



ПЕЛЕНГАЦИОННЫЙ МЕТОД КОНТРОЛЯ ЦЕЛОСТНОСТИ ПОЛЯ ГЛОБАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ

A.P. Melikhova, I.A. Tsikin

ANGLE OF ARRIVAL METHOD FOR GLOBAL NAVIGATION SATELLITE SYSTEMS INTEGRITY MONITORING

Рассмотрен метод контроля целостности поля глобальных навигационных спутниковых систем, основанный на анализе различия между измеряемыми и расчетными пеленгационными параметрами источников навигационных сигналов. На основе установленных распределений данных пеленгационных параметров предложены количественные критерии и определены аналитические выражения для вероятностных характеристик системы контроля.

Исследованы метод принятия решения на основе анализа только одного из двух пеленгационных параметров (азимута или склонения), а также два различных варианта их совместного использования. Предложены пути дальнейшего повышения эффективности рассмотренных методов контроля.

КОНТРОЛЬ ЦЕЛОСТНОСТИ НАВИГАЦИОННОГО ПОЛЯ; ГЛОБАЛЬНЫЕ НАВИГАЦИОННЫЕ СПУТНИКОВЫЕ СИСТЕМЫ; ПРОСТРАНСТВЕННАЯ ОБРАБОТКА СИГНАЛОВ; АНТЕННЫЕ РЕШЕТКИ.

The paper considers the method of monitoring the integrity of global navigation satellite systems based on using the angle of arrival estimation. The method uses the differences between measured and calculated azimuths (“azimuth differences”) and elevations (“elevation differences”) respectively. The probability distributions of the differences are analyzed and probability-based integrity monitoring characteristics are obtained. The most important of them are the probability of false detection (false alarm probability) and the probability of missing the violation of integrity (missing probability).

Three kinds of decision-making procedures are analyzed. The first one involves using only one of the differences for decision-making, whereas other procedures use each of them. In the latter case it is possible to use two ways of decision-making – when both differences exceed the thresholds simultaneously (logic “AND”) and at least one of them exceeds the threshold (logic “OR”). Both ways are analyzed and areas where parameter values, in either way, have advantages are obtained. As a result the probability-based characteristics improvement methods are suggested.

NAVIGATION FIELD INTEGRITY MONITORING; GLOBAL NAVIGATION SATELLITE SYSTEMS; MULTIPLE ARRAYS; ANGLE OF ARRIVAL INTEGRITY MONITORING.

Высокая требуемая точность определения координат навигационных объектов (НО) в глобальных навигационных спутниковых системах (ГНСС) обеспечивается в случае, когда бортовые генераторы всех навигационных космических аппаратов (НКА) работают синхронно с системным временем ГНСС, координаты (X_i, Y_i, Z_i) каждого i -го из K НКА, по сигналам которых

производятся измерения, известны с достаточно высокой точностью в любой момент времени.

Указанные условия могут быть не соблюдены в силу каких-либо нарушений в работе рассматриваемой системы, что приведет к снижению достоверности проведенных измерений [1, 2].

Процедура анализа степени достовер-

ности принимаемой от НКА информации называется *контролем целостности навигационного поля* (КЦНП) [3, 4].

Эффективность системы, реализующей процедуру КЦНП, можно количественно определить вероятностью $P_{\text{пр}}$ пропуска факта нарушения целостности навигационного поля (НП) и вероятностью $P_{\text{лр}}$ ложного решения о нарушении целостности НП при отсутствии последнего [3].

В зависимости от наличия или отсутствия дополнительного канала связи с НО, методы контроля делятся на два класса: неавтономные и автономные соответственно, каждый из которых использует для повышения достоверности определения координат ту или иную форму измерительной избыточности. При этом особого внимания заслуживают именно автономные методы, использующие для этой цели результаты измерений различных бортовых систем (БС) НО. В частности, распространенным видом БС является многоэлементная антенная решетка, используемая для пространственной ориентации НО по сигналам от НКА, на основе которой может быть реализовано устройство пеленгации источников навигационных сигналов. Полученные таким образом избыточные измерения можно использовать для повышения достоверности определения координат НО, тем самым реализуя пеленгационный метод КЦНП (Angle of Arrival Discrimination Method [5, 6]).

Известные работы в этой области (напр. [2, 5, 6]) содержат информацию о данном методе исключительно на уровне идеи без рассмотрения соответствующих количественных характеристик. Так, в [2, 6] упоминается возможность использования многоэлементной антенной решетки с целью идентификации наличия мешающего навигационной системе воздействия. В [5] приводится пример реализации пеленгационного метода с использованием двух антенных элементов.

В то же время для использования подобных устройств в сертифицируемой аппаратуре КЦНП необходимым является определение их вероятностно-временных характеристик с учетом как параметров ис-

пользуемого пеленгатора, так и вида возникающих в системе нарушений.

Пеленгационные параметры в задаче КЦНП

Измерительная избыточность в данном методе обеспечивается путем пеленгации источников навигационных сигналов, используемых для решения навигационной задачи [7], так что в качестве дополнительных измеряемых параметров фигурируют азимут μ и склонение η каждого из этих источников. В связи с этим вводятся в рассмотрение *измеряемые* пеленгационные параметры $\mu_{\text{изм}}$ и $\eta_{\text{изм}}$, представляющие собой оценки величин μ и η .

С другой стороны, указанные величины могут быть получены расчетным путем на основе информации, содержащейся в навигационных сигналах, принятых от данных источников, а соответствующие пеленгационные параметры $\mu_{\text{расч}}$ и $\eta_{\text{расч}}$ каждого из источников будем называть *расчетными*.

В случае наличия указанных ранее воздействий может произойти нарушение целостности навигационного поля, приводящее к тому, что значения $\mu_{\text{расч}}$ и $\eta_{\text{расч}}$ будут отличаться от измеренных $\mu_{\text{изм}}$ и $\eta_{\text{изм}}$, получаемых путем пеленгации. При этом возможны, как минимум, две ситуации.

В первой из них причиной указанных нарушений может быть сбой в работе одного или нескольких «штатных» (т. е. относящихся к группировке рассматриваемой ГНСС) НКА (рис. 1 а), приводящий к ошибкам в измерении псевдодалностей [7] до НО или ошибкам в получаемой от НКА эфемеридной информации («аппаратные» нарушения).

Вторая ситуация возникает в случае, если навигационные измерения происходят по сигналам, излучаемым каким-либо одним или несколькими внешними источниками навигационных сигналов (ИНС), не относящимися к рассматриваемой группировке ГНСС, когда амплитуда этих сигналов существенно превышает уровень сигналов от «штатных» НКА.

Описанные ситуации в частном случае одного НКА и одного ИНС иллюстрируются на рис. 1, причем в любой из рассмо-

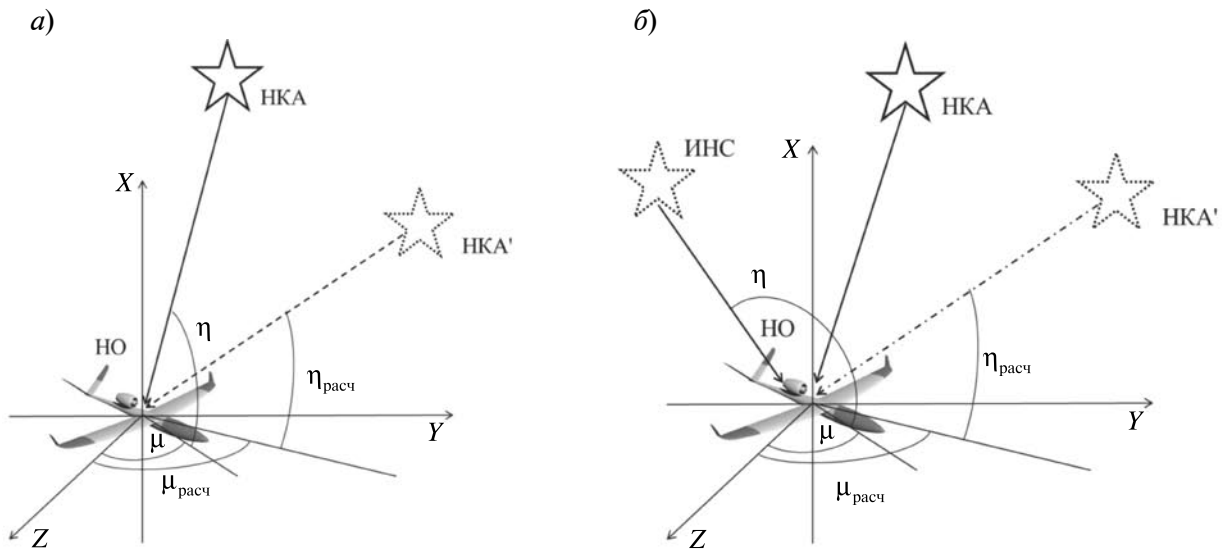


Рис. 1. Виды нарушений целостности навигационного поля:
 а – аппаратные нарушения; б – влияние ИНС

тренных ситуаций возникающее нарушение целостности навигационного поля можно интерпретировать как наличие некоторого «мнимого» НКА (будем далее обозначать его НКА'), находящегося в совершенно иной точке пространства, чем источник сигнала, по которому производится измерение.

В условиях, когда единственным мешающим фактором, влияющим на точность работы системы, является наличие аддитивного шума на входе приемного устройства НО, математические ожидания $m_1\{x\}$, $m_1\{y\}$, $m_1\{z\}$ оценок x , y , z координат НО совпадают с истинными значениями x_0 , y_0 , z_0 этих координат [7]. В этом случае, как будет показано далее (рис. 2–4, 8–13), математические ожидания $m_1\{\Delta\mu\}$ и $m_1\{\Delta\eta\}$ разностей $\Delta\mu = \mu_{\text{расч}} - \mu_{\text{изм}}$ и $\Delta\eta = \eta_{\text{расч}} - \eta_{\text{изм}}$ для каждого из рассматриваемых НКА оказываются равными нулю.

В то же время при наличии указанных выше дополнительных мешающих воздействий эти математические ожидания оказываются отличными от нуля, и превышение их модулями некоторых пороговых значений $\Lambda_{\Delta\mu}$ и $\Lambda_{\Delta\eta}$ интерпретируется как факт нарушения целостности НП. При этом выбор таких пороговых значений должен про-

изводиться с учетом необходимости обеспечения требуемого значения вероятности $P_{\text{лр}}$ ложного решения о нарушении целостности НП.

Расчетные пеленгационные параметры

Сигнал любого из K ($K \geq 4$) НКА, используемых при решении навигационной задачи, обладает определенными частотно-временными параметрами, позволяющими выделить его среди совокупности сигналов всех остальных НКА. При вычислении параметров $\mu_{\text{расч}}$ и $\eta_{\text{расч}}$ для данного НКА учитываются как значения полученных оценок x , y , z координат x_0 , y_0 , z_0 НО, так и координаты рассматриваемого НКА, содержащиеся в его навигационном сигнале. Как показывает анализ гистограмм, получаемых при моделировании процесса вычисления $\mu_{\text{расч}}$ и $\eta_{\text{расч}}$, эти величины можно считать несмещенными и нормально распределенными.

На рис. 2 и 3 в качестве примера приведены гистограммы (сплошные линии на рисунках демонстрируют результат сглаживания гистограмм соответствующих нормальных случайных величин) для частного случая НКА системы GPS с параметрами $\mu = 44,8526^0$, $\eta = 67,1638^0$ при отсутствии нарушения целостности НП для типичных

условий $h^2 = 12$ дБ где h^2 – отношение энергии обрабатываемого сигнала к удвоенной спектральной плотности средней мощности аддитивного белого гауссова шума на входе приемного устройства НО. При этом учтено, что используемые при моделировании величины x , y , z распределены нормально с равными дисперсиями [7].

Величины среднеквадратических отклонений (СКО) $\sigma_{\mu}^{\text{расч}}$, $\sigma_{\eta}^{\text{расч}}$ соответственно параметров $\mu_{\text{расч}}$, $\eta_{\text{расч}}$ в рабочем диапазоне значений h^2 представлены на рис. 4.

В случае же нарушения целостности НП математические ожидания получаемых значений x , y , z оказываются отличными от истинных значений x_0 , y_0 , z_0 координат НО, в чем, собственно, и проявляется нарушение

целостности НП.

При этом расчетные значения $\mu_{\text{расч}}$, $\eta_{\text{расч}}$ будут соответствовать не положению НКА, сигнал которого использовался при решении навигационной задачи (это мог быть и сигнал от ИНС на рис. 1 б), а положению НКА' (мнимого НКА).

Измеряемые пеленгационные параметры

Учитывая указанную выше возможность выделить навигационный сигнал любого источника (им может быть как НКА группировки рассматриваемой ГНСС, так и внешний ИНС) из совокупности всех остальных сигналов, используемых при решении навигационной задачи, можно осу-

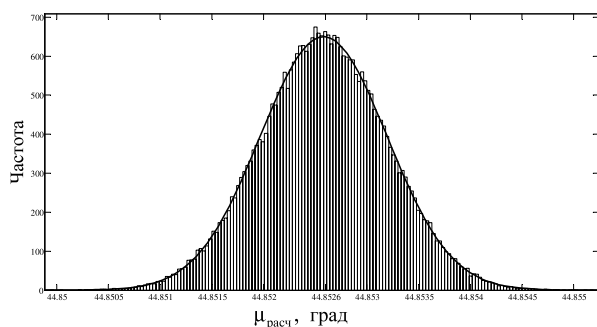


Рис. 2. Гистограмма распределения расчетного угла азимута

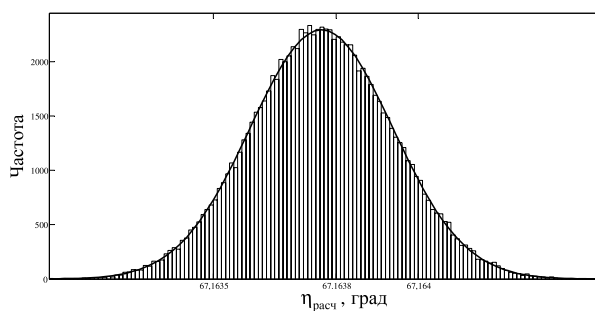


Рис. 3. Гистограмма распределения расчетного угла склонения

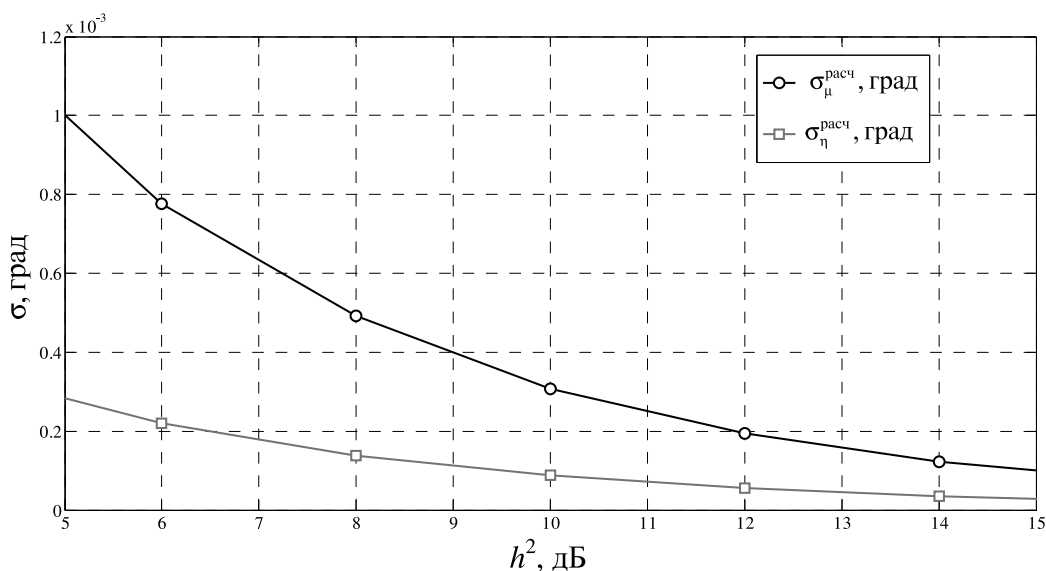


Рис. 4. Зависимости СКО оценок расчетных углов азимута и склонения от значения параметра h^2

ществить пеленгацию именно этого источника, получив при этом пеленгационные параметры $\mu_{\text{изм}}$, $\eta_{\text{изм}}$.

Измерение этих параметров возможно различными методами, эффективность которых оценивается по уровню требуемых вычислительных затрат и обеспечиваемой при этом точности измерений. В любом случае предполагается использование антенной решетки, причем в представляющих практический интерес случаях (например, применительно к беспилотным летательным аппаратам) число N антенных элементов (АЭ) обычно не превышает значения 5–7.

При больших отношениях сигнал/шум точность оценок, близкую к достижимой при использовании таких методов, как максимального правдоподобия [8, 9], максимума пространственной мощности [8] и т. п., обеспечивает метод максимума R -функции [9], требующий сравнительно небольших вычислительных затрат. В этом случае измерение параметров $\mu_{\text{изм}}$, $\eta_{\text{изм}}$ осуществляется путем максимизации функции

$$R = \sum_{m=1}^M \cos(\Delta\tilde{\varphi}_m - \Delta\theta_m), \quad (1)$$

где $\Delta\tilde{\varphi}_m$ и $\Delta\theta_m$ – соответственно оценка разности фаз и эталонная разность фаз [5, 10] сигналов от антенных элементов, образующих m -ю базу, при поступлении

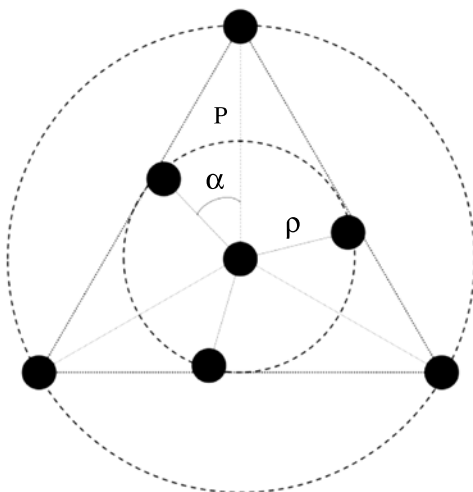


Рис. 5. Конфигурация 7-элементной антенной решетки

сигнала от данного источника; $M = C_N^2 = N!/(N-2)!2!$ – количество баз в антенной решетке.

Эталонные разности фаз $\Delta\theta_m$ рассчитываются для всех возможных пар углов μ , η по формуле [5]:

$$\Delta\theta_m = (2\pi/\lambda)(\cos \eta \sin \mu \cdot x_m + \cos \eta \cos \mu \cdot y_m + \sin \eta \cdot z_m), \quad (2)$$

где (x_m, y_m, z_m) – координаты m -го вектора базы, λ – длина волны принимаемого сигнала. Набор тех значений $\Delta\theta_m$, $m = 1 \dots M$, при которых функция R в (2) достигает своего максимума, и будет определять искомые значения величин $\mu_{\text{изм}}$, $\eta_{\text{изм}}$.

Конфигурация антенной решетки, используемой в пеленгаторе, оказывает существенное влияние на точность пеленгования.

С одной стороны, для повышения точности измерения параметров μ , η необходимо обеспечить как можно большие расстояния между АЭ.

С другой стороны, при превышении данными расстояниями половины длины волны λ могут возникнуть неоднозначности фазовых измерений, приводящие к появлению аномальных ошибок при определении углов. В то же время с увеличением числа АЭ вероятности аномальных ошибок уменьшаются в связи с возможностью улучшения диаграммы направленности антенны, однако при этом существенно возрастают вычислительные затраты, а также стоимость устройства.

Поиск оптимальной конфигурации антенной решетки при заданном количестве АЭ и ограничениях на геометрические размеры антенны должен осуществляться по критериям минимума дисперсии величин $\mu_{\text{изм}}$, $\eta_{\text{изм}}$ в области нормальных ошибок и минимума вероятности аномальных ошибок.

На рис. 6 и 7 в качестве примера представлены гистограммы (сплошные линии на рисунках демонстрируют результат сглаживания гистограмм соответствующих нормальных случайных величин) распределений оценок величин $\mu_{\text{изм}}$, $\eta_{\text{изм}}$ для рассмотренного ранее источника с па-

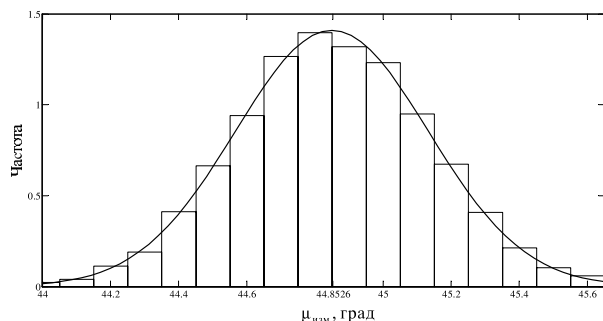


Рис. 6. Гистограмма распределения измеренного угла азимута, $h^2 = 12$ дБ

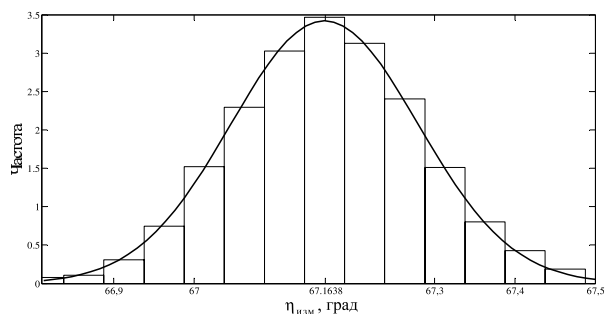


Рис. 7. Гистограмма распределения измеренного угла склонения, $h^2 = 12$ дБ

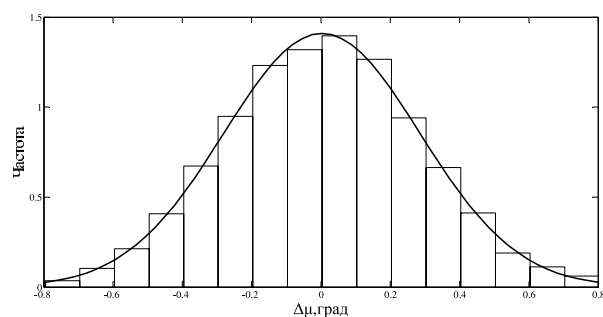


Рис. 8. Гистограмма распределения величины $\Delta\mu$, $h^2 = 12$ дБ

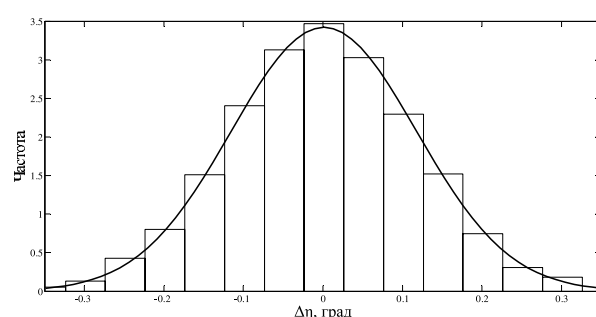


Рис. 9. Гистограмма распределения величины $\Delta\eta$, $h^2 = 12$ дБ

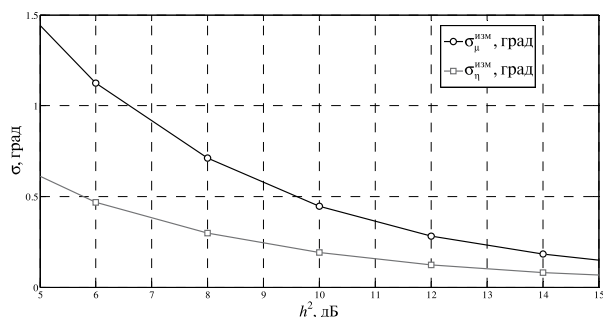


Рис. 10. Зависимости СКО оценок углов $\mu_{изм}$, $\eta_{изм}$ от параметра h^2

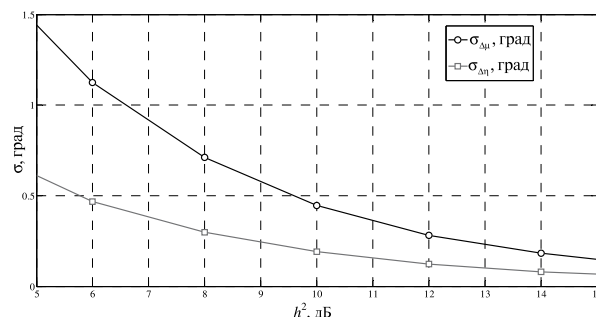


Рис. 11. Зависимости СКО оценок разностей $\Delta\mu$, $\Delta\eta$ от параметра h^2

параметрами $\mu = 44,8526^\circ$, $\eta = 67,1638^\circ$ при $h^2 = 12$ дБ при использовании антенной решетки, конфигурация которой изображена на рис. 5, с параметрами $\rho/P = 0,4$, $P = 2\lambda$ и $\alpha = 0$. Аналогичные зависимости были получены и для соответствующих разностей $\Delta\mu$, $\Delta\eta$ (рис. 8 и 9).

На рис. 10 и 11 представлены графики зависимостей СКО $\sigma_{\mu_{изм}}$, $\sigma_{\eta_{изм}}$ измеренных углов $\mu_{изм}$, $\eta_{изм}$, а также СКО $\sigma_{\Delta\mu}$, $\sigma_{\Delta\eta}$

оценок разностей $\Delta\mu$, $\Delta\eta$ от параметра h^2 .

Анализ полученных зависимостей показывает, что при $h^2 > 5$ дБ получаемые в результате пеленгации величины $\mu_{изм}$, $\eta_{изм}$, а также $\Delta\mu$, $\Delta\eta$ достаточно хорошо аппроксимируются нормальным распределением. При этом в условиях отсутствия нарушений целостности НП величины $\Delta\mu$, $\Delta\eta$ имеют нулевые математические ожидания и, как видно из сравнения зависимостей

на рис. 10, 11 и на рис. 4, в представляющей практический интерес области значений h^2 ($h^2 = 10...15$ дБ) определяющий вклад в величины $\sigma_{\Delta\mu}$, $\sigma_{\Delta\eta}$ вносят дисперсии именно измеренных пеленгационных параметров $\mu_{изм}$, $\eta_{изм}$.

Вероятностные характеристики пеленгационного метода КЦНП

Полученные распределения величин $\Delta\mu$, $\Delta\eta$ позволяют оценить вероятностные характеристики системы КЦНП, реализующей пеленгационный метод. В случае принятия решения на основе совместного использования измерений двух угловых координат НКА возможны два варианта.

В первом из них нарушение целостности НП фиксируется, если хотя бы одна из величин $\Delta\mu$ или $\Delta\eta$ превысит соответствующее пороговое значение $\Lambda_{\Delta\mu}$ или $\Lambda_{\Delta\eta}$ (логическое «ИЛИ»), а во втором – если обе величины $\Delta\mu$ и $\Delta\eta$ одновременно превысят соответствующие пороговые значения (логическое «И»). Строгое решение задачи нахождения оптимальных значений порогов в обоих указанных вариантах принятия решений связаны с большими вычислительными затратами.

С другой стороны, с учетом функциональных возможностей используемого в системе КЦНП пеленгатора и в зависимости от той или иной области значений $\mu_{изм}$, $\eta_{изм}$ может оказаться так, что измерение одного из углов производится со значительно большей дисперсией, чем другого (см., например, рис. 11).

В таких ситуациях решение о наличии или отсутствии целостности НП можно принимать на основе анализа только одного из рассматриваемых углов.

Так, в случае принятия решения на основе анализа, например, только величины $\Delta\eta$ с учетом отмеченного выше нормального распределения этой величины, очевидно, имеем:

$$P_{лр} = 1 - \operatorname{erf}\left(\frac{\Lambda_{\Delta\eta}}{\sqrt{2}\sigma_{\Delta\eta}}\right), \quad (3)$$

$$P_{лр} = \frac{1}{2} \operatorname{erf}\left(\frac{\Lambda_{\Delta\eta} + \beta_{\Delta\eta}}{\sqrt{2}\sigma_{\Delta\eta}}\right) - \frac{1}{2} \operatorname{erf}\left(\frac{\Lambda_{\Delta\eta} - \beta_{\Delta\eta}}{\sqrt{2}\sigma_{\Delta\eta}}\right), \quad (4)$$

где $\beta_{\Delta\eta} = m_1\{\Delta\eta\}$ – математическое ожидание величины $\Delta\eta$ при нарушении целостности НП, $\operatorname{erf}(x) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^x e^{-t^2} dt$ и величина относительного порога $\Lambda_{\Delta\eta}/\sigma_{\Delta\eta}$ выбирается исходя из заданного значения вероятности $P_{лр}$.

В то же время использование результата измерения также и второго угла (в данном случае $\Delta\mu$) может привести к улучшению характеристик алгоритма принятия решения.

Действительно, пусть решение о наличии нарушения целостности НП теперь принимается в случае, когда не только величина $\Delta\eta$ превышает некоторое пороговое значение $\Lambda'_{\Delta\eta}$, но также и величина $\Delta\mu$ превышает свое пороговое значение $\Lambda'_{\Delta\mu}$ (логическое «И»), причем эти пороговые значения по-прежнему выбираются исходя из заданного значения $P_{лр}$. Очевидно, что в этом случае

$$P_{лр} = P_{лр}^{\mu} P_{лр}^{\eta}, \quad (5)$$

где вероятности $P_{лр}^{\mu}$ и $P_{лр}^{\eta}$ ложных решений, получаемых на основании анализа отдельно каждого из углов, вычисляются в соответствии с (3).

Однако, в отличие от упомянутого выше строгого решения задачи поиска оптимальных значений порогов $\Lambda'_{\Delta\mu}$ и $\Lambda'_{\Delta\eta}$, выберем эти значения, исходя из требования равенства вероятностей $P_{лр}^{\mu}$ и $P_{лр}^{\eta}$. При этом, очевидно, $\Lambda'_{\Delta\mu}/\sigma_{\Delta\mu} = \Lambda'_{\Delta\eta}/\sigma_{\Delta\eta} = \Lambda_0$. В данном случае вероятность $P_{лр}$ пропуска факта нарушения целостности навигационного поля вычисляется в соответствии с выражением

$$P_{лр} = 1 - [1 - A(\Lambda_0, \beta_{\Delta\mu}/\sigma_{\Delta\mu})] \times [1 - A(\Lambda_0, \beta_{\Delta\eta}/\sigma_{\Delta\eta})], \quad (6)$$

где

$$A(\Lambda_0, \beta_x/\sigma_x) = \frac{1}{2} \operatorname{erf}\left(\frac{\Lambda_0/\sqrt{2} + \beta_x/\sqrt{2}\sigma_x}{\sqrt{2}}\right) + \frac{1}{2} \operatorname{erf}\left(\frac{\Lambda_0/\sqrt{2} - \beta_x/\sqrt{2}\sigma_x}{\sqrt{2}}\right).$$

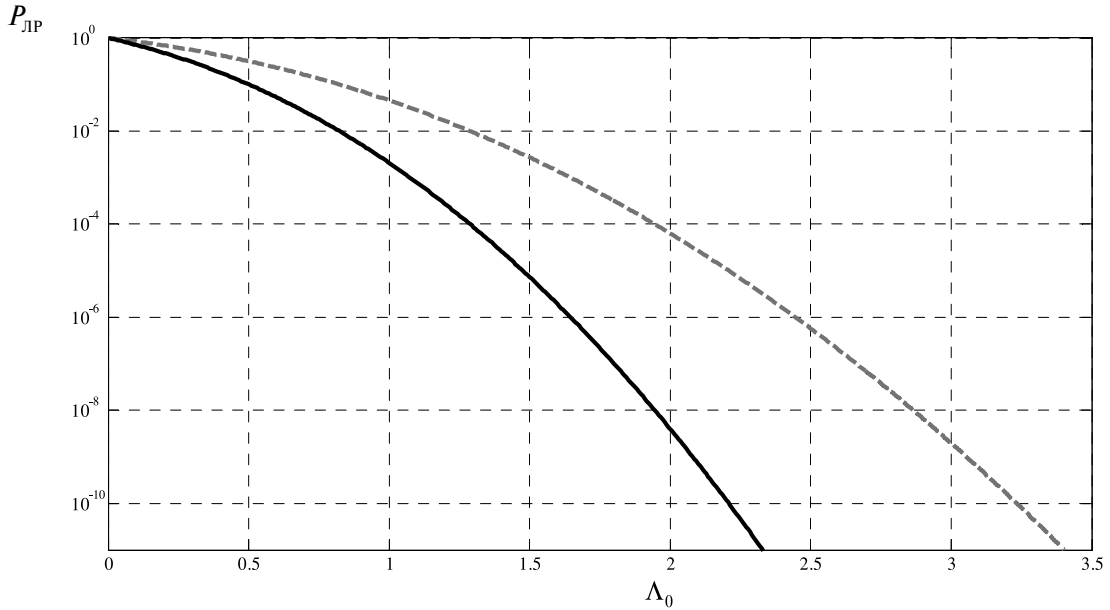


Рис. 12. Вероятности ложных решений при использовании результатов измерения двух (—) и одного (-----) углов

На рис. 12 представлена зависимость вероятности $P_{\text{ЛР}}$ от параметра Λ_0 (сплошная кривая), вычисленная по формуле (5). Здесь же приведена зависимость $P_{\text{ЛР}}$ от параметра $\Lambda_{\Delta\eta}/\sigma_{\Delta\eta} = \Lambda_0$ (пунктирная кривая), вычисленная по (3).

Приведенные кривые позволяют произвести выбор значений относительных порогов

Λ_0 в обоих рассматриваемых случаях принятия решений, т. е. при использовании результатов измерения одного или двух углов.

На рис. 13 приведены зависимости (6) вероятности $P_{\text{ПР}}$ от величины $\beta_{\Delta\eta}/\sigma_{\Delta\eta}$, где в качестве примера выбрано $P_{\text{ЛР}} = 10^{-5}$ и $\beta_{\Delta\mu}/\sigma_{\Delta\mu} = 14$ дБ (кривая 1), 16 дБ (кривая 2),

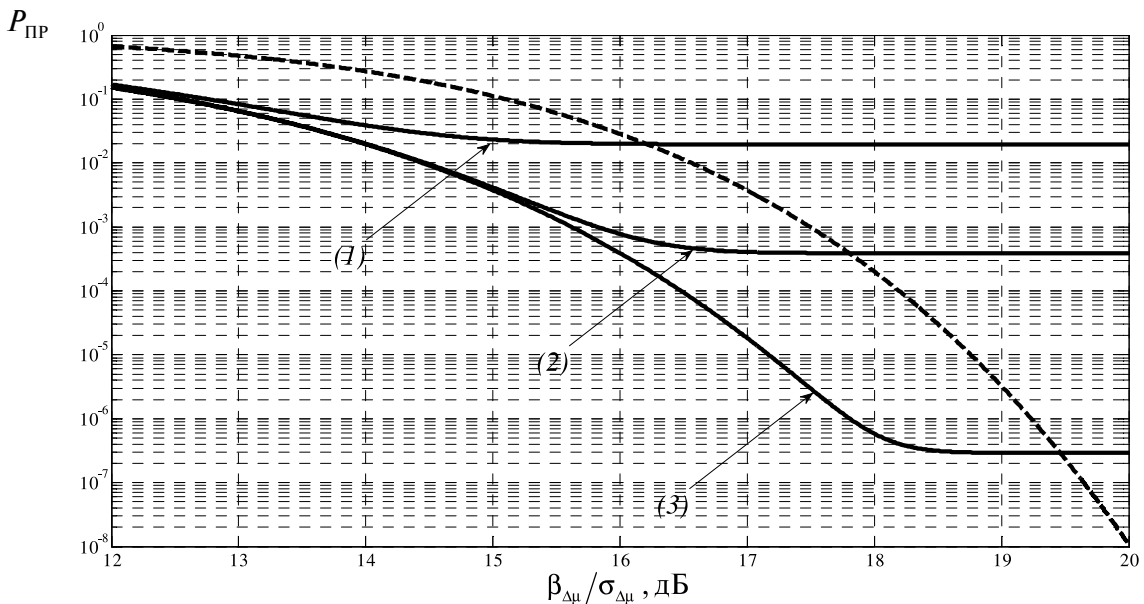


Рис. 13. Вероятности пропуска нарушения целостности НП при использовании результатов измерения двух (кривые 1, 2 и 3) и одного (пунктирная кривая) углов и $P_{\text{ЛР}} = 10^{-5}$

18 дБ (кривая 3). Для сравнения пунктиром приведена зависимость (4).

Как следует из анализа кривых, представленных на рис. 13, в рассмотренном (вариант логического «И») случае принятия решения по двум углам выигрыш по вероятности $P_{\text{ПР}}$ по сравнению со случаем, когда решение принимается на основе анализа измерения только одного угла, будет наблюдаться лишь в области, когда $\beta_{\Delta\eta}/\sigma_{\Delta\eta} \leq \beta_{\Delta\mu}/\sigma_{\Delta\mu}$.

В противном случае использование измерений обоих углов приводит к значительному проигрышу. Очевидно, что подобный вывод справедлив и в случае, когда рассматривается зависимость $P_{\text{ПР}}$ от величины $\beta_{\Delta\mu}/\sigma_{\Delta\mu}$ при различных значениях параметра $\beta_{\Delta\eta}/\sigma_{\Delta\eta}$. При этом область значений $\beta_{\Delta\mu}/\sigma_{\Delta\mu}$, соответствующая выигрышу метода принятия решения по двум углам, очевидно, определяется выражением $\beta_{\Delta\mu}/\sigma_{\Delta\mu} \leq \beta_{\Delta\eta}/\sigma_{\Delta\eta}$.

Применяя полученные результаты к частному случаю системы КЦНП, характеризуемой данными рис. 6–11, получаем, что при $P_{\text{ЛР}} = 10^{-5}$ и использовании метода

принятия решения по двум углам (вариант логического «И») нарушения целостности НП будут зафиксированы с вероятностью не менее, чем $1 - P_{\text{ПР}} = 1 - 10^{-5}$, при условии, что отклонения пеленгационных параметров будут не менее 3,5 град. и 1,75 град. по азимуту и склонению соответственно. При этом использование метода принятия решения лишь по одному углу обеспечивало бы те же вероятностные характеристики системы КЦНП, если отклонения пеленгационных параметров были бы не менее 4,4 град. и 2,2 град. соответственно.

Рассмотрим теперь метод принятия решения о наличии нарушения целостности НП по варианту логического «ИЛИ»). При этом очевидно,

$$P_{\text{ЛР}} = P_{\text{ЛР}}^{\mu} + P_{\text{ЛР}}^{\eta} - P_{\text{ЛР}}^{\mu} P_{\text{ЛР}}^{\eta}. \quad (7)$$

Аналогично предыдущему случаю значения порогов $\Lambda_{\Delta\mu}''$ и $\Lambda_{\Delta\eta}''$ выбираются исходя из требования равенства вероятностей $P_{\text{ЛР}}^{\mu}$ и $P_{\text{ЛР}}^{\eta}$. В этом случае $\Lambda_{\Delta\mu}''/\sigma_{\Delta\mu} = \Lambda_{\Delta\eta}''/\sigma_{\Delta\eta} = \Lambda_{0}''$, и вероятность $P_{\text{ПР}}$ пропуска факта нарушения целостности навигационного поля вычисляется в соответствии с выражением

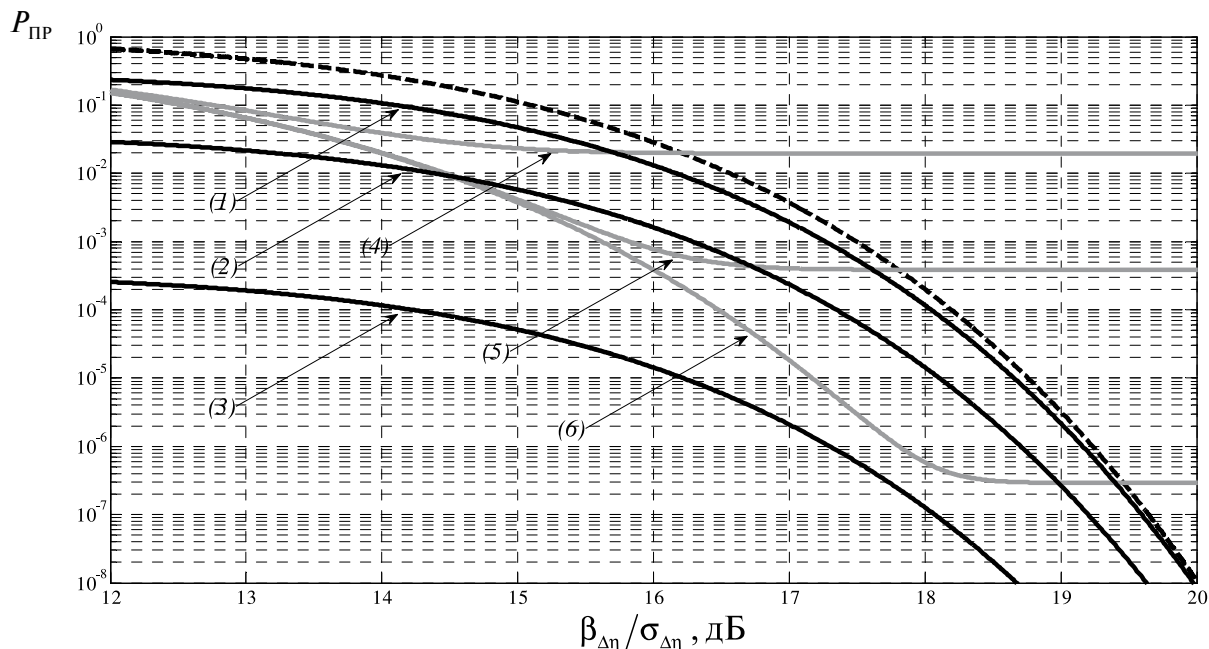


Рис. 14. Вероятности пропуска нарушения целостности НП при использовании результатов измерения двух углов на основе логического «ИЛИ» (кривые 1, 2 и 3), логического «И» (кривые 4, 5 и 6) и одного угла (пунктирная кривая) при $P_{\text{ЛР}} = 10^{-5}$

$$P_{\text{ПР}} = A(\Lambda'_0, \beta_{\Delta\mu}/\sigma_{\Delta\mu}) \cdot A(\Lambda'_0, \beta_{\Delta\eta}/\sigma_{\Delta\eta}), \quad (8)$$

где функции $A(\Lambda'_0, \beta_x/\sigma_x)$ определяются выражением (6).

На рис. 14 приведены зависимости (8) вероятности $P_{\text{ПР}}$ от величины $\beta_{\Delta\eta}/\sigma_{\Delta\eta}$ при тех же значениях $\beta_{\Delta\mu}/\sigma_{\Delta\mu}$, что и на рис. 13 (кривые 1, 2, 3 соответственно). Для сравнения пунктиром показана зависимость (3), а также рассмотренные ранее (рис. 13) зависимости (6), соответствующие варианту логического «И» (кривые 4, 5, 6).

Из анализа приведенных кривых следует, что вариант принятия решения на основе логического «ИЛИ» в области больших значений $\beta_{\Delta\eta}/\sigma_{\Delta\eta}$ обеспечивает существенный выигрыш по сравнению с другими рассмотренными вариантами. Однако в области малых значений $\beta_{\Delta\eta}/\sigma_{\Delta\eta}$ этот вариант, напротив, может иметь проигрыш по сравнению с вариантом логического «И», не уступая, тем не менее, варианту принятия решения только по одному углу.

Анализ пеленгационных параметров позволяет осуществить принятие решения о наличии или отсутствии нарушения целостности НП различными методами, когда используется только один из этих параметров, либо предполагается их совместное использование.

Во втором случае возможны варианты логического сложения (логическое «ИЛИ») или логического умножения (ло-

гическое «И») промежуточных результатов принятия решений по каждому из углов в отдельности.

Первый вариант позволяет получить выигрыш по сравнению с методом использования только одного угла во всей области рассматриваемых значений математических ожиданий относительных отклонений расчетных пеленгационных параметров от измеренных.

По сравнению со вторым вариантом (логическое «И») этот вариант обеспечивает выигрыш только в области больших значений указанных математических ожиданий. При этом упомянутый выигрыш выражается в степени уменьшения требуемых значений величин $\beta_{\Delta\eta}/\sigma_{\Delta\eta}$ и $\beta_{\Delta\mu}/\sigma_{\Delta\mu}$, при которых нарушение целостности НП будет зафиксировано с заданной вероятностью $P_{\text{ПР}}$ при заданной величине $P_{\text{ЛР}}$.

Повышение эффективности рассмотренных методов может быть обеспечено путем оптимизации значений относительных порогов принятия решений по каждому из пеленгационных параметров, а также на основе совместного использования результатов анализа значений этих параметров на некотором интервале времени.

Кроме того, дополнительный выигрыш может быть получен за счет учета результатов анализа пеленгационных параметров всех остальных $K - 1$ источников, сигналы от которых были использованы при решении навигационной задачи.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Castaldo G., Angrisano A., Gaglione S., Troisi S.** P-RANSAC: An Integrity Monitoring Approach for GNSS Signal Degraded Scenario // *Internat. J. of Navigation and Observation*, 2014.
2. **Jafarnia-Jahromi A., Broumandan A.** GPS Vulnerability to Spoofing Threats and a Review of Antispoofing Techniques // *Internat. J. of Navigation and Observation*, 2012.
3. **Веремеенко К.К., Зимин Р.Ю.** Целостность Навигационного Поля // *ИНСХ*. 2009. № 4. С. 38–42.
4. **Сенаторов М.Ю., Сятковский Р.Б.** Сравнительный анализ характеристик методов кон-

троля целостности глобальных спутниковых навигационных систем // *Безопасность информационных технологий*. 2011. № 4. С. 106–108.

5. **Montgomery P.Y., Humphreys T.E.** Receiver Autonomous Spoofing Detection: Experimental Results of Multi-antenna Receiver Defense Against a Portable Civil GPS Spoofer // *ION Internat. Technical Meeting*. 2009. Pp. 124–130.

6. **Dinesh Sathyamoorthy.** Global Navigation Satellite System Spoofing // *A Review of Growing Risks and Mitigation Steps*. Defence S&T Tech. Bull. 2013. № 6(1). Pp.42–61.

7. **Kaplan E.D.** *Understanding GPS: principles*

and applications. 2nd ed. Artech House, 2005. 723 p.

8. **Денисов В.П., Дубинин Д.В.** Фазовые радиопеленгаторы: Монография. Томск: Томский государственный ун-т систем управления и радиоэлектроники, 2002. 251 с.

9. **Венедиктов В.Т., Цикин И.А., Щербинина Е.А.** Прием и обработка сигналов спутниковых навигационных систем в задаче пространственного позиционирования // Научно-технические

ведомости СПбГПУ. Информатика. Телекоммуникации. Управление. СПб.: Изд-во СПбГПУ, 2013. № 2(169), С. 29–38.

10. **Давыденко А.С., Макаров С.Б.** Применение метода эталонной разности фаз для определения пространственной ориентации объекта // Научно-технические ведомости СПбГПУ. Информатика. Телекоммуникации. Управление. СПб.: Изд-во СПбГПУ, 2013. № 2(169), С. 39–46.

REFERENCES

1. **Castaldo G., Angrisano A., Gaglione S., Troisi S.** P-RANSAC: An Integrity Monitoring Approach for GNSS Signal Degraded Scenario, *International Journal of Navigation and Observation*, 2014.

2. **Jafarnia-Jahromi A., Broumandan A.** GPS Vulnerability to Spoofing Threats and a Review of Antispoofing Techniques, *International Journal of Navigation and Observation*, 2012.

3. **Veremeyenko K.K., Zimin R.Yu.** Tselostnost Navigatsionnogo Polya [Integrity Navigation Field], *ISNS*, 2009, No. 4, Pp. 38–42. (rus)

4. **Senatorov M.Yu., Syatkovskiy R.B.** Sravnitelnyy analiz kharakteristik metodov kontrolya tselostnosti globalnykh sputnikovykh navigatsionnykh system [Comparative analysis of the characteristics of a quality monitoring integrity of global satellite navigation systems], *Bezopasnost informatsionnykh tekhnologiy*, 2011, No. 4, Pp. 106–108. (rus)

5. **Montgomery P.Y., Humphreys T.E.** Receiver Autonomous Spoofing Detection: Experimental Results of Multi-antenna Receiver Defense Against a Portable Civil GPS Spoofer, *ION International Technical Meeting*, 2009, Pp. 124–130.

6. **Dinesh Sathyamoorthy.** Global Navigation Satellite System Spoofing, *A Review of Growing Risks and Mitigation Steps, Defence S&T Tech. Bull.*, 2013,

No. 6(1), Pp. 42–61.

7. **Kaplan E.D.** *Understanding GPS: principles and applications*, Artech House, 2005, 723 p.

8. **Denisov V.P., Dubinin D.V.** *Fazovyye radiopelengatory [Phase finders: Monograph]*. Tomsk: Tomskiy gosudarstvennyy universitet sistem upravleniya i radioelektroniki Publ., 2002, 251 p. (rus)

9. **Venediktov V.T., Tsikin I.A., Shcherbinina Ye.A.** Priyem i obrabotka signalov sputnikovykh navigatsionnykh sistem v zadache prostranstvennogo pozitsionirovaniya [Satellite navigation signals processing in the framework of space positioning], *Nauchno-tekhnicheskiye vedomosti SPbGPU. Informatika. Telekommunikatsii. Upravleniye*. St. Petersburg: SPbGPU Publ., 2013, No. 2(169), Pp. 29–38. (rus)

10. **Davydenko A.S., Makarov S.B.** Primeneniye metoda etalonnoy raznosti faz dlya opredeleniya prostranstvennoy oriyentatsii obyektov [Application of a method of a reference phases difference for definition of spatial object orientation], *Nauchno-tekhnicheskiye vedomosti SPbGPU. Informatika. Telekommunikatsii. Upravleniye*. St. Petersburg: SPbGPU Publ., 2013, No. 2(169), Pp. 39–46. (rus)

МЕЛИХОВА Антонина Павловна – студентка магистратуры кафедры радиотехники и телекоммуникаций Института физики, нанотехнологий и телекоммуникаций Санкт-Петербургского государственного политехнического университета.

195251, Россия, Санкт-Петербург, ул. Политехническая, д. 29.

E-mail: antonina_92@list.ru

MELIKHOVA, Antonina P. *St. Petersburg Polytechnic University.*

195251, Politekhnikeskaya Str. 29, St. Petersburg, Russia.

E-mail: antonina_92@list.ru

ЦИКИН Игорь Анатольевич – профессор кафедры радиотехники и телекоммуникаций Института физики, нанотехнологий и телекоммуникаций Санкт-Петербургского государственного

политехнического университета, доктор технических наук.
195251, Россия, Санкт-Петербург, ул. Политехническая, д. 29.
E-mail: tsikin@mail.spbstu.ru

TSIKIN, Igor A. *St. Petersburg Polytechnic University.*
195251, Politekhnikeskaya Str. 29, St. Petersburg, Russia.
E-mail: tsikin@mail.spbstu.ru