

П. А. Горев^{1, 2}, инженер, аспирант, gorev.pv@yandex.ru,

В. Г. Костиков^{1, 3}, д-р техн. наук, проф., нач. отдела, kvg303@yandex.ru,

¹ Национальный исследовательский технологический университет "Московский институт стали и сплавов",

² Научно-исследовательский институт точных приборов, Москва

³ Головное системное конструкторское бюро Концерта ПВО "Алмаз-Антей"

Метод обработки фазовых измерений глобальной спутниковой навигационной системы с использованием данных инерциальной навигационной системы

Предлагается метод, который позволяет оценить параметры навигационного сигнала, используя вспомогательную информацию от инерциальной системы или датчиков трансмиссии. Система была смоделирована с помощью программного пакета MATLAB/Simulink.

Ключевые слова: ГНСС, GPS, ГЛОНАСС, фазовые измерения, ИНС, МЭМС, одометры, Simulink

Введение

Фазовые приемники глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) в настоящее время являются весьма перспективными устройствами. Так как ошибки определения фазы несущего колебания в фазовой следящей системе обычно не превышают 0,1 цикла, что эквивалентно ~2 см на частоте $L1 = 1575,42$ МГц системы GPS, они имеют потенциально высокую точность по сравнению с традиционными кодовыми системами [1, 2]. Вместе с тем, из-за недостаточной взаимной синхронизации спутниковых часов навигационное решение сдвигается на значения фазы передающей антенны φ_s и начальной фазы приемника φ_r^{int} , кроме того, требуется определить число целых циклов N [1]. Существующие на сегодняшний день методы измерений имеют определенные недостатки. Метод RTK (кинематика в реальном времени) является относительным и требует одновременных измерений на опорной станции и на объекте, при этом расстояние между базой и движущимся объектом не должно превышать нескольких десятков километров [3]. Метод PPP (метод точечного позиционирования) имеет длительное время инициализации, что затрудняет его применение в приложениях реального времени.

Большинство существующих исследований совместной обработки данных ИНС/ГНСС направлено на разработку различных интегрированных систем, улучшающих точность координат и псевдодальностей. Ряд публикаций посвящен жестко- и ультражесткосвязанным ИНС/ГНСС на основе

фильтра Калмана [4—6]. Интеграция ИНС и высокоточных спутниковых систем [7—9] значительно снижает ошибки измерений. Другой способ улучшить качество систем — использовать информацию ИНС в качестве вспомогательной для улучшения характеристик ГНСС: времени захвата сигнала [10, 11], разрешения неоднозначности [12] и пр.

Представленный ниже подход является попыткой создания безразностного алгоритма, автономно оценивающего три неизвестные величины — N , φ_s и φ_r^{int} , что может позволить проводить абсолютные фазовые измерения с использованием вспомогательной информации от инерциальной навигационной системы вместо двойных разностей, которые используются в относительных фазовых методах. С помощью данного алгоритма задача решается поэтапно: на первом этапе устраняется фазовая неоднозначность, на втором этапе определяется фаза сигнала передающей антенны, на третьем этапе оценивается начальная фаза опорного генератора.

Несмотря на то что первый этап довольно хорошо изучен, относительно свойств фазовых сдвигов опубликовано сравнительно немного работ. В данной статье при решении поставленной задачи мы будем ссылаться на работу [13], в которой представлена техника калибровки фазовых сдвигов с помощью метода PPP и приведены результаты исследований их свойств.

Имитационное моделирование проведено в пакете *Simulink* программной среды MATLAB. Целью настоящего исследования является сравнение точности определения фазы на спутниковой антенне при использовании данных ИНС и одометров.

Общие положения

Расстояние между спутником и приемником можно условно разделить на три части, как показано на рис. 1. Отрезок 1 — расстояние, пропорциональное сдвигу фазы на спутниковой антенне $\lambda\varphi_s$, где λ — длина волны навигационного сигнала. Отрезок 2 — часть расстояния, пройденного сигналом, которую можно выразить целым числом циклов несущего колебания λN . Отрезок 3 — сдвиг фазы на приемной антенне, оцениваемый с помощью следящего контура навигационного процессора $\lambda\varphi$. При этом величина φ измеряется относительно эталонного сигнала, генерируемого в приемнике, который имеет собственную начальную фазу φ_r^{int} , также требующую оценивания.

Оценивание координат объекта с помощью безразностного алгоритма проводится в четыре этапа.

1. *Оценивание числа целых циклов.* Приемник ГНСС в разрабатываемой комплексной системе ИНС/ГНСС принимает навигационные сигналы на двух частотах и выполняет кодовые измерения и измерения фазы принятого сигнала φ . Это позволяет оценить число целых циклов двухчастотным методом, подробно описанным в литературе [1], который требует наличия одного грубого однозначного (кодowego) и нескольких точных неоднозначных (фазовых) измерений. В ближайшее время планируется введение новых гражданских сигналов;

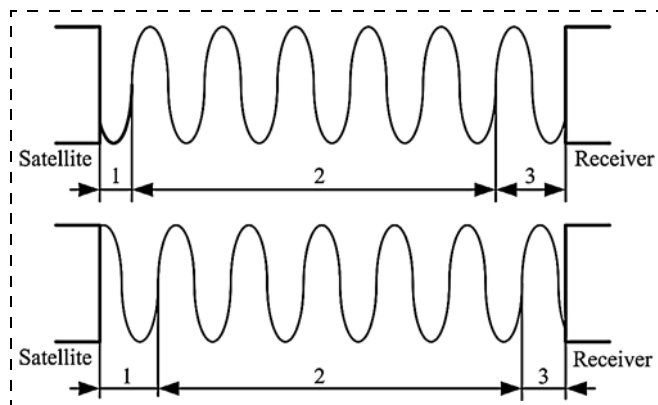


Рис. 1. Структура сигнала для двух различных моментов времени

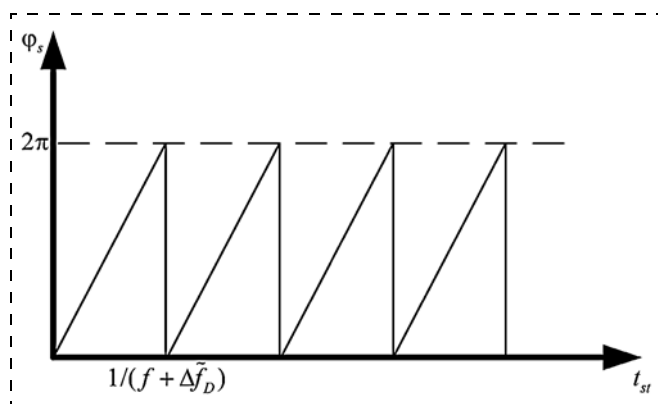


Рис. 2. Временная диаграмма фазового сдвига на спутниковой антенне

первый из них, L2C, планируется начать транслировать со всех 24 спутников GPS около 2018 г. [14]. Поэтому внедрение в ближайшей перспективе двухчастотных методов представляется целесообразным.

Перед разрешением неоднозначности к измеренным псевдодальностям и псевдофазам применяются дифференциальные поправки. Для увеличения точности разрешения неоднозначности возможно дополнительное использование в качестве поддержки информации от ИНС.

2. *Оценивание фазового смещения на спутниковой антенне.* На данном этапе проводится оценка параметра φ_s в момент передачи сигнала со спутника.

Как показано в работе [2], сдвиг фазы $\varphi_s(t_{st})$ на передающей антенне изменяется периодически и определяется следующим выражением:

$$\varphi_s(t_{st}) = [2\pi(f + \Delta f_D)t_{st}] \bmod 2\pi, \quad (1)$$

где f и Δf_D — несущая частота и ее доплеровский сдвиг соответственно, t_{st} — время передачи сигнала. Выражение (1) описывает пилообразный периодический сигнал, который показан на рис. 2.

Введем параметр $\tilde{\rho}_{INS,i}(t_{sa})$ — псевдодальность, вычисленную в момент приема сигнала t_{sa} по данным инерциальной системы, начальные условия которой в начальный момент времени были установлены по данным ГНСС. Знак $\sim$ здесь и далее означает, что соответствующий параметр является измерением, чтобы отличать его от истинного значения псевдодальности. Так как $\tilde{\rho}_{INS,i}(t_{sa})$ вычисляется методом счисления координат, то, в отличие от абсолютных фазовых измерений, данный параметр не содержит компоненты $\varphi_s(t_{st})$. Следовательно, разность $\varepsilon(t)$ измеренных сигналов ИНС и ГНСС определяется пилообразным сигналом (1) и дополнительными ошибками, вызванными деградацией решения ИНС и различными флуктуационными шумами:

$$\varepsilon(t) = \tilde{\rho}_i(t) - \tilde{\rho}_{INS,i}(t) = \frac{\lambda}{2\pi} \varphi_s(t - t_0) + b + \delta, \quad (2)$$

где b — постоянное смещение, δ — возмущение.

Так как навигационные приемники работают на пониженной частоте, а контур слежения за фазой сигнала приемника требует некоторого времени интегрирования, которое заведомо больше, чем период сигнала, сигнал (2) не может быть получен. Следовательно, требуется понижение частоты, позволяющее отследить параметры сигнала. Фаза должна измеряться с определенным периодом, который удовлетворяет следующим условиям:

$$t_k - t_{k-1} = \frac{n}{f + \Delta f_D} + \frac{m}{f + \Delta f_D}. \quad (3)$$

Здесь k — шаг дискретизации; m — дробное число, характеризующее небольшое уменьшение частоты выдачи оценки, которое позволяет снимать показания, соответствующие разным фазам сигнала.

Понижение частоты в n раз (n — целое число) необходимо, во-первых, для снижения требований по синхронизации часов и, во-вторых, для обеспечения достаточного времени для обработки данных.

Для оценивания параметра φ_s разработана следающая система, описанная в следующем разделе.

3. *Определение начальной фазы эталонного сигнала приемника.* Результатом выполнения первых двух этапов являются значения псевдодальностей между приемником и каждым из наблюдаемых спутников, полученные с точностью до φ_r^{int} . Известные на сегодняшний день методы определения координат используют для их оценки фильтр Калмана. В данном исследовании предлагается добавление величины $\lambda \varphi_r^{int}$ в вектор состояний навигационного фильтра.

Прочие методы определения φ_r^{int} приведены в статье [15] и в рамках данного исследования не рассматриваются.

Этот подход снимает необходимость в высокой точности взаимной синхронизации часов для получения точных значений псевдодальностей. Поскольку точность современных приемников достигает значений примерно $10^{-9} \dots 10^{-11}$ с [16], существует теоретическая возможность проводить соответствующие измерения в заданные, а не случайные моменты времени.

Как показано в работе [13], начальная фаза приемника φ_r^{int} является нестабильной во времени и зашумленной, в то время как для сдвига на спутнике была подтверждена долговременная стабильность. Эти свойства были использованы при моделировании среды и настройке наблюдателей.

Представленный подход можно применить также при использовании одометров и прочих датчиков трансмиссии в качестве источников вспомогательной информации. Основным недостатком одометров является измерение ими перемещения по плоскости Земли, что вызывает быструю деградацию навигационного решения. Так, при уклоне в 8° ошибка достигает 1 %, а при использовании метода дифференциальной одометрии ошибка определения курса составляет около 3 % в секунду при скорости 10 м/с [2]. Но при этом одометры часто входят в состав современных транспортных средств и отличаются меньшей стоимостью и сложностью по сравнению с инерциальными системами.

Особенности алгоритмической реализации

Наблюдатель фазы спутника

Для оценки $\varphi_s(t_{sf})$ разработана система, следающая за задержкой пилообразного сигнала. Эта следающая система задержки основана на тех же принципах, что и контуры слежения приемников ГНСС, т. е. на поиске максимума корреляции между входным сигналом и опережающим и запаздывающим эталонными сигналами. При этом для удобства синтеза вместо параметра $\varphi_s(t_{sf})$ в качестве отслеживаемого параметра используется задержка t_0^*

пилообразного разностного сигнала (1). После оценивания данного параметра к вычисленному на предыдущем этапе значению псевдодальности прибавляется эталонный пилообразный сигнал с задержкой t_0^* .

Обобщенная структурная схема следающего контура приведена на рис. 3. На вход системы подается сигнал $y(t; \lambda)$ с параметром λ , подлежащим оценке. Дискриминатор представляет собой блок, который рассчитывает выходной сигнал $u_d(\delta\lambda)$, пропорциональный рассогласованию $\delta\tilde{\lambda}_k = \lambda_k - \tilde{\lambda}_k$ между истинным значением параметра и его оценкой. Оценивание параметра выполняется с помощью опорного сигнала $u_{оп}(t; \tilde{\lambda})$. Фильтр оценивает параметр λ , который используется для формирования опорного сигнала. В нашем случае параметром λ является время начала периода функции рассогласования t_0^* .

Следающая система работает с сигналом, полученным после понижения частоты сигнала (2) в соответствии с условием (3):

$$\varepsilon^*(t) = \frac{\lambda}{2\pi} \varphi_s^*(t - t_0^*) + b + \delta,$$

где $\varphi_s^*(t - t_0^*) = \left[\frac{2\pi k}{n} (f + \Delta f_D)(t - t_0^*) \right] \bmod 2\pi$.

Символ * означает, что указанный параметр относится к сигналу с пониженной частотой. В данных выражениях Δf_D — доплеровский сдвиг; b и δ — смещение и шум измерений разностного сигнала соответственно; t_0^* — момент времени, в который зависимость $\varphi_s^*(t - t_0^*)$ равна нулю.

Период T функции $\varepsilon^*(t)$ определяется следующим соотношением:

$$T = \frac{n/k}{f + \Delta f_D}.$$

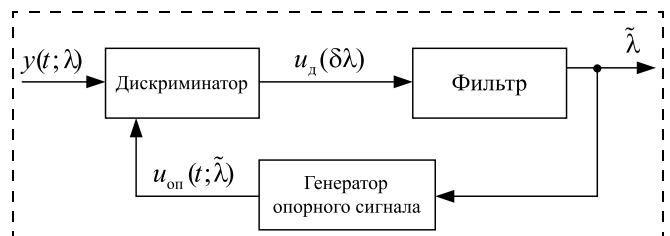


Рис. 3. Обобщенная схема следающей системы

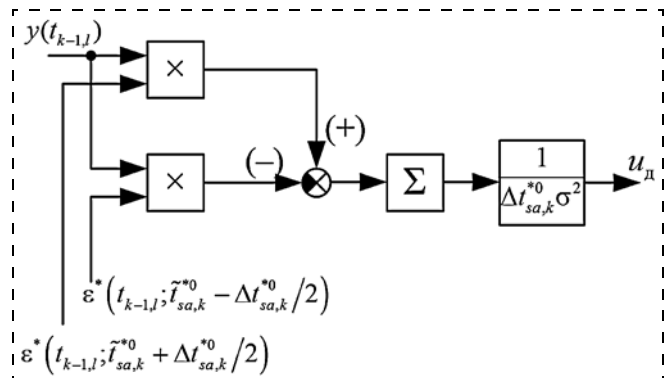


Рис. 4. Дискриминатор задержки сигнала

В работе [15] в соответствии с данными условиями был синтезирован дискриминатор задержки. Его схема показана на рис. 4, где $y(t_k - 1, l)$ — входной сигнал; ε^* — эталонные сигналы; $\tilde{t}_{sa,k}^{*0}$ — измеренная задержка эталонного сигнала t_0^* на k -м шаге, выраженная в шкале времени приемника (sa), знак "0" перенесен в верхний индекс для удобства записи; $\Delta t_{sa,k}^{*0}$ — сдвиг задержки сигнала в запаздывающем и опережающем канале дискриминатора; Σ — аккумулятор, выходом которого является сумма значений входного сигнала на последних M итерациях.

Способы оценки начальной фазы приемника

Последним источником погрешностей навигационной системы является начальная фаза φ_r^{int} опорного генератора следящих контуров приемника. Так как для каждого канала используется один и тот же эталонный сигнал частоты, данная погрешность оказывает одинаковое влияние на каждый канал с поправкой на доплеровский сдвиг, т. е. смещает значение псевдодальности канала i , соответствующего сигналу i -го спутника, на значение $\lambda_i \varphi_r^{int}$. Без ограничения общности положим, что длина волны в каждом канале одинакова и равна λ .

Так как выражения, связывающие псевдодальность и координаты объекта, не позволяют вычислить навигационные параметры напрямую, данная задача решается косвенно итерационными и фильтрационными методами. Наиболее распространенным средством вторичной обработки навигационной информации является расширенный фильтр Калмана, стандартная процедура синтеза которого для решения навигационно-временной задачи описана в работе [2]. Для определения значения φ_r^{int} предлагается модификация данного фильтра путем включения данной величины в вектор состояния навигационной системы. Главный недостаток такого подхода — увеличение минимального необходимого числа наблюдаемых спутников с четырех до пяти.

В качестве вектора состояния навигационной системы выбран следующий пятимерный вектор:

$$x = (r^T \quad v^T \quad \delta p \quad \delta \dot{p} \quad \lambda \varphi^{int})^T, \quad (4)$$

где r, v — трехмерные векторы положения и скорости объекта соответственно; $\delta p, \delta \dot{p}$ — ошибка псевдодальности, вызванная смещением часов приемника, и скорость ее изменения соответственно.

В качестве вектора входной информации рассматривается вектор

$$z = (\tilde{p}_1 \dots \tilde{p}_5, \tilde{\dot{p}}_1 \dots \tilde{\dot{p}}_5),$$

где $\tilde{p}_i, \tilde{\dot{p}}_i$ — измерения псевдодальностей и скоростей изменения псевдодальностей канала i соответственно.

Матрица перехода непрерывной навигационной системы имеет вид

$$F = \begin{pmatrix} 0_{3,3} & I_3 & 0_{3,1} & 0_{3,1} & 0_{3,1} \\ 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,1} & 0_{3,1} & 0_{3,1} \\ 0_{1,3} & 0_{1,3} & 0 & 1 & 0 \\ 0_{1,3} & 0_{1,3} & 0 & 0 & 0 \\ 0_{1,3} & 0_{1,3} & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix},$$

где $0_{n,n}$ — нулевая матрица размерности $n \times n$; I_3 — единичная матрица размерности 3.

Дискретизация данной матрицы проводится по следующей формуле:

$$\Phi = e^{F\tau} = I_9 + F\tau, \quad (5)$$

где τ — шаг дискретизации. Следует отметить, что здесь при разложении экспоненты в степенной ряд (5) слагаемые порядка выше первого равны нулю.

Матрица ковариации шумов системы имеет вид

$$Q = \begin{pmatrix} 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,1} & 0_{3,1} & 0_{3,1} \\ 0_{3,3} & I_3 n_a^2 \tau & 0_{3,1} & 0_{3,1} & 0_{3,1} \\ 0_{1,3} & 0_{1,3} & 0 & 0 & 0 \\ 0_{1,3} & 0_{1,3} & 0 & I_3 n_{rca}^2 \tau & 0 \\ 0_{1,3} & 0_{1,3} & 0 & 0 & I_3 n_{po}^2 \tau \end{pmatrix},$$

где $n_a^2, n_{rca}^2, n_{po}^2$ — спектральные плотности шумов ускорения, смещения шкалы времени приемника и фазы опорного генератора приемника соответственно.

Введем в рассмотрение функцию измерений

$$h(x) = (\hat{p}_1 \dots \hat{p}_5, \hat{\dot{p}}_1 \dots \hat{\dot{p}}_5).$$

Здесь оценки значений псевдодальностей $\hat{p}_i$ и скоростей изменения псевдодальностей $\hat{\dot{p}}_i$, спрогнозированные по данным текущего состояния системы, вычисляются по формулам

$$\hat{p}_i = \sqrt{(r_{si} - r^-)^T (r_{si} - r^-)} + \delta p + \lambda \varphi^{int},$$

$$\hat{\dot{p}}_i = \sqrt{(v_{si} - v^-)^T (v_{si} - v^-)} + \delta \dot{p},$$

где r_{si}, v_{si} — координаты и скорость i -го спутника.

Матрица измерений имеет вид

$$H_k = \begin{pmatrix} -U & 0_{5,3} & E_{5,1} & 0_{5,1} \\ 0_{5,3} & -U & 0_{5,1} & E_{5,1} \end{pmatrix},$$

где $E_{5,1}$ — матрица, состоящая из единиц, U — матрица, составленная из векторов линий визирования спутников u_i : $U = (u_1^T \dots u_5^T)^T$.

Матрица ковариации шумов измерений равна

$$R = 0,1 \cdot I_{10}.$$

Начальное значение ковариационной матрицы погрешностей P_0^+ настраивается на этапе разработки конкретного изделия.

Алгоритм работы фильтра Калмана, оценивающего вектор состояния навигационной системы, представлен ниже (верхние индексы $(-)$ и $(+)$ обозначают соответственно априорную и апостериорную оценки значения).

1. Прогнозирование вектора состояния навигационной системы:

$$\hat{x}_k^- = \Phi \hat{x}_{k-1}^+.$$

2. Прогнозирование ковариационной матрицы погрешностей:

$$P_k^- = \Phi P_{k-1}^+ \Phi^T + Q.$$

3. Расчет отклонения от оцениваемой траектории:

$$\delta z_k = z_k - h(\hat{x}_k^-).$$

4. Расчет матрицы коэффициентов усиления фильтра:

$$K_k = P_k^- H_k^T (H_k P_k^- H_k^T + R)^{-1}.$$

5. Коррекция вектора состояния навигационной системы:

$$\hat{x}_k^+ = \hat{x}_k^- + K_k \delta z_k.$$

6. Коррекция матрицы ковариации навигационной системы:

$$P_k^+ = (I - K_k H_k) P_k^-.$$

Навигационные параметры извлекаются из вектора $\hat{x}_k^+$ в соответствии с представлением (4) на каждом шаге k .

Моделирование и результаты

Моделирование проводилось с использованием пакета MATLAB/Simulink. Тестовая модель выполняла имитацию движения спутников, распространение сигнала через атмосферу и моделирование некоторых функций навигационного процессора, описанных выше. Известно, что на сигнал существенное влияние оказывают неточность определения эфемерид, характеристики тропосферы и внутренний шум следящих систем сигнального процессора. Предполагается, что погрешность, вызванная ионосферой, исключена благодаря двухчастотному приему. Влияние прочих факторов, таких как релятивистские эффекты, искажения Земной поверхности и пр., описывается достаточно точными математическими моделями и сводится к единицам сантиметров [3]. Характеристики всех атмосферных ошибок и ошибок эфемерид соответствуют системам с широкозонной коррекцией.

При построении траектории движения спутников и расчете их скоростей использованы данные Inter-

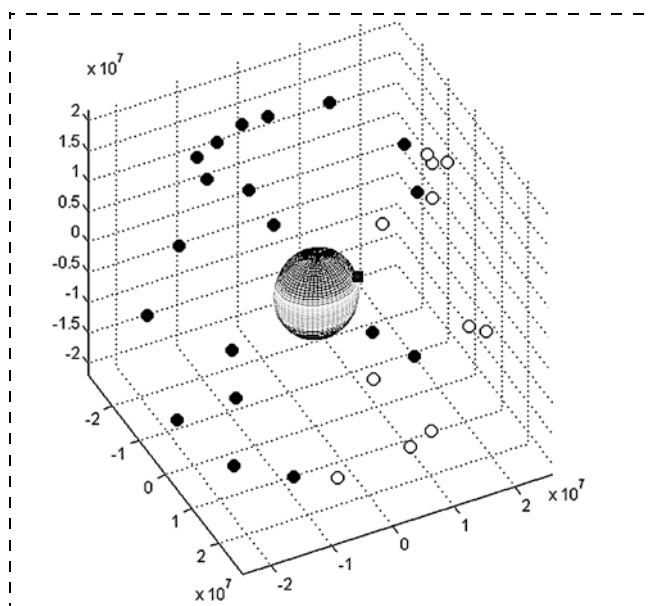


Рис. 5. Графический вывод процесса моделирования движения спутников (система координат — WGS-84)

national GNSS Service [17] с точными эфемеридами. Определение видимости и выбор наилучших спутников проводили автоматически с помощью скрипта для среды MATLAB, графическое представление работы скрипта приведено на рис. 5. На диаграмме показаны положения спутников. Круглыми закрашенными маркерами отмечены невидимые спутники, белыми — видимые. Квадратным маркером обозначен приемник.

Исходные данные для моделирования ИНС на базе МЭМС приведены ниже.

Акселерометры

Постоянное смещение, $g \cdot 10^{-3}$ 30
Дрейф смещения, $g \cdot 10^{-3}$ 2,5
Спектральная плотность шума, $g/\sqrt{\text{Гц}}$ $370 \cdot 10^{-6}$

Гироскопы

Постоянное смещение, $^{\circ}/r$ 5400
Дрейф смещения, $^{\circ}/r$ 1000
Спектральная плотность шума, $^{\circ}/\sqrt{\text{Гц}}$ 226,8

Одной из проблем моделирования в среде Simulink является невозможность моделирования с переменным шагом дискретных элементов схемы, поэтому влияние доплеровского смещения на работу системы не учитывалось в данном исследовании.

Поскольку разрешение целочисленной неоднозначности не рассматривается в данной работе, то сделано допущение, что число целых циклов определяется без погрешностей.

Задача модели — отследить задержку пилообразной функции в разностном сигнале $\varepsilon^*(t)$ при использовании вспомогательной информации от ИНС на базе МЭМС и выдать псевдодальности, вычисленные с точностью до φ_r^{int} .

Ключевым компонентом данной модели является следящая система задержки пилообразного сигнала, ее схема изображена на рис. 6. На ее входы подаются сигнал $\varepsilon^*(t)$ и значение частоты f . На выход

2. **Groves P. D.** Principles of GNSS, Inertial and Multisensor Integrated Navigation Systems. Boston, London: Artech House, 2008. 518 p.
3. **Дворкин В. В., Карутин С. Н., Глухов П. В.** Анализ состояния и перспектив развития технологии высокоточного местопределения по сигналам ГНСС // Радиотехника. 2011. № 3. С. 4—13.
4. **Нагин И. А., Шатилов А. Ю.** Алгоритм комплексирования НАП СРНС и автомобильных датчиков скоростей вращения колес // Радиотехника. 2012. № 6. С. 126—131.
5. **Шатилов А. Ю., Нагин И. А.** Тесно связанный алгоритм комплексирования НАП СРНС и многоцелевой ИНС // Радиотехника. 2012. № 6. С. 118—126.
6. **Gao J.** Development of a Precise GPS/INS/On-Board Vehicle Sensors Integrated Vehicular Positioning System: PhD Thesis. University of Calgary. 2007. 218 p.
7. **Han S., Wang J.** Integrated GPS/INS navigation system with dual-rate Kalman Filter // GPS Solutions. 2012. N. 3 (16). P. 389—404.
8. **Langel S. E.** et al. Tightly coupled GPS/INS integration for differential carrier phase navigation systems using decentralized estimation // Indian Wells: Position Location and Navigation Symposium (PLANS). 2010. P. 397—409.
9. **Hide C.** et al. Adaptive Kalman filtering algorithms for integrating GPS and low cost INS // Indian Wells: Position Location and Navigation Symposium, PLANS 2004. 2004. P. 227—233.
10. **He X.** et al. Analysis of INS Aided Signal Acquisition Based on Navigation Satellites Software Receivers // Zhangjiajie, Hunan: International Conference on Measuring Technology and Mechatronics Automation, ICMTMA '09. 2009. P. 277—280.

11. **Zhu L.** et al. Fast fine acquisition algorithm of GPS receiver aided by INS information // Journal of Systems Engineering and Electronics. 2011. N. 2 (22). P. 300—305.
12. **Zhang Q.** et al. Research on GPS signal ambiguity resolution aided by INS // Yantai: 3rd International Congress on Image and Signal Processing (CISP). 2010. Vol. 9. P. 4254—4257.
13. **Wang M., Gao Y.** An Investigation on GPS Receiver Initial Phase Bias and Its Determination // San Diego: Proc. of the 2007 National Technical Meeting of The Institute of Navigation. 2007. P. 873—880.
14. **New Civil Signals** [Electronic resource] / National Coordination Office for Space-Based Positioning, Navigation, and Timing. Washington, D. C. URL: <http://www.gps.gov/systems/gps/modernization/civilsignals/>
15. **Горев П. А.** Метод повышения точности определения координат подвижного объекта инерциальной навигационной системы // Научный вестник МГТУ. 2014. № 3 (48). С. 39—49.
16. **ГЛОНАСС.** Принципы построения и функционирования / Под ред. А. И. Перова, В. Н. Харисова. М.: Радиотехника, 2010. 800 с.
17. **IGS Products.** URL: <http://igsb.jpl.nasa.gov/components/prods.html>

An Approach to Inertial Navigation System-Aided Global Navigation Satellite System Carrier-Phase Positioning

P. A. Gorev^{1, 2}, gorev.pv@yandex.ru, **V. G. Kostikov**^{1, 3}, kvg303@yandex.ru

¹National University of Science and Technology "Moscow Institute of Steel and Alloys", Moscow, 119991, Russian Federation,

²Research Institute of Precision Measurements, Moscow, 127490, Russian Federation,

³Main Design Department of Almaz-Antey Air-Defence Concern, Moscow, 125190, Russian Federation

*Corresponding author: Gorev Pavel A., Engineer, Postgraduate Student, National University of Science and Technology "Moscow Institute of Steel and Alloys", Moscow, 119991, Russian Federation
Research Institute of Precision Instruments, Moscow, 127490, Russian Federation, e-mail: morzhov@mail.ru*

Received on July 15, 2015

Accepted on July 24, 2015

Current systems of the carrier-phase-based positioning require the use of differential methods, employing simultaneous measurements on a base station. The main problem, which hinders the absolute phase measurements, is insufficient mutual synchronisation of the satellite and receiver clocks. This insufficient synchronisation results in unknown parameters which are difficult to determine using the stand-alone equipment: the integer cycles number N , the phase at the transmitter's antenna ϕ_s and the initial phase of the receiver's reference generator ϕ_r^{int} . The new method proposed in this paper allows estimation of the two latter parameters with the aid of information from an inertial system. The main idea of the proposed principle is that INS and carrier-phase measurements have different error structures. The paper shows that a residual between the INS and carrier-phase measurements under certain conditions has a periodic nature, and the corresponding error source — bias on a satellite antenna — can be tracked and eliminated. The second error is the phase bias in the internal receiver generator, which can be estimated by Kalman filter. The method proposed to resolve the integer ambiguity needs a dual-frequency reception. Although this approach theoretically allows an absolute positioning, it is still desirable to use any type of a wide-area differential correction, because certain influences of the error sources cannot be sufficiently eliminated to take advantage of the carrier-phase measurements over the code measurements. The system was simulated using the Matlab/Simulink software package.

Keywords: GNSS, GPS, GLONASS, aided navigation, carrier-phase positioning, INS, MEMS, Simulink, navigation, discriminator

For citation:

Gorev P. A., Kostikov V. G. An Approach to Inertial Navigation System-Aided Global Navigation Satellite System Carrier-Phase Positioning, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2015, vol. 16, no 11, pp. 757—764.

DOI: 10.17587/mau/16.757-764

References

1. **Povaljaev A. A.** Sputnikovye radionavigacionnye sistemy: vremya, pokazaniya chasov, formirovanie izmerenij i opredelenie odnositel'nykh

- koordinat* (Radio navigation satellite systems: time, clock data, obtaining measurements and relative coordinates assessment), Moscow, *Radiotekhnika*, 2008, 328 p. (in Russian).

2. **Groves P. D.** Principles of GNSS, Inertial and Multisensor Integrated Navigation Systems, Boston, London, Artech House, 2008, 518 p.

3. **Dvorkin V. V., Karutin S. N., Gluhov P. V.** *Analiz sostojanija i perspektiv razvitiya tehnologii vysokotochnogo mestoopredelenija po signalam GNSS* (Analysis of Current Status and Perspectives of GNSS Precise Positioning Technology Development), *Radiotekhnika*, 2011, no. 3, pp. 4—13 (in Russian).

4. **Nagin I. A., Shatilov A. Ju.** Algoritm kompleksirovaniya NAP SRNS i avtomobil'nyh datchikov skorostej vrashheniya koles (GNSS/Wheel Speed Sensor Integration Algorithm), *Radiotekhnika*, 2012, no. 6, pp. 126—131 (in Russian).
5. **Shatilov A. Ju., Nagin I. A.** *Tesno svyazannyj algoritm kompleksirovaniya NAP SRNS i mnogocелеvoj INS* (A Tightly-Coupled GNSS/IMU Integration Algorithm for Multi-Purpose INS), *Radiotekhnika*, 2012, no. 6, pp. 118—126 (in Russian).
6. **Gao J.** Development of a Precise GPS/INS/On-Board Vehicle Sensors Integrated Vehicular Positioning System: PhD Thesis, University of Calgary, 2007, 218 p.
7. **Han S., Wang J.** Integrated GPS/INS navigation system with dual-rate Kalman Filter, *GPS Solutions*, 2012, no. 3 (16), pp. 389—404.
8. **Langel S. E.** et al. Tightly coupled GPS/INS integration for differential carrier phase navigation systems using decentralized estimation, *Indian Wells: Position Location and Navigation Symposium (PLANS)*, 2010, pp. 397—409.
9. **Hide C.** et al. Adaptive Kalman filtering algorithms for integrating GPS and low cost INS, *Indian Wells: Position Location and Navigation Symposium, PLANS 2004*, 2004, pp. 227—233.
10. **He X.** et al. Analysis of INS Aided Signal Acquisition Based on Navigation Satellites Software Receivers, *Zhangjiajie, Hunan: International Conference on Measuring Technology and Mechatronics Automation, ICMTMA '09*, 2009, pp. 277—280.
11. **Zhu L.** et al. Fast fine acquisition algorithm of GPS receiver aided by INS information, *Journal of Systems Engineering and Electronics*, 2011, no. 2 (22), pp. 300—305.
12. **Zhang Q.** et al. Research on GPS signal ambiguity resolution aided by INS, *Yantai: 3rd International Congress on Image and Signal Processing (CISP)*, 2010, vol. 9, pp. 4254—4257.
13. **Wang M., Gao Y.** An Investigation on GPS Receiver Initial Phase Bias and Its Determination, *San Diego: Proc. of the 2007 National Technical Meeting of The Institute of Navigation*, 2007, pp. 873—880.
14. **New Civil Signals**, National Coordination Office for Space-Based Positioning, Navigation, and Timing. Washington, D. C., available at: <http://www.gps.gov/svsystems/gps/modernization/civilsignals/>
15. **Gorev P. A.** Metod povysheniya tochnosti opredeleniya koordinat podvizhnogo ob'ekta inercial'noj navigacionnoj sistemy (Method of increasing the accuracy of determining the coordinates of a mobile object inertial navigation system), *Nauchnyj Vestnik MGGU*, 2014, no. 3 (48), pp. 39—49 (in Russian).
16. **Perov A. I., Harisov V. N. (Ed)** *GLONASS. Principy postroeniya i funkcionirovaniya* (GLONASS. Principles of architecture and functioning), Moscow, *Radiotekhnika*, 2010, 800 p. (in Russian).
17. **IGS Products**, available at: <http://igsceb.jpl.nasa.gov/components/prods.html>

УДК 531.383

DOI: 10.17587/mau.16.764-770

М. А. Барулина, канд. техн. наук, ст. науч. сотр., marina@barulina.ru,
Институт проблем точной механики и управления РАН, г. Саратов

Математическое обеспечение конечно-элементного моделирования микромеханических датчиков инерциальной информации в рамках неклассической теории изгиба

Полностью разработано математическое обеспечение трехмерного конечно-элементного балочного элемента для численного моделирования микромеханических датчиков инерциальной информации и их узлов, включающее в себя матрицу масс, матрицу жесткости, матрицу Кориолиса, центробежную матрицу. Разработанное математическое обеспечение четко обосновано использованием для его вывода вариационных принципов механики и уравнений Лагранжа 2-го рода и полностью учитывает неклассическую теорию изгиба Тимошенко и влияние гироскопического эффекта.

Ключевые слова: микромеханический гироскоп, микромеханический акселерометр, конечно-элементное моделирование, теория Тимошенко, вибрации, матрица масс, матрица жесткости, матрица Кориолиса, центробежная матрица

Введение

Микромеханические датчики инерциальной информации (ММДИИ), гироскопы и акселерометры остаются одними из самых перспективных и востребованных датчиков [1—3]. Исследование ММДИИ, повышение их точности и эффективности остаются актуальными задачами, решение которых требует глубокого, с достаточной степенью обобщения, исследования особенностей взаимного влияния различных по своей природе физических процессов, учета влияния внешней среды функционирования этих датчиков и, в частности, таких важнейших факторов, оказывающих влияние на точность и эффективность приборов инерциальной информации, как вибрационные воздействия.

При численном моделировании ММДИИ следует учитывать их специфику. Так, принцип действия микромеханического гироскопа основан на

наличии подвижной части (чувствительного элемента), вибрации которого возбуждаются на резонансной частоте, и возникновении вследствие гироскопического эффекта при вращении основания датчика вторичных колебаний, являющихся мерой угловой скорости вращения основания датчика [2, 3]. При эксплуатации в реальных условиях ММДИИ могут испытывать вибрации с амплитудами до 10 g и с частотами до 2 кГц.

Одним из методов, которыми можно осуществлять моделирование ММДИИ, является метод конечных элементов (МКЭ) [4], который получил широкое распространение с развитием вычислительной техники. К достоинствам метода МКЭ можно отнести его универсальность и возможность применимости к решению самых разных классов задач. Одними из базовых типов для построения и исследования конечно-элементных моделей в задачах механики твердого тела, на основе которого про-