

РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ ОЦЕНИВАНИЯ ОРИЕНТАЦИИ ОБЪЕКТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ, МАГНИТНЫХ И ФАЗОВЫХ СПУТНИКОВЫХ ИЗМЕРЕНИЙ ДЛЯ НАВИГАЦИИ ТРАНСПОРТНЫХ СРЕДСТВ

Представлена система оценивания состояния объекта при решении задачи определения ориентации в реальном времени с использованием инерциальных датчиков, магнитных датчиков и GPS-приемников с функцией измерения фазы несущей. Основное внимание уделено решению задачи определения ориентации. Описан метод разрешения целочисленной неоднозначности фазы несущей в реальном времени. В алгоритме оценки состояния используется двухуровневый обобщенный фильтр Калмана. Результаты работы метода проверяются в реальном движении на автомобиле и на планере.

Введение

В течение многих десятилетий главной задачей исследователей является разработка методов прецизионной навигации транспортных средств. По мере развития методик автоматического управления объектами повысились требования к точности решения задачи навигации и ориентации.

Традиционно для решения вышеназванной задачи используются инерциальные датчики, обычно дополненные GPS-приемниками и магнитометрами. Следует отметить, что большое значение имеет точная калибровка инерциальных и магнитных датчиков. Обычно акселерометры, датчики угловой скорости и магнитометры проходят заводскую калибровку. Однако результаты этой калибровки недостаточно точны для мобильных робототехнических приложений, и в ряде случаев требуется дополнительная калибровка. Такая калибровка может быть проведена, например, с использованием специально разработанной методики [1–3].

Обычные GPS-приемники определяют местоположение с точностью до 1 м, что затрудняет их применение в прецизионной навигации. Чтобы использовать GPS-датчики для решения задачи ориентации, требуется более точное решение. В этом случае можно использовать спутниковые решения на основе дифференциальных измерений фазы несущей. Во многих случаях измерения фазы несущей являются единственным источником данных для оценки состояния [4–7, 22], иногда они дополняются данными других, как правило, инерциальных датчиков [8–10, 23].

При использовании дифференциальных фазовых GPS-измерений главная задача заключается в разрешении целочисленной неоднозначности длины волны между приемником и спутником. Эту задачу можно определить как недетерминированную математическую задачу полиномиальной сложности [11]. Наиболее распространенное решение подразумевает использование LAMBDA-метода,

Кис Ласло. Младший преподаватель Будапештского Университета технологии и экономики, Факультет автоматического управления и информационных технологий, Венгрия.

Лантос Бела. Почетный профессор Будапештского Университета технологии и экономики.

основанного на методе наименьших квадратов с применением процедуры предварительной декорреляции [12]. Этот метод обеспечивает разрешение неоднозначности, но требует определенного объема измерений от спутниковой приемной аппаратуры. Для сбора необходимого числа измерений обычно требуется некоторое время [5]. Существует усовершенствованный вариант данного метода [13], но и он не лишен недостатков. LAMBDA-метод хорошо работает в тех ситуациях, когда разрешение целочисленной неоднозначности требуется только при инициализации системы [4, 5, 7].

В приложениях, где группа видимых спутников может быстро меняться, задача разрешения целочисленной неоднозначности возникает при работе системы в реальном времени. Поэтому требуются методы, которые могут обеспечить разрешение целочисленной неоднозначности для вновь появившихся в зоне видимости спутников в реальном времени. Некоторые методы используют единичные измерения фазы несущей, но они обеспечивают большое количество ложных результатов [14]. Возможен иной подход, в котором разрешение неоднозначности производится с привлечением информации от других датчиков [8, 23].

В настоящей статье представлен метод, в котором разрешение целочисленной неоднозначности осуществляется с использованием данных от инерциальных датчиков и магнитометров, причем процесс определения может проходить в реальном времени. Задача заключалась в том, чтобы разработать сенсорную систему, способную точно определить местоположение, ориентацию или угловую скорость подвижного объекта. Основное внимание при этом уделено решению задачи ориентации.

Чтобы соответствовать заданным требованиям, система должна представлять собой блок небольшого размера и малой массы для установки на различных типах объектов, включая малогабаритные летательные аппараты. Желательно также было удержать стоимость системы на низком уровне.

В будущем планируется использовать систему для решения двух основных задач. Во-первых, это идентификация нелинейной динамической модели самолета. Для этой перспективной задачи требуется сбор данных от датчиков в реальном времени во время испытательных полетов, а оценку состояния можно проводить в камеральном режиме. Вторая задача – это автономное управление небольшими транспортными средствами (типа автомобилей) на неровной местности. В этом случае как сбор данных, так и оценку состояния необходимо проводить на борту объекта в реальном времени. Поэтому при выборе алгоритмов оценивания большую роль играет вычислительная мощность.

А. Структура измерительной системы

Структура предлагаемой системы показана на рис. 1. Микроконтроллер Atmel AT91SAM7A3 отвечает за надежный сбор и синхронизацию данных. Трехосный акселерометр (Analog Devices ADXL330) и три одномерных датчика угловой скорости (Analog Devices ADXRS613) с 24-разрядными АЦП подсоединены к микроконтроллеру по каналу SPI. Магнитометр (Freescale MAG3110) и три GPS-приемника (U-blox LEA-6T) подсоединены по каналу I²C. Один из GPS-приемников вырабатывает точный тактовый сигнал с помощью универсального асинхронного приемника-передатчика, который является опорным генератором сбора данных. Накопленные данные передаются в микропроцессор ATMEL AT91SAM9XE128 со встроенной операционной системой Linux. Этот

процессор отвечает за оценку состояния. Измерения сохраняются на карте памяти. Таким образом, обеспечивается возможность постобработки данных в камеральном режиме.

Систему можно установить на подвижный объект. На рис. 2 показан вариант установки на автомобиле, где K_S и K_{NED} – соответственно системы координат (СК), связанная с датчиками (приборная СК), и горизонтная (Север-Восток-вниз) СК. В этом случае инерциальные и магнитные датчики фиксируются вдоль главной оси автомобиля, а GPS-антенны – параллельно главной оси.

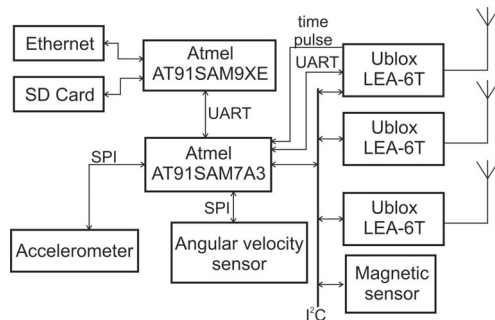


Рис. 1. Структура сенсорной системы

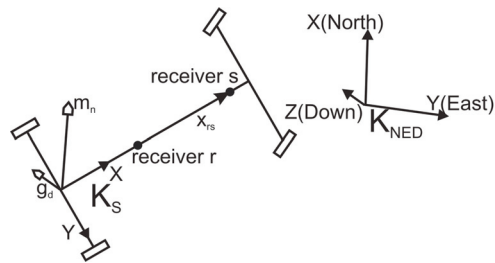


Рис. 2. Сборка измерительной системы на автомобиле

Следует отметить, что система может включать три GPS-приемника, но в нашей предыдущей статье используются только два приемника [21]. Дополнительный третий приемник может применяться в других методах [1].

Компоненты предлагаемой измерительной системы использовались в [21], однако имеются некоторые важные различия. В данной статье магнитометр используется постоянно в течение навигации в реальном времени. Применяется два GPS-приемника. Коррекция проскальзывания фазы и первый этап определения ориентации реализуются с помощью фильтра Калмана. В предыдущей работе, кроме того, магнитометр используется только при инициализации системы, и для определения трехмерной ориентации требуется три GPS-приемника. Коррекция проскальзывания фазы и определение ориентации производятся с помощью прямых методов.

Б. Структура статьи

После введения приводится описание предлагаемого метода разрешения целочисленной неоднозначности, работающего в реальном времени. Далее описывается алгоритм оценивания состояния при решении задачи определения ориентации с использованием двухуровневого обобщенного фильтра Калмана (ОФК). В завершение статьи представлены результаты экспериментов.

Разрешение целочисленной неоднозначности фазовых GPS-измерений

Реальная система может включать три GPS-приемника, которые измеряют фазу сигналов несущей спутника GPS. Далее используем обозначение ϕ_r^i – измерение сигнала несущей i -го спутника, для r -ого GPS-приемника в единицах длины волны.

А. Измерения фазы несущей

Комбинируя измерения фазы несущей двух GPS-приемников для сигналов от двух разных спутников, можно сформировать вторые разности измерений

$$\nabla\Delta\phi_{r,s}^{i,j} = (\phi_r^i - \phi_s^i) - (\phi_r^j - \phi_s^j). \quad (1)$$

В соответствии с теорией навигации по фазе несущей GPS [5, 6, 15], можно использовать выражение для вторых разностей:

$$\begin{aligned} \nabla\Delta\phi_{r,s}^{i,j} = & \lambda^{-1}(e^i(t) - e^j(t))^T x_{r,s}(t) + \\ & + \nabla\Delta N^{i,j} + \nabla\Delta\mu^{i,j}(t), \end{aligned} \quad (2)$$

где λ – длина волны сигнала несущей, $e^i(t)$ и $e^j(t)$ – единичные векторы от приемников к соответствующему спутнику, $x_{r,s}(t)$ – трехмерный вектор положения между двумя антеннами (антенная база), $\nabla\Delta N^{i,j}$ – независимая от времени постоянная – вторая разность целого числа периодов, $\nabla\Delta\mu^{i,j}(t)$ – шум измерений с нулевым средним.

Векторы $e^i(t)$ и $e^j(t)$ можно точно рассчитать по грубым данным о местоположении GPS-приемника и грубому расчету положения спутников с помощью полученных данных эфемерид.

Вторые разности целого числа циклов $\nabla\Delta N^{i,j}$ можно рассматривать как независимую от времени постоянную в течение интервала измерения, когда измерения несущей непрерывны для обоих спутников i и j . Поэтому каждый раз при появлении сигнала нового спутника следует разрешать соответствующую целочисленную неоднозначность.

Определим следующие векторы:

$$\nabla\Delta N = [\nabla\Delta N^{1,2} \quad \dots \quad \nabla\Delta N^{1,m}]^T, \quad (3)$$

$$\nabla\Delta\phi_k = [\nabla\Delta\phi_{r,s}^{1,2}(t_k) \dots \nabla\Delta\phi_{r,s}^{1,m}(t_k)]^T, \quad (4)$$

$$E_k = [e^1(t_k) - e^2(t_k) \dots e^1(t_k) - e^m(t_k)]^T, \quad (5)$$

$$\nabla\Delta\mu_k = [\nabla\Delta\mu^{1,2}(t_k) \dots \nabla\Delta\mu^{1,m}(t_k)]^T, \quad (6)$$

где m – количество видимых спутников, t_k – время k -й эпохи измерения. Спутник с номер 1 называется главным спутником. Он обычно выбирается по критерию наилучшего соотношения «сигнал-шум» или самому высокому углу возвышения, чтобы избежать частой смены главного спутника. Пользуясь такими обозначениями, (2) можно записать в виде

$$\nabla\Delta\phi_k = \lambda^{-1} E_k x_k + \nabla\Delta N + \nabla\Delta\mu_k, \quad (7)$$

где x_k – антенная база $x_{r,s}(t)$ в момент времени t_k .

Уравнение (7) имеет $m-1$ независимых скалярных величин и $m+2$ неизвестных переменных, так как $\nabla\Delta\phi_k$ имеет размерность в соответствии с (4) и неизвестные $\nabla\Delta N$ и x_k . Вектор целочисленной неоднозначности независим от времени, ибо, если известно $\nabla\Delta N$ для первой эпохи, можно легко рассчитать базу x_k для любой эпохи измерений.

Б. Поиск целочисленной неоднозначности

На первом этапе рассчитывается оценка целочисленной неоднозначности. Грубая матрица поворота из горизонтной СК в приборную СК определяется как

$$d_0 = \frac{a_{cal}}{\|a_{cal}\|}, e_0 = \frac{m_{cal} \times d_0}{\|m_{cal} \times d_0\|}, \quad (8)$$

где a_{cal} и m_{cal} – откалиброванные выходные сигналы акселерометра и магнитометра [21]

$$\hat{R}_{S,NED} = [d_0 \times e_0 \quad e_0 \quad -d_0]. \quad (9)$$

Уравнение (9) можно получить, если ускорение подвижного объекта близко к нулю. В этом случае направление выходного сигнала акселерометров будет хорошим приближением направления «вниз» в горизонтной СК.

Следует отметить, что (9) дает надежный результат только в том случае, если направление m_{cal} сильно отличается от a_{cal} . Поэтому в полярных областях применение данного метода может быть невозможно.

Пусть $p_{s,S}$ и $p_{r,S}$ – положения GPS-приемников s и r в приборной СК. Эти параметры можно измерить во время монтажа датчиков на объекте.

Приближение для антенной базы можно рассчитать следующим образом:

$$\hat{x}_{r,s} = R_{ECEF,NED} \hat{R}_{S,NED}^T (p_{r,S} - p_{s,S}), \quad (10)$$

где $R_{ECEF,NED}$ – матрица поворота из геоцентрической связанной с Землей СК в горизонтную СК. Эту матрицу можно рассчитать по данным о местоположении от GPS [10, 16].

Можно построить приближение для целочисленной неоднозначности, пользуясь $\hat{x}_{r,s}$:

$$\nabla \Delta \hat{N} = \nabla \Delta \phi_k - \lambda^{-1} E_k \hat{x}_{r,s}. \quad (11)$$

Вокруг полученной приближенной целочисленной неоднозначности можно создать зону поиска, в которой может находиться истинная целочисленная неоднозначность. Пусть N_{th} будет порогом, определяющим зону поиска для каждого скалярного компонента целочисленной неоднозначности

$$\begin{aligned} \left| \nabla \Delta \hat{N}^{1,i} - N_{th} \right| &\leq \nabla \Delta N^{1,i} \leq \\ &\leq \left| \nabla \Delta \hat{N}^{1,i} + N_{th} \right|, \quad i = 2 \dots m. \end{aligned} \quad (12)$$

Истинная неоднозначность из зоны поиска может быть найдена с учетом возможной длины антенной базы.

В соответствии с рис. 2 длина антенной базы зафиксирована и известна. Пусть L_x – длина базы. В зоне поиска должен быть найден следующий минимум:

$$\begin{aligned} \nabla \Delta N = \\ \arg \min_{\forall \nabla \Delta N \in N_-} (\| \lambda E_k^+ (\nabla \Delta \phi_k - \nabla \Delta N) \| - L_x), \end{aligned} \quad (13)$$

где N_{pos} – множество возможных целочисленных неоднозначностей, оператор $^+$ обозначает обращение Мура – Пенроуза.

В результате расчета по измерениям GPS получается следующая формула для антенной базы в горизонтной СК

$$x_{r,s,NED} = \lambda R_{ECEF,NED}^T E_k^+ (\nabla \Delta \phi_k - \nabla \Delta N). \quad (14)$$

Оценивание состояния при решении задачи определения ориентации в реальном времени

Структура системы оценивания состояния показана на рис. 4. В системе предусмотрено наличие двух обобщенных фильтров Калмана. На вход первого подается откалиброванная угловая скорость и магнитное измерение. На выходе первого фильтра – оценка ориентации относительно горизонтной СК в форме кватерниона $\tilde{q}_{S,NED}$. Второй фильтр описывает изменение ориентации приборной СК между текущей и предыдущей ориентациями в горизонтной СК $\Delta\tilde{q}_{S,NED}$.

На втором этапе используются выходные параметры первого этапа и значения несущей GPS-датчиков. На выходе второго уровня – уточненная оценка ориентации $\tilde{q}_{S,NED}$ и оценка значения проскальзывания фазы $\hat{\Phi}_{slip}$.

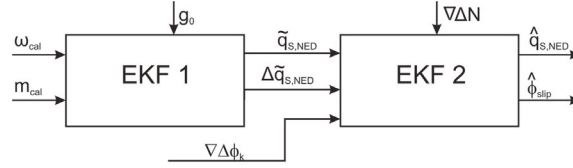


Рис. 4. Структура обобщенного фильтра Калмана
(g_0 – измеренный выходной сигнал акселерометра в установившемся состоянии)

Ориентация подвижного объекта представлена единичными кватернионами. Кватернион определяется следующим образом:

$$q = \begin{bmatrix} \sin\left(\frac{\alpha}{2}\right)\bar{t} \\ \cos\left(\frac{\alpha}{2}\right) \end{bmatrix}, \quad (15)$$

где единичный вектор $\bar{t}$ – ось вращения, α – угол поворота в радианах. Используем далее матрицу поворота $R(q)$, соответствующую кватерниону q [16].

А. Оценка состояния – первый этап (ОФК1)

Задача первого обобщенного фильтра Калмана заключается в расчете первого приближения ориентации приборной СК относительно горизонтной СК. На первом этапе осуществляется обработка данных датчиков – угловой скорости и магнитных измерений.

Используя законы кинематики подвижного объекта и производную кватерниона [16], можно построить следующую модель для дискретного времени:

$$F(q_k) = \begin{bmatrix} q_{4,k} & -q_{3,k} & q_{2,k} \\ q_{3,k} & q_{4,k} & -q_{1,k} \\ -q_{2,k} & q_{1,k} & q_{4,k} \\ -q_{1,k} & -q_{2,k} & -q_{3,k} \end{bmatrix}, \quad (16)$$

$$q_{k+1} = q_k + 0.5T_S F(q_k)\omega_k + v_k, \quad (17)$$

$$m_{cal,k} = R(q_k)m_{cal,0} + z_m, \quad (18)$$

где $m_{cal,k}$ и $m_{cal,0}$ – текущий и начальный магнитные векторы, T_S – время выборки инерциальных датчиков, v_k и z_m – шум состояния и измерения, ω_k – угловая скорость.

При формировании обобщенного фильтра Калмана для этой модели [см. (25) – (31)] алгоритм включает следующие этапы, в порядке реализации:

$$A_k = I_4 + \frac{1}{2} T_S \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{3,k} & \omega_{2,k} & -\omega_{1,k} \\ \omega_{3,k} & 0 & -\omega_{1,k} & -\omega_{2,k} \\ \omega_{2,k} & \omega_{1,k} & 0 & -\omega_{3,k} \\ \omega_{1,k} & \omega_{2,k} & \omega_{3,k} & 0 \end{bmatrix}, \quad (19)$$

$$Q_1 = \begin{bmatrix} q_1 & q_2 & q_4 \\ q_2 & -q_1 & q_4 \\ q_3 & q_4 & -q_1 \end{bmatrix}, \quad (20)$$

$$Q_2 = \begin{bmatrix} -q_2 & q_1 & q_4 \\ q_1 & q_2 & q_3 \\ -q_4 & q_3 & -q_2 \end{bmatrix}, \quad (21)$$

$$Q_3 = \begin{bmatrix} -q_3 & -q_4 & q_1 \\ q_4 & -q_3 & q_2 \\ q_1 & q_2 & q_3 \end{bmatrix}, \quad (22)$$

$$Q_4 = \begin{bmatrix} q_4 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_4 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_4 \end{bmatrix}, \quad (23)$$

$$C_k = 2[Q_1(\tilde{q}_{k-1})m_0 | Q_2(\tilde{q}_{k-1})m_0 | Q_3(\tilde{q}_{k-1})m_0 | Q_4(\tilde{q}_{k-1})m_0], \quad (24)$$

$$\bar{q}_k = \tilde{q}_{k-1} + 0.5 T_S F(\tilde{q}_{k-1})\omega_k, \quad (25)$$

$$\bar{q}_k := \frac{\bar{q}_k}{\|\bar{q}_k\|}, \quad (26)$$

$$M_k = A_k \Sigma_{k-1} A_k^T + R_v, \quad (27)$$

$$G_k = M_k C_k^T (C_k M_k C_k^T + R_z)^{-1}, \quad (28)$$

$$\Sigma_k = M_k - G_k C_k M_k, \quad (29)$$

$$\tilde{q}_k = \bar{q}_k + G_k (m_{cal,k} - R(\bar{q}_k)m_{cal,0}), \quad (30)$$

$$\tilde{q}_k := \frac{\tilde{q}_k}{\|\tilde{q}_k\|}, \quad (31)$$

где R_v и R_z – матрицы ковариации v_k и z_m , $\omega_{i,k}$ – компоненты ω в K_S . Последние шаги ОФК1 – (30) – (31), где $\bar{q}_k$ – предсказание, $m_{cal} - R(\bar{q}_k)m_{cal,0}$ – невязка, G_k – коэффициент усиления фильтра. На практике обычно встречается следующая проблема: частота выборки данных магнитометра меньше, чем частота

выборки инерциальных датчиков. Если магнитное измерение недоступно, на периоде выборки следует использовать $\tilde{q} = \hat{q}$ вместо (31).

Результатом оценки состояния является $\tilde{q}_k$, представляющая матрицу поворота из начальной ориентации K_S (места измерения m_0) и k -й ориентации K_S . Ориентацию относительно горизонтной СК можно рассчитать следующим образом:

$$\tilde{q}_{S,NED,k} = R2q(R(\tilde{q}_k)\hat{R}_{S,NED}), \quad (32)$$

где $\hat{R}_{S,NED}$ взято из (9), а операция $R2q$ – это преобразование матрицы поворота в кватернион. Описание одного из возможных алгоритмов дано в [16].

Для обобщенного фильтра Калмана второго уровня требуется матрица поворота K_S между текущей и предыдущей эпохами измерения:

$$\Delta\tilde{q}_{S,NED,k} = \tilde{q}_{S,NED,k-1}^* \circ \tilde{q}_{S,NED,k}, \quad (33)$$

где $*$ означает сопряжение кватерниона, а $\circ$ относится к произведению кватерниона [16].

Б. Оценка состояния – второй этап (ОФК2)

На первом этапе данные об ориентации вырабатываются по инерциальным и магнитным измерениям. Полученный вектор направления содержит только частичные данные о полной трехмерной ориентации. Иными словами, ориентация $\tilde{q}_k$ имеет неопределенность относительно магнитного направления.

Более того, начальная ориентация относительно горизонтной СК приближенно определяется с помощью (9). В результате на первом этапе начальная ориентация определяется с погрешностью. Точность начальной ориентации зависит от точности магнитного датчика и акселерометра и угла между a_{cal} и m_{cal} . Если они параллельны, то e_0 в (8) и (9) численно не определено. Задача второго этапа заключается в разрешении этой неоднозначности с помощью наблюдаемых параметров фазы несущей.

В первом подходе предполагается, что количество видимых спутников равняется m и остается постоянным в течение процесса оценки. В дальнейшем данный подход будет модифицирован для возможности использования при меняющихся созвездиях спутников.

На практике при измерении фазы несущей встречается проблема проскальзывания фазы. В этом случае системы ФАПЧ в GPS-приемнике пропускают одно или несколько пересечений нуля во входящем сигнале. Поэтому в измерениях появляется множество полуцикловых ошибок. GPS-приемники обычно могут определять вероятность проскальзывания фазы, но ее реальное значение неизвестно. Для существующих GPS-приемников характерно проскальзывание полуцикла. Иногда встречается и проскальзывание целых циклов.

Модель дискретного времени, используемая для построения ОФК2, описывается следующими уравнениями:

$$q_{k+1} = \Delta\tilde{q}_{S,NED,k} \circ q_k + v_q, \quad (34)$$

$$\phi_{slip,k+1} = \phi_{slip,k} + v_\phi, \quad (35)$$

$$\begin{aligned} \phi_k = & \lambda^{-1} E_k R_{ECEF,NED} R(q_k) x_S + \\ & + \nabla \Delta N + \phi_{slip,k} + z_\phi, \end{aligned} \quad (36)$$

$$\tilde{q}_k = q_k + z_k, \quad (37)$$

где $\phi_{slip,k}$ – реальное значение проскальзывания фазы, x_S – постоянная антенная база в приборной СК, v_q и v_ϕ – случайные изменения переменных состояния q_k и $\phi_{slip,k}$, z_ϕ и z_k – шум измерения ϕ_k и $\tilde{q}_k$.

Пользуясь динамической моделью дискретного времени, можно построить алгоритм обобщенного фильтра Калмана. В предыдущей модели дискретного времени не учтена возможность проскальзывания на уровне полуцикла, поэтому необходимо создать усовершенствованный алгоритм для учета этого обстоятельства:

$$D_k = \begin{bmatrix} \Delta q_{4,k} & \Delta q_{3,k} & -\Delta q_{2,k} & \Delta q_{1,k} \\ -\Delta q_{3,k} & \Delta q_{4,k} & \Delta q_{1,k} & \Delta q_{2,k} \\ \Delta q_{2,k} & -\Delta q_{1,k} & \Delta q_{4,k} & \Delta q_{3,k} \\ -\Delta q_{1,k} & -\Delta q_{2,k} & -q_{3,k} & \Delta q_{4,k} \end{bmatrix}, \quad (38)$$

$$A_k = \text{diag}(D_k, I_{m-1}), \quad (39)$$

$$\frac{\partial R(q_k)x_S}{q_k} = [Q_1(q_k)x_S \mid Q_2(q_k)x_S \mid Q_3(q_k)x_S \mid Q_4(q_k)x_S], \quad (40)$$

$$C_k = \begin{bmatrix} \lambda^{-1} E_k R_{ECEF, NED} \frac{\partial R(\hat{q}_{k-1})x_S}{\hat{q}_{k-1}} & I_{m-1} \\ I_4 & 0_{m-1} \end{bmatrix}, \quad (41)$$

$$\bar{q}_k = D\hat{q}_{k-1}, \quad (42)$$

$$\bar{\phi}_{slip,k} = \hat{\phi}_{slip,k-1}, \quad (43)$$

$$M_k = A_k \Sigma_{k-1} A_k^T + R_v, \quad (44)$$

$$G_k = M_k C_k^T (C_k M_k C_k^T + R_z)^{-1}, \quad (45)$$

$$\Sigma_k = M_k - G_k C_k M_k, \quad (46)$$

$$e_{meas} = \begin{bmatrix} \phi_k + \nabla \Delta N + \bar{\phi}_{slip,k} \\ \tilde{q}_k - \bar{q}_k \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \lambda^{-1} E_k R_{ECEF, NED} R(\bar{q}_k)x_S \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (47)$$

$$\begin{bmatrix} \hat{q}_k \\ \hat{\phi}_{slip,k} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{q}_k \\ \bar{\phi}_{slip,k} \end{bmatrix} + G_k e_{meas}, \quad (48)$$

$$\hat{q}_k := \frac{\hat{q}_k}{\|\hat{q}_k\|}, \quad (49)$$

$$\hat{\phi}_{slip,k} := \lceil 2\hat{\phi}_{slip,k} \rceil / 2, \quad (50)$$

где скобки в (50) относятся к оператору округления.

Последние шаги ОФК2 (48)-(50) включают предсказание, остаточный коэффициент усиления фильтра и нормализацию.

В. Расширение алгоритма при смене спутников

В процессе измерений количество видимых спутников может измениться. В этом случае размерность вектора состояния во втором обобщенном фильтре Калмана также будет меняться. Эту проблему необходимо учитывать в алгоритме.

Изменение созвездия видимых спутников влияет на: переменную состояния $\phi_{slip,k}$ и матрицу ковариации Σ_k . Начальные значения заданы в виде

$$\phi_{slip,0} = 0, \quad \Sigma_0 = R_v. \quad (51)$$

Разумно выбрать следующее значение R_v : $R_v = \text{diag}(\sigma_q^2 I_4, \sigma_\phi^2 I_{m-1})$, где σ_q^2 – дисперсия для ошибки ориентации, σ_ϕ^2 – дисперсия фазового измерения. В соответствии с теорией фильтра Калмана [17] значение Σ_k равно

$$\Sigma_{1,1} = E\{(q_k - \hat{q}_k)(q_k - \hat{q}_k)^T\}, \quad (52)$$

$$\Sigma_{1,2} = E\{(q_k - \hat{q}_k)(\phi_{slip,k} - \hat{\phi}_{slip,k})^T\}, \quad (53)$$

$$\Sigma_{2,1} = E\{(\phi_{slip,k} - \hat{\phi}_{slip,k})(q_k - \hat{q}_k)^T\}, \quad (54)$$

$$\Sigma_{2,2} = E\{(\phi_{slip,k} - \hat{\phi}_{slip,k})(\phi_{slip,k} - \hat{\phi}_{slip,k})^T\}, \quad (55)$$

$$\Sigma = \begin{bmatrix} \Sigma_{1,1} & \Sigma_{1,2} \\ \Sigma_{2,1} & \Sigma_{2,2} \end{bmatrix}. \quad (56)$$

Действия при пропадании спутника. Допустим, что j -й спутник, который не является главным спутником, пропадает между $(k-1)$ -й и k -й эпохами измерений. Согласно (3), соответствующая неоднозначность к j -му спутнику – это $(j-1)$ -й компонент $\nabla \Delta N$. Таким образом, этот компонент следует удалить.

По этой же причине $(j-1)$ -й компонент $\phi_{slip,k-1}$ также следует удалить. Матрицу Σ_{k-1} можно преобразовать так, чтобы удалить $(j-1)$ -й столбец из $\Sigma_{1,2}$, $(j-1)$ -ю строку из $\Sigma_{2,1}$ и $(j-1)$ -й столбец и строку из $\Sigma_{2,2}$. После этого преобразования алгоритм (38) – (50) можно применять для сокращенного количества спутников.

Действия при появлении нового спутника. Во втором случае между $(k-1)$ -й и k -й эпохами измерений появляется новый спутник. На первом этапе рассчитываются вторые разности целого числа циклов для этого спутника. Обозначим новый спутник индексом $m+1$, тогда приближенное решение с плавающей запятой будет равно

$$\begin{aligned} \nabla \Delta \hat{N}^{1,m+1} &= \nabla \Delta \phi_{r,s}^{1,m+1}(t_k) - \\ &- \lambda^{-1}(e^1(t_k) - e^{m+1}(t_k))^T \times \\ &R_{ECEF,NED} R(\hat{q}_k) x_s. \end{aligned} \quad (57)$$

Зону поиска для этой неоднозначности можно будет определить по выражению (12), а истинную неоднозначность – по критерию (13).

На втором этапе вектор состояния $\phi_{slip,k-1}$ и матрица ковариации Σ_{k-1} расширяются с помощью данных от нового спутника. Поскольку начальное значение $\phi_{slip,0}$ равно нулю, новый компонент вектора состояния можно выбрать нулевым. Аналогично, расширенная матрица ковариации будет равна

$$\Sigma_{k-1} = \begin{bmatrix} \Sigma_{1,1} & \Sigma_{1,2} & 0 \\ \Sigma_{2,1} & \Sigma_{2,2} & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_\phi^2 \end{bmatrix}. \quad (58)$$

Изменение главного спутника. В случае, если главный спутник пропадает между $(k-1)$ -й и k -й эпохами измерений, следует выбрать новый главный спутник и пересчитать для него целочисленную неоднозначность, вектор проскальзывания фазы и матрицу ковариации. Эти значения можно рассчитать для значений $(k-1)$ -й эпохи измерения. После этой операции значения, относящиеся к старому главному спутнику, можно удалить, как для обычного спутника.

Допустим, что i -й спутник – старый главный спутник, а l -й – новый главный спутник. Используя равенство $\nabla \Delta N^{l,j} = \nabla \Delta N^{i,j} - \nabla \Delta N^{i,l}$ and $\nabla \Delta N^{i,i} = 0$ [16], можно рассчитать каждый компонент нового вектора неоднозначности. Пусть $T^{l,i}$ – матрица $(m-1) \times (m-1)$, с помощью которой находим:

$$\nabla \Delta N^{new} = T^{l,i} \nabla \Delta N^{old}. \quad (59)$$

Перерасчет $\phi_{slip,k-1}$ можно осуществить аналогичным образом:

$$\phi_{slip,k-1}^{new} = T^{l,i} \phi_{slip,k-1}^{old}. \quad (60)$$

Согласно уравнениям (52)-(56) новая матрица Σ_{k-1} равна

$$\Sigma_{k-1}^{new} = \begin{bmatrix} \Sigma_{1,1} & \Sigma_{1,2} T^{l,iT} \\ T^{l,i} \Sigma_{2,1} & T^{l,i} \Sigma_{2,2} T^{l,iT} \end{bmatrix}. \quad (61)$$

Результаты экспериментов

Опытный образец системы прошел испытания в реальных условиях.

Автомобильные испытания. При первом испытании система была установлена на автомобиле. Длина антенной базы составила 1,2 м. Траектория движения автомобиля представлена на рис. 5. Она достаточно проста и состоит из длинных прямых линий и поворотов на 90° . Преимущество использования такой траектории заключается в простоте проверки надежности всей системы.

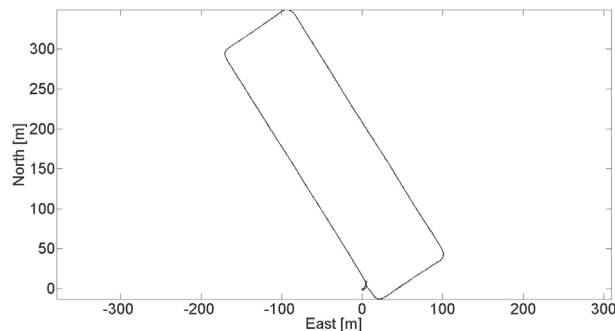


Рис. 5. Траектория автомобиля

Испытательная траектория подходит для проверки надежности откалиброванных магнитных измерений. В качестве опорного направления при проверке

точности используется курс автомобиля. Так как траектория содержит длинные прямые линии, точное направление можно рассчитать по GPS-местоположению двух концов прямых линий. В таблице представлены средний географический курс и средний магнитный курс автомобиля относительно Севера для четырех средних точек четырех прямых линий.

Сравнение географического и магнитного курсов

	Географический курс	Магнитный курс
Точка №1	56,51°	56,06°
Точка №2	148,63°	148,2°
Точка №3	236,41°	236,92°
Точка №4	327,78°	328,15°

В этом случае в магнитном векторе уже учтена компенсация магнитного склонения Венгрии. Дисперсия магнитного курса составляет 2,9°. Магнитный курс показан на рис. 6.

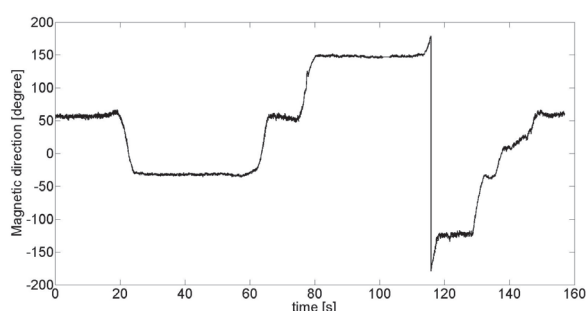


Рис. 6. Направление относительно Севера по данным магнитометра

На данной траектории можно также испытывать и датчики угловой скорости. Магнитные измерения показывают, что угол между начальным направлением и курсом составляет около 1°. Откалиброванные угловые скорости были численно проинтегрированы, результат составил 378,27°, т.е. в течение 2,5-минутного испытания появляется накопленная ошибка 4,71%. В сравнении с инерциальными системами на основе МЭМС [2] этот результат можно считать вполне надежным.

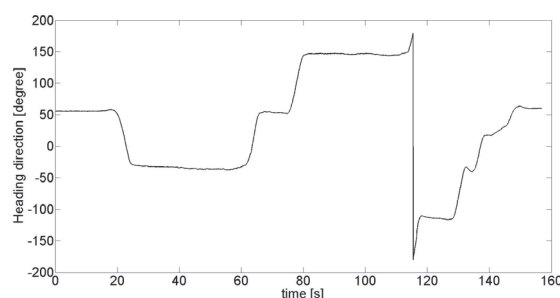


Рис. 7. Направление относительно Севера по данным первого ОФК

На первом этапе оценивания используются данные от датчика угловой скорости и от магнитометра. Время выборки данных магнитометра составляет 20 мкс, а датчика угловой скорости – 10 мкс. Результаты оценки направления относительно Севера показаны на рис. 7. Этот результат очень близок к курсу по маг-

нитному датчику, но дисперсия курса составляет всего $0,0146^\circ$, а данные об ориентации можно получить при времени выборки данных $10 \mu\text{s}$.

На втором этапе оценивания используются измерения фазы несущей сигнала GPS. В процессе испытания набор спутников менялся. Количество доступных спутников показано на рис. 8. В силу вычислительных аспектов, количество спутников было ограничено шестью. Эти спутники были выбраны на основе отношения «сигнал-шум». При количестве видимых спутников менее четырех, GPS-измерения считаются недоступными.

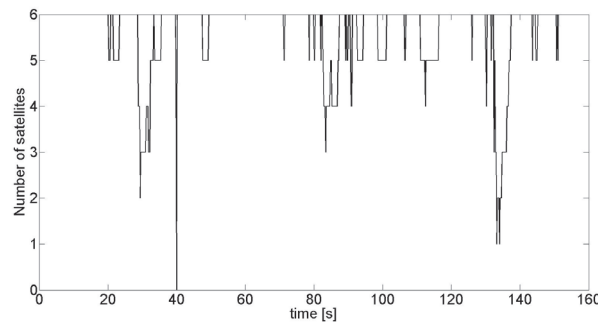


Рис. 8. Количество доступных спутников в течение автомобильного испытания

Результаты второго и первого этапов очень близки, что вполне объяснимо: использовалась простая одномерная траектория движения. В процессе измерения в GPS-приемниках наблюдались проскальзывания циклов. ОФК2 рассчитывает оценку проскальзывания цикла. Значения проскальзывания цикла показаны на рис. 9.

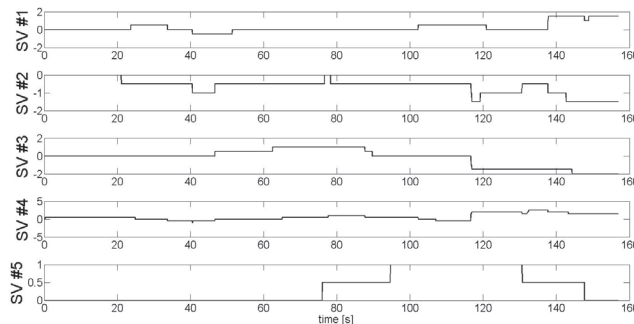


Рис. 9. Оценка проскальзывания цикла вторых разностей при пяти доступных неглавных спутниках во время автомобильного испытания

Сравнение с другими системами определения ориентации по фазе несущей, работающими в реальном времени [19, 20] позволяет увидеть, что предлагаемый метод дает очень схожие результаты как по точности, так и по дисперсии. В других методах используются четыре GPS-приемника, обеспечивающие измерения фазы несущей, но не используется инерциальная навигационная система.

Авиационные испытания. Во втором испытании сенсорную систему устанавливали на планер. Траектория планера показана на рис. 10. В этом случае траектория не так проста, в ней есть фрагменты с большим ускорением и быстрые развороты, а также нет прямых линий, а значит, нет и надежных эталонных значений для более глубокого анализа. Расстояние между антеннами GPS составило $2,45 \text{ м}$.

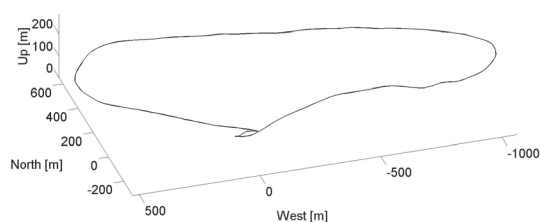


Рис. 10. Траектория планера

Испытание показало, что сенсорная система найдет применение в перспективной задаче определения нелинейной динамической модели планера. На рис. 11 показаны углы крена, тангажа и рыскания планера относительно начальной горизонтальной СК, рассчитанные по матрице $R(\hat{q}_k)$ на втором этапе оценки положения.

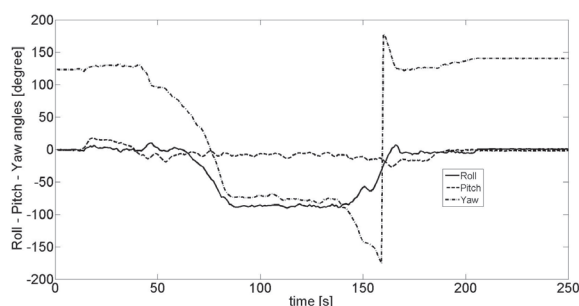


Рис. 11. Ориентация самолета (углы крена, тангажа и рыскания)

Эти данные будут полезны на следующем этапе, например при расчете кинематического угла атаки и угла бокового увода самолета.

Выводы

В статье описана новая система оценивания состояния при решении задачи определения ориентации наземных и воздушных объектов. В системе используются инерциальные и магнитные датчики и GPS-приемники с функцией измерения фазы несущей. Задача разрешения целочисленной неоднозначности решается в реальном времени по данным измерений фазы несущей. Предлагается алгоритм, в котором используются дополнительные инерциальные и магнитные датчики. Процесс оценивания состояния включает двухуровневый обобщенный фильтр Калмана. Оценка состояния дает возможность точно определить ориентацию объекта. Поскольку в алгоритме оценивания состояния используются только линейные алгебраические операции, требуемые вычислительные мощности соответствуют возможностям реального времени. Результаты испытаний показывают, что рассчитанные значения достоверны и систему можно применять в будущих приложениях.

Благодарности

Данная исследовательская работа выполнена при поддержке Европейского союза и Венгрии в рамках проекта «Национальный успех – Программа TAMOP 4.2.4.A/1-11-1-2012-0001 – Разработка и реализация национальной программы индивидуальной поддержки студентов и научных сотрудников».

ЛИТЕРАТУРА

1. **Kis, L.**, Navigation and control of autonomous vehicles using fusion of modern sensors, PhD thesis, Budapest University of Technology and Economics, 2013.
2. **Kis, L and Lantos, B.**, Sensor fusion and actuator system of a quadrotor helicopter, Periodica Polytechnica - Electrical Engineering, 2009, 53:(3-4) pp. 139-150.
3. **Kis, L and Lantos, B.**, GPS based attitude determination using embedded magnetometer calibration, 21st Mediterranean Conference on Control and Automation, Platanias-Chania, Greece, 2013.
4. **Bell, T.**, Automatic tractor guidance using carrier phase differential GPS, Computers and Electronics in Agriculture, 2000, no. 25, pp. 53-66.
5. **Chang, X.-W., Paige, C.C., and Yin, L.**: Code and carrier phase based short baseline GPS positioning: computational aspects, GPS Solutions, 2004, no. 7, pp. 230-240.
6. **Sickle, J.V.**, GPS for Land Surveyors, Ann Arbor Press, 2001.
7. **Wang, J., Satirapod, C., and Rizos, C.**, Stochastic assessment of GPS carrier phase precise static relative positioning, Journal of Geodesy, 2002, no. 76, pp. 95-104.
8. **Farrell, J.A., Givargis, T.D., and Barth, M.J.**, Real-time differential carrier-phase GPS-aided INS, IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2000, no. 8(4), pp. 709-721.
9. **Farrell, J.A.**, Aided Navigation - GPS with High Rate Sensors, McGraw-Hill, 2008.
10. **Grewal, M.S., Weill, L.R., and Andrews, A.P.**, Global Positioning System, Inertial Navigation and Integration, Wiley, 2007.
11. **Grotschel, M., Lovasz, L., and Schriver, A.**, Geometrical Algorithms and Combinatorial Optimization, Springer Verlag, 1993, 2nd edition.
12. **Teunissen, P.J.G.**: Least-square estimation of the integer GPS ambiguities, IAG General Meeting, Beijing, China, 1993, pp. 1-16.
13. **Chang, X.W., Yang, X., and Zhou, T.**: MLAMBDA: A modified LAMBDA method for integer least-squares estimation, Journal of Geodesy, 2005, no. 79, pp. 552-565.
14. **Li, Y, Zhang, K., and Grenfell, R.**, Improved knight method based on narrowed search space for instantaneous GPS attitude determination, Navigation, 2005, no. 52, pp. 111-119.
15. **Kaplan, E.D. and Hegarty, C.J.**, Understanding GPS - Principles and Applications, Artech House, 2005.
16. **Farrell, J.A. and Barth, M.**, The Global Positioning System and Inertial Navigation, McGraw-Hill, 1998.
17. **Lantos, B. and Márton, L.**, Nonlinear Control of Vehicles and Robots, Springer London, 2011.
18. **Kis, L. and Lantos, B.**, Aided carrier phase differential GPS for attitude determination, IEEE/ASME International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics, Budapest, Hungary, 2011.
19. **Li, Y. and Yuan, J.**, Attitude determination using GPS vector observations, GNSS World of China, 2005.
20. **Li, Y., Zhang, K., Roberts, C., and Murata, M.**, On-the-fly GPS-based attitude determination using single- and double-differenced carrier phase measurements, GPS Solutions, 2004, vol. 8, no. 2, pp. 93-102.
21. **Kis, L. and Lantos, B.**, High precision GPS positioning with multiple receivers using carrier phase technique and sensor fusion, Periodica Polytechnica Electrical Engineering and Computer Science, 2013, vol. 57, no. 3, pp. 83-97.
22. **Степанов О.А., Кошаев Д.А.** Исследование методов решения задачи ориентации с использованием спутниковых систем // Гироскопия и навигация. - 1999. - №2. - С. 30-55.
23. **Блажнов Б.А., Кошаев Д.А.** Определение относительной траектории движения и углов ориентации по фазовым спутниковым измерениям и данным микромеханического гироскопа // Гироскопия и навигация. - 2009. - №4. - С. 15-34.

Abstract. This paper presents a real-time state estimation system for outdoor vehicles using inertial sensor, magnetic sensor and GPS receivers with carrier phase measurement capability. The article concentrates on the precise orientation. A sensor calibration is presented. A real-time method for carrier phase integer ambiguity determination is described. The state estimation algorithm is a two level extended Kalman filter. The results are tested for real movement of a car and a sail-plane.

Key words: inertial sensor, magnetic sensor, GPS receivers, precise orientation estimation, real-time method, Kalman filter, a car and a sail-plane

Материал поступил 02.10.13