

Методика определения целостности высокоточных навигационных определений

В. В. Куршин¹, А. В. Молоканов²

¹д. т. н.

^{1,2}АО «Российские космические системы»

e-mail: vkurshin@spacecorp, mav2004@rambler.ru

Аннотация. В статье представлена методика оценки целостности высокоточного навигационного определения потребителя. Рассматриваются вопросы целостности навигации, факторы, влияющие на точность навигации. В разработанной методике используются методы автономного контроля целостности потребителя, информация оперативного внутрисистемного ГЛОНАСС/GPS мониторинга целостности и результаты оперативного мониторинга целостности от функциональных дополнений. На основе алгоритма высокоточной навигации потребителя и корректирующей информации от системы дифференциальной коррекции и мониторинга навигационных полей глобальных навигационных спутниковых систем проведены экспериментальные оценки предложенной методики. Результат ее применения — повышение достоверности высокоточных навигационных определений, установление факта перехода в режим высокоточной навигации и уменьшение времени оповещения потребителя о нарушении целостности навигации.

Ключевые слова: ГЛОНАСС, GPS, высокоточная навигация, целостность

Method for Assessment of Integrity of High-Precision Navigational Sightings

V. V. Kurshin¹, A. V. Molokanov²

¹doctor of engineering science

^{1,2}Joint Stock Company “Russian Space Systems”

e-mail: vkurshin@spacecorp, mav2004@rambler.ru

Abstract. The article presents a method for assessing the integrity of high-precision navigation sightings of the consumer. The issues of the integrity of navigation, the factors affecting the accuracy of navigation are considered. The developed methodology uses methods of autonomous control of the integrity of the consumer, information on operational intrasystem GLONASS/GPS integrity monitoring, and the results of operational integrity monitoring from functional additions. On the basis of the algorithm of high-precision consumer navigation and corrective information from the augmentation and monitoring system (SAM) of navigational fields of global navigation satellite systems, experimental evaluations of the proposed methodology were carried out. The result of application of the developed methodology is an increase in the reliability of high-precision navigation sightings, the establishment of the fact of switching to the high-precision navigation mode, and reducing the time of notification of the consumer about violation of navigation integrity.

Keywords: GLONASS, GPS, high-precision navigation, integrity

Введение

В настоящее время большой интерес представляют работы в области высокоточной навигации. В англоязычной литературе данная технология обозначается как PPP (Precision Point Positioning). Достижимая точность высокоточной навигации находится на уровне нескольких сантиметров. Известно, что для высокоточной навигации необходимо время вхождения в режим PPP — так называемое время инициализации. Производитель навигационной аппаратуры потребителей (НАП) информирует, что длительность инициализации может достигать 30–50 мин. Реально же длительность инициализации зависит от многих факторов и в первую очередь от текущего геометрического фактора. В процессе навигации у потребителя может произойти ухудшение геометрического фактора, но потребитель может считать, что он продолжает осуществлять высокоточную навигацию. Поэтому необходимо иметь возможность потребителю оценивать целостность высокоточной навигации, чтобы, во-первых, у него была возможность определить завершение процесса инициализации, а во-вторых, он мог с заданной доверительной вероятностью осуществлять высокоточное определение. С этой целью была разработана методика оценки целостности высокоточного навигационного определения. Предложенная методика может быть использована в качестве оценки достоверности высокоточной навигации. Для определения целостности высокоточного навигационного определения пользователя вычисляются уровни защиты по горизонтали и вертикали, которые сравниваются с соответствующими им заданными пределами. Вычисление уровней защиты производится с учетом величины ошибки положения, которая может быть вызвана текущими измерениями, введения коэффициентов, отражающих доверительный диапазон по горизонтали и вертикали для учета погрешностей, вносимых при распространении сигнала от навигационных космических аппаратов, а также погрешностей эфемеридно-временного обеспечения навигационного КА (НКА) либо коррекций спутниковых часов и коррекций орбиты в случае применения корректирующей информации от широкозонного функционального дополнения.

Проблема целостности навигации

В настоящее время большинство потребителей предъявляют высокие требования к точности и обеспечению целостности навигационных определений. Эти требования не могут быть удовлетворены на основе только внутренних ресурсов систем ГЛОНАСС и GPS. Например, в системе ГЛОНАСС [1] признак неисправности появляется в неоперативной информации навигационных сообщений (альманахе системы) всех спутников не позднее чем через 16 ч после появления неисправности. Признак неисправности НКА передается потребителю системы в составе оперативной информации навигационного сообщения не позднее чем через 1 мин. В связи с этим возникает необходимость проведения внешнего мониторинга «целостности системы». Под «целостностью системы» понимается способность системы информировать потребителей своих услуг об ухудшении точности навигационных определений.

В последнее время получили широкое распространение системы функциональных дополнений. Эти системы делятся на следующие группы: широкозонные (WAAS, EGNOS, MSAS, GAGAN, СДКМ), региональные (GRAS), локальные (LAAS). Задачей потребителя после получения результатов оперативного мониторинга (оценок ошибок измерения псевдодалностей) является принятие решения, вводить или нет измерение по данному НКА в обработку, и если вводить, то с каким весом.

Потребитель может использовать методы автономного контроля целостности (Receiver Autonomous Integrity Monitoring — RAIM). Задача методов автономного контроля целостности — обнаружение и исключение измерений с аномальными ошибками в предположении, что из всех измерений, имеющихся на данный момент времени, лишь одно может содержать аномальную ошибку. Решение задачи требует избыточности сигналов НКА и благоприятной относительной геометрии НКА и потребителя. Несомненным преимуществом любого метода RAIM является оперативность, поскольку качество измерений оценивается непосредственно перед их вводом в обработку.

Алгоритмы системы внешнего мониторинга целостности свободны от тех ограничений, что

налагаются на методы RAIM. Однако недостаток внешнего мониторинга заключается в его ограниченной оперативности. Так, по стандарту SBAS [2], между моментом обнаружения аномалии и моментом доведения информации об этом до потребителя может пройти до 6 с.

Факторы, влияющие на точность навигации

Точность определения вектора состояния потребителя (координат и скорости) зависит от точности измерений навигационных параметров и взаимной геометрии потребителя и навигационных космических аппаратов. В общем случае ошибки измерений псевдодальности и псевдоскорости включают следующие составляющие: аппаратные ошибки, ошибки вследствие влияния многолучевости, ионосферы, тропосферы, ошибки эфемеридной информации НКА, ошибки поправок к частотно-временным параметрам (ЧВП) сигналов НКА.

В отдельных случаях влияние многолучевости может вызывать ошибку измерений, достигающую до 100 м. Погрешность измерения дальности, обусловленная ионосферной рефракцией, может достигать значений 30–40 м для низких НКА [3]. Различные математические модели позволяют компенсировать лишь около 50% ионосферной задержки [3]. Практически полностью ионосферная задержка исключается при использовании двухчастотных измерений, однако двухчастотные методы приводят к увеличению шума измерений. Тропосферные ошибки могут достигать значений 25 м для низких НКА [3]. В результате применения математических моделей тропосферы некомпенсированной остается около 30–40% задержки [3]. При использовании измерений метеорологических параметров некомпенсированной остается около 1–5% задержки [3].

Погрешности прогнозирования эфемерид и ЧВП НКА ГЛОНАСС и GPS обусловлены погрешностями измерения параметров движения НКА и бортовой шкалы времени (БШВ) наземными средствами, неточностью модели орбитального движения НКА и ухода БШВ, используемой

наземными средствами для прогноза, нестабильностью характеристик бортового эталона частоты (БЭЧ) НКА, обусловленной немоделируемыми флюктуациями температуры, напряжения питания и т. д., нестабильностью групповой задержки навигационного радиосигнала в бортовой аппаратуре НКА, неточностью модели прогноза движения НКА потребителем, погрешностями вычислений, дискретностью представления эфемерид и ЧВП НКА в навигационном сообщении.

Ошибки временных поправок вкладываются в ошибки измерений псевдодальностей. На измерения псевдоскоростей оказывают влияние ошибки частотных поправок. Доминирующей составляющей в бюджете частотных погрешностей является составляющая, обусловленная кратковременными флюктуациями частоты БЭЧ НКА.

Высокоточное навигационное определение потребителя

Основа для работы функциональных дополнений — дифференциальный режим, который достигается за счет размещения опорной станции в точке с известными координатами, формирования корректирующей информации (КИ) к навигационным радиосигналам НКА ГЛОНАСС/GPS и передачи этой информации пользователям.

При относительной навигации применяется фазовый дифференциальный режим, когда опорная станция передает пользователю некорректированные измерения фазы несущей и некорректированные измерения псевдодальности, координаты фазового центра антенны.

Формируемый навигационным приемником отсчет псевдодальности можно описать следующим выражением:

$$S = R + \Delta r + c \cdot (\Delta t - \Delta T + \Delta t_{\text{троп}} + \Delta t_{\text{ион}} + \Delta t_{\text{прм}}) + \mu + \varepsilon, \quad (1)$$

где S — измерение псевдодальности, $R = \sqrt{(X_{\text{НКА}} - X_{\text{П}})^2 + (Y_{\text{НКА}} - Y_{\text{П}})^2 + (Z_{\text{НКА}} - Z_{\text{П}})^2}$ — дальность от НКА до приемника, $X_{\text{НКА}}, Z_{\text{НКА}}, Y_{\text{НКА}}$ — координаты НКА на момент излучения, $X_{\text{П}}, Z_{\text{П}}, Y_{\text{П}}$ — координаты НАП на момент приема

сигнала, Δr — ошибка эфемеридного обеспечения, Δt — расхождение шкалы времени приемника с системной шкалой времени, ΔT — расхождение шкалы времени НКА с системной шкалой времени, $\Delta t_{\text{троп}}$ — задержка сигнала в тропосфере, $\Delta t_{\text{ион}}$ — задержка сигнала в ионосфере, $\Delta t_{\text{прм}}$ — аппаратурная задержка сигнала в приемнике, μ — ошибка, обусловленная приемом переотраженных сигналов (многолучевостью), ε — аппаратурная ошибка измерения, c — скорость света в вакууме.

Модель отсчетов фазовых измерений —

$$\phi = \frac{R + \Delta r}{\lambda} + f \cdot (\Delta t - \Delta T + \Delta t_{\text{троп}} - \Delta t_{\text{ион}} + \Delta t_{\text{прм}}) + N + \varphi_0 - \phi_0 + \eta + \delta, \quad (2)$$

где ϕ — измерение псевдодоплеровской фазы (в дальнейшем для простоты изложения будем говорить об измерениях фазы); λ — длина волны колебаний, излучаемых НКА; f — несущая частота колебаний, излучаемых НКА; N — неизвестное количество периодов несущих колебаний или параметр фазовой неоднозначности (ПФН); φ_0 — неопределенная начальная фаза сигнала НКА; ϕ_0 — неопределенная начальная фаза приемника, одинаковая для всех НКА; η — ошибка, обусловленная приемом переотраженных сигналов (многолучевостью); δ — аппаратурная ошибка измерения.

Для исключения из рассмотрения мешающих параметров в (1) и (2) широко применяются так называемые первые и вторые разности [4]. Вычитая измерения двух приемников по одним и тем же спутникам, получаем *первые разности*, в которых исключаются погрешности, связанные со спутником (расхождение шкалы времени НКА с системной шкалой времени и неопределенная начальная фаза сигнала НКА). Затем формируются *вторые разности*. Для этого первые разности, соответствующие одному из спутников, который называют опорным, вычитают из первых разностей всех остальных спутников. В качестве опорного НКА следует выбрать зенитный спутник, поскольку измерения по такому НКА характеризуются наименьшей ошибкой измерений и при отсутствии затенений на трассе распространения сигнала можно считать, что искажения, вызванные многолучевостью, также практически отсутствуют. Во вторых

разностях исключаются погрешности, связанные с приемниками: расхождение шкалы времени приемника с системной шкалой времени, аппаратурная задержка сигнала в приемнике, неопределенная начальная фаза приемника, одинаковая для всех НКА. Для ограничения области поиска целочисленностей при разрешении неоднозначности и повышения надежности ее правильного разрешения в обработке возможно использование второй разности приращений фаз при условии, что на интервале измерения приращений не происходило срывов слежения за фазой сигнала. При фазовом дифференциальном режиме может быть достигнут миллиметровый уровень точности навигационного определения.

Целостность высокоточного навигационного определения потребителя

Целостность высокоточного навигационного определения потребителя означает, что пользователь должен быть предупрежден в пределах заданного периода времени, если ошибка положения превышает некоторый заданный предел.

Методика оценки нарушения целостности высокоточного навигационного определения основывается на использовании подхода, широко применяемого в системах SBAS и GBAS. Для оценки точности определения положения потребителя в системах SBAS и GBAS используются следующие показатели [2]:

- HPL (*Horizontal Protection Level*) — радиус круга в горизонтальной плоскости с центром в точке реального положения потребителя;
- VPL (*Vertical Protection Level*) — половина длины отрезка в вертикальном направлении с центром в точке реального положения потребителя.

При оценке точности высокоточной навигации предлагается оперировать аналогичными величинами, но их вычисление проводится с учетом применения методов высокоточной навигации. Аналогичные параметры используются в работе [5],

но в ней не применяется корректирующая информация от опорных станций и время до установившегося режима составляет порядка 30 мин.

В предлагаемой методике определения целостности высокоточной навигации потребителя в фазовом дифференциальном режиме применение данных оценок точности дает возможность потребителю получить количественную характеристику качества навигационного определения.

Решение задачи навигации потребителя на основе измерений нарастающего объема (фильтра Калмана) позволяет найти оценку вектора потребителя с учетом всех проведенных ранее измерений, что уменьшает влияние аномальных ошибок измерений на результат решения задачи местоопределения. При описании модели движения объекта используют линеаризацию в окрестности текущего фазового вектора потребителя \mathbf{X}_k . Переходная матрица линейной модели движения объекта есть Φ . Априорные оценки вектора потребителя (\mathbf{X}) и ковариационной матрицы ошибки определения вектора потребителя (\mathbf{P}) обозначены верхним индексом «-», а апостериорные оценки — индексом «+». Процедура применения фильтра Калмана на каждом шаге измерений k ($k = 0, 1, 2, \dots$) имеет следующий вид:

- вычисляется ожидаемый вектор измерений

$$\eta_k = h(\mathbf{X}_k^-); \quad (3)$$

- вычисляется матрица измерений

$$H_k(\mathbf{X}_k^-) = \frac{\partial h(\mathbf{X}_k^-)}{\partial \mathbf{X}}; \quad (4)$$

- вычисляется матрица обратной связи K_k при помощи уравнения

$$K_k = P_k^- H_k^\top (H_k P_k^- H_k^\top + W_k)^{-1}; \quad (5)$$

- определяется апостериорная оценка фазового вектора потребителя

$$\mathbf{X}_k^+ = \mathbf{X}_k^- + K_k(\eta_{k_{\text{изм}}} - \eta_{k_{\text{выч}}}); \quad (6)$$

- определяется апостериорная ковариационная матрица ошибки определения фазового вектора потребителя

$$P_k^+ = (I - K_k H_k) P_k^- (I - K_k H_k)^\top + K_k W_k K_k^\top, \quad (7)$$

здесь I — единичная матрица;

- вычисляется априорная оценка ковариационной матрицы на следующем $(k + 1)$ -м шаге

$$P_{k+1}^- = \Phi_k P_k^+ \Phi_k^\top + \Theta_k, \quad (8)$$

здесь Θ_k — ковариационная матрица возмущений;

- вычисляется фазовый вектор потребителя на следующем $(k + 1)$ -м шаге

$$\mathbf{X}_{k+1}^- = \Phi_k \mathbf{X}_k^+. \quad (9)$$

Для режима высокоточной навигации в относительном режиме вектор измеренных параметров представим в виде

$$\eta_{\text{изм}} = \begin{bmatrix} \Delta\Delta S \\ \Delta\Delta\delta\Phi \\ \Delta\Delta\Phi \end{bmatrix}, \quad (10)$$

где $\Delta\Delta S$ — вторые разности измерений псевдодальности, $\Delta\Delta\delta\Phi$ — вторые разности приращений псевдофазы (третьи разности), $\Delta\Delta\Phi$ — вторые разности измерений псевдофазы.

Ковариационная матрица ошибок измерений имеет вид

$$R = \begin{bmatrix} R_s & 0 & 0 \\ 0 & R_{\delta\Phi} & 0 \\ 0 & 0 & R_\Phi \end{bmatrix}, \quad (11)$$

где R_s — подматрица ошибок невязок вторых разностей измерений псевдодальности, $R_{\delta\Phi}$ — подматрица ошибок невязок вторых разностей измерений приращений псевдофазы, R_Φ — подматрица ошибок невязок вторых разностей измерений псевдофазы.

В общем виде вектор оцениваемых параметров для относительной высокоточной навигации имеет вид

$$\mathbf{X} = [X \ Y \ Z \ N], \quad (12)$$

где X, Y, Z — координаты определяемого пункта, N — неоднозначность измерений псевдофазы.

Величины ошибок определения положения потребителя в горизонтальной плоскости и по вертикали вычисляются на основе коэффициентов ковариационной матрицы ошибок определения вектора

положения. Расчет HPL и VPL проводится по следующим формулам:

$$\sigma_H = \sqrt{P_{11} + P_{22}}, \quad (13)$$

$$\sigma_V = \sqrt{P_{33}}, \quad (14)$$

$$HPL = K_H \cdot \sigma_H, \quad (15)$$

$$VPL = K_V \cdot \sigma_V, \quad (16)$$

где P_{11} , P_{22} , P_{33} — элементы ковариационной матрицы (7), K_H — фактор, отражающий доверительный диапазон в плоскости, K_V — фактор, отражающий доверительный диапазон по высоте.

Проблемы с вычислением уровней защиты появляются особенно в статических случаях, когда оценка положения в фильтре Калмана сходится к некоторой очень маленькой величине. Уровни защиты, рассчитанные этим способом, описывают только, какая величина ошибки положения может быть вызвана текущими измерениями, но эти уровни защиты не сообщают пользователю полные ошибки положения.

Как было указано ранее, тропосферная, ионосферная погрешности, а также эффект многолучевости не могут быть смоделированы или исправлены полностью. Кроме того, ошибки в коррекциях спутниковых часов и коррекциях орбиты могут оказывать шумовое воздействие на измерения. Уровень точности формирования коррекций ЧВП и орбиты НКА в широкозонных системах порядка 5 см. Это должно быть принято во внимание, чтобы вычислить реалистичные уровни защиты.

В разработанной методике определения целостности для высокоточной навигации потребителя ошибка положения в горизонтальной области рассчитывается по (17) и (18) и ошибка положения по вертикали — по (17) и (19). Горизонтальный уровень защиты рассчитывается по (20) и вертикальный уровень защиты — по (21):

$$G = (H^T R^{-1} H)^{-1} H^T R^{-1}, \quad (17)$$

$$A_H = \sum_{i=1}^n \sqrt{G_{1,i}^2 + G_{2,i}^2}, \quad (18)$$

$$A_V = \sum_{i=1}^n |G_{3,i}|, \quad (19)$$

$$HPL = K_H \cdot \sigma_H + S_{\text{bias}} A_H, \quad (20)$$

$$VPL = K_V \cdot \sigma_V + S_{\text{bias}} A_V. \quad (21)$$

Экспериментальные результаты по оценке целостности высокоточных навигационных определений потребителя

Экспериментальная оценка целостности высокоточной навигации проводилась для режима относительных определений на разных длинах базовой линии и различного состава визируемого созвездия НКА. При обработке экспериментальных данных использовался алгоритм комплексной обработки локальной и широкозонной корректирующей информации. Корректирующая информация от локальной дифференциальной системы формировалась базовой станцией в соответствии со стандартом RTCM SC-104 [6]. Передавались кадры, содержащие нескорректированные измерения псевдодальности и фазы, кадры с координатами базовой станции. В качестве широкозонной корректирующей информации была использована корректирующая информация от широкозонного функционального дополнения СДКМ: коррекции часов и орбит НКА, данные о пригодности НКА для выполнения целевой задачи. Определение параметров HPL и VPL проводилось по разработанной методике оценки целостности при высокоточной навигации потребителя. При расчете HPL и VPL применялись следующие значения параметров:

$$S_{\text{bias}} = 5 \text{ см}; \quad K_H = K_V = 6.$$

Ошибки определения положения в плоскости и по высоте оценивались относительно известных априорных координат пункта.

Эксперимент проводился для созвездия НКА GPS (рис. 1) и совмещенного созвездия НКА ГЛОНАСС/GPS (рис. 2) для длины базовой линии 35 км. На рисунках по горизонтальной оси отложена длительность эксперимента в секундах, а по вертикальной оси — величина рассчитанных уровней защиты и ошибки определения местоположения в метрах. На них синим цветом представлен горизонтальный уровень защиты (HPL), красным — вертикальный уровень защиты (VPL), зеленым — ошибка определения положения в плоскости (Eh) и фиолетовым — ошибка определения положения по высоте (Ev).

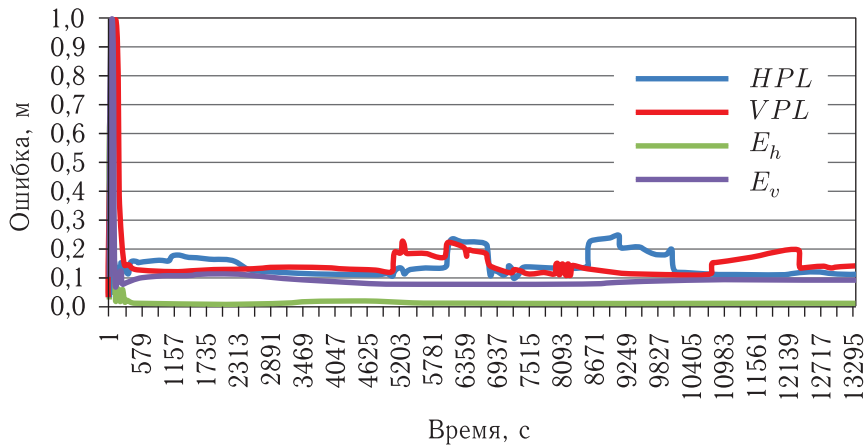


Рис. 1. Горизонтальный, вертикальный уровни защиты и горизонтальная и вертикальная ошибки положения при работе по созвездию НКА GPS

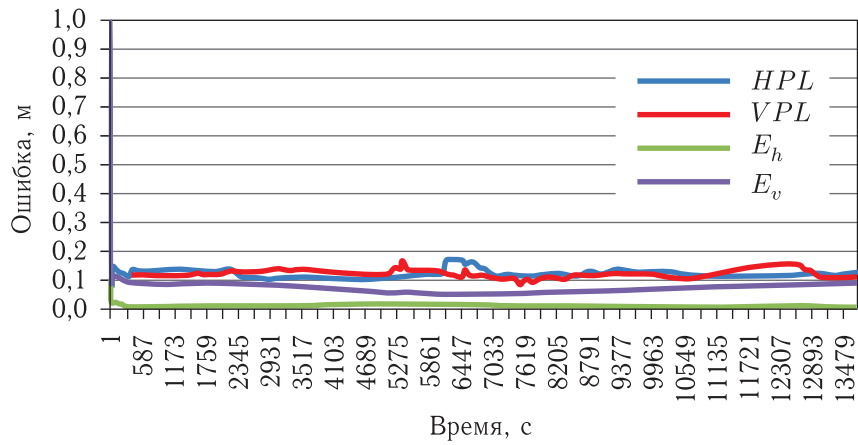


Рис. 2. Горизонтальный, вертикальный уровни защиты и горизонтальная и вертикальная ошибки положения при работе по совмещенному созвездию НКА ГЛОНАСС/GPS

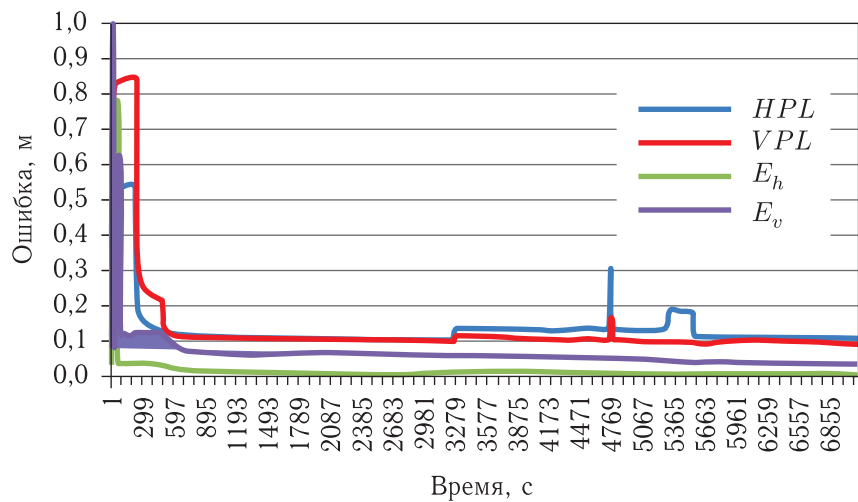


Рис. 3. Горизонтальный, вертикальный уровни защиты и горизонтальная и вертикальная ошибки положения при работе по созвездию НКА GPS

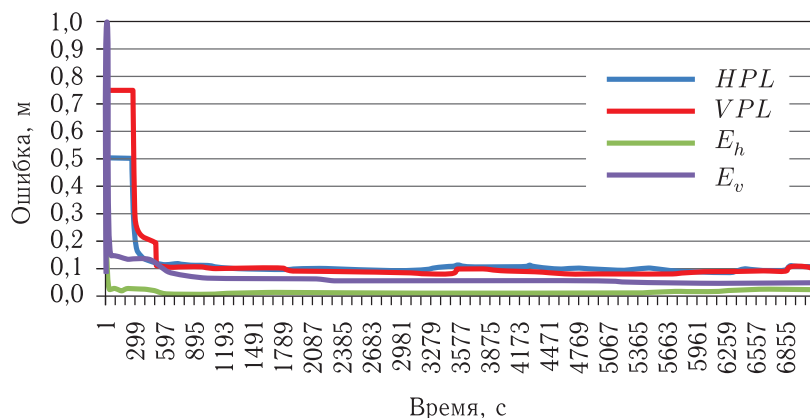


Рис. 4. Горизонтальный, вертикальный уровни защиты и горизонтальная и вертикальная ошибки положения при работе по совмещенному созвездию НКА ГЛОНАСС/GPS

Аналогичный эксперимент был проведен в другие сутки для длины базовой линии порядка 45 км. Эксперимент выполнялся для созвездия НКА GPS (рис. 3) и совмещенного созвездия НКА ГЛОНАСС/GPS (рис. 4).

Результаты экспериментов показывают, что рассчитанные уровни защиты по горизонтали и вертикали хорошо согласуются с полученными ошибками местоопределения по горизонтали и вертикали. Таким образом, разработанная методика позволяет получить количественную оценку качества навигации и определить установившийся режим высокоточной навигации. Время инициализации до установившегося режима в экспериментах составляет менее 5 мин.

Заключение

Разработана методика для определения количественной характеристики качества навигационного определения потребителя. В разработанной методике определения целостности навигации потребителя предполагается применение автономного контроля целостности в программно-математическом обеспечении аппаратуры потребителя, внутрисистемного мониторинга целостности по оперативной информации ГНСС ГЛОНАСС и GPS, а также результатов оперативного мониторинга широкозонного функционального дополнения.

Проведенные экспериментальные оценки предложенной методики определения целостности

высокоточных навигационных определений показывают, что расчет уровней защиты в плоскости и по высоте отражает реальную картину величины ошибки навигационных определений. Данная методика позволяет определить факт вхождения в режим высокоточной навигации потребителя.

Список литературы

1. Глобальная спутниковая навигационная система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ. 5-я ред. М.: Изд. РНИИ КП, 2008.
2. Minimum Operational Performance Standards for Global Positioning System / Wide Area Augmentation System Airborne Equipment — Document NO. RTCA/DO-229D, Washington, September 2006.
3. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / Под ред. А. И. Перова, В. Н. Харисова. Изд. 3-е, перераб. М.: Радиотехника, 2005.
4. Поваляев А.А. Спутниковые радионавигационные системы: время, показания часов, формирование измерений и определение относительных координат. М.: Радиотехника, 2008.
5. Altti Jokinen, Shaojun Feng, Carl Milner, Wolfgang Schuster and Washington Ochieng. Precise Point Positioning and Integrity Monitoring with GPS and GLONASS, URL: http://www.rin.org.uk/Uploadedpdfs/ConferenceProceedings/Jokinen_paper_2A-web.pdf
6. RTCM recommended standards for differential NAVSTAR GPS service, Ver. 2, Radio Technical Commission for Maritime Services, Washington, 1990.