

The structure and principle of the intelligent system, synthesizing a model of signals in the physical experiments. Analyzed the time series of observations can be represented as linguistic terms, form and composition, similar to the classic recordings of signals adopted in technical physics. System was used to solve the problem of technical diagnostics of aircraft engines by analyzing vibrosignals, in order to detect a hidden patterns.

**Keywords:** algorithm, diagnostics, identification of measurement, intelligent, model signal quality state, quantification, synthesizer records.

*Надійшла до редакції  
2 листопада 2011 року*

УДК 621.396

## РЕАЛИЗАЦИЯ ФУНКЦИЙ КОНТРОЛЯ ЦЕЛОСТНОСТИ И ПРОГНОЗА ДОСТУПНОСТИ ГЛОБАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ГЛОНАСС

*Успенский В. Б., Асютин А. Д.*

*Национальный Технический Университет «Харьковский политехнический институт»,  
г. Харьков, Украина*

*Рассматриваются вопросы построения алгоритма контроля целостности и прогноза доступности глобальной спутниковой радионавигационной системы (СРНС) на примере ГЛОНАСС. Составлена математическая модель движения навигационных спутников, получен алгоритм расчета зон видимости спутников. Для полученного алгоритма контроля целостности СРНС была проведена оптимизация, в результате чего получены две его модификации. Данные модификации отличаются по вычислительной сложности и точности работы. Эффективность работы всех полученных алгоритмов и адекватность всех составленных математических моделей проверена путем компьютерного моделирования.*

**Ключевые слова:** *глобальная спутниковая навигационная система, контроль целостности, прогноз доступности.*

### **Введение. Постановка проблемы**

Понятие целостности навигационной системы (НС) подразумевает под собой способность системы генерировать своевременные предупреждения, когда система не может быть использована для навигации. Спутниковые радионавигационные системы (СРНС) предоставляют пользователю данную информацию в своих навигационных сообщениях, однако этого может быть недостаточно для некоторых критичных областей использования НС, например, на гражданских самолетах. Таким образом, необходимо использовать дополнительные методы оценки целостности СРНС.

Полностью развернутая глобальная спутниковая радионавигационная система (СРНС) включает не менее 24 спутников. Благодаря такому расположению в любой точке земного шара в каждый момент времени теоретически доступны сигналы не менее, чем от 4-х спутников, что позволяет вычислять по сигналам спутников координаты и скорость объекта [1]. Однако на практике, в силу многих причин, возможны интервалы времени, в течение которых наблюдается менее 4 навигационных спутников. Так, по данным расчетов, при ограничении уг-

ла возвышения 10 градусов и временном дискрете вычислений в 15 минут для СРНС ГЛОНАСС минимальное количество одновременно видимых спутников на суточном интервале представлено на рис. 1 (по вертикали отложена широта места наблюдения, по горизонтали – долгота).

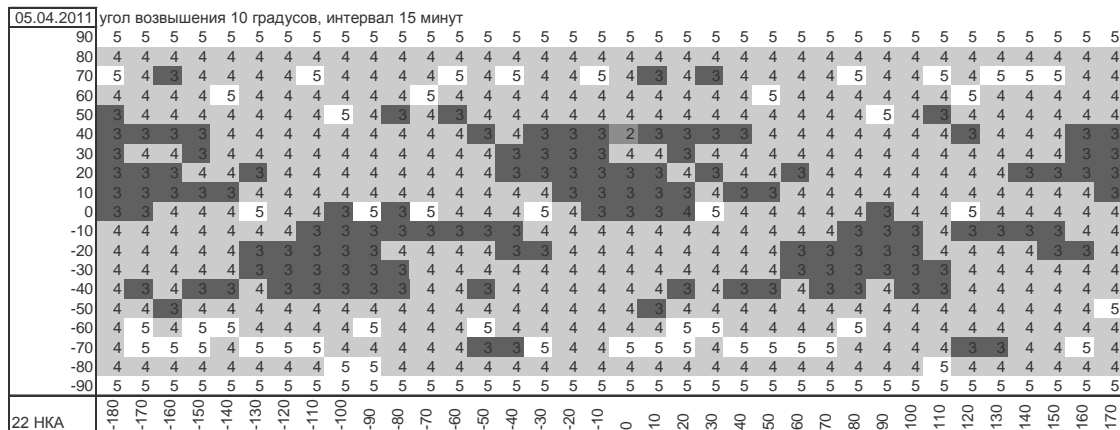


Рис. 1. Минимальное количество одновременно видимых НКА ГЛОНАСС на суточном интервале по данным расчетов на 05.04.2010г.

Таким образом, всегда существует вероятность отсутствия минимально необходимого числа спутников для штатной работы приемника сигналов СРНС.

В этих условиях необходимо осуществлять прогноз состояния видимого созвездия спутников по трассе планируемого движения на период выполнения объектом своей задачи, что является важным дополнением оценки целостности СРНС. Реализация данных функций не описана в полном объеме в литературе. Так, например, в [2] описываются три математических метода для реализации алгоритма RAIM. Однако два из них (метод наименьших квадратов и паритетный метод) требуют большой вычислительной сложности, а третий (метод сравнения диапазонов Ли) не гарантирует точную характеристику состояния СРНС. Таким образом, отсутствие стандартных алгоритмов RAIM и PRAIM делает их разработку и дальнейшее совершенствование актуальными.

Работа посвящена алгоритмам обработки спутниковой информации, реализующим указанную функцию.

### Постановка задачи

Функция анализа и прогноза состояния СРНС реализована путем решения следующих задач:

- Моделирование движения спутников СРНС и определение числа спутников, видимых из точки дислокации объекта.
- Выбор оптимального набора видимых спутников для минимизации ошибки определения координат (Receiver Autonomous Integrity Monitoring – RAIM [3]).
- Прогноз состояния СРНС и точности навигационных определений на произвольно заданной траектории движения объекта (Predictive RAIM [4]).

### Моделирование движения спутников СРНС

Исходя из реального альманаха системы ГЛОНАСС, взятого из [5], положение спутника в пространстве задается шестью параметрами (эфемеридами), пять из которых  $\Omega$ ,  $i$ ,  $\omega_{II}$ ,  $p$ ,  $e$  определяют положение и форму эллиптической орбиты относительно геоцентрической системы координат (ГСК), а шестой – параметр  $\vartheta$  (истинная аномалия), характеризует положение спутника на орбите в текущий момент времени  $t_k$ . Для невозмущенного движения спутника параметры орбиты постоянны, а истинная аномалия является функцией текущего времени.

Координаты и скорости спутника в ГСК определяются выражениями:

$$\begin{aligned}x &= r \cdot [\cos(\vartheta + \omega_{II}) \cdot \cos \Omega - \sin(\vartheta + \omega_{II}) \cdot \sin \Omega \cdot \cos i], \\y &= r \cdot [\cos(\vartheta + \omega_{II}) \cdot \sin \Omega + \sin(\vartheta + \omega_{II}) \cdot \cos \Omega \cdot \cos i], \\z &= r \cdot \sin(\vartheta + \omega_{II}) \cdot \sin i;\end{aligned}\quad (1)$$

$$\begin{aligned}\frac{dx}{dt} &= V_x = V_r \cdot \frac{x}{r} - V_u \cdot (\sin(\vartheta + \omega_{II}) \cdot \cos \Omega + \cos(\vartheta + \omega_{II}) \cdot \sin \Omega \cdot \cos i), \\ \frac{dy}{dt} &= V_y = V_r \cdot \frac{y}{r} - V_u \cdot (\sin(\vartheta + \omega_{II}) \cdot \sin \Omega - \cos(\vartheta + \omega_{II}) \cdot \cos \Omega \cdot \cos i), \\ \frac{dz}{dt} &= V_z = V_r \cdot \frac{z}{r} + V_u \cdot \cos(\vartheta + \omega_{II}) \cdot \sin i;\end{aligned}\quad (2)$$

где

$$r = \frac{p}{1 + e \cdot \cos(\vartheta - \vartheta_0)}, \quad (3)$$

$V_r = \frac{dr}{dt} = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2} = \sqrt{\frac{\mu}{p}} e \sin \vartheta$  - радиальная составляющая вектора скорости спутника,

$V_u = r \frac{d\vartheta}{dt} = \sqrt{\frac{\mu}{p}} (1 + e \cos \vartheta)$  - тангенциальная составляющая вектора скорости спутника;

$\vartheta = 2 \arctg \left( \tg \left( \frac{E}{2} \right) \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \right)$  - угол; переменная  $E$  (эксцентрическая аномалия) является решением уравнения Кеплера

$$t_k - \tau = \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \cdot (E - e \cdot \sin E), \quad (4)$$

$\tau$  – период обращения спутника по орбите.

Таким образом, при помощи (1–4) производится расчет координат и скорости спутника в произвольный момент времени  $t_k$ . Описанная модель положена в основу программного имитатора спутниковых данных.

Опишем алгоритм определения спутников, видимых из заданной точки дислокации объекта. Видимыми из точки А (рис. 2) считаются спутники, которые находятся в секторе пространства V (K1-A-K2). Условием видимости для спутника S из точки А является выполнение неравенства

$$|\alpha| \leq \alpha_{\max},$$

где  $\alpha$  – угол между вектором–нормалью к Земной поверхности, проходящей через центр масс объекта, и радиус вектором объект–спутник;

$\alpha_{\max} = \frac{\pi}{2} + \arccos\left(\frac{R}{R+h}\right)$  ( $R$  – радиус Земли,  $h$  – высота объекта над поверхностью Земли).

На практике, с целью обеспечения устойчивого приема радионавигационных сигналов, зона видимости сужается относительно описанной выше путем введения так называемой маски, установленной для угла возвышения. Таким образом, с учетом маски  $\gamma$

$$\alpha_{\max} = \frac{\pi}{2} + \arccos\left(\frac{R}{R+h}\right) - \gamma.$$

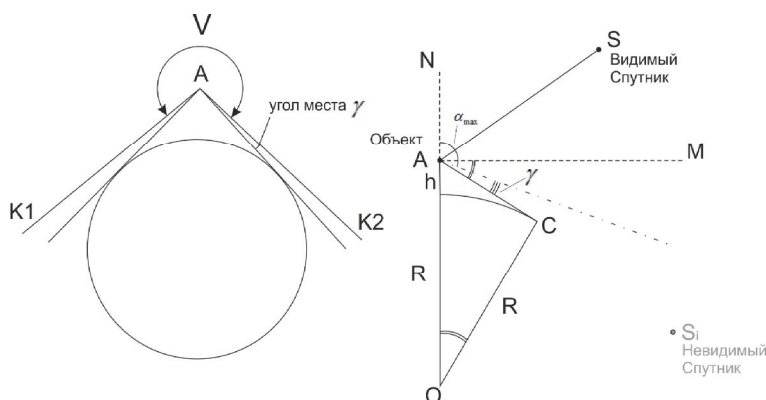


Рис. 2. Расчет зон видимости спутников ГЛОНАСС.

### Моделирование и проверка адекватности работы имитатора

В результате моделирования были получены траектории движения НКА системы ГЛОНАСС. Полученные траектории одинаковы по форме и различаются смещением по фазе, полученное угловое расстояние  $45^\circ$  между соседними спутниками на орбите соответствует эталонному значению.

Для подтверждения адекватности работы программного имитатора было проведено сравнение рассчитанных зон видимости для заданной точки пространства с реальными аналогичными данными [6]. На рис. 3 совмещены эталонные зоны видимости и зоны видимости, полученные при моделировании.

Погрешность определения зон видимости не превышает 15% и связана с тем, что при моделировании использовались невозмущенные параметры движения спутников ГЛОНАСС.

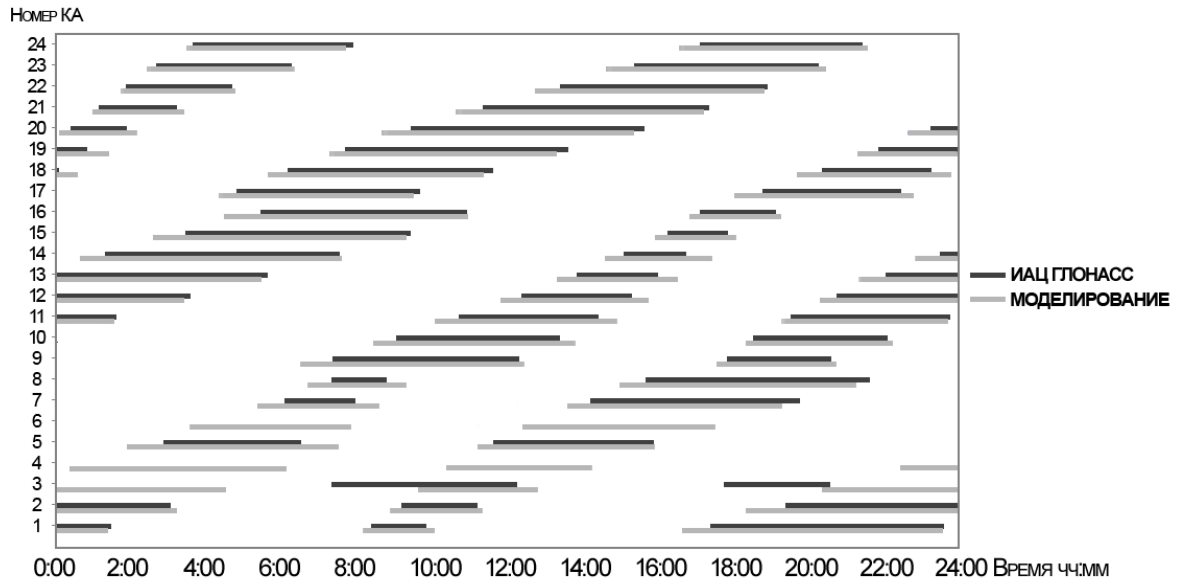


Рис. 3. Сравнение зон видимости системы ГЛОНАСС.

Таким образом, разработанный программный имитатор позволяет определять фактический состав и местоположение спутников ГЛОНАСС, видимых из заданной точки дислокации объекта в заданный момент времени.

### Выбор оптимального набора видимых спутников

В основу определения координат объекта по данным от СРНС полагаются измерения радиальной дальности (РД) по линии спутник-объект:

$$\rho_i = \sqrt{(x - x_{ci})^2 + (y - y_{ci})^2 + (z - z_{ci})^2} \quad (5)$$

где  $\rho_i$  – измеренная радиальная дальность до  $i$ -го спутника,  
 $i = 1, n$ ;

$n$  – количество видимых спутников;

$x, y, z$  – искомые координаты объекта (приемника),

$x_{ci}, y_{ci}, z_{ci}$  – известные координаты  $i$ -го навигационного спутника.

В общем случае число видимых спутников СРНС при полном созвездии может достигать восьми. Каждое измерение РД содержит ошибку  $\delta\rho_i$ , причем  $|\delta\rho_i| \leq \delta\rho_{\max}$ . В этих условиях рассматривается задача выбора из числа видимых оптимального набора спутников, обеспечивающих минимальную погрешность вычисления координат объекта, объединенных в вектор  $\bar{R} = \text{col}(x, y, z)$ .

Пусть  $\delta\bar{R}$  – вектор ошибок вычисления координат объекта из системы уравнений (5), составленной для трех или более спутников. Тогда в первом приближении можно записать

$$\delta\bar{R} = \tilde{H} \cdot \delta\bar{\rho} \quad (6)$$

где  $\delta\bar{\rho}$  –  $n$ -мерный вектор ошибок измерений радиальной дальности,

$$\tilde{H} = (H^T H)^{-1} H^T \text{ – псевдообратная матрица,}$$

причем  $H = \{h_{i,j}\} = \frac{\partial f_i}{\partial R_j}$ ,  $f_i = \sqrt{(R_1 - x_{C_i})^2 + (R_2 - y_{C_i})^2 + (R_3 - z_{C_i})^2}$ ,  $j = \overline{1,3}$ ,  $i = \overline{1,n}$ .

Задача выбора оптимального набора спутников формализуется, как оптимизационная задача

$$\min_{N1, N2, \dots, Nn} \Delta R_{\max}, \quad (7)$$

в которой  $N1, N2, \dots, Nn$  – номера видимых спутников,

$$\Delta R_{\max} = \max_{\substack{|\delta p_i| \leq \delta p_{\max} \\ i=1, n}} |\delta \bar{R}|. \quad (8)$$

Решение задачи (8), с учетом линейности (6), реализуется в вершине допустимого многогранника переменных  $\delta p_i$  и определяется тривиальным образом.

Основная вычислительная сложность рассматриваемой задачи RAIM состоит в решении задачи (7). Для этой задачи путем численного моделирования на суточной реализации установлено следующее (рис.4):

- минимальная погрешность определения координат объекта при использовании для решения оптимального набора из трех, четырех и т.д. до восьми спутников различается не более, чем на 15% от величины самой погрешности;
- в подавляющем большинстве случаев наилучшим оказался набор из трех оптимальных спутников.

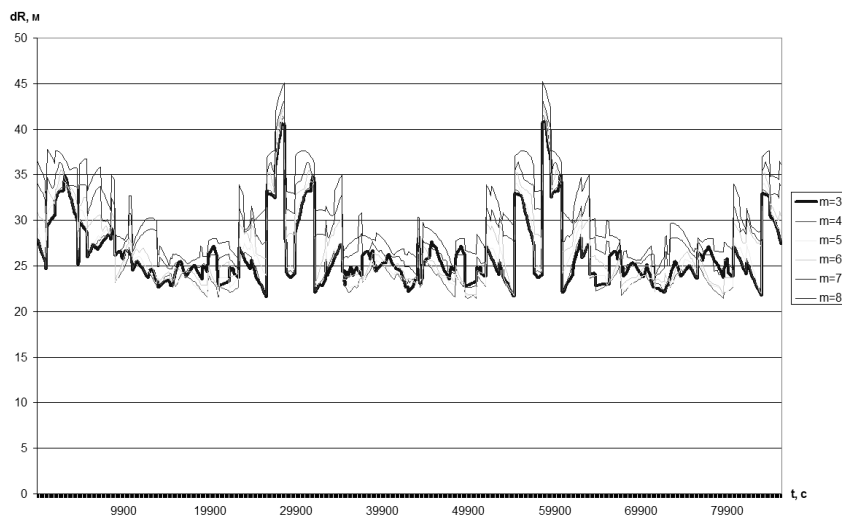


Рис. 4. Решение задачи минимизации ошибки определения координат.

На основании полученных результатов решение задачи RAIM предлагается осуществлять на выборках из трех видимых спутников, что существенно упрощает процедуру минимизации (7).

Далее, предлагается оптимизировать алгоритм решения задачи (7). С этой целью для наборов из трех спутников, наряду с (7), рассмотрены задачи максимизации определителя матрицы  $H$

$$\max_{N1, N2, N3} \det(H) \quad (9)$$

и максимизации объема тетраэдра, построенного на радиус-векторах, соединяющих объект и спутники, и нормированного по длине ребер

$$\max_{N1, N2, N3} V. \quad (10)$$

Путем моделирования установлена обратная зависимость величины погрешности определения координат от величины определителя  $N$  и прямая зависимость величины определителя  $N$  от объема тетраэдра  $V$ , что доказывает эквивалентность решений задач (7), (8), (9).

Сравнение вычислительной сложности решения задач (7), (8), (9) по числу элементарных операций дает следующее соотношение 2.2:1.6:1 соответственно.

Таким образом, в результате проведенного анализа погрешности определения координат в зависимости от расположения видимых спутников, используемых для решения, предлагается рациональный алгоритм выбора оптимального набора спутников вместе с алгоритмом вычисления оценки точности спутниковой навигации.

### Прогноз состояния СРНС на маршруте движения.

Воспользовавшись моделями и алгоритмами, описанными выше, можно реализовать функцию прогноза точности спутниковой навигации на маршруте движения. Продемонстрируем его работу на примере движения воздушного судна (ВС) по траектории, изображенной на рис. 5.

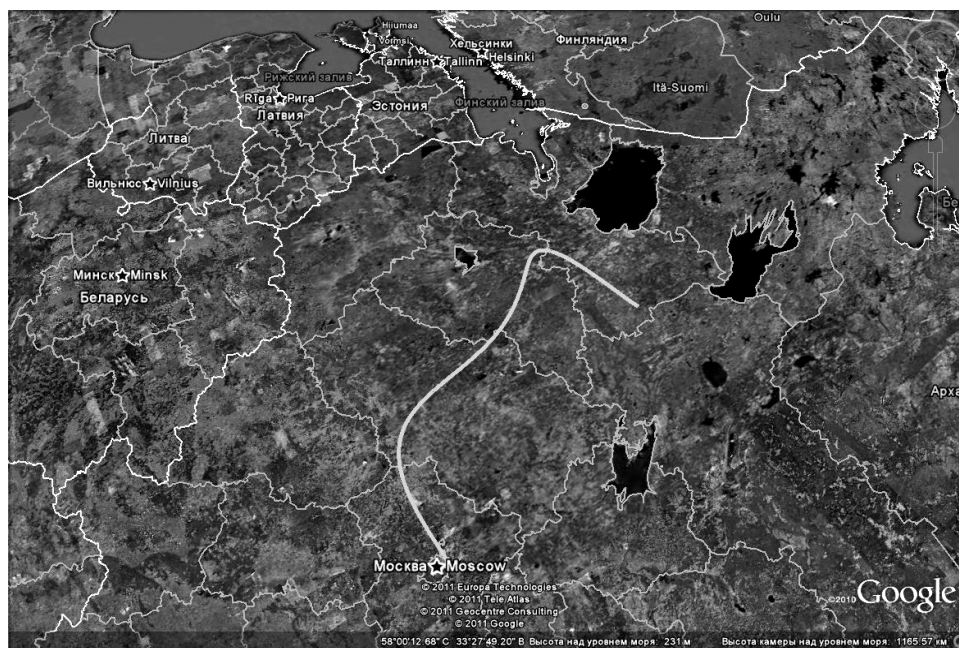


Рис. 5. Траектория полета воздушного судна.

Для каждой точки траектории с временной привязкой с частотой 1Гц производился расчет положения спутников СРНС ГЛОНАСС, определялись видимые спутники и вычислялся оптимальный их набор. На рис. 6 представлен график ошибок определения координат для оптимального и произвольного набора из трех спутников в каждой точке маршрута.

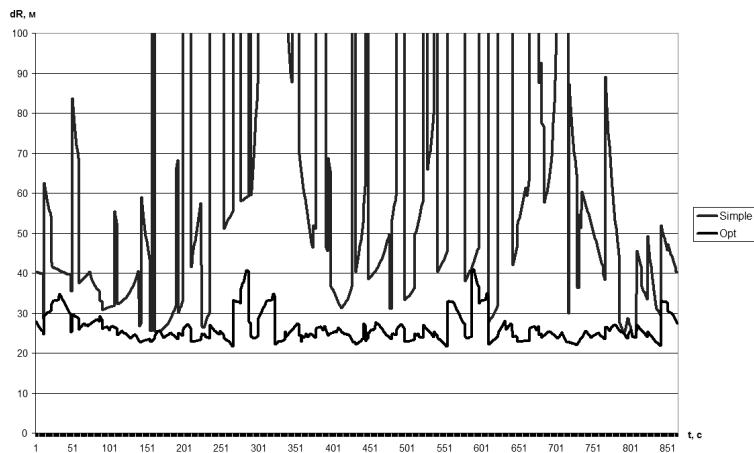


Рис. 6. Ошибки навигации при оптимальном и произвольном выборе спутников.

Данный результат позволяет обеспечить 100% целостность спутниковых данных в части прогнозируемой погрешности навигационных определений.

### Выводы

Таким образом, разработан рациональный алгоритм выбора оптимального набора спутников из числа видимых для использования в решении навигационной задачи и в этих условиях получена оценка максимальной погрешности определения координат объекта. Разработанный алгоритм позволяет реализовать прогноз целостности спутниковых данных на маршруте движения при планировании полета в целом или на особо важных его участках.

В перспективе планируется интеграция данных алгоритмов в блок комплексования информации интегрированной инерциально-спутниковой навигационной системы, исследование вопросов повышения точности выработки навигационных параметров в результате интеграции.

### Литература

1. Харисов В. Н. Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС / В. Н. Харисов, А. И. Перов, В. А. Болдин. – М.: ИПРЖР, 1998. – 399 с.
2. Mohinder S. Grewal. Global Positioning Systems, Inertial Navigation, and Integration. 2<sup>nd</sup> edition / Mohinder S. Grewal, Lawrence R. Weill, Angus R. Andrews // Hoboken: Wiley 2007. – 552 p.
3. Aircraft and operator approval for BASIC-RNP 1 operations. CA 91-006, 12/10/2009 – 28 p.
4. Performance-based Navigation (PBN) manual – Doc 9613. Third edition. ICAO, 2008 – 294 p.
5. Интерфейсный контрольный документ ГЛОНАСС. КНИЦ МО РФ, 2002 – 60с.
6. Расчет зон видимости. Информационно-аналитический центр ГЛОНАСС. – Режим доступа: <http://www.glonass-ianc.rsa.ru/GLONASS/CalculateVisibleZones.php>.

### References

1. Harisov V. N. Global Satellite Radio Navigation system GLONASS / V. N. Harisov, A. I. Petrov, V. A. Boldin. – M.: IPRGPR, 1998. – 399 p. [rus]
2. Mohinder S. Grewal. Global Positioning Systems, Inertial Navigation, and Integration. 2<sup>nd</sup> edition / Mohinder S. Grewal, Lawrence R. Weill, Angus R. Andrews // Hoboken: Wiley 2007. – 552 p.



3. Aircraft and operator approval for BASIC-RNP 1 operations. CA 91-006, 12/10/2009 – 28 p.
4. Performance-based Navigation (PBN) manual – Doc 9613. Third edition. ICAO, 2008 – 294 p.
5. GLONASS Interface Control Document. CSIC DD RF, 2002 – 60 p. [rus]
6. Calculation of the zones of visibility. GLONASS Center of Information and Analysis. URL – <http://www.glonass-ianc.rsa.ru/GLONASS/CalculateVisibleZones.php>.

**В. Б. Успенський, О. Д. Асютін**

*Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут», м. Харків, Україна*

#### РЕАЛИЗАЦИЯ ФУНКЦИЙ КОНТРОЛЯ ЦЕЛЕСНОСТИ ТА ПРОГНОЗУ ДОСТУПНОСТИ ГЛОБАЛЬНОЙ СУПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ГЛОНАСС

Розглядаються питання побудови алгоритму контролю цілісності і прогнозу доступності глобальної супутникової радіонавігаційної системи (СРНС) на прикладі ГЛОНАСС. Було складено математичну модель руху навігаційних супутників, отримано алгоритм розрахунку зон досяжності супутників. Для отриманого алгоритму контролю цілісності СРНС було проведено оптимізацію, в результаті чого отримано дві його модифікації. Дані модифікації відрізняються за обчислювальною складністю та точністю роботи. Ефективність роботи всіх отриманих алгоритмів та адекватність всіх складених математичних моделей перевірена шляхом комп'ютерного моделювання.

**Ключові слова:** глобальна супутникова навігаційна система, контроль цілісності, прогноз доступності.

**V. B. Uspensky, A. D. Asiutin,**

*National Technical University "Kharkov Polytechnic Institute", Kharkov, Ukraine*

#### IMPLEMENTATION OF THE RECEIVER AUTONOMOUS INTEGRITY MONITORING AND PREDICTION FUNCTIONS FOR GLONASS GLOBAL NAVIGATION SATELLITE SYSTEM

Questions about algorithm of autonomous integrity monitoring prognosis synthesis for global navigation satellite system (GNSS) GLONASS are viewed. The mathematical model of navigation satellite's motion, an algorithm for calculating the zones of visibility of satellites are developed. RAIM and PRAIM algorithms are developed. The resulted RAIM algorithm is optimized – two algorithm's modifications are obtained. The modifications differ by their computational complexity and accuracy. Performance of all obtained algorithms and adequacy of all developed mathematical models were verified by computer simulation.

**Keywords:** Global Satellite Navigation System, RAIM, PRAIM.

*Надійшла до редакції  
23 вересня 2011 року*

УДК

#### АЛГОРИТМ РАСЧЕТА СОСТАВОВ ПАРОВОЙ И ЖИДКОЙ ФАЗ ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ МНОГОКОМПОНЕНТНОЙ РЕКТИФИКАЦИИ С УЧЕТОМ ХИМИЧЕСКОЙ РЕАКЦИИ

*Мухитдинов Д. П., Каландаров П. И.*

*Ташкентский Государственный технический университет,  
г. Ташкент, Узбекистан*

*Обсуждается метод для решения системы уравнений математического описания процесса ректификации многокомпонентной смеси, осложненной химической реакцией, опреде-*