моделирование с использованием реальных данных, графики погрешностей (адаптивный аналитический алгоритм + РФК)

Т а б л и ц а 4

Экспериментальные данные: СКП и средние значения результатов моделирования

Углы Эйлера	РФК	Адаптивный аналитический алгоритм	Кинематические углы Эйлера
Крен	СКП = 0,27°	СКП = 0,76°	СКП = 5,02°
	Среднее = -0,04°	Среднее = 0,12°	Среднее = 3,82°
Тангаж	СКП = 0,32°	СКП = 0,63°	СКП = 2,72°
	Среднее = 0,14°	Среднее = -0,06°	Среднее = 0,12°
Курс	СКП = 1,09°	СКП = 0,86°	СКП = 45,0°
	Среднее = 0,62°	Среднее = -0,12°	Среднее = -4,22°

Выводы и рекомендации

В статье описывается модифицированный адаптивный аналитический алгоритм для оценки пространственного положения и курса объекта, который основан на коррекции погрешностей расчетных кинематических углов Эйлера по выходным значениям ДУС. Погрешности вычисленных углов корректируются по двум каналам коррекции. Первый канал предназначен для коррекции погрешности курса и основывается на комплементарном фильтре и выходных данных магнитометров. Второй канал выполняет коррекцию погрешностей углов наклона с помощью выходных данных акселерометров, магнитометров и значений абсолютной скорости, полученных от приемника GPS. На основе классификации интенсивности маневров БПЛА предложен адаптивный аналитический алгоритм для решения задачи при маневре.

Компьютерное моделирование с использованием смоделированных и экспериментальных данных продемонстрировало эффективность предложенного алгоритма в сравнении с алгоритмом РФК, использующим те же входные данные, и его способность уменьшать влияние систематических и случайных погрешностей без необходимости их оценки, как это происходит при применении фильтрации Калмана. Кратко сформулируем следующие особенности алгоритма:

1. оператору БПЛА не требуются особые навыки, кроме того, у него нет необходимости осуществлять специальные процедуры предстартовой подготовки для угловой ориентации объекта;
2. алгоритм снимает временное ограничение полета БПЛА в связи с устранением эффекта накопления погрешностей при определении углов ориентации БПЛА;
3. алгоритм непрерывно определяет углы ориентации БПЛА, обеспечивая таким образом:
 - стабилизацию полета БПЛА;
 - требуемую точность во время маневров БПЛА.

Следующим этапом данного исследования будет использование классификации маневров для повышения эффективности РФК.

В завершение следует отметить, что предложенный адаптивный аналитический алгоритм был успешно реализован для нескольких наборов экспериментальных данных, что подтверждает его эффективность.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Lai, Ying-Chih, and Jan, Shau-Shiun**, Attitude estimation based on fusion of gyroscopes and single antenna GPS for small UAVs under the influence of vibration, *GPS solutions*, 2011, vol. 15, no. 1, pp. 67–77.
2. **Wu, Yuanxin, et al.**, Strapdown inertial navigation system algorithms based on dual quaternions, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2005, vol. 41, no. 1, pp. 110–132.
3. **Brunner, T., et al.**, Evaluation of attitude estimation algorithms using absolute magnetic reference data: methodology and results, *Proc. of IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium-PLANS 2014*, 2014, pp. 212–218.
4. **Khalaf, E.W., Chouaib, I., and Wainakh, M.**, Development of Unscented Kalman Filter for Loosely-Coupled INS/GPS/Magnetometer/Barometer Integration, 2017, https://www.researchgate.net/publication/282909368_Development_of_Unscented_Kalman_Filter_for_Loosely-coupled_INSGPS_MagnetometerBarometer_Integration.
5. **Crow, W.T., and Van Loon, E.**, Impact of incorrect model error assumptions on the sequential assimilation of remotely sensed surface soil moisture, *Journal of Hydrometeorology*, 2006, vol. 7, no. 3, pp. 421–432.
6. **Stengel, R.**, Aircraft Flight Dynamics, Princeton University, 2014.
7. **Barton, J.D.**, Fundamentals of small unmanned aircraft flight, *Johns Hopkins APL Technical Digest*, 2012, vol 31, no. 2, pp. 132–149.
8. **Jekeli, C.**, Inertial navigation systems with geodetic applications, Berlin: Walter de Gruyter GmbH & Co, 2001.
9. **Grewal, M.S., Weill, L.R., and Andrews, A.P.**, Global Positioning Systems, Inertial Navigation, and Integration, John Wiley & Sons, 2007.
10. **Chouaib, A.I., Wainakh, B.M., and Khalaf, C.W.**, Robust self-corrective initial alignment algorithm for strapdown INS, *Proc. of Control Conference (ASCC), 2015 10th Asian*, IEEE, 2015.
11. **Vasconcelos, J. F., et al.**, A geometric approach to strapdown magnetometer calibration in sensor frame, *Navigation, Guidance and Control of Underwater Vehicles*, 2008, vol. 2, no. 1, pp. 1–11.
12. **Akimov, I.O., et al.**, Magnetometer calibration technique for the ground-based stage of spacecraft system diagnostics, *Inzhenernyi zhurnal: nauka i innovatsii*, Bauman State Technical University, 2018, no. 5.
13. **Yoo, Tae Suk, et al.**, Gain-scheduled complementary filter design for a MEMS based attitude and heading reference system, *Sensors*, 2011, vol. 11, no. 4, pp. 3816–3830.

14. **Min, Hyung Gi and Jeung, Eun Tae**, Complementary filter design for angle estimation using mems accelerometer and gyroscope, Department of Control and Instrumentation, Changwon National University, Changwon, Korea, 2015, pp. 641–773.
15. **Wu, Jin, et al.**, Fast complementary filter for attitude estimation using low-cost MARG sensors, *Sensors*, 2016, vol. 16, no. 18, pp. 6997–7007.
16. **Curey, R.K., et al.**, Proposed IEEE inertial systems terminology standard and other inertial sensor standards, *Proc. of IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium PLANS 2004*, 2004, pp. 83–90.
17. *IEEE Standard 1293-1998 (R2008), Standard Specification Format Guide and Test Procedure for Linear, Single-Axis, Non-Gyroscopic Accelerometers*, 2011, pp. 1–249.
18. **Al Mansour, M., Chouaib, I., and Jafar, A.**, Maneuver Classification of a Moving Vehicle with Six Degrees of Freedom Using Logistic Regression Technique, *Gyroscopy and Navigation*, 2018, vol. 9, no. 3, pp. 207–217.
19. **Stepanov, O.A.**, Kalman filtering: past and present. An outlook from Russia (On the occasion of the 80th birthday of Rudolf Emil Kalman), *Gyroscopy and Navigation*, 2011, vol. 2, no. 2, pp. 99–110.

Al Mansour, M., Chouaib, I., Jafar, A. (Department of Electronic & Mechanical Systems, Higher Institute for Applied Sciences and Technology (HIASST), **and Potapov, A.A.** (Kazan National Research Technical University named after A. N. Tupolev – KAI)
Analytical Algorithm for Attitude and Heading Estimation Aided by Maneuver Classification, *Girokopiya i Navigatsiya*, 2019, vol. 27, no. 1 (104), pp. 72–92.

Abstract. This paper presents a modified adaptive analytical algorithm for attitude and heading estimation. The analytical algorithm is based on the fusion of IMU, magnetometers and the velocity from GPS. The kinematic Euler angles are first calculated based on the output of the rate gyros, then the calculated angle errors are compensated using the output of each of the accelerometers, magnetometers, and the velocity taken from a GPS receiver, without the need to model the systematic and random errors of the used sensors; Kalman filter is not used. The algorithm will be adaptive based on the maneuver classification, the filters' parameters will be tuned depending on the maneuver intensity: No, Low, or High maneuver.

The main contribution of this paper is to build an attitude and heading estimation algorithm (analytical algorithm) without using Kalman filter; this algorithm will be made adaptive based on the maneuver classification algorithm which was developed using logistic regression technique based on IMU output. Computer simulation with simulated and real flight data showed that the adaptive analytical algorithm has acceptable results compared to EKF.

Key words: AHRS, MEMS IMU, magnetometers, GPS, data fusion, UAV, maneuver classification, extended Kalman filter.

Материал поступил 24.09.2018