

Оценка среднеквадратических погрешностей измерений радионавигационных параметров

А. В. Молоканов, *contact@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

В. Е. Вовасов, *к. т. н., contact@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. Достаточно часто по измерениям навигационной аппаратуры пользователей необходимо оценить качество ее работы или соответствие требованиям технического задания. Одним из показателей качества работы навигационной аппаратуры пользователей является среднеквадратическая погрешность радионавигационных параметров.

В статье представлена методика оценки среднеквадратических погрешностей измерений радионавигационных параметров, полученных навигационной аппаратурой пользователя, установленной на космическом аппарате. Рассматриваются вопросы репрезентативной выборки количества измерений для определения среднеквадратических погрешностей измерений, устранения взаимной динамики навигационного космического аппарата и навигационной аппаратуры пользователя, динамики ухода шкалы времени приемника, а также ионосферной составляющей измерений. Методика включает в себя оценку нестабильности опорного генератора приемника.

На основе методики проведены экспериментальные оценки среднеквадратических погрешностей измерений псевдодальности по коду и фазе несущей. Применение разработанной методики позволяет оценить качество работы навигационной аппаратуры пользователя и соответствия ее характеристик заданным критериям.

Ключевые слова: ГЛОНАСС, GPS, радионавигационный параметр, среднеквадратическая погрешность

Estimation of Meansquare Errors in Measurements of Radio Navigational Parameters

A. V. Molokanov, *contact@spacecorp.ru*

Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

V. E. Vovasov, *Cand. Sci. (Engineering), contact@spacecorp.ru*

Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Abstract. It is often necessary to evaluate the performance of the user's navigational equipment or its compliance with the requirements of the technical task by its measurements. One of the indicators of the quality of the user's navigational equipment is the root-mean-square error of the radio navigation parameters.

The article presents a methodology for estimating the root-mean-square errors in the measurements of radio navigation parameters obtained by the user's navigation equipment installed on a spacecraft. The issues of a representative sampling of the number of measurements for determining the mean square errors of measurements, eliminating the mutual dynamics of the navigational satellite and user's navigational equipment, the dynamics of the receiver time scale shift, as well as the ionospheric component of the measurements are considered. The method includes an estimate of the instability of the receiver reference oscillator.

Based on the technique, the experimental estimates of the root-mean-square errors in pseudo-range measurements by code and the carrier phase are made. Application of the developed technique allows evaluating the quality of the user's navigation equipment and the correspondence of its characteristics to the specified criteria.

Keywords: GLONASS, GPS, radio navigation parameter, mean-square error

Введение

Достаточно часто по измерениям навигационной аппаратуры пользователей (НАП) необходимо оценить качество ее работы или удовлетворение требованиям технического задания (ТЗ). Одним из показателей качества работы НАП является среднеквадратическая погрешность (СКП) радионавигационных параметров (РНП). Под РНП в этом случае понимают псевдодалности по коду и псевдодалности по фазе несущих частот. При необходимости можно определить СКП и других навигационных параметров, используя описанный в данной статье подход.

Определение величины выборки измерений

Для получения СКП необходимо правильно спланировать эксперимент. Для начала полученные измерения разбиваются на группы. В соответствии с [6] минимальное количество измерений для определения СКП в каждой группе должно быть не менее 30. В этом случае полученное значение СКП (x_i) можно считать распределенным по нормальному закону. Количество сеансов для получения статистики СКП с заданным количеством отсчетов должно быть не менее $n = 10-20$.

Сначала находим оценку \tilde{m} для математического ожидания величины СКП:

$$\tilde{m} = \frac{1}{n} \cdot \sum_{i=1}^n x_i. \quad (1)$$

Дисперсия СКП будет равна

$$\tilde{D} = \frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \tilde{m})^2}{n - 1}. \quad (2)$$

Среднеквадратическое отклонение СКП определяется как

$$\sigma_{\tilde{m}} = \sqrt{\frac{\tilde{D}}{n}}. \quad (3)$$

Таким образом, доверительный интервал выражается в виде

$$I_{\beta} = (\tilde{m} - t_{\beta} \cdot \sigma_{\tilde{m}}; \tilde{m} + t_{\beta} \cdot \sigma_{\tilde{m}}), \quad (4)$$

где величина t_{β} определяется для нормального закона как число среднеквадратических отклонений, которое нужно отложить вправо и влево от центра рассеивания для того, чтобы вероятность попадания в полученный участок была равна β .

Величина t_{β} определяется выражением

$$t_{\beta} = \sqrt{2} \cdot \Phi^{-1}(\beta), \quad (5)$$

где $\Phi^{-1}(\beta)$ — функция, обратная функции Лапласа. Обычно, чтобы упростить вычисления, для получения t_{β} используется специальная таблица (14.3.1) [6]. Например, при заданном значении $\beta = 0,997$ значение $t_{\beta} = 3$.

Методика определения среднеквадратической погрешности

Проблема определения дисперсии СКП указанных параметров заключается в том, что их математическое ожидание \tilde{m} не является постоянной величиной в процессе измерений, а значит, применение традиционного выражения для дисперсии (2) практически невозможно. В связи с этим предлагается производить дифференцирование значений параметров до тех пор, пока \tilde{m} получаемых производных не станет либо константой, либо равным нулю. Полученное СКП этой производной легко пересчитывается в СКП первоначального параметра, так как дифференцирование является линейной операцией.

Приведем для примера известные математические выражения для псевдодалностей по коду высокой точности (ВТ) для навигационного приемника, установленного на спутнике с высотой орбиты 1000 км, в диапазоне L1 для ГЛОНАСС [1-3]

$$D_{j, \text{BT}}^{\text{L1}}(t_i) = R_j(t_i) + c \cdot \Delta T - c \cdot (\Delta T^j) + c(T_{\text{ion}, \text{L1}}^j + \tau_{j, \text{L1}, \text{BT}}) - \xi_{\text{L1}, \text{BT}}^j, \quad j = \overline{1, J}, \quad (6)$$

по коду ВТ в диапазоне L2 для ГЛОНАСС

$$D_{j, \text{BT}}^{\text{L2}}(t_i) = R_j(t_i) + c \cdot \Delta T - c \cdot (\Delta T^j + \Delta \tau_n^j) + c(T_{\text{ion}, \text{L2}}^j + \tau_{j, \text{L2}, \text{BT}}) - \xi_{\text{L2}, \text{BT}}^j, \quad j = \overline{1, J}, \quad (7)$$

где J — количество видимых спутников ГЛОНАСС; t_i — момент формирования измерения;

R_j — длина пути распространения сигнала от фазового центра антенны j -го спутника до фазового центра антенны приемника, равная

$$R_j(t_i) = \sqrt{(x^j - x(t_i))^2 + (y^j - y(t_i))^2 + (z^j - z(t_i))^2}, \quad (8)$$

это расстояние между точками, которые занимали j -й спутник в момент предшествования и приемник в момент формирования измерения. Под моментом предшествования понимают момент времени, который предшествует моменту формирования измерения на время распространения сигнала;

x^j, y^j, z^j — координаты j -го спутника в момент предшествования, пересчитанные в то положение гринвичской системы координат, которое она занимает в момент измерения псевдодалности;

$x(t_i), y(t_i), z(t_i)$ — координаты приемника в момент формирования измерения;

$T_{\text{ion,L1}}^j, T_{\text{ion,L2}}^j$ — задержка кодового сигнала диапазона L1 и L2 j -го спутника в ионосфере;

ΔT — смещение шкалы времени приемника относительно системной шкалы времени ГЛОНАСС;

ΔT^j — смещение шкалы времени j -го спутника ГЛОНАСС, которая совпадает со шкалой времени сигнала L1BT, относительно системной шкалы времени ГЛОНАСС;

$\tau_{j,L1,VT}, \tau_{j,L2,VT}$ — задержка кодового VT-сигнала диапазона L1 и L2 j -го спутника ГЛОНАСС в радиочастотной части приемника;

$\Delta\tau_n^j$ — смещение шкалы времени сигнала L2BT относительно сигнала L1BT,

$\xi_{L1,VT}^j, \xi_{L2,VT}^j$ — шумовая составляющая измерения псевдодалностей приемником по сигналу диапазона L1 и L2 VT кода j -го спутника ГЛОНАСС.

С учетом известных соотношений [1]

$$T_{\text{ion,L2}}^j = \gamma \cdot T_{\text{ion,L1}}^j, \quad (9)$$

где

$$\gamma = \left(\frac{f_{L1}^j}{f_{L2}^j} \right)^2, \quad (10)$$

f_{L1}^j — частота несущей сигнала j -го спутника в диапазоне L1;

f_{L2}^j — частота несущей сигнала j -го спутника в диапазоне L2.

Величина $\gamma = \left(\frac{9}{7} \right)^2$ для ГЛОНАСС.

С учетом [5]

$$c \cdot T_{\text{ion,L1}}^j = I_g^j \cdot \frac{f^2}{f_{j,L1}^2} \cdot \frac{\alpha}{\sqrt{1 - \left[\frac{R_3}{R_3 + h} \cos\{\eta_j(t_i)\} \right]^2}} \quad (11)$$

получим смещение псевдодалности j -го сигнала в диапазоне L1, вызванное ионосферой.

Здесь I_g^j — ионосферная вертикальная задержка сигнала ГЛОНАСС на частоте L1;

R_3 — радиус Земли;

$h = 432,5 \cdot 10^3$ м — высота слоя ионосферы, где интегральная концентрация электронов в вертикальном столбе достигает 50%;

f — несущая частота, на которой получена оценка I_g^j (в нашем случае L1);

$\eta_j(t_i)$ — угол места j -го навигационного спутника относительно приемника;

α — коэффициент, учитывающий уменьшение суммарной концентрации электронов в ионосферном столбе из-за того, что объект расположен не на поверхности Земли.

С учетом (11) перепишем (6) и (7) в виде

$$D_{j,VT}^{L1}(t_i) = R_j(t_i) + c \cdot \Delta T - c \cdot (\Delta T^j) + I_g^j \cdot \frac{\alpha}{\sqrt{1 - \left[\frac{R_3}{R_3 + h} \cos\{\eta_j(t_i)\} \right]^2}} + c \cdot \tau_{j,L1,VT} - \xi_{L1,VT}^j, \quad (12)$$

$$D_{j,VT}^{L2}(t_i) = R_j(t_i) + c \cdot \Delta T - c \cdot (\Delta T^j + \Delta\tau_n^j) + I_g^j \cdot \gamma \cdot \frac{\alpha}{\sqrt{1 - \left[\frac{R_3}{R_3 + h} \cos\{\eta_j(t_i)\} \right]^2}} + c \cdot \tau_{j,L2,VT} - \xi_{L2,VT}^j. \quad (13)$$

Очевидно, что на интервале, соответствующем группе измерений, такие параметры, как $\Delta T^j, \Delta\tau_n^j, \tau_{j,L2,VT}, \tau_{j,L1,VT}, \eta_j(t_i)$, можно считать константами, в то время как величины $R_j(t_i), \Delta T, \alpha \cdot I_g^j$ имеют существенную динамику.

Приведем известные математические выражения для псевдодальности по фазе несущей для навигационного приемника, установленного на спутнике с высотой орбиты 1000 км [1, 3]:

$$G_j^{L1}(t_i) = -c \cdot (\Delta T^j + \Delta \tau_{L1}^j) + c \cdot \Delta T + R_j(t_i) + \lambda_{L1}^j (\varphi_{0,L1} + \varphi_{0,L1}^j + \varsigma_{\psi_j}^{L1}) - c(T_{ion,L1}^j) - \lambda_{L1}^j (\varphi_{h,L1}^j) - M_j^{L1} \cdot \lambda_{L1}^j, \quad (14)$$

$$G_j^{L2}(t_i) = -c \cdot (\Delta T^j + \Delta \tau_n^j + \Delta \tau_{L2}^j) + c \cdot \Delta T + R_j(t_i) + \lambda_{L2}^j (\varphi_{0,L2} + \varphi_{0,L2}^j + \varsigma_{\psi_j}^{L2}) - c(T_{ion,L2}^j) - \lambda_{L2}^j (\varphi_{h,L2}^j) - M_j^{L2} \cdot \lambda_{L2}^j, \quad (15)$$

где $\lambda_{L1}^j, \lambda_{L2}^j$ — длина волны несущей j -го спутника в диапазоне L1 и L2;

$\varphi_{0,L1}, \varphi_{0,L2}$ — начальная фаза приемника в диапазоне L1 и L2;

$\varphi_{0,L1}^j, \varphi_{0,L2}^j$ — неопределенная начальная фаза излучения j -го спутника в диапазоне L1 и L2;

$\Delta \tau_{L1}^j = (\tau_{L1,CT}^j - \tau_{L1,BT}^j)$ — задержка СТ-кода относительно ВТ в диапазоне L1 в аппаратуре спутника ГЛОНАСС;

$\Delta \tau_{L2}^j = (\tau_{L2,CT}^j - \tau_{L2,BT}^j)$ — задержка СТ-кода относительно ВТ в диапазоне L2 в аппаратуре спутника ГЛОНАСС;

$\varphi_{h,L1}^j, \varphi_{h,L2}^j$ — фазовые аппаратурные искажения сигнала j -го спутника в приемнике в диапазоне L1 и L2;

M_j^{L1}, M_j^{L2} — неопределенное целое число, представляющее собой неоднозначность фазовых измерений сигнала j -го спутника в приемнике в диапазоне L1 и L2;

$\varsigma_{\psi_j}^{L1}, \varsigma_{\psi_j}^{L2}$ — шумовая составляющая измерения псевдофазы сигнала j -го спутника в приемнике в диапазоне L1 и L2.

С учетом (11) перепишем (14) и (15) в виде

$$G_j^{L1}(t_i) = -c \cdot (\Delta T^j + \Delta \tau_{L1}^j) + c \cdot \Delta T + R_j(t_i) + \lambda_{L1}^j (\varphi_{0,L1} + \varphi_{0,L1}^j + \varsigma_{\psi_j}^{L1}) - I_g^j \cdot \frac{\alpha}{\sqrt{1 - \left[\frac{R_3}{R_3 + h} \cos\{\eta_j(t_i)\} \right]^2}} - \lambda_{L1}^j (\varphi_{h,L1}^j) - M_j^{L1} \cdot \lambda_{L1}^j, \quad (16)$$

$$G_j^{L2}(t_i) = -c \cdot (\Delta T^j + \Delta \tau_n^j + \Delta \tau_{L2}^j) + c \cdot \Delta T + R_j(t_i) + \lambda_{L2}^j (\varphi_{0,L2} + \varphi_{0,L2}^j + \varsigma_{\psi_j}^{L2}) - I_g^j \cdot \gamma \cdot \frac{\alpha}{\sqrt{1 - \left[\frac{R_3}{R_3 + h} \cos\{\eta_j(t_i)\} \right]^2}} - \lambda_{L2}^j (\varphi_{h,L2}^j) - M_j^{L2} \cdot \lambda_{L2}^j. \quad (17)$$

Очевидно, что на интервале, соответствующем группе измерений, такие параметры, как $\Delta T^j, \Delta \tau_n^j, \eta_j(t_i), \Delta \tau_{L1}^j, \lambda_{L1}^j \cdot (\varphi_{0,L1} + \varphi_{0,L1}^j), \lambda_{L1}^j \cdot (\varphi_{h,L1}^j), M_j^{L1} \times \lambda_{L1}^j$, можно считать константами, в то время как величины $R_j(t_i), \Delta T, \alpha \cdot I_g^j$ имеют существенную динамику. Как уже указывалось, для снижения динамики будем производить дифференцирование полученных измерений. Причем производные необходимо брать до тех пор, пока динамическая ошибка не окажется значительно меньше шумовой. Так как измерения псевдодальности по фазе несущей являются наиболее точными, то именно они потребуют наивысшую производную. Для устранения динамики НКА и спутника с высотой орбиты 1000 км, динамики ухода шкалы времени приемника, а также ионосферной составляющей выражений псевдодальностей, как показал эксперимент, необходимо получение шестой производной от измеряемой псевдодальности по фазе несущей. Для общности результатов будем использовать шестую производную при измерениях псевдодальности по коду. В этом случае значения измерений $D_{j,BT}^{L1}(t_i), D_{j,BT}^{L2}(t_i), G_j^{L1}(t_i)$ и $G_j^{L2}(t_i)$ запишем как $G_j(t_i)$. Приближенное значение шестой производной можно оценить с помощью следующего полинома:

$$\Delta G_j(t_i) = G_j(t_{i+6}) - 6 \cdot G_j(t_{i+5}) + 15 \cdot G_j(t_{i+4}) - 20 \cdot G_j(t_{i+3}) + 15 \cdot G_j(t_{i+2}) - 6 \cdot G_j(t_{i+1}) + G_j(t_i). \quad (18)$$

Дисперсия разностей $\sigma_{\Delta G_j}^2$ будет равна

$$\sigma_{\Delta G_j}^2 = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N [\Delta G_j(t_i)]^2 = 924 \cdot \sigma_{G_j}^2. \quad (19)$$

Отсюда СКП измерений $G_j(t_i)$ будет равна

$$\sigma_{G_j} = \sqrt{\sigma_{\Delta G_j}^2 / 924}. \quad (20)$$

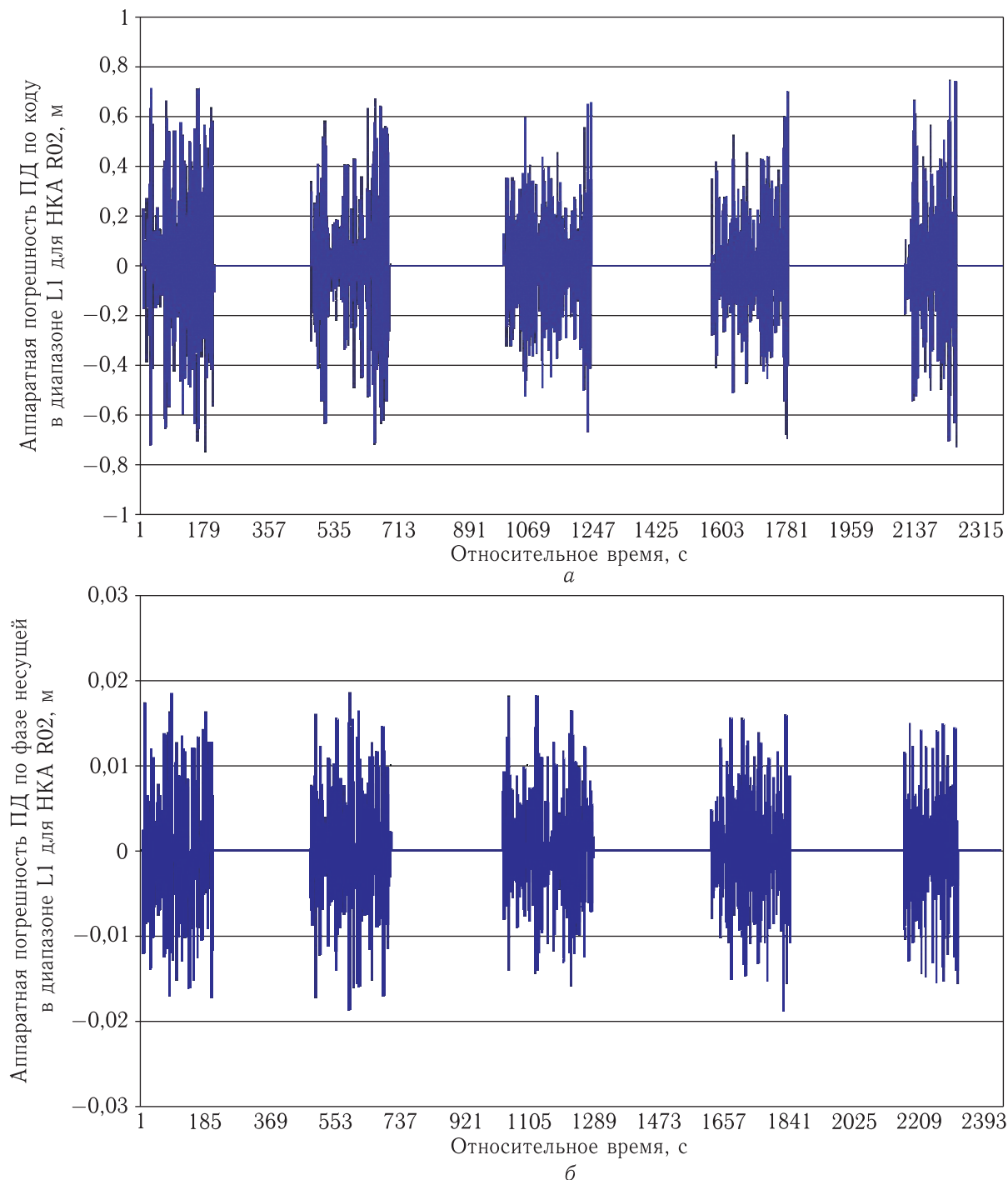


Рис. 1. Аппаратная СКП измерения ПД ГЛОНАСС диапазона L1 по коду (а) и по фазе (б) несущей частоты

Для примера применения выражения (18) на рис. 1 приводим график изменения вычисленной σ_{G_j} псевдодальности (ПД) ГЛОНАСС диапазона L1 по коду (а) и по фазе (б) несущей с использованием 6-й производной. На рисунке относительное время

представляет собой количество 10-секундных отсчетов в течение сеанса навигации. Прерывистый характер графика объясняется условиями радиовидимости НКА антенной системой НАП, расположенной на спутнике с орбитой порядка 1000 км.

Методика определения СКП без учета шумов опорного генератора

Для разработчика НАП очень важно убедиться в правильности работы приемника. Обычно при построении НАП выбирается такой опорный генератор, шумы которого значительно ниже тепловых шумов приемника. Однако из-за различного рода ошибок построения приемника оказывается важным знать вклад шума опорного генератора в погрешность измерений псевдодальности по фазе несущей. Для этого используется определение СКП-погрешностей измерений псевдодальностей по фазе несущей без учета шумов задающего генератора.

Так как необходимо определить СКП измерений псевдодальностей по фазе несущей без учета шумов задающего генератора, то нужно получить выражение, в котором отсутствует величина ΔT . Для этого, используя разность выражений (16) и (17), получим

$$\begin{aligned} \Delta G_j(t_i) &= G_j^{L2}(t_i) - G_j^{L1}(t_i) = \\ &= -c \cdot (\Delta\tau_n^j + \Delta\tau_{L2}^j - \Delta\tau_{L1}^j) + \\ &+ (\gamma - 1) \cdot I_g \cdot \frac{\alpha}{\sqrt{1 - \left[\frac{R_3}{R_3 + h} \cos\{\eta_j(t_i)\} \right]^2}} + \\ &+ \lambda_{L2}^j (\varphi_{0,L2} + \varphi_{0,L2}^j - \varphi_{h,L2}^j + s_{\psi_j}^{L2}) - \\ &- \lambda_{L1}^j (\varphi_{0,L1} + \varphi_{0,L1}^j - \varphi_{h,L1}^j + s_{\psi_j}^{L1}) + \\ &+ M_j^{L1} \cdot \lambda_{L1}^j - M_j^{L2} \cdot \lambda_{L2}^j. \end{aligned} \quad (21)$$

Экспериментально определено, что для навигационного приемника, установленного на спутнике с высотой орбиты 1000 км, вторая производная разности псевдодальностей по фазе несущей практически равна нулю. Приближенное значение второй производной можно получить с помощью следующего полинома:

$$\begin{aligned} \Delta\Delta G_j(t_i) &= \Delta G_j(t_{i+1}) - \\ &- 2 \cdot \Delta G_j(t_i) + \Delta G_j(t_{i-1}). \end{aligned}$$

Определим дисперсию псевдодальности по фазе несущей в диапазоне L1 как $\sigma_{G_j^{L1}}^2 = [\lambda_{L1}^j]^2 \cdot \sigma_{\xi_{\psi_j}^{L1}}^2$ и в диапазоне L2 как $\sigma_{G_j^{L2}}^2 = [\lambda_{L2}^j]^2 \cdot \sigma_{\xi_{\psi_j}^{L2}}^2$.

Дисперсия величины $\sigma_{\Delta\Delta G_j(t_i)}^2$ будет равна

$$\begin{aligned} \sigma_{\Delta\Delta G_j(t_i)}^2 &= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N [\Delta\Delta G_j(t_i)]^2 = \\ &= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N [\Delta G_j(t_{i+1}) - 2 \cdot \Delta G_j(t_i) + \Delta G_j(t_{i-1})] \times \\ &\times [\Delta G_j(t_{i+1}) - 2 \cdot \Delta G_j(t_i) + \Delta G_j(t_{i-1})] = \\ &= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N [\Delta G_j(t_{i+1})]^2 + \frac{4}{N} \sum_{i=1}^N [\Delta G_j(t_i)]^2 + \\ &+ \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N [\Delta G_j(t_{i-1})]^2 = \frac{6}{N} \sum_{i=1}^N [\Delta G_j(t_i)]^2 = \\ &= 6 \cdot \sigma_{\Delta G_j(t_i)}^2. \end{aligned} \quad (22)$$

Здесь учитывается статистическая независимость отсчетов псевдодальностей по фазе несущей, а также их одинаковая дисперсия в течение сеанса.

Определим дисперсию разностей $\Delta G_j(t_i)$:

$$\begin{aligned} \sigma_{\Delta G_j(t_i)}^2 &= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N [\Delta G_j(t_i)]^2 = \\ &= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N [\Delta G_j(t_i)]^2 = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N [G_j^{L2}(t_i) - G_j^{L1}(t_i)]^2 = \\ &= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N [G_j^{L2}(t_i)]^2 + \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N [G_j^{L1}(t_i)]^2 = \sigma_{G_j^{L2}}^2 + \sigma_{G_j^{L1}}^2. \end{aligned} \quad (23)$$

Отсюда

$$\sigma_{\Delta\Delta G_j(t_i)}^2 = 6 \cdot \sigma_{G_j^{L2}}^2 + 6 \cdot \sigma_{G_j^{L1}}^2. \quad (24)$$

Определим дисперсии псевдофаз в диапазоне L1 и L2, обусловленные шумами аппаратуры, которые в этом случае определяются выражениями [1, 4]:

$$\sigma_{G_j^{L1}}^2 = [\lambda_{L1}^j]^2 \cdot \left[\frac{\Delta f_{\text{ССФ}} \left(1 + \frac{1}{2 \cdot k \cdot q_{c/n_0,L1} \cdot T'} \right)}{k \cdot q_{c/n_0,L1}} \right], \quad (25)$$

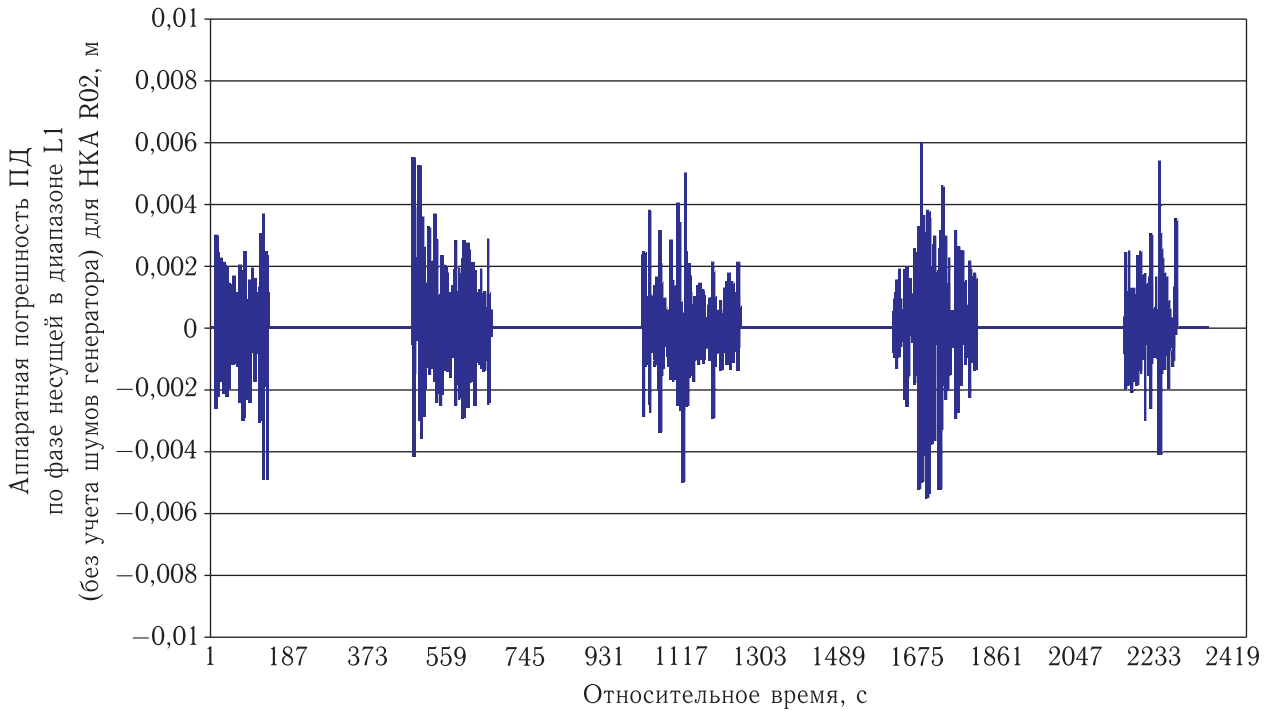


Рис. 2. Аппаратная СКП измерения ПД ГЛОНАСС диапазона L1 по фазе несущей частоты (без учета шумов опорного генератора)

$$\sigma_{G_j^{L2}}^2 = [\lambda_{L2}^j]^2 \cdot \left[\frac{\Delta f_{CC\Phi} \left(1 + \frac{1}{2 \cdot k \cdot q_{c/n_0,L2} \cdot T'} \right)}{k \cdot q_{c/n_0,L2}} \right], \quad (26)$$

где $\Delta f_{CC\Phi} = 25$ Гц, шумовая полоса ФАПЧ;
 k — коэффициент запаса;

$q_{c/n_0,L1}$, $q_{c/n_0,L2}$ — энергетический потенциал радиолинии в диапазоне L1 и L2;

$T' = 1$ с — время накопления информационных параметров цифрового приемника.

С учетом зависимости $q_{c/n_0,L1} = \beta \cdot q_{c/n_0,L2}$ запишем

$$\begin{aligned} \sigma_{\Delta\Delta G_j(t_i)}^2 &\approx 6 \cdot [\lambda_{L1}^j]^2 \times \\ &\times \left[\frac{\Delta f_{CC\Phi} \left(1 + \frac{1}{2 \cdot k \cdot q_{c/n_0,L1} \cdot T'} \right)}{k \cdot q_{c/n_0,L1}} \right] \cdot (1 + \gamma \cdot \beta) \approx \\ &\approx 6 \cdot [\lambda_{L2}^j]^2 \cdot \left[\frac{\Delta f_{CC\Phi} \left(1 + \frac{1}{2 \cdot k \cdot q_{c/n_0,L2} \cdot T'} \right)}{k \cdot q_{c/n_0,L2}} \right] \times \\ &\times \left(1 + \frac{1}{\gamma \cdot \beta} \right). \quad (27) \end{aligned}$$

Отсюда получаем значения СКП псевдодалейностей по фазе несущей в диапазоне L1 и L2

$$\sigma_{G_j^{L1}} \approx \left[\frac{\sigma_{\Delta\Delta G_j(t_i)}^2}{6 \cdot (1 + \gamma \cdot \beta)} \right]^{0,5}, \quad (28)$$

$$\sigma_{G_j^{L2}} \approx \left[\frac{\sigma_{\Delta\Delta G_j(t_i)}^2}{6 \cdot (1 + \gamma \cdot \beta)} \cdot \gamma \cdot \beta \right]^{0,5}. \quad (29)$$

Для примера применения выражения (28) на рис. 2 приводим график изменения вычисленной σ_{G_j} ПД ГЛОНАСС диапазона L1 по фазе несущей без учета шумов опорного генератора. На рисунке относительное время представляет собой количество 10-секундных отсчетов в течение сеанса навигации. Прерывистый характер графика объясняется условиями радиовидимости НКА антенной системой НАП, расположенной на спутнике с орбитой порядка 1000 км.

Оценка нестабильности опорного генератора

В случае получения существенной разницы в СКП псевдодалейностей по фазе несущей в соот-

ветствующем диапазоне при учете шумов опорного генератора и без учета можно приближенно оценить нестабильность используемого опорного генератора.

Записываем известную формулу частоты Доплера

$$F_d = -F_0 \cdot \frac{V}{c},$$

где F_0 — частота несущей, V — радиальная скорость, c — скорость света.

Тогда ошибки частоты связаны с ошибками скорости следующим образом:

$$\Delta F_d = -F_0 \cdot \frac{\Delta V}{c}.$$

Отсюда

$$\frac{\Delta F}{F_0} = \frac{|\Delta F_d|}{F_0} = \frac{|\Delta V|}{c},$$

здесь $\frac{\Delta F}{F_0}$ — кратковременная нестабильность опорного генератора.

Скорость в момент времени i связана с дальностью следующим соотношением:

$$V_i = \dot{D}_i = \frac{D_{i+1} - D_{i-1}}{2 \cdot \Delta t},$$

здесь D_{i+1} , D_{i-1} — отсчеты псевдодальности по фазе в $i+1$ и $i-1$ моменты времени;

Δt — интервал времени между отсчетами (в приемнике этот интервал равен 1 с).

В этом случае ошибку по скорости определим через СКП псевдодальности (σ_D), полученной без учета шумов опорного генератора, и СКП псевдодальности (σ_{D+}), полученной с учетом шумов опорного генератора в виде

$$\Delta V = \frac{\sqrt{\sigma_{D+}^2 - \sigma_D^2}}{\sqrt{2} \cdot \Delta t};$$

отсюда

$$\frac{\Delta F}{F_0} = \frac{|\Delta V|}{c} = \frac{\sqrt{\sigma_{D+}^2 - \sigma_D^2}}{\sqrt{2} \cdot c \cdot \Delta t}. \quad (30)$$

В качестве значений СКП псевдодальностей по фазе несущей следует брать правую границу доверительного интервала. Данный подход правомочен в случае $\sigma_{D+}^2 \gg \sigma_D^2$.

Заключение

Разработана методика для определения среднеквадратических погрешностей измерений радионавигационных параметров, определяемых навигационной аппаратурой пользователя. В данной методике производится выборка достаточного для оценки СКП количества измерений РНП, определение СКП измерений РНП с учетом и без учета нестабильности опорного генератора приемника, а также производится оценка нестабильности опорного генератора. Результатом применения методики является оценка качества работы навигационной аппаратуры пользователя и соответствия ее характеристик заданным критериям.

Проведенные экспериментальные оценки по предложенной методике определения СКП наглядно демонстрируют влияние нестабильности опорного генератора на характеристики НАП.

Список литературы

1. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / Под ред. А. И. Перова, В. Н. Харисова. Изд. 4-е, перераб. М.: Радиотехника, 2010. 800 с.
2. Поваляев А. А. Спутниковые радионавигационные системы: время, показания часов, формирование измерений и определение относительных координат. М.: Радиотехника, 2008. 328 с.
3. Поваляев А. А., Вейцель В. А., Мазена Р. Б. Глобальные спутниковые системы синхронизации и управления в околоземном пространстве: Учеб. пособие / Под ред. А. А. Поваляева. М.: Вузовская книга, 2012. 188 с.: ил.
4. Статистическая теория радиотехнических систем: Учеб. пособие для вузов. М.: Радиотехника, 2003. 400 с.
5. Вовасов В. Е., Ипкаев Н. Б. Методика определения аппаратных задержек сигнала для двухчастотного приемника СРНС ГЛОНАСС // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2014, т. 1, вып. 2. С. 25–32.
6. Вентцель Е. С. Теория вероятностей. М.: Наука, 1968. 576 с.