

ВЛИЯНИЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ФАКТОРОВ И АЛГОРИТМОВ ОБРАБОТКИ ДАННЫХ НА ОШИБКИ ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ ГНСС В ГФО «МИХНЕВО»

М.Ю. Кузьмичева, И.А. Ряховский, Ю.В. Поклад, Б.Г. Гаврилов

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт динамики геосфер Российской академии наук

В статье представлены результаты анализа алгоритмов решения навигационной задачи в условиях регистрации сигналов глобальных навигационных спутниковых систем GPS и ГЛОНАСС в ГФО «Михнево». Показано, что в классическом алгоритме выбор спутников из наблюдаемого созвездия должен вестись не по критерию высоты над горизонтом, а по числу обусловленности матрицы навигационной задачи. Применение адаптивных итерационных алгоритмов позволяет практически полностью компенсировать геофизические возмущения при сохранении двухчастотного режима. Предложена модификация штатного алгоритма позиционирования в ГНСС.

Введение

Глобальные навигационные спутниковые системы (ГНСС) GPS и ГЛОНАСС применяются для решения широкого круга прикладных и фундаментальных научных задач. Общий принцип работы состоит в измерении расстояний до 4-х и более спутников созвездия и решении математической задачи вычисления координат в рамках выбранной модели Земли [Tsui, 2000]. Для измерения расстояния используются групповые и фазовые задержки, возникающие при распространении электромагнитных волн на частотах 1.2 (L2) и 1.7 (L1) ГГц от спутника до приемника. Так как распространение сигналов идет через ионосферу Земли, возникает дополнительная задержка, связанная с рефракцией электромагнитной волны в слое неоднородной электронной концентрации. В работе [Демьянов и др., 2014] представлен обширный статистический материал о величине реально наблюдаемых ошибок определения координат и делается вывод о том, что геофизические возмущения способны значительно ухудшить точностные показатели ГНСС, по сравнению с ожидаемыми (возрастание среднеквадратичной ошибки определения координат до 300 метров в одночастотном режиме).

При работе с ГНСС необходимо строго разделять ошибки измерения и ошибки позиционирования. Разработчики системы GPS гарантируют ошибку измерения дальности до спутников менее 95 см в течение 95% времени [GPS, 2014]. Ошибка же позиционирования определяется дальнейшей обработкой первичной информации в ходе решения навигационной задачи. Разные приемники (программы) используют, вообще говоря, разные алгоритмы, и ошибка позиционирования не является характеристикой только среды распространения сигнала.

С ноября 2014 года в ГФО «Михнево» ИДГ РАН ведется непрерывная высокочастотная (1 Гц) регистрация сигналов глобальных навигационных спутниковых

систем GPS и ГЛОНАСС приемниками Javad Sigma и Javad Prego с сохранением первичной информации на сервере ИДГ РАН. Постобработка возможна с использованием алгоритмов позиционирования: без учета ионосферы, с учетом ионосферы, в одно и двухчастотном режимах. Совместный анализ данных ГНСС и радиофизической информации, получаемой в ГФО «Михнево» позволяет исследовать влияние ионосферы и, шире, геофизических возмущений на точность спутниковой навигации.

Обработка накопленной информации привела к противоречивым выводам. С одной стороны, неоднократно фиксировались значительные (в десятки метров) ошибки позиционирования [Черменин, 2015], причем в разных режимах работы (одно и двухчастотном, с ионосферной коррекцией и без нее). Одновременно, сопоставление ошибок с данными по геофизическим возмущениям, такими как магнитные бури, вспышки на Солнце, прохождение над ГФО «Михнево» перемещающихся ионосферных возмущений, не позволило обнаружить статистически достоверные корреляционные связи.

В связи с этим была выдвинута гипотеза о возможной локализации источника ошибок в алгоритмах обработки первичной информации. Так как математически (см. ниже) навигационная задача сводится к решению переопределенной системы уравнений, для которых известно явление плохой обусловленности (при решении системы уравнений вида $A(x + \Delta x) = b + \varepsilon$, возмущение решения $\|\Delta x\| \sim \text{cond}(A) \cdot \|\varepsilon\|$, где $\text{cond}(A)$ – число обусловленности матрицы A), то была поставлена задача исследовать: (а) может ли повлиять специфическая реализация расположения спутников на обусловленность системы уравнений и, следовательно, на ошибку позиционирования; (б) можно ли компенсировать эти негативные условия изменением алгоритма решения системы уравнений.

Математическая формулировка задачи спутниковой навигации

Для дальнейшего обсуждения нам требуется краткое изложение постановки навигационной задачи (Tsui, 2000; Hernandez-Pajares et al., 2008). Для определения положения приемника используются данные о псевдодальностях до спутников, определенные приемником, координаты спутников и ошибки их часов, рассчитанные для спутников по принятому навигационному сообщению, ошибки, возникшие при прохождении сигнала через ионосферу, также рассчитываемые по данным навигационного сообщения. В дальнейшем изложении используется система координат ECEF.

По определению, псевдодальность – это величина:

$$P^j = \rho_j + c(dt - dt^j) + \delta_j$$

$$\rho_j = \sqrt{(x - x^j)^2 + (y - y^j)^2 + (z - z^j)^2}$$
(1)

где P^j – псевдорасстояние для приемника и j -того спутника, ρ^j – геометрическое расстояние между приемником и j -ым спутником, dt^j – ошибка часов спутника, dt – ошибка часов приемника, δ^j – ошибка, вызванная прохождением сигнала, для j -ого спутника (назовем ее ионизационная задержка), c – скорость света, x^j, y^j, z^j – координаты j -ого спутника, x, y, z – координаты приемника. Записав выражение (1) для 4-х спутников получим систему нелинейных алгебраических уравнений относительно переменных x, y, z, cdt – координат приемника и ошибки его часов, решением которой будут координаты приемника в системе ECEF (их можно конвертировать

в обычные географические). В практике систему (1) линеаризуют в окрестности точки с координатами (x_0, y_0, z_0) .

$$\begin{aligned}\rho_j^0 &= \sqrt{(x_0 - x^j)^2 + (y_0 - y^j)^2 + (z_0 - z^j)^2} \\ \rho_j &= \rho_j^0 + \frac{x_0 - x^j}{\rho_j^0} dx + \dots \\ dx &= x - x_0, \dots\end{aligned}\tag{2}$$

В итоге получается система линейных уравнений относительно переменных dx, dy, dz, cdt

$$\begin{aligned}P^j - \rho_j^j + cdt^j - \delta^j &= \frac{x_0 - x_j}{\rho_j^j} dx + \dots + cdt, \\ j &= 1 \dots 4\end{aligned}\tag{3}$$

Для решения нужны данные, по меньшей мере, четырех спутников, но их может быть больше. В матричном виде для n спутников система (3) записывается в виде:

$$\begin{pmatrix} P^1 & \dots & -\delta^1 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ P^n & \dots & -\delta^n \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{x_0 - x^1}{\rho_0^1} & \dots & 1 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{x_0 - x^n}{\rho_0^n} & \dots & 1 \end{pmatrix} (dx, dy, dz, cdt)^T\tag{4}$$

Если $n > 4$, то решение системы (4) находится разновидностями метода наименьших квадратов (прямыми или итерационными).

Влияние ионосферной задержки

Описанные выше алгоритм был реализован в виде программы, позволяющей решать навигационную задачу с контролируемыми возмущениями входных параметров. Сначала, для конкретного файла регистрации данных ГНСС за 17.03.2015 были рассчитаны величины ошибки определения координат приемника Javad Sigma в системе ECEF (нулевой вариант) без ионосферной коррекции: $\Delta x = -2.1$, $\Delta y = -6.5$, $\Delta z = -32.1$ метра. Далее в исходные данные вносились возмущения, имитирующие разные сценарии возмущений ионосферы. Рассматривались следующие варианты:

- появление в ионосфере локализованного возмущения, искажающего распространение сигнала от одного спутника (усиление рефракции и резкий рост ошибки измерения псевдодалности);
- глобальное возмущение ионосферы, искажающего распространение сигналов от всех используемых в расчетах спутников;
- появление в ионосфере локализованного возмущения, искажающего распространение сигнала от двух спутников.

Все варианты сопровождались условиями определенности или ошибочности ионосферной задержки δ^i , что соответствует корректности (применимости) используемой в ГНСС модели Клобучара [Klobuchar, 1987] для ионосферной коррекции.

Результаты расчетов, представленные в табл. 1, позволили прийти к выводам:

I – если псевдодальность испытывает «скачок» в результате прохождения через локализованную неоднородность в ионосфере, но это можно учесть за счет правильного значения ионосферной задержки, то навигационная ошибка не увеличивается;

II – если скачок испытывают псевдодальности всего созвездия (глобальное возмущение ионосферы), то навигационная ошибка не увеличивается;

III – если скачок в десятки метров испытывают псевдодальности одного или двух спутников и нет возможности определить ионосферную задержку, то навигационная ошибка увеличивается до десятков метров.

Таблица 1. Влияние возмущений исходных данных на ошибку позиционирования

Возмущение	Ионосферная задержка	Ошибка, метры
Псевдодальность для одного спутника (№1) увеличена на 30 м	$\delta = 0$, ионосферной коррекции нет	$\Delta x = -33.5$ $\Delta y = -35.1$ $\Delta z = -5.67$
Псевдодальность для одного спутника (№1) увеличена на 30 м	$\delta = 30$, ионосфера точно известна, коррекция 100%	$\Delta x = -2.1$ $\Delta y = -6.5$ $\Delta z = -32.1$
Псевдодальности для четырех спутников увеличены на 30 м	$\delta = 0$, ионосферной коррекции нет	$\Delta x = -2.1$ $\Delta y = -6.5$ $\Delta z = -32.1$
Псевдодальность для одного спутника (№2) увеличена на 30 м	$\delta = 0$ ионосферной коррекции нет	$\Delta x = -8.4$ $\Delta y = -30.6$ $\Delta z = 32.8$

Влияние геометрического положения спутников

Исследуем теперь вопрос, можно ли уменьшить ошибку позиционирования специфическим выбором рабочих спутников из доступного созвездия? Наблюдательные данные для 8 спутников комбинировались по 4 спутника сплошным перебором вариантов. Для каждой комбинации рассчитывалась навигационная ошибка и число обусловленности матрицы системы (4). Штатная ионосферная коррекция системы GPS не учитывалась.

Наихудший результат для всех вариантов дал ошибку $\Delta x = -9987.4$, $\Delta y = -12624.5$, $\Delta z = -26225.8$ метра. Число обусловленности матрицы системы (4) составило $5.7 \cdot 10^8$. Причина плохой обусловленности, возможно, состоит в том, что для трех спутников в этом варианте наблюдались совпадающие до второго знака значения псевдодальности.

Для наилучшей комбинации навигационная ошибка $\Delta x = 0.13$, $\Delta y = 1.5$, $\Delta z = -9.7$ метра, число обусловленности было 10^3 . Представляет интерес тот факт, что в этом созвездии один из выбранных спутников находился на малом возвышении, при том, что во всех руководствах по ГНСС указано на желательность отсечки спутников с углами возвышения ниже $25\text{--}30^\circ$ над горизонтом. Замена это-

го спутника на другой, под тем же азимутом, но выше над горизонтом, привела не к снижению, а к возрастанию навигационной ошибки – $\Delta x = 3.6$, $\Delta y = -10.3$, $\Delta z = 52.4$ метра.

Промежуточные выводы можно сформулировать в следующем порядке:

- большое число обусловленности матрицы системы является показателем большой навигационной ошибки, независимо от причин. Следовательно, можно усовершенствовать пользовательские алгоритмы, введя дополнительный этап оценки числа обусловленности. При превышении заданного порога сменить используемое созвездие спутников;

- нет необходимости в априорном исключении спутников, находящихся на низких углах возвышения. Если отношение сигнал/шум находится в рабочем диапазоне и приемная аппаратура не выставила cycle-slip flag, свидетельствующий о развитии режиме фазовых сцинтилляций (то есть информация со спутника прошла) данные этих спутников можно использовать в решении навигационной задачи;

- простое увеличение числа спутников не позволяет улучшить результат, в наших расчетах навигационная ошибка при учете 7 спутников (вместо 4-х) привела к возрастанию ошибки в 9 раз (от 1.35 до 11.4 метра по Y и от 1.4 до 9.9 метра по Z) по сравнению с оптимальным созвездием из 4-х спутников, характеризующимся минимальным числом обусловленности матрицы (4).

Влияние алгоритмов решения навигационной задачи на ошибку позиционирования

В штатных алгоритмах определения координат для переопределенной системы линейных уравнений $Y = A \cdot X$ (системы наблюдений) решение находится методом наименьших квадратов по формуле:

$$X = (A^T \cdot A)^{-1} A^T \cdot Y$$

$$\|Y - \hat{Y}\|_w^2 = \sigma_i^2 Y = (y_1, \dots, y_n)^T \sum_i w_i \cdot (y_i - \hat{y}_i)^2$$

Если решение минимизирует остаток с весовой функцией W , то оно записывается в виде:

$$\hat{X} = (A^T \cdot W \cdot A)^{-1} A^T \cdot W \cdot Y$$

Весовая матрица W обычно выражается следующим образом:

$$W = \begin{pmatrix} 1/\sigma_1^2 & \dots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \dots & 1/\sigma_n^2 \end{pmatrix}$$

где σ_i^2 – отклонение за счет шума компоненты вектора наблюдений $Y = (y_1, \dots, y_n)^T$.

Если P_Y – ковариационная матрица для вектора наблюдений Y , то $W = P_Y^{-1}$. Тогда наименьшее отклонение для решения $\hat{X}$ записывается в виде: $P_{\hat{X}} = (A^T \cdot W \cdot A)^{-1}$.

Использование фильтра Калмана для решения задачи спутниковой навигации предполагает использование итерационной процедуры, записанной в виде:

$$\hat{X}^-(n) = \Phi(n-1) \cdot \hat{X}^-(n-1)$$

$$P_{\hat{X}^-(n)} = \Phi(n-1) \cdot P_{\hat{X}^-(n-1)} \cdot \Phi(n-1)^T + Q(n-1)$$

где $\hat{X}^-(n)$ – предполагаемое значение вектора $\hat{X}$ на следующем шаге (предиктор), Q – матрица шума.

Систему уравнений для наблюдений $Y(n) = A(n) \cdot X(n)$ можно расширить, добавив предиктор в качестве наблюдения

$$\begin{bmatrix} Y(n) \\ \hat{X}^-(n) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A(n) \\ I \end{bmatrix} \cdot X(n) \quad W = \begin{bmatrix} P_{Y(n)} & 0 \\ 0 & P_{\hat{X}^-(n)} \end{bmatrix}^{-1} \quad (5)$$

Значения $\hat{X}^-(n)$ на n -том шаге можно получить, решив систему уравнений (5) методом наименьших квадратов с использованием матрицы весов W . Соответственно, значение $P_{\hat{X}^-(n-1)}$ находится по формуле:

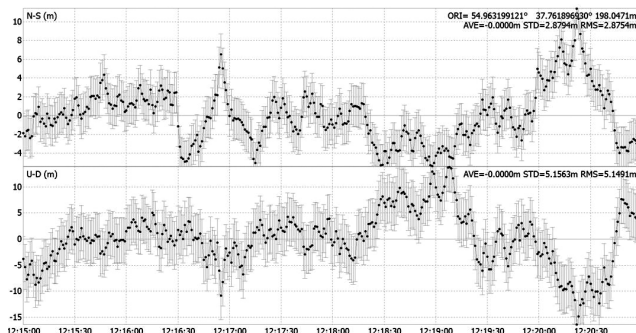
$$P_{\hat{X}^-(n-1)} = (A^T \cdot P_{Y(n)}^{-1} \cdot A + P_{\hat{X}^-(n)}^{-1})^{-1}$$

Далее находятся предиктор $\hat{X}^-(n+1)$ и $P_{\hat{X}^-(n)}$ для следующего шага итерационной процедуры.

Применение фильтра Калмана возможно как в кинематическом, так и в статическом вариантах. В последнем случае на решение накладываются дополнительные условия связи: скорость равна нулю, вариация координат минимизируется.

Рассмотрим последовательно, как меняется точность позиционирования при смене алгоритмов расчета координат. Для демонстрации выбраны данные регистрации системы GPS приемником Javad Prego 06/09/2017 в условиях рентгеновской вспышки на Солнце класса X9, начавшейся в 12:00 UT. На рисунках 1–3 представлена ошибка (в метрах) в направлении север-юг (N-S) и по вертикали (U-D) в стандартном двухчастотном режиме, с использованием фильтра Калмана в кинематическом и статическом режимах. Стандартный двухчастотный алгоритм, теоретически исключая влияние ионосферы [Демьянов и др., 2014], дал ошибку в 10–20 метров в направлении север-юг и по вертикали. В кинематическом режиме ошибка упала в 3–5 раз, а в статическом – на два порядка. На рис. 4 представлены результаты обработки данных приемника Javad Sigma по регистрации сигналов ГНСС ГЛОНАСС 17.03.2015 во время магнитной бури с $K_p = 9$. Видно, что современные адаптивные алгоритмы обработки позволяют решать навигационную задачу в условиях ГФО «Михнево» даже в условиях сильных гелиогеомагнитных

Рис. 1. Ошибка позиционирования приемника Javad Prego во время солнечной рентгеновской вспышки 06.09.2017 класса X9 (двухчастотный режим, штатный алгоритм определения координат)



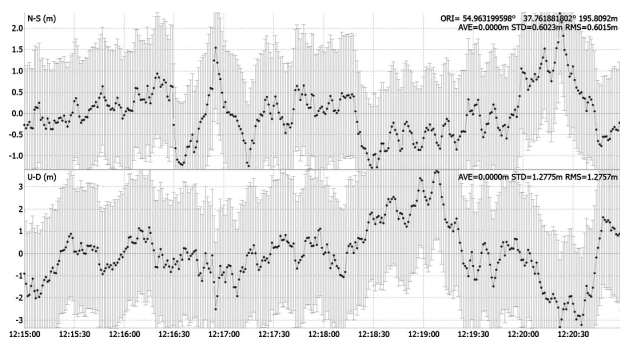


Рис. 2. Результаты расчетов по фильтру Калмана в кинематическом режиме

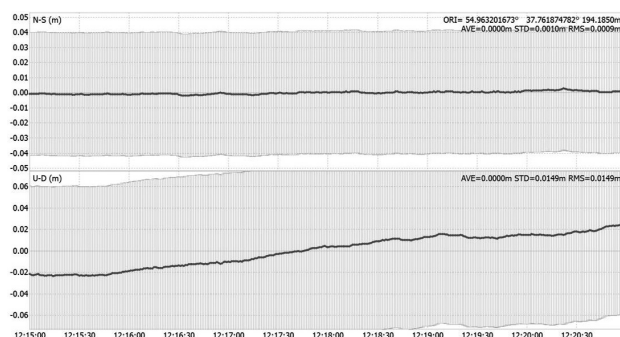


Рис. 3. Результаты расчетов по фильтру Калмана в статическом режиме

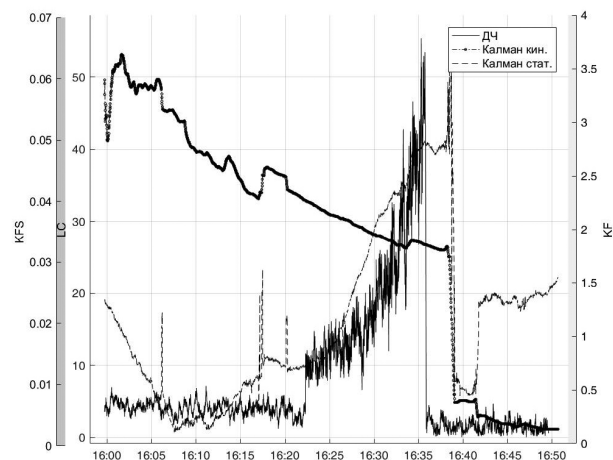


Рис. 4. Ошибка позиционирования двухчастотного приемника ГЛОНАСС по время геомагнитной бури 17 марта 2015 г. (ДЧ) и результаты коррекции ошибки с использованием динамического (Калманк кин.) и статического (Калманк стат.) фильтров Калмана

возмущений. Еще раз подчеркиваем, что следует различать точность измерения расстояния до спутника (0.95 метра не менее, чем в 95% времени) и точность решения навигационной задачи.

Даже в статическом режиме оценка ошибки составляет не менее 12 см (рис. 3). В отличие от алгоритма, рассмотренного в предыдущих двух разделах, для адаптивного фильтра Калмана критичным оказывается двухчастотный прием. Анализ данных наблюдений в ГФО «Михнево» показал, что пропуски измерений на частоте L2 в первичных RINEX файлах, интерпретируемые как неполучение ин-

формации со спутника, вызванные, вероятнее всего, сильными фазовыми сцинтилляциями на мелкомасштабных возмущениях в ионосфере, приводят к лагунам в определении координат.

Выводы

Текущая реализация наблюдаемого созвездия спутников ГНСС и неоднородной ионосферы определяют величину навигационной ошибки в равной степени. Использование только зенитного угла спутника в качестве критерия отбора может ухудшить точность определения координат. Введение в алгоритмы позиционирования этапа контроля числа обусловленности матрицы системы навигационных уравнений позволяет на порядок уменьшать ошибку позиционирования при использовании штатных алгоритмов.

Адаптивные итерационные алгоритмы позволяют компенсировать ошибки позиционирования при получении информации со спутника в двухчастотном режиме даже при сильных гелиогеомагнитных возмущениях (вспышки X-класса и бури с $K_p = 9$). При срыве сопровождения спутника на частоте L2 работа этих алгоритмов становится невозможной. Во время магнитных возмущений плотность наблюдений на частоте L2 падает в 2–4 раза по сравнению с L1 [Демьянов и др., 2014]. Поэтому, несмотря на несомненные достоинства фильтра Калмана, считаем потенциал классических алгоритмов одночастотного позиционирования не использованным до конца. В дальнейшем необходимо определить критерии выбора рабочего созвездия по числу обусловленности и провести реанализ данных ГФО «Михнево» в разных геофизических условиях.

Работа выполнена при финансовой поддержке программы РАН (проект № 0146-2015-0019).

Литература

Демьянов В.В., Ясюкевич Ю.В. Механизмы воздействия нерегулярных геофизических факторов на функционирование спутниковых радионавигационных систем // Солнечно-земная физика. Иркутск : Изд-во ИГУ, 2014. – 349 с.

Черменин А.В. Анализ ошибок навигационной спутниковой системы в ГФО «Михнево» // Динамические процессы в геосферах. Выпуск 7: сборник научных трудов. ИДГ РАН. М. : ГЕОС, 2015. С. 175–180.

James Bao-Yen Tsui, Fundamentals of Global Positioning System Receivers: A Software Approach. John Wiley & Sons, Inc. 2000. – 255 p.

Hernandez-Pajares M., Juan Zornoza J.M., Sanz Subirana J. GPS data processing: code and phase Algorithms, Techniques and Recipes. 2008.

Klobuchar, J., 1987. Ionospheric Time-Delay Algorithms for Single-Frequency GPS Users. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems (3), pp. 325–331.

Global Positioning System (GPS) Standard Positioning Service (SPS) Performance. Analysis Report Submitted To Federal Aviation Administration GPS Product Team 1284 Maryland Avenue SW Washington, DC 20024 Report #86 July 31, 2014 Reporting Period: 1 pril – 30 June 2014, p. 22.