

УДК 621.396.96
DOI 10.17285/0869-7035.0090

Г. И. ЕМЕЛЬЯНЦЕВ, Б. А. БЛАЖНОВ, О. А. СТЕПАНОВ,
А. П. СТЕПАНОВ, Е. В. ДРАНИЦЫНА

О СНИЖЕНИИ ВЛИЯНИЯ МНОГОЛУЧЕВОСТИ РАСПРОСТРАНЕНИЯ СПУТНИКОВОГО СИГНАЛА НА ПОГРЕШНОСТИ СНС-ГИРОКОМПАСА ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ФАЗОВЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

Рассматривается способ снижения влияния многолучевого распространения спутникового сигнала на погрешность определения параметров ориентации, главным образом истинного курса, в рамках создаваемой интегрированной инерциально-спутниковой системы с одноосным вращением антенного блока и измерительного модуля – СНС-гироскопа морского применения. Приводятся результаты испытаний макетного образца СНС-гироскопа при искусственном создании искажений с помощью отражателя сигналов навигационных спутников.

Ключевые слова: интегрированная инерциально-спутниковая система, фазовые измерения, многолучевость распространения спутникового сигнала, модуляционное вращение.

Введение

В последнее время для решения задач ориентации подвижных объектов широко применяют СНС-компасы – приборы, основанные на измерении разности фаз несущей частоты для сигналов, принимаемых от спутниковых навигационных систем (СНС) на разнесенные приемные антенны. Эти измерения содержат информацию об угле между направлением на навигационный спутник (НС) и вектором, образованным приемными антеннами, и позволяют определить параметры ориентации подвижного объекта [1–9]. Основными достоинствами СНС-компасов являются простота в обслуживании, высокая точность и относительно низкая цена. При этом точность и надежность СНС-компасов резко снижаются из-за перерывов в наблюдении спутниковых сигналов, неблагоприятной геометрии слежения, многолучевости распространения сигналов, что неизбежно, особенно при высокой динамике объекта и в условиях, затрудняющих прием сигналов, таких, например, как плотная городская застройка.

Емельянецв Геннадий Иванович. Доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник, АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»; Университет ИТМО (С.-Петербург). Действительный член международной общественной организации «Академия навигации и управления движением».

Блажнов Борис Александрович. Кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник, АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор».

Степанов Олег Андреевич. Член-корреспондент РАН, доктор технических наук, начальник научно-образовательного центра, АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»; Университет ИТМО. Вице-президент международной общественной организации «Академия навигации и управления движением». ORCID 0000-0003-3640-3760.

Степанов Алексей Петрович, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»; Университет ИТМО.

Драницына Елена Викторовна. Кандидат технических наук, начальник группы, АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»; Университет ИТМО. ORCID 0000-0003-2591-5816.

В настоящее время многие проблемы, связанные с созданием СНС-компасов, практически решены. В частности это относится к известной проблеме исключения неоднозначности фазовых измерений. К значимым проблемам, требующим решения, можно отнести обеспечение необходимой точности определения параметров ориентации объекта, особенно при наличии ограниченного числа наблюдаемых НС. Эта проблема во многом связана с известным явлением многолучевого распространения сигналов НС из-за переотражений от препятствий. Многолучевость, возникающая из-за переотражения сигнала НС от близлежащих объектов на пути к приемнику, приводит к существенным искажениям полезного навигационного сигнала и погрешностям в схемах слежения за его параметрами (задержкой, частотой и фазой). Указанные погрешности во многом зависят от взаимного расположения НС, приемной антенны и отражающих объектов и присущи как стационарным, так и подвижным потребителям [3]. Погрешность измерения фазы, вызванная многолучевостью, может достигать четверти длины волны несущей, т.е. нескольких сантиметров [9–12]. Для СНС-компаса с антенной базой, соизмеримой с длиной несущей волны, это может приводить к погрешности определения курса до 10° и более. Повышения точности определения курса добиваются за счет увеличения расстояния между антеннами, что неизбежно приводит к росту габаритов системы [2].

Проблема многолучевого распространения спутниковых сигналов широко освещается в литературе с первых лет существования СНС. Было разработано и реализовано значительное количество методов оценивания и снижения погрешностей из-за многолучевости, которые могут быть поделены на две группы.

Первая группа подразумевает использование приемников с более сложной аппаратной или программной архитектурой. Аппаратная часть предполагает применение мультиплексных антенн [13] или антенн с кольцевыми компенсаторами (choke-ring) [14], что позволяет снизить влияние многолучевости. Применяются технологии узкого коррелятора [15, 16], коррелятора так называемой удвоенной дельты [16, 17], опережающих и запаздывающих уклонений [16, 18]. Программная часть включает обработку предшествующих измерений с целью коррекции последующих, анализ отношения «сигнал–шум» и невязок измерений [19] с использованием в том числе методов машинного обучения [20], компенсации влияния многолучевости путем моделирования пространственной модели отражений сигналов [3, 21, 22], модели сигналов НС с требуемым разрешением при различной взаимной ориентации объекта и всех доступных НС [23].

Другой подход к повышению надежности – это комплексирование измерений СНС с другими измерителями навигационной информации, такими как инерциальные измерительные модули (ИИМ) или средства технического зрения [24, 25]. Интересны методы комплексирования спутниковых измерений с измерениями систем определения дальности посредством лазера (лидара) [25]. Лидар позволяет создавать объемную карту пространства и моделировать возможные переотражения. С помощью такой модели можно не только идентифицировать и исключать сигнал, подверженный многолучевому распространению, но и учитывать его искажения для использования его в качестве измерений, что очень важно при движении внутри плотной городской застройки, лесных массивов или помещений, где нет избыточности наблюдаемых НС [25].

Показания гироскопов ИИМ, измеряющих динамику углового движения, позволяют при глубокой интеграции с приемной аппаратурой СНС следить за фазой несущей, разрешать проблему фазовой неоднозначности при кратковременных пропаданиях сигналов СНС и минимизировать влияние многолучевости [26]. Тем не менее наиболее широко распространен сильносвязанный подход к объединению данных ИИМ и СНС, когда используются необработанные измерения фазы несущей и псевдодалности от приемных антенн СНС и измерения векторов угловой скорости и кажущегося ускорения ИИМ [27–29]. В этом случае параметры ориентации и навигационные вырабатываются инерциальным методом, а спутниковые измерения используются для их коррекции. Для совместной обработки зачастую применяется фильтр Калмана. В этом случае коэффициенты моделей погрешностей гироскопов и акселерометров включаются в вектор состояния, оцениваются при доступных сигналах СНС и компенсируются во время пропадания сигнала [23, 30]. Интегрированное инерциально-спутниковое решение позволяет отбраковывать сигналы, подверженные многолучевому распространению. Вместе с тем, как правило, используются ИИМ на микроэлектромеханических гироскопах низкого класса точности, что позволяет поддерживать требуемый уровень точности лишь при кратковременном пропадании сигналов СНС. Таким образом, фазовые измерения являются основным источником определения параметров ориентации, что затрудняет эффективно отбраковывать измерения, подверженные многолучевости распространения. При значительном же снижении количества наблюдаемых НС и вовсе пропадает возможность определения параметров ориентации.

В рамках настоящей работы рассматривается способ снизить влияние многолучевого распространения спутникового сигнала на погрешность определения параметров ориентации создаваемого СНС-гироскопа для морского применения. В отличие от известных схем построения инерциально-спутниковых угломерных систем предлагаемый СНС-гироскоп содержит одноосную поворотную платформу с установленными на ней двумя антеннами и ИИМ на волоконно-оптических гироскопах (ВОГ) тактического класса точности. Расстояние между антеннами не превышает 0,4 м, что позволяет сохранить довольно компактный размер СНС-гироскопа. Благодаря ВОГ тактического класса и вращению ИИМ, которое позволяет почти на порядок повысить точность курсоуказания при использовании тех же гироскопических датчиков, а также совместной обработке данных ИИМ и сигналов СНС у СНС-гироскопа появляется возможность вырабатывать параметры ориентации при пропадании спутникового сигнала на длительное время [31]. Такой подход обеспечивает дополнительные возможности для компенсации влияния погрешности из-за многолучевости распространения спутникового сигнала в фазовых измерениях. Отбраковка недостоверных фазовых измерений здесь осуществляется с опорой на данные интегрированного выхода СНС-гироскопа.

Статья организована следующим образом: в разделе 2 представлено описание конструкции разрабатываемого СНС-гироскопа, в разделе 3 приводятся алгоритмы его функционирования. Раздел 4 описывает предлагаемый метод отбраковки фазовых измерений при воздействии фактора многолучевости. Раздел 5 содержит результаты испытаний, полученные при искусственном создании условий многолучевого распространения спутниковых сигналов. В заключении даны краткие выводы о проделанной работе.

2. Описание конструкции СНС-гироскопа

Предлагаемый СНС-гироскоп представляет собой интегрированную систему ориентации и навигации, предназначенную для малоразмерных морских объектов, функционирующих в условиях ограниченной видимости НС [31].

Интегрированный СНС-гироскоп содержит спутниковый модуль с двумя приемными антеннами, обладающими стабильным положением их фазовых центров, ИИМ и вычислитель, установленные на вращающемся вокруг вертикальной оси основании. Спутниковый модуль состоит из двух приемных антенн, размещенных на базе, примерно равной удвоенной длине волны несущей, и двух приемников с одним общим внешним опорным генератором и позволяет принимать сигналы СНС как с кодовым (GPS), так и с частотным разделением (ГЛОНАСС). Кроме того, предусмотрена возможность приема данных внешних измерителей линейной скорости и высоты (глубины) движения объекта.

Важно подчеркнуть, что в отличие от традиционно применяемых в существующих СНС-компазах микромеханических гироскопов [6] в состав используемого инерциального модуля входят три малогабаритных ВОГ тактического класса фирмы «Физоптика» [32] с нестабильностью дрейфа на уровне $4...6$ °/ч (1σ) для ВОГ, оси чувствительности которых ортогональны оси вращения, и 1 °/ч (1σ) для ВОГ, ось чувствительности которого сонаправлена с осью вращения. Нестабильность смещения нулей используемых акселерометров оценивается на уровне $0,001$ g (1σ). Внешний вид разрабатываемого СНС-гироскопа приведен на рис. 1.

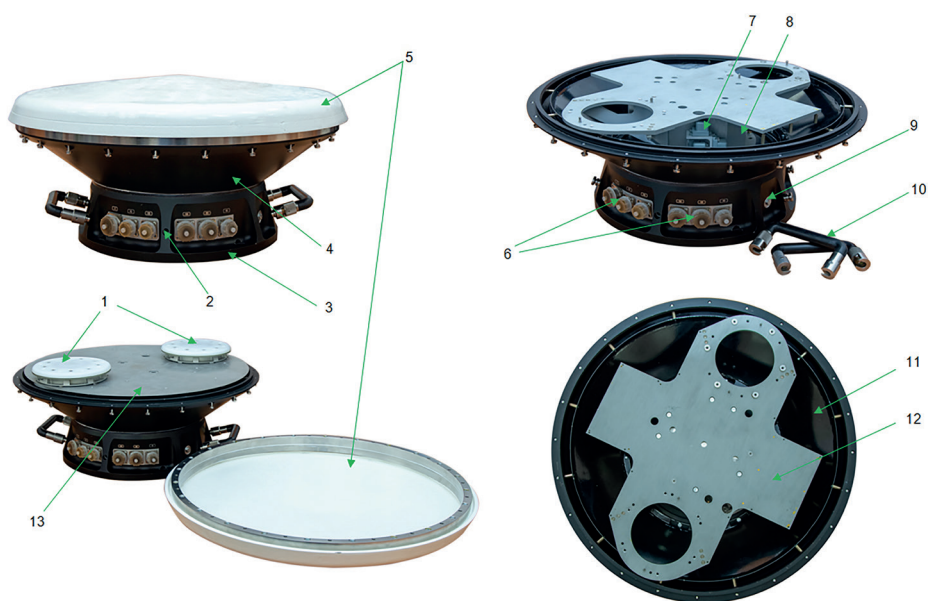


Рис. 1. Внешний вид разрабатываемого СНС-гироскопа с надетым (слева) и снятым (внизу и справа) радиопрозрачным колпаком:

- 1 – антенные устройства, 2 – светодиод, 3 – основание с электромеханической частью, 4 – конусная корпусная деталь, 5 – радиопрозрачный колпак, 6 – разъемы, 7 – акселерометры на кронштейне, 8 – один из ВОГ в пермалловом экране (экран коробчатый простой конструкции), 9 – винт заземления, 10 – съемные ручки для переноски прибора (байонетный разъем), 11 – часть системы термостатирования, 12 – несущий кронштейн, 13 – тепловой экран и экран электромагнитных помех

Результаты проведенных исследований показывают, что одновременное принудительное вращение измерительного модуля на малогабаритных ВОГ и двухантенного спутникового модуля позволяет существенно снизить погрешности определения параметров ориентации при одновременном наблюдении за сигналами минимально допустимого числа НС и минимизировать габариты системы [31].

3. Алгоритм функционирования СНС-гироскопаса

Блок-схема алгоритма работы СНС-гироскопаса представлена на рис. 2. Основу СНС-гироскопаса составляет ИИМ, в котором по измерениям угловой скорости вращения и кажущегося ускорения вырабатываются параметры ориентации (курс K , угол килевой качки ψ , угол бортовой качки θ), географические координаты (широта ϕ , долгота λ , высота h) и проекции линейной скорости движения относительно грунта на оси географической системы координат. Алгоритмы функционирования ИИМ подробно описаны в работах [31, 33].

Для запуска алгоритмов ИИМ в момент включения СНС-гироскопаса используется навигационное решение от приемной аппаратуры (ПА) СНС при наблюдении достаточного количества НС (не менее 4 НС одной СНС или 5 НС двух различных СНС).

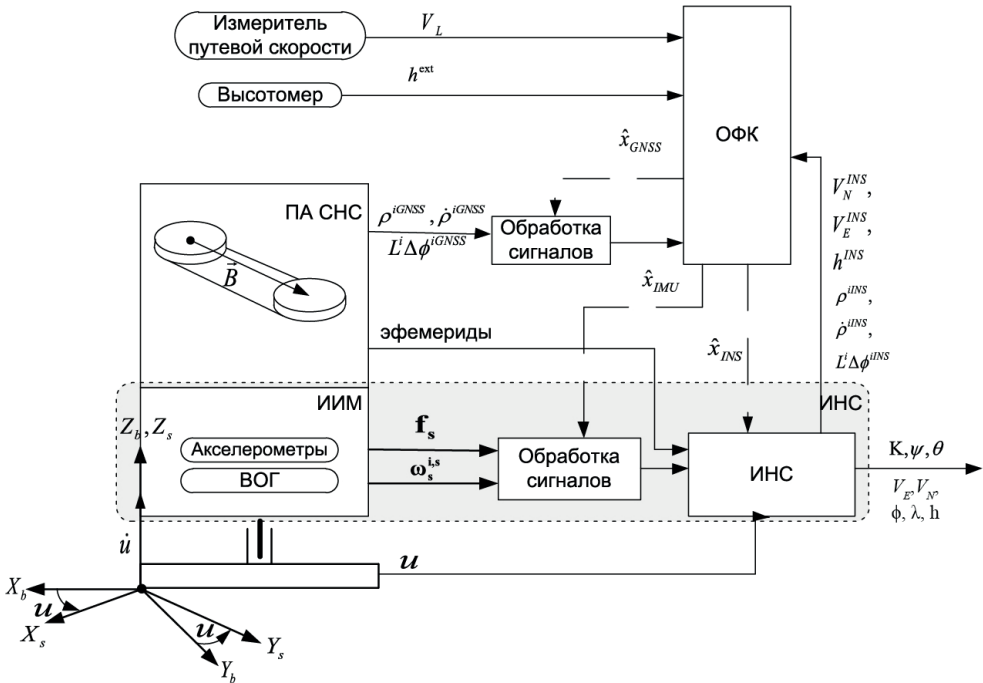


Рис. 2. Блок-схема алгоритмов функционирования СНС-гироскопаса (ОФК – обобщенный фильтр Калмана)

В условиях благоприятного приема спутниковых данных решается задача фильтрации вектора состояния, включающего погрешности ИИМ (x_{INS}), составляющие моделей погрешностей акселерометров и гироскопов (x_{IB}) и погрешности ПА СНС (x_{GNSS}).

В модель погрешностей акселерометров входят смещения нулей. Модель погрешностей гироскопов задавалась смещениями нулей, погрешностью масштабного коэффициента гироскопа, измерительная ось которого параллельна оси вращения, и румбовыми дрейфами. Румбовые дрейфы – это составляющие смещений нулей гироскопов, проекции которых на географические оси ENH (ось E направлена на восток, ось N – на север, ось H – вертикально вверх) сохраняют постоянные значения. Наличие таких составляющих погрешностей может быть обусловлено действием магнитного поля Земли, к которому чувствительны ВОГ. Румбовые дрейфы ВОГ не могут быть скомпенсированы вращением вокруг вертикальной оси и приводят к увеличению погрешности определения курса. Модель погрешностей ПА СНС задавалась смещением шкалы времени приемника, смещением частоты опорного генератора и неоднозначностью фазовых измерений.

Таким образом, вектор состояния системы имеет следующий вид:

$$x = [x_{INS} \quad x_{IB} \quad x_{GNSS}]^T. \quad (1)$$

По вырабатываемым ИИМ параметрам и эфемеридной информации формируются расчетные значения псевдодальности ρ^{iINS} , радиальной скорости $\dot{\rho}^{iINS}$ и $\Delta\phi^{iINS}$ первой разности фаз в единицах длины для каждого наблюдаемого i -го НС во вращающейся с измерительным модулем системе координат. Полученные расчетные значения поступают в блок формирования разностных измерений, после чего формируются используемые при решении задачи фильтрации измерения в виде разностей $z_{\rho i}, z_{\dot{\rho} i}, z_{\Delta\phi i}$ между расчетными $\rho^{iINS}, \dot{\rho}^{iINS}, \Delta\phi^{iINS}$ и измеренными $\rho^{iGNSS}, \dot{\rho}^{iGNSS}, \Delta\phi^{iGNSS}$ величинами:

$$z_{\rho i} = \rho^{iINS} - \rho^{iGNSS}, \quad (2)$$

$$z_{\dot{\rho} i} = \dot{\rho}^{iINS} - \dot{\rho}^{iGNSS}, \quad (3)$$

$$z_{\Delta\phi i} = (\lambda^i \Delta\phi^{iINS} - \lambda^i \Delta\phi^{iGNSS}) / |\vec{B}|, \quad (4)$$

где λ^i – длина волны несущей (GPS и/или ГЛОНАСС), $|\vec{B}|$ – длина антенной базы. Для решения задачи фильтрации вектора состояния (1) с привлечением разностных измерений (2)–(4) используется ОФК с замыканием обратных связей по всему вектору состояния x . Выработанные в ОФК оценки составляющих вектора состояния $\hat{x}_{INS}, \hat{x}_{IB}, \hat{x}_{GNSS}$ поступают для коррекции выходных данных ИИМ и показаний акселерометров, гироскопов и спутниковых измерений в условиях отсутствия сбоя ПА СНС и видимости НС.

После предварительной обработки измерений $z_{\Delta\phi i}$, в результате которой остаточная неоднозначность фазовых измерений будет находиться в пределах одной длины волны несущей [33], эти погрешности включаются в число оцениваемых величин. Они описываются скачкообразными случайными величинами, дисперсия которых в ковариационном канале ОФК восстанавливается до начальной неопределенности при фиксации резкого изменения (скачка) в измерениях $z_{\Delta\phi i}$. Их наблюдаемость обусловлена модуляционным вращением спутникового модуля, так как при повороте изменяется взаимное положение направления на спутник и антенной базы.

При пропадании или исключении из обработки сигналов НС СНС-гироскоп переходит в автономный режим с построением по данным ИИМ инерциальной навигационной системы с жестким демпфированием по данным лага и внешнего измерителя глубины (высоты). В этом случае для коррекции ИИМ используются дополнительные внешние измерения линейной скорости с использованием данных V_L лага и глубины (высоты) h^{ext} , а задача фильтрации решается для вектора состояния, содержащего только погрешности ИИМ (x_{INS}) и составляющие моделей наблюдаемых погрешностей инерциальных датчиков (x_{IB}). Вектор состояния системы при полном отсутствии сигналов ГНСС имеет следующий вид:

$$x = \begin{bmatrix} x_{INS} \\ x_{IB} \end{bmatrix}, \quad (5)$$

разностные измерения:

$$\begin{aligned} z_{V_E^L} &= V_E^{INS} - V_L \sin K, \\ z_{V_N^L} &= V_N^{INS} - V_L \cos K, \\ z_h &= h^{INS} - h^{ext}. \end{aligned} \quad (6)$$

Предполагается, что из-за ограниченной точности рассматриваемой системы особенности погрешностей лага и глубиномера, обусловленные влиянием различных факторов среды (течений, изменений физических параметров среды), можно не учитывать, описав погрешности указанных навигационных средств эквивалентными белыми шумами.

Оценки составляющих вектора состояния \hat{x}_{INS} , \hat{x}_{IB} используются для коррекции выходных данных ИИМ и показаний акселерометров и гироскопов при отсутствии сигналов НС.

Важно подчеркнуть при этом, что вращение инерциальных датчиков и использование ВОГ тактического класса при привлечении данных лага позволяют обеспечивать ИИМ точность по курсу в соответствии с требованиями Морского регистра после пропадания сигналов НС.

4. Метод отбраковки фазовых измерений, подверженных многолучевости

Особенностью предлагаемого метода отбраковки фазовых измерений, подверженных многолучевости распространения, является то, что для разностных измерений расчетные значения первых разностей фаз сигналов НС формируются по данным интегрированного выхода СНС-гироскопаса о текущих координатах места, параметрах ориентации, включая истинный курс. Ключевым параметром, определяющим эффективность отбраковки недостоверных измерений, является точность вырабатываемого системой курса, недоступная для ИИМ на тех же ВОГ без вращения или, тем более, микромеханических датчиках. И здесь оказывается принципиальным, что рассматриваемая система обладает свойством устойчивости курсового канала при отсутствии измерений от СНС. Данное свойство рассматриваемый СНС-гироскопас сохраняет неограниченное время благодаря ИИМ на ВОГ тактического класса, принудительному вращению ИИМ и математическому обеспечению, благодаря чему курс определяется автономно [31]. Следует отметить, что в существующих СНС-компасах, использующих комплексирование данных с ИИМ на грубых дат-

чиках, курсовой канал либо является неустойчивым (погрешности курсоуказания неограниченно возрастают во времени по причине неучтенных дрейфов гироскопического блока), либо может иметь недопустимые для решения задачи отбраковки фазовых измерений погрешности курсоуказания.

Немаловажен и тот факт, что изменчивость погрешностей курсового канала рассматриваемого СНС-гироскопа (их частотный спектр) в значительной степени обуславливается спектрами погрешностей гироскопов ИИМ и фазовых измерений СНС из-за влияния многолучевости [33–35]. Известно, что изменчивость погрешности фазовых измерений СНС из-за влияния многолучевости определяется взаимной удаленностью антенн спутниковой аппаратуры и препятствия по пути распространения сигналов СНС [34, 35]. Например, наиболее медленно меняющиеся погрешности фазовых измерений СНС из-за влияния многолучевости возникают при близком относительном положении препятствия и антенн, и наоборот, при удалении препятствия изменчивость приобретает все более высокочастотный характер. Таким образом, если расположить спутниковую аппаратуру на объекте вдали от препятствий (на расстоянии порядка 1,5–2 м), то можно существенно повысить изменчивость погрешности фазовых измерений СНС из-за влияния многолучевости, добившись преобладания данной погрешности в высокочастотной части спектра. В отношении гироскопов отметим, что для существующих ВОГ [36] изменчивость их смещения нуля, которая во многом и определяет изменчивость погрешности курсоуказания [33], находится в диапазоне от 0,001 Гц до 0,0001 Гц и менее.

Следовательно, принимая во внимание возможные спектры погрешностей гироскопов и фазовых измерений СНС и учитывая желаемое расположение спутниковой аппаратуры на объекте и принципиальную устойчивость курсового канала рассматриваемого СНС-гироскопа, имеем все основания ожидать, что существует возможность идентификации и отбраковки нарушений в фазовых измерениях СНС из-за влияния фактора многолучевости.

Для борьбы с многолучевостью в рассматриваемом СНС-гироскопе обработка фазовых измерений от каждого видимого НС осуществлялась с опорой на данные интегрированного выхода системы, что следует из особенностей алгоритмического обеспечения СНС-гироскопа. При формировании разностные фазовые измерения $z_{\Delta\phi_i}$ признавались недостоверными и обнулялись, если превышали допуск, устанавливаемый в соответствии с критерием

$$|L^i| < L^{idop}, \quad (7)$$

где $L^i = \tilde{z}_{\Delta\phi_i} \cdot |\vec{B}|$ – значение фазовых измерений в единицах длины, сглаженных фильтром нижних частот первого порядка с постоянной времени T_f , равной периоду модуляционного вращения антенного модуля; L^{idop} – их допустимое значение. Допуск L^{idop} выбирался исходя из предполагаемого уровня погрешностей разностных фазовых измерений без учета влияния многолучевости. При $|L^i| < L^{idop}$ текущее измерение $z_{\Delta\phi_i}$ не использовалось, и осуществлялся перезапуск ковариационного канала ОФК по составляющим погрешности измерения, учтенным в векторе состояния системы.

Рассматривая указанный алгоритм парирования влияния многолучевости, в котором предполагается осуществление сглаживания и последующей обработки, можно отметить следующее. Необходимость сглаживания фазовых измерений обусловлена

стремлением снизить уровень высокочастотных составляющих погрешностей разностных фазовых измерений. Эти высокочастотные составляющие достаточно эффективно сглаживаются при комплексной обработке данных в СНС-гирокомпасе, и их исключение из анализа не сказывается сколь-либо заметно на погрешностях рассматриваемой системы. Сглаживание позволяет выявить низкочастотные составляющие разностных фазовых измерений, обусловленные многолучевостью и оказывающие наибольшее влияние на погрешности СНС-гирокомпаса. Как следует из постановки задачи, эффективность выявления погрешностей из-за многолучевости во многом вызвана погрешностью гиросуказателя, определяемой главным образом не поддающимися автокомпенсации погрешностями гироскопических датчиков вращающегося инерциального модуля. Следует заметить, что, если используются фазовые измерения от одного НС и если многолучевость начинает проявляться постепенно, показания ИИМ в результате коррекции будут «подстраиваться» под аномальную фазу, подверженную многолучевости. В этих условиях целесообразно применять несколько НС, чтобы парировать данные i -го НС с медленно проявляющейся многолучевостью.

В случае когда указанные низкочастотные составляющие разностных фазовых измерений выявлены и превышают пороговый уровень, измерения исключаются из последующей совместной обработки данных ИИМ и СНС.

Кроме того, при обработке фазовых измерений от каждого видимого НС выявлялись измерения с повышенным уровнем шумов в соответствии с критерием, сформированным с использованием ковариационного канала ОФК:

$$|z_{\Delta\phi i}| \leq k_d \sigma_{z_{\Delta\phi i}}, \quad (8)$$

где $\sigma_{z_{\Delta\phi i}}$ – вырабатываемые в ОФК расчетные значения измерений $z_{\Delta\phi i}$, k_d – эмпирически подобранный коэффициент. Расчетные значения $\sigma_{z_{\Delta\phi i}}$ находились как корень квадратный из соответствующих диагональных элементов матрицы $H_{k+1} P_{k/k+1} H_{k+1}^T + R_{k+1}$. Здесь $P_{k/k+1}$ – прогнозируемое значение ковариационной матрицы ОФК с шага k на шаг $k+1$ выполнения задачи фильтрации ОФК; H_{k+1} – матрица измерений на шаге $k+1$ [27]; R_{k+1} – соответствующая матрица ковариаций шумов измерений. Эти соотношения приведены для составного вектора (1) и для измерений (2)–(4). При $|z_{\Delta\phi i}| > k_d \sigma_{z_{\Delta\phi i}}$ измерения от ПА ГНСС по i -му НС не использовались.

Критерий (8) применялся для отбраковки разностных фазовых измерений с аномальными погрешностями (превышающими по уровню погрешности из-за многолучевости), поиск которых с помощью критерия (7) затруднен в силу их высокочастотного характера.

При смене в ПА ГНСС номера НС осуществляется перезапуск ОФК по оценке соответствующей ему фазовой неоднозначности, для чего в ковариационном канале ОФК дисперсия ее ошибки восстанавливается до начального значения, а предыдущая оценка обнуляется.

5. Результаты испытаний макетного образца СНС-гирокомпаса

Для подтверждения работоспособности и оценки ожидаемой точности использовался макетный образец рассматриваемого СНС-гирокомпаса с отдельным размещением антенного и инерциального модулей. В состав макетного образца системы вошли [31]:

- компактный СНС-компас «Орион-М» [8] с двумя спутниковыми приемниками ГЛОНАСС/GPS с общим опорным генератором и антенной базой 0,18 м, совершающими реверсное вращение со знакопеременной угловой скоростью $40^\circ/\text{с}$;
- ИИМ на ВОГ VG 910 тактического класса точности с уровнем дрейфов $4...6^\circ/\text{ч}$ (1σ) и акселерометрах (нестабильность смещения нуля на уровне 1 мг), совершающий модуляционное вращение со знакопеременной угловой скоростью порядка $8^\circ/\text{с}$.

Частота съема данных гироскопов, акселерометров и датчиков угла поворота при модуляционном вращении СНС-компаса и ИИМ на ВОГ составляла 100 Гц, а приемников СНС – 5 Гц (в диапазоне L1). Для искусственного создания условий многолучевого распространения сигналов НС использовался отражатель, расположенный на удалении порядка 0,6 м от СНС-компаса «Орион-М». Предварительно перед обработкой фазовых измерений осуществлялось ранжирование НС в каналах спутникового приемника по критерию высоты над горизонтом [31]. Отбирались НС в допустимой области высот. Результаты обрабатывались камерально с помощью имитационной модели, созданной в пакете MATLAB (Simulink).

Была проведена серия экспериментов, показавших эффективность предложенного метода отбраковки фазовых измерений, подверженных влиянию многолучевого распространения. Ниже представлены результаты наиболее интересных пусков при наблюдении ограниченного числа НС – группировки из пяти НС (минимально необходимое количество для решения задачи ориентации по данным GPS и ГЛОНАСС для обычных СНС-компасов) с высотами в диапазоне от 15° до 40° и из трех НС с высотами в диапазоне от 15° до 75° . Совместно применялись НС как GPS, так и ГЛОНАСС. Ограничения по диапазонам высот НС определялись исходя из условий проведения эксперимента – высоты окружающих зданий и сооружений.

Начальная погрешность по курсу при каждом запуске системы составляла около 100° . При этом использовались полученные по данным многочисленных экспериментов с макетом СНС-гироскомпаса следующие значения параметров в критериях отбраковки фазовых измерений: $T_f = 20$ с, $k_d = 4$, $L^{idop} = 2$ мм.

На рис. 3 приведены результаты функционирования СНС-гироскомпаса без отбраковки недостоверных разностных фазовых измерений при использовании сигналов группировки из пяти НС (высоты от 15° до 40°).

Анализируя графики на рис. 3, а, б, можно видеть, что в разностных фазовых измерениях для пяти наблюдаемых НС имеют место периодические скачкообразные и низкочастотные кусочно-непрерывные возмущения. Вид этих возмущений обусловлен изменением взаимного расположения НС, отражателя и приемных антенн, а также длительностью наблюдения за НС до тех пор, пока он находится в области допустимых высот. Уровень указанных возмущений порой значительно превышает 0,2 м, что также может быть обусловлено восстановлением следящей системы ПА СНС после потери слежения за фазой НС в ней с последующим восстановлением. В этих условиях, как видно по рис. 3, в, погрешность определения курса достигает существенной величины порядка 10° .

Ниже на рис. 4 приведены результаты функционирования СНС-гироскомпаса при использовании сигналов группировки из пяти НС (высоты от 15° до 40°) с отбраковкой недостоверных фазовых измерений в соответствии с критериями (7), (8). При отбраковке количество измерений сокращалось, применялись оставшиеся из пяти НС.

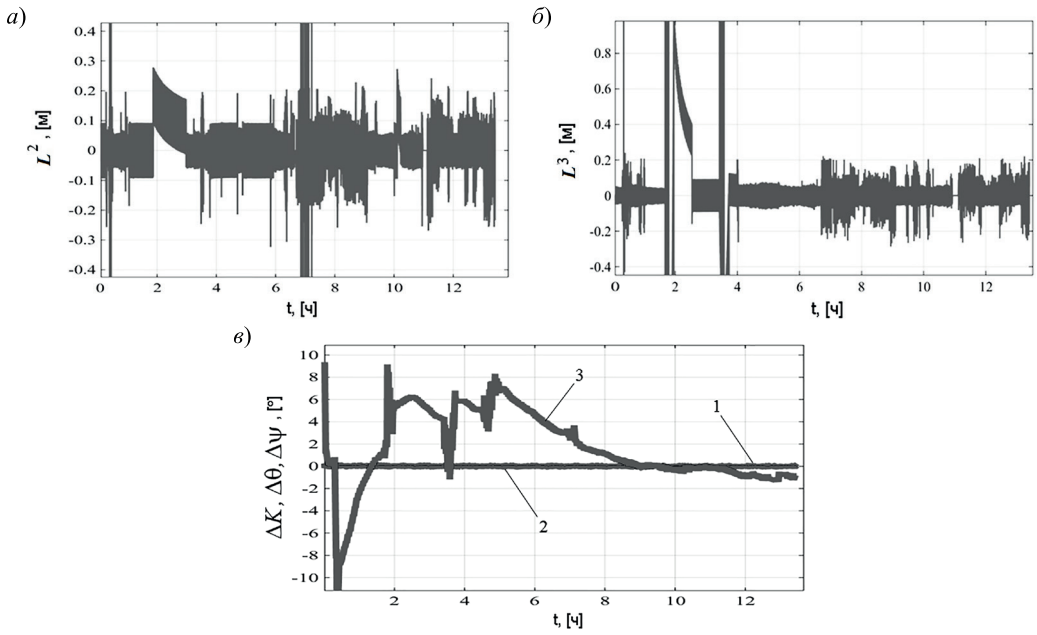


Рис. 3. Результаты функционирования СНС-гироскопаса без отбраковки недостоверных разностных фазовых измерений при использовании сигналов группировки из пяти НС (высоты от 15° до 40°): а – значения разностных фазовых измерений на входе ФК для НС 2-го канала спутникового приемника; б – значения разностных фазовых измерений на входе ФК для НС 3-го канала спутникового приемника; в – погрешности СНС-гироскопаса по курсу ΔK (3) и углам качки $\Delta\theta$, $\Delta\psi$ (1, 2), которые практически совпадают в данном масштабе

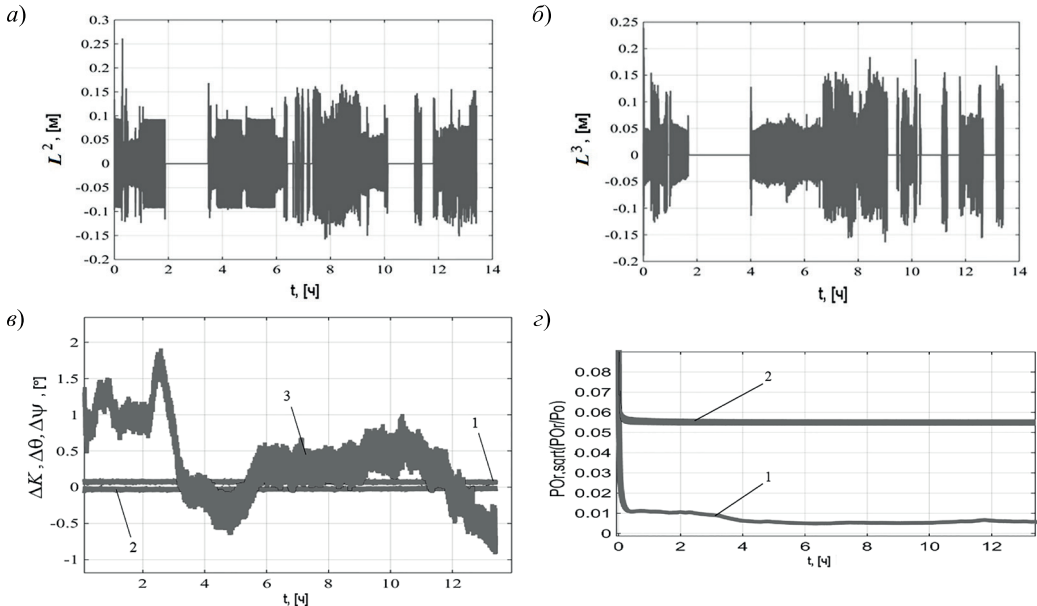


Рис. 4. Результаты функционирования СНС-гироскопаса при наблюдении пяти НС (высоты от 15° до 40°), измерения которых периодически отбраковывались в соответствии с критериями (7), (8): а – значения разностных фазовых измерений на входе ФК для НС 2-го канала спутникового приемника; б – значения разностных фазовых измерений на входе ФК для НС 3-го канала спутникового приемника; в – погрешности СНС-гироскопаса по курсу ΔK (3) и углам качки $\Delta\theta$, $\Delta\psi$ (1, 2); г – рассчитанные по данным ковариационного канала ОФК значения среднеквадратических погрешностей курса ΔK (1) и $\Delta\psi$, $\Delta\theta$ (2), отнесенные к начальному значению P_0

Если сравнить графики на рис. 4 и 3, когда парирование влияния фактора многолучевости не осуществлялось, можно наблюдать существенное сокращение уровня возмущений в разностных фазовых измерениях, что приводит к уменьшению погрешности СНС-гироскопаса по курсу с 10° до 2° . Погрешности определения углов качки при этом по модулю не превышают $0,1^\circ$. Погрешности определения курса объекта посредством рассматриваемой системы в ходе автомобильных испытаний при отсутствии влияния фактора многолучевости находятся в пределах 1° по курсу [31].

Следующая серия экспериментов проводилась при сокращении одновременно наблюдаемых НС до трех с высотами от 15° до 75° . На рис. 5 приводятся результаты функционирования СНС-гироскопаса для случая, когда отбраковка недостоверных разностных фазовых измерений не проводилась.

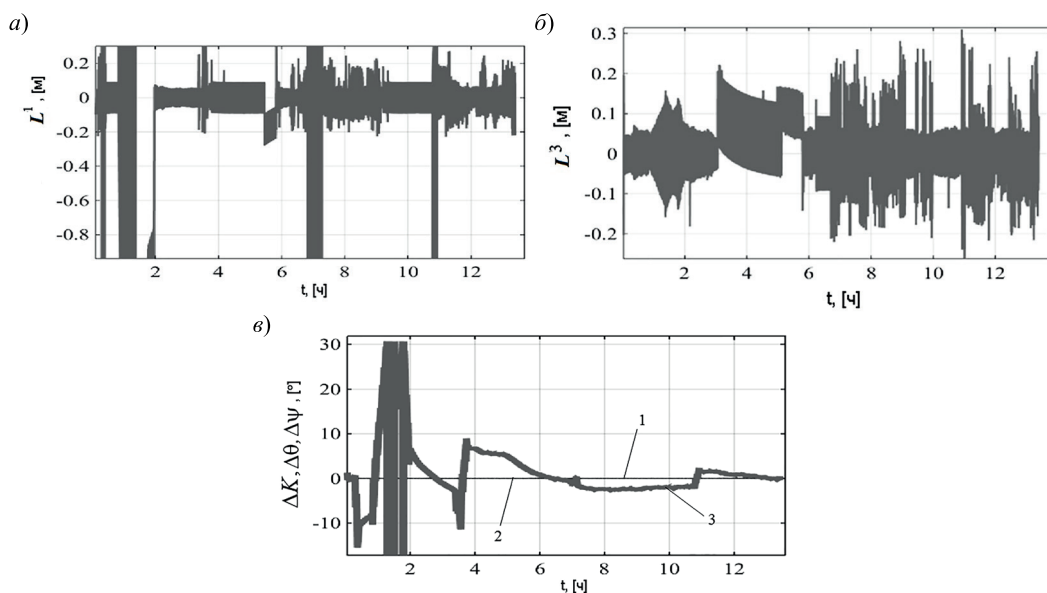


Рис. 5. Результаты функционирования СНС-гироскопаса без отбраковки недостоверных разностных фазовых измерений при использовании сигналов группировки из трех НС (высоты от 15° до 75°):

- a* – значения разностных фазовых измерений на входе ФК для НС 1-го канала спутникового приемника;
- б* – значения разностных фазовых измерений на входе ФК для НС 3-го канала спутникового приемника;
- в* – погрешности СНС-гироскопаса по курсу ΔK (3) и углам качки $\Delta\theta, \Delta\psi$ (1, 2)

На графиках рис. 5 видно, что результаты во многом схожи с теми, что были получены при использовании фазовых измерений созвездия из пяти НС и приведены на рис. 3. Имеют место также периодические скачкообразные и низкочастотные кусочно-непрерывные возмущения в измерениях, уровень которых значительно превышает $0,2$ м (рис. 5, *a, б*). Погрешность по курсу при этом значительно возрастает и достигает местами 30° (рис. 5, *в*).

Результаты функционирования СНС-гироскопаса в тех же условиях, но с отбраковкой недостоверных фазовых измерений в соответствии с критериями (7), (8) показаны на рис. 6. Анализ приведенных результатов показывает, что даже при сокращении числа наблюдаемых НС до трех при парировании влияния фактора многолучевости удается во многом сохранить уровень точности определения курса в $1,5^\circ \dots 2^\circ$, достигнутый при наблюдении за группировкой из пяти НС.

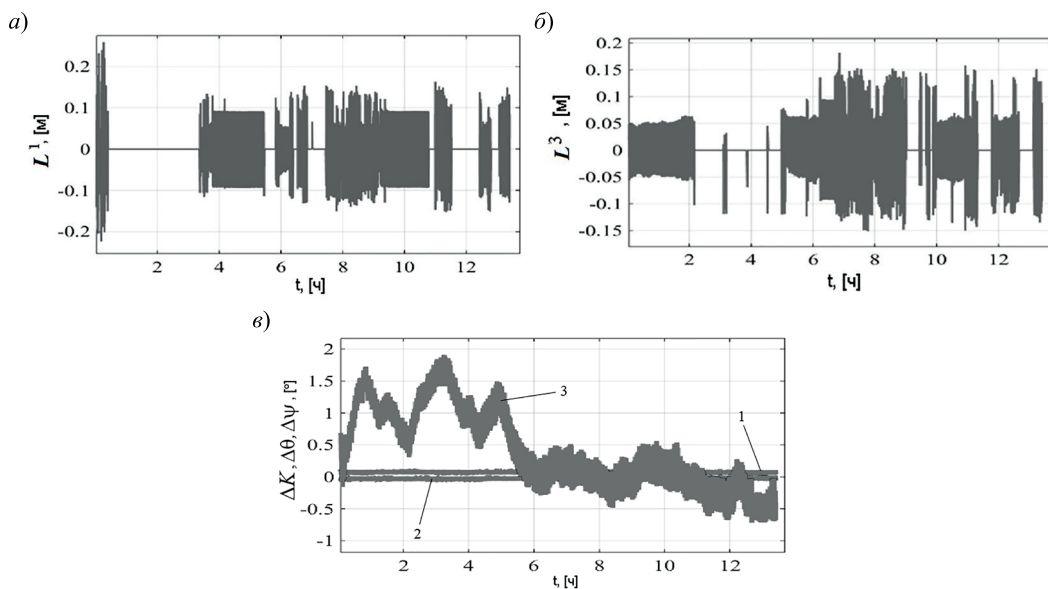


Рис. 6. Результаты функционирования СНС-гироскопа при применении трех НС (высоты от 15° до 75°), измерения которых периодически отбраковывались в соответствии с критериями (7), (8) при использовании сигналов группировки из пяти НС (высоты от 15° до 40°):
 а – значения разностных фазовых измерений на входе ФК для НС 1-го канала спутникового приемника;
 б – значения разностных фазовых измерений на входе ФК для НС 3-го канала спутникового приемника;
 в – погрешности СНС-гироскопа по курсу ΔK (3) и углам качки $\Delta\theta, \Delta\psi$ (1, 2)

Таким образом, предлагаемый метод при построении рассматриваемого СНС-гироскопа позволяет значительно сократить уровень погрешности определения курса даже при наблюдении группировки из трех НС. Кроме того, следует отметить, что качество полученного решения при наблюдении трех НС обусловлено и тем, что использовались более высокие НС, для которых характерно меньшее влияние отражателя или других преград на качество их сигналов. В то же время использование высоких НС для СНС-компасов с невращающимися антеннами затруднено в силу значительной потери точности определения ими параметров ориентации [22].

6. Заключение

Предложен способ отбраковки фазовых измерений спутниковых сигналов, подверженных многолучевому распространению, в рамках функционирования СНС-гироскопа – интегрированной инерциально-спутниковой системы с одноосным вращением антенного блока и измерительного модуля морского применения. Ключевым параметром, определяющим эффективность отбраковки недостоверных измерений, является точность вырабатываемого системой курса, недоступная для ИИМ на тех же ВОГ без вращения или, тем более, микромеханических датчиках.

Как показали результаты испытаний макетного образца системы при искусственном создании переотражений спутниковых сигналов, предложенный способ отбраковки фазовых измерений при использовании первых разностей фаз позволяет эффективно парировать влияние многолучевости распространения. Погрешность курсоуказания разрабатываемого СНС-гироскопа при этом уменьшается с 10° до 2° при наличии

подверженных многолучевому распространению сигналов пяти НС. При снижении количества наблюдаемых НС до трех в тех же сложных условиях переотражения спутниковых сигналов сохраняется не только устойчивость курсового канала, но и точность определения курса. В отличие от классических СНС-компасов, которым для определения параметров ориентации требуется созвездие минимум из пяти наблюдаемых НС, создаваемый СНС-гироскомпас способен обеспечить точность определения курса при минимальном количестве наблюдаемых НС.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Parkinson, B.W., Spilker, J.J., Axelrad, P.**, Global Positioning System: Theory and Applications, *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 1996, vol. I, II.
2. **Степанов О.А., Кошаев Д.А.** Исследование методов решения задачи ориентации с использованием спутниковых систем // *Гироскопия и навигация*. 1999. № 2 (25). С. 30–55.
3. **Farrell, J.A., Givargis, T.**, Differential GPS Reference Station Algorithm, Design and Analysis, *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2000, vol. 8, no. 3.
4. **Wagner, J.F., Kasties, G.**, Improving the GPS/INS Integrated System Performance by Increasing the Distance Between GPS Antennas and Inertial Sensors, *ION NTM*, 2002, San Diego, CA.
5. **Li, Y., Zhang, K., Grenfell, R.**, Improved Knight Method Based on Narrowed Search Space for Instantaneous GPS Attitude Determination, *NAVIGATION: Journal of The Institute of Navigation*, 2005, vol. 52, no. 2, pp. 111–119.
6. **Hirokawa, R., Ebinuma, T.**, A Low-Cost Tightly Coupled GPS/INS for Small UAVs Augmented with Multiple GPS Antennas, *NAVIGATION: Journal of The Institute of Navigation*, 2009, vol. 56, no. 1, pp. 35–44.
7. **Grewal, M.S., Andrews, A.P., Bartone, C.G.**, *Global navigation satellite systems, inertial navigation, and integration*, Third edition, Wiley, 2013.
8. **Emel'yantsev, G.I., Stepanov, A.P., Dranitsyna, E.V., Blazhnov, B.A., Radchenko, D.A., Vinokurov, I.Yu., Eliseev, D.P., Petrov, P.Yu.**, Dual-mode GNSS gyrocompass using primary satellite measurements, *25th Anniversary Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems*, 2018. pp. 39–41.
9. **Tijing Cai, Qimeng Xu, Emelyantsev G I, Stepanov A P, Daijin Zhou, Shuaipeng Gao, Yang Liu, Junxiang Huang**, A Multimode GNSS/MIMU Integrated Orientation and Navigation System, *26th St. Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems*, 2019.
10. **Михайлов С.** Влияние многолучевости распространения радиоволн от навигационного космического аппарата на точность определения координат GPS-приемником // *Беспроводные технологии*. 2006. № 2. С. 60–71.
11. **Xu, G.**, *GPS Theory, Algorithms and Applications*, 2nd ed., Springer-Verlag, Berlin–Heidelberg, Germany, 2007, pp. 48–62.
12. **Trajkovski, K.K., Sterle, O., Stopar, B.**, Sturdy Positioning with High Sensitivity GPS Sensors Under Adverse Conditions, *Sensors*, 2010, 10, 8332–8347, <https://doi.org/10.3390/s100908332>.
13. **Ray, J.K., Cannon, M.E., Fenton, P.**, Code Range and Carrier Phase Multipath Mitigation Using SNR, Range and Phase Measurements in a Multi-Antenna System, *Proceedings of ION GPS*, Nashville, 1999.
14. **Tranquilla, J.M., Carr, J.P., Al-Rizzo, H.M.**, Analysis of a choke ring ground plane for multipath control in Global Positioning System (GPS), *Proceedings of ION GPS*, Nashville, 1999.
15. **Van Dierendonck, A.J., Fenton, P., Ford, T.**, Theory and Performance of Narrow Correlator Spacing in a GPS Receiver, *Navigation*, 1992, 39, no. 3.
16. **Irsigler, M., Eissfeller, B.**, Comparison of Multipath Mitigation Techniques with Consideration of Future Signal Structures, *Proceedings of International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation*, 2003.
17. **Mcgraw, G.A., Braasch, M.S.**, GNSS Multipath Mitigation Using Gated and High Resolution Correlator Concept, *Proceedings of the National Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation*, 1999.
18. **Townsend, S., Fenton, P.**, A Practical Approach to the Reduction of Pseudorange Multipath Errors in a L1 GPS Receiver, *Proceedings of International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation*, 1994.
19. **Михайлов Н.В., Никандров А.В., Михайлов В.Ф.** Применение кластерного анализа для компенсации влияния отраженного сигнала в приемниках СРНС // *Гироскопия и навигация*. 2011. № 3 (74). С. 58–66.

20. Suzuki, T., Amano, Y., NLOS Multipath Classification of GNSS Signal Correlation Output Using Machine Learning, *Sensors*, 2021, 21, 2503, <https://doi.org/10.3390/s21072503>.
21. Yedukondalu, K., Sarma, A.D., and Srinivas, V.S., Estimation and Mitigation of GPS Multipath Interference Using Adaptive Filtering, *Progress in Electromagnetics Research M*, 2011, vol. 21, 133–148.
22. Дубинко Т.Ю., Селиверстов А.С. Программный способ повышения точности определения углов пространственной ориентации судна по спутниковым навигационным системам // Навигация и гидрография. 2016. №46. С. 14–19.
23. Давыденко А.С. Метод эталонных разностей фаз в определении пространственной ориентации высокодинамичных объектов. Автореферат дисс. ... к.т.н. СПб.: ФГАОУ ВО «Санкт-Петербургский государственный политехнический университет», 2017.
24. Li, T., Zhang, H., Gao, Z., Niu, X., El-Sheimy, N., Tight Fusion of a Monocular Camera, MEMS-IMU, and Single-Frequency Multi-GNSS RTK for Precise Navigation in GNSS-Challenged Environments, *Remote Sens.*, 2019, 11, 610, doi:10.3390/rs11060610.
25. Ali, K., Chen, X., Dovic, F., De Castro D., Fernández, A.J., Multipath Estimation in Urban Environments from Joint GNSS Receivers and LiDAR Sensors, *Sensors*, 2012, 12, 14592–14603, <https://doi.org/10.3390/s121114592>.
26. Perov, A., Shatilov, A., Deeply Integrated GNSS/Gyro Attitude Determination System, *Sensors*, 2020, 20, 2203, <https://doi.org/10.3390/s20082203>.
27. <https://www.furuno.com/en/products/compass>
28. <https://www.hemispheregnss.com/products/smart-antennas/>
29. Chiang, K.-W., Duong, T.T., Liao, J.-K., The Performance Analysis of a Real-Time Integrated INS/GPS Vehicle Navigation System with Abnormal GPS Measurement Elimination, *Sensors*, 2013, 13, 10599–10622, <https://doi.org/10.3390/s130810599>.
30. Hinüber, E.L.V., Reimer, C., Schneider, T., Stock, M., INS/GNSS Integration for Aerobatic Flight Applications and Aircraft Motion Surveying, *Sensors*, 2017, 17, 941. <https://doi.org/10.3390/s17050941>
31. Emel'yantsev, G., Stepanov, O., Stepanov, A., Blazhnov, B., Dranitsyna, E., Evstifeev, M., Eliseev, D., and Volynskiy, D., Integrated GNSS/IMU-Gyrocompass with Rotating IMU. Development and Test Results, *Remote Sens.*, 2020, 12 (22), 3736.
32. <https://www.fizoptika.ru/catalog>.
33. Емельянцеv Г.И., Степанов А.П. Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации / под общей ред. акад. РАН В.Г. Пешехонова. СПб: ГИЦ РФ АО «Концерн «ЦНИ «Электроприбор», 2016. 394 с.
34. Антонович К.М. Использование спутниковых радионавигационных систем в геодезии: в 2 т. М.: ФГУП «Картгеоцентр», 2005. Т. 1. 334 с.
35. Антонович К.М. Использование спутниковых радионавигационных систем в геодезии: в 2 т. М.: ФГУП «Картгеоцентр», 2006. Т. 2. 360 с.
36. <http://optolink.ru/documents/Publications/Our/ИНС2013-Оптолинк-ВОГ.pdf>
37. Medina, D., Li, H., Vilà-Valls, J., Closas, P. Robust Filtering Techniques for RTK Positioning in Harsh Propagation Environments, *Sensors*, 2021, 21, 1250, <https://doi.org/10.3390/s21041250>.

Emel'yantsev, G.I. (Concern CSRI Elektropribor, JSC, St. Petersburg, Russia; ITMO University, St. Petersburg, Russia), Blazhnov, B.A. (Concern CSRI Elektropribor, JSC), Stepanov, O.A., Stepanov, A.P., and Dranitsyna, E.V. (Concern CSRI Elektropribor, JSC; ITMO University) Multipath Mitigation Technique for GNSS Gyrocompass Using Phase Measurements, *Giroskopiya i Navigatsiya*, 2022, vol. 30, no. 2 (117), pp. 43–57.

Abstract. The paper focuses on the methods to reduce the satellite signal multipath effect on the accuracy of attitude parameters, in particular, the true heading, generated by the designed marine GNSS gyrocompass – INS/GNSS system with the single-axis rotation of the antenna and IMU units. Test results for the compass prototype model have been provided, with the artificial distortions created by the GNSS signal reflector.

Key words: integrated INS/GNSS, phase measurements, multipath, modulation rotation.

Материал поступил 29.05.2022