

Г. И. ЕМЕЛЬЯНЦЕВ, А. П. СТЕПАНОВ, Б. А. БЛАЖНОВ, И. В. СЕМЁНОВ

## О ПОВЫШЕНИИ ТОЧНОСТИ GPS-КОМПАСА ДЛЯ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ОБЪЕКТОВ

*Рассматривается задача определения параметров ориентации, в том числе истинного курса, подвижного объекта при интеграции данных инерциального измерительного модуля (ИИМ) на микромеханических датчиках (ММД) и многоантенной приемной аппаратуры (ПА) спутниковой навигационной системы (СНС) в рамках интегрированной системы ориентации и навигации (ИСОИ).*

*Исследуются алгоритмы и погрешности ИСОИ в решении задачи ориентации с привлечением данных фазовых определений двухантенного модуля СНС с антенной базой в пределах длины волны несущей. При этом ИИМ с антенной базой СНС совершает модуляционное вращение. Анализируется эффективность использования фазовых определений СНС при короткой вращающейся антенной базе для оценки погрешностей по курсу.*

*Приведены результаты камеральной обработки данных стендовых испытаний экспериментального образца ИСОИ, использующего инерциальный модуль на ММД STIM300 фирмы Sensoror (Норвегия) и фазовые определения приемных модулей СНС 1К-181 РИРВ (Россия).*

**Ключевые слова:** микромеханический модуль, короткая база, многоантенная система, помехоустойчивость.

### Введение

Одной из основных проблем на пути создания миниатюрной интегрированной системы ориентации и навигации для малоразмерных авиационных и морских объектов на базе бескарданного инерциального измерительного модуля, содержащего измерительный блок сравнительно низкого уровня точности, например на ММД, и приемной аппаратуры СНС, является проблема обеспечения требований по точности выработки истинного курса объекта.

Проблему обеспечения требований по курсу в такой интегрированной системе в последнее время пытаются решить, в частности, за счет создания интегрированных многоантенных спутниково-инерциальных систем. Это новое направление в морском и авиационном приборостроении связано с разработкой

---

**Емельянец** Геннадий Иванович. Доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО (С.-Петербург).

**Степанов** Алексей Петрович. Кандидат технических наук, старший научный сотрудник ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО.

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

**Семёнов** Илья Вячеславович. Кандидат технических наук, нач. сектора ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор».

Статья по докладу на XXIX конференции памяти выдающегося конструктора гироскопических приборов Н.Н.Острякова.

так называемых GPS-компасов, использующих в своем составе инерциальный измерительный модуль.

Создание таких систем сопряжено с рядом трудностей, связанных в основном с необходимостью решения проблемы неоднозначности фазовых определений [1] и снижения влияния шумов фазовых определений на точность интегрированной системы.

Так, для большинства существующих в настоящее время GPS-компасов характерен уровень точности порядка  $0,6^\circ \cdot 1/L$  ( $3\sigma$ ) ( $1/L$  – отношение расстояния между антеннами ПА СНС, равного 1 м, к реализованной в системе длине антенной базы), обусловленный главным образом шумами фазовых определений, формируемых в ПА СНС [1 – 11]. Длина антенной базы таких систем составляет от 0,7 до 1,5 м, что необходимо для обеспечения точности выработки угла курса и параметров качки порядка  $0,5^\circ$ . Кроме того, часто такие системы включают в себя более двух приемных антенн, что существенным образом сказывается на их массогабаритных характеристиках (МГХ).

Помимо указанных недостатков выработка параметров ориентации в таких системах предполагает одновременное наблюдение за сигналами множества навигационных космических аппаратов (НКА) [1], главным образом при первом курсовом определении после запуска системы. Это может повлечь за собой существенную задержку времени при выработке первого определения курса объекта (задержка может быть обусловлена необходимостью ожидания момента времени, когда количество наблюдаемых НКА достигнет необходимого минимума, например при работе в высоких широтах или стесненных условиях).

Совместная обработка данных ИИМ и ПА СНС в рассматриваемых схемах построения ИСОН может производиться на уровне параметров ориентации или сырых измерений [12, 13], а данные ИИМ используются для сглаживания фазовых измерений и сокращения пространства поиска при разрешении проблемы неоднозначности фазовых измерений (в книге [14] Cohen С.Е. предложен подход, позволяющий исключать неоднозначности, используя угловые перемещения антенной базы), для прогноза углового движения объекта по данным гироскопов при сокращении количества наблюдаемых НКА меньше минимально необходимого.

В статье представлены результаты стендовых испытаний экспериментального образца миниатюрного двухантенного (при длине антенной базы на уровне длины волны несущей) GPS-компаса, содержащего два спутниковых навигационных приемника, интегрированных с инерциальным измерительным модулем на ММД, а также устройство вращения, обеспечившее вращение антенного модуля вместе с ИИМ по заранее определенному закону.

В рассматриваемой системе формирование разностных фазовых измерений осуществлялось на уровне вторых разностей фаз, определенных в ПА СНС и рассчитанных в инерциальном модуле с использованием данных об эфемеридах наблюдаемых НКА.

Обработка скоростных, позиционных и разностных фазовых измерений ПА СНС в интегрированной системе осуществлялась на основе алгоритмов обобщенного фильтра Калмана.

**Целью настоящей работы** является исследование путей повышения точности и анализ погрешностей решения задачи ориентации рассматриваемых объектов при использовании в ИСОН фазовых определений от двух антенн на короткой антенной базе (на уровне длины волны несущей).

## 1. Исходные положения и алгоритмическое обеспечение

Поставленная цель в решении данной проблемы достигается следующим:

- антенный модуль ПА СНС, содержащий две приемные антенны, размещенные на расстоянии в пределах длины волны несущей частоты, устанавливается жестко в осях измерительного блока (ИБ) ИИМ в плоскости палубы объекта;
- ИБ инерциального модуля вместе с антенным модулем устанавливается на вращающееся основание, снабженное приводом для обеспечения модуляционного вращения относительно корпуса ИИМ вокруг оси, ортогональной палубе ( $z_b$ );
- привод снабжен датчиком угла (ДУ), измеряющим значения угла поворота ИБ с антенным модулем относительно корпуса ИИМ, привязанного к осям объекта;
- при вращении ИБ ИИМ осуществляется калибровка большего числа (в сравнении с существующими GPS-компасами) инструментальных погрешностей ИБ: дополнительно осуществляется оценивание смещений нулей акселерометров [15, 16] и погрешности масштабного коэффициента гироскопа, установленного по оси  $z_b$  ИБ ИИМ. Актуальность такой калибровки обусловлена низким уровнем точности существующих ММД.

Алгоритмическое обеспечение ИИМ ИСОН аналогично алгоритмам работы существующих схем построения таких систем, использующих фазовые определения вторых разностей фаз наблюдаемых НКА [7 17]. Общим для указанных схем построения алгоритмов многоантенной ИСОН являются исключение поисковых алгоритмов [1] при оценивании неоднозначностей фазовых определений и переход к алгоритмам фильтрации квазипостоянных составляющих погрешностей фазовых измерений на фоне динамики изменения относительного углового положения антенной базы и наблюдаемых НКА. В рамках ИСОН использование информации об угловых перемещениях объекта и вращении антенного модуля с опорой на данные ИИМ дает значительные возможности по повышению точности выработки параметров ориентации объекта.

Отличием алгоритмов рассматриваемой ИСОН от алгоритмов [7 17] являются выработка оценок смещений нулей акселерометров и погрешности масштабного коэффициента гироскопа, установленного по оси  $z_b$  ИБ ИИМ, необходимость учета значений ДУ, расположенного по оси вращения ИБ и измеряющего угол  $R_0$  поворота ИБ с антенным модулем относительно корпуса ИИМ. При этом вычисляются параметры как ориентации ИБ ИИМ (матрица направляющих косинусов  $C_{b,h\_pr}$ ), так и ориентации объекта (матрица направляющих косинусов  $C_{0,h\_pr}$  и углы курса  $K$ , тангажа  $\psi$  и крена  $\theta$ ), поступающие на выход ИСОН:

$$C_{0,h\_pr} = C_{b,h\_pr} C_{0,b}, \quad (1)$$

где

$$C_{0,b} = \begin{bmatrix} \cos(R_0) & \sin(R_0) & 0 \\ -\sin(R_0) & \cos(R_0) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

Отличием является также то, что в предлагаемой схеме ИСОН при формировании разностных фазовых измерений в задаче фильтрации необходимо использовать (в отличие от существующих аналогов) матрицу ориентации  $C_{b,h\_pr}$  ИБ ИИМ, а не матрицу ориентации  $C_{0,h\_pr}$  объекта.

Для исследования алгоритмов работы рассматриваемой ИСОН и оценки точности решения задач ориентации и навигации рассматриваемых объектов была разработана в пакете **Matlab (Simulink)** имитационная модель функционирования ИСОН [18, 19]. Данная модель была доработана в целях обеспечения возможности обработки в камеральном режиме реальных данных испытаний экспериментального образца (ЭО) системы. Отличием данной модели является то, что на ее входе вместо выходных данных имитационных («виртуальных») ИБ ИИМ, ПА СНС поступают массивы данных их стендовых испытаний.

## 2. Формирование разностных измерений

### 2.1 Формирование разностных скоростных и позиционных измерений с опорой на данные СНС

В качестве входных данных для решения задачи фильтрации используются следующие известные [20, 21] измерения по навигационным параметрам: разность расчетных (по данным ИИМ) и измеренных ПА СНС значений либо первичных навигационных параметров (псевдодальностей  $\rho_i$  и радиальных скоростей  $\dot{\rho}_i$  для каждого из наблюдаемых НКА), либо готовых навигационных решений (по координатам места  $\vec{R}$  и составляющим вектора  $\vec{V}$  линейной скорости объекта).

### 2.2 Формирование разностных фазовых измерений

Для вторых разностей измеренных значений фазовых измерений дальностей от НКА до антенн приемников СНС (разности между первыми разностями, относящиеся к одному моменту времени, но к разным НКА), имеем [7, 9]:

$$\nabla s_{i,i+1}^{b_1(z)} = s_i^{b_1(z)} - s_{i+1}^{b_1(z)}, \quad (2)$$

где  $s_i^{b_1(z)}$  – измеренное значение направляющего косинуса орта  $\vec{s}_i$  (радиус-вектора, соединяющего опорную антенну и НКА) относительно антенной базы  $\vec{b}_1$  для  $i$ -го НКА.

С другой стороны, располагая данными о декартовых координатах в гринвичской системе координат (от СНС) точки размещения на объекте опорной антенны, вычисленными в ИИМ значениями матриц ориентации  $C_{0,h\_pr}$  и  $C_{0,b}$  антенного модуля, а также известными координатами  $i$ -го НКА, можно рассчитать направляющие косинусы орта  $\vec{s}_i$  в связанной  $\vec{s}_{ib\_pr}$  с ИБ системе координат (аналогично тому, как это происходит при отсутствии поворотов ИБ относительно осей объекта [20]) и затем сформировать расчетные значения направляющих косинусов орта  $\vec{s}_i$  относительно баз  $\vec{b}_1$

$$s_i^{b_1(R)} = (\vec{b}_{ib}^{ort})^T \vec{s}_{ib\_pr}, \quad (3)$$

где  $\vec{b}_{1b}^{ort}$  – значения направляющих косинусов вектора  $\vec{b}_1$  в связанных с ИБ осях.

Соответственно для вторых разностей расчетных значений фазовых измерений получим

$$\nabla s_{i,i+1}^{b_1(R)} = s_i^{b_1(R)} - s_{i+1}^{b_1(R)}. \quad (4)$$

Сравнивая расчетные и измеренные значения вторых разностей фазовых измерений, формируются искомые разностные измерения

$$Z_{i,i+1}^{b_1} = \nabla s_{i,i+1}^{b_1(R)} - \nabla s_{i,i+1}^{b_1(z)}, \quad (5)$$

которые содержат с соответствующими весами в основном погрешности решения ИИМ задачи ориентации объекта, погрешности ориентации базы  $\vec{b}_1$  относительно связанных с ИБ осей  $x_b, y_b, z_b$ , неоднозначности вторых разностей фазовых измерений  $(\lambda_{i+1}\eta_{i+1} - \lambda_i\eta_i)/|\vec{b}_1|$  (где  $\lambda_i$  – длина волны излучаемого  $i$ -го НКА сигнала,  $\eta_i$  – целое число длин волн – собственно неоднозначность в фазовых измерениях) и шумы измерений.

Погрешности ориентации осей ИИМ (ИБ с учетом матрицы  $C_{0,b}$ ) относительно географического сопровождающего трехгранника  $ENH(h)$  – это погрешности  $\Delta C_{0,h\_pr}$  матрицы ориентации, которые однозначно связаны с погрешностями  $\alpha, \beta, \gamma$  аналитического построения осей  $ENH$ , где  $\alpha$  – погрешность по курсу,  $\beta, \gamma$  – погрешности построения вертикали места [10].

После предварительной обработки и линеаризации, как и в прототипе [7] и в [22], эти разностные измерения можно приближенно записать в виде

$$\begin{aligned} \tilde{Z}_{i,i+1}^{b_1} = & [b_{1N}^{ort}(s_{iE} - s_{(i+1)E}) - b_{1E}^{ort}(s_{iN} - s_{(i+1)N})] \cdot \alpha + \\ & + [b_{1H}^{ort}(s_{iN} - s_{(i+1)N}) - b_{1N}^{ort}(s_{iH} - s_{(i+1)H})] \cdot \beta + \\ & + [b_{1E}^{ort}(s_{iH} - s_{(i+1)H}) - b_{1H}^{ort}(s_{iE} - s_{(i+1)E})] \cdot \gamma + \Delta C f_{(i+1)-i} + v_{zi}, \end{aligned} \quad (6)$$

где  $b_{1E}^{ort}, b_{1N}^{ort}, b_{1H}^{ort}$  – направляющие косинусы вектора антенной базы  $\vec{b}_1$  в географических осях, т.е. элементы вектора  $[b_{1E}^{ort}, b_{1N}^{ort}, b_{1H}^{ort}]^T = C_{b,h\_pr} \cdot \vec{b}_{1b}^{ort}$ , (здесь  $\vec{b}_{1b}^{ort}$  – известные значения направляющих косинусов вектора антенной базы  $\vec{b}_1$  в осях ИБ – априорная информация);  $s_{ij}, s_{(i+1)j}, (j = E, N, H)$  – элементы орта  $\vec{s}_{ih\_pr}$  (направляющие косинусы орта  $\vec{s}_i$   $i$ -го НКА относительно географических осей);  $\Delta C f_{(i+1)-i}$  – погрешности, обусловленные остаточной неоднозначностью (в пределах длины волны несущей, после ее предварительного исключения на этапе формирования разностных измерений [7]) вторых разностей фазовых измерений для пары спутников НКА<sub>*i*</sub> и НКА<sub>*i+1*</sub>;  $v_{zi}$  – шумы измерений, включающие шумы ПА СНС и составляющие, обусловленные погрешностями

знания координат места объекта, эфемеридной информации  $i$ -го НКА и погрешностями привязки вектора антенной базы  $\vec{b}_1$  к осям ИБ ИИМ.

Измерения  $\tilde{z}_{i,i+1}^{bj}$  вместе с известными [23] разностными измерениями по данным о навигационных параметрах, поступают для последующей обработки с использованием алгоритмов ФК.

Оценки, выработанные в ФК ИСОН, используются для коррекции (таким образом, осуществляется обратная связь фильтра):

- погрешностей ИИМ в выработке параметров ориентации и компенсации дрейфов гироскопов и акселерометров, а также погрешности масштабного коэффициента гироскопа, установленного по оси  $z_b$  ИБ ИИМ;
- погрешностей ИИМ в выработке навигационных параметров;
- измерений  $\tilde{z}_{i,i+1}^{bj}$  в части их остаточных погрешностей (изменения фазовых центров антенн, погрешностей оценивания остаточной неоднозначности фазовых определений).

Из анализа измерений (6) следует, что предлагаемое вращение ИБ вместе с антенным модулем ПА СНС приводит к модуляции погрешностей  $\alpha, \beta, \gamma$  решения задачи ориентации, так как изменения коэффициентов  $b_{1E}^{ort}, b_{1N}^{ort}$  при них носят колебательный характер. Данный факт существенно повышает их наблюдаемость на фоне шумов измерений и, следовательно, эффективность используемых измерений.

В результате оказывается возможным обеспечение высокой точности выработки курса при использовании антенной базы с расстоянием между антеннами на уровне длины волны несущей частоты. Данный факт позволяет существенно уменьшить массогабаритные характеристики антенного модуля ИСОН.

Кроме того, в данном случае для уточнения всех параметров ориентации достаточно использовать в антенном модуле одну антенную базу. Кроме того, в предлагаемой схеме устойчивого решения в выработке параметров ориентации удастся достичь при существенно меньшем (в сравнении с аналогами) количестве наблюдаемых НКА.

Для ИСОН с двумя приемниками для получения устойчивого решения достаточно двух наблюдаемых НКА, в том числе при запуске системы и отсутствии априорной информации о курсе, что говорит о существенном повышении помехоустойчивости системы.

Следует также отметить, что предлагаемая схема построения ИСОН позволяет вырабатывать параметры ориентации объекта при использовании сигналов как GPS, так и ГЛОНАСС.

### 3. Анализ точности предлагаемой схемы построения ИСОН

Для доказательства правомерности и оценки точности предлагаемого решения был разработан экспериментальный образец (ЭО) ИСОН и проведены его стендовые испытания. В состав ЭО системы вошли ИБ на ММД STIM 300 норвежской фирмы Sensorog и два одночастотных приемных модуля СНС 1K-181 фирмы РИРВ (Россия) с разнесенными по поперечной оси двумя антеннами на антенной базе 23,5 см. ЭО системы устанавливался на одноосном столе позиционирования и вращения EVO-10 фирмы IXBLUE, обеспечивающем вращение с угловой скоростью до 1 Гц и съем первичной информации. Частота съема дан-

ных от ММД составляла 1 кГц, а от приемных модулей СНС – 5 Гц. Следует отметить, что повышение частоты поступления данных от спутниковой аппаратуры способствует повышению точности интегрированной системы в выработке кинематических параметров движения объекта.

Начальная выставка ИИМ и «грубое» уточнение нулей ММД в пуске осуществлялись с использованием внешней информации как по координатам места и нулевой скорости, так и по эталонным значениям курса, тангажа и крена. При этом начальные значения параметров ориентации и эталонного курса, полученные соответственно с использованием данных от инклинометров (точных акселерометров с ограниченным диапазоном и ограниченной полосой пропускания) STIM300 и данных прецизионной БИНС на волоконно-оптических гироскопах, составляли:  $K=71^\circ$ ,  $\psi=49^\circ$ ,  $\theta=-2^\circ$ . Кроме того, после запуска системы необходимо было определение погрешностей опорных генераторов (сдвига и ухода частоты) спутниковых приемников для эффективной работы ИСОН по сильно-связанной схеме, что возможно при наличии ограниченного числа наблюдаемых спутников после проведения начальной выставки системы с использованием эталонных координат и скоростей движения стартовой точки.

Формирование двух пар вторых разностей фазовых измерений осуществлялось по трем постоянно наблюдаемым навигационным спутникам GPS (один НКА использовался в качестве опорного). Высоты спутников колебались в пределах от 18 до 40°. Решение навигационной задачи осуществлялось по данным о псевдодальностях и псевдоскоростях наблюдаемых спутников.

Для обработки разностных фазовых измерений (5) совместно с известными скоростными и позиционными измерениями с помощью алгоритмов фильтра Калмана использовалась модель погрешностей, описание которой приведено ниже.

#### Расчетная модель погрешностей

При формировании расчетной модели погрешностей ИСОН использовались следующие аппроксимации.

Смещения нулей ММГ  $\Delta\bar{\omega}_i$  ( $i = xb, yb, zb$ ) и акселерометров  $\Delta\bar{a}_i$ , изменения систематических составляющих погрешностей масштабных коэффициентов ММГ  $\Delta M_{gi}$  от запуска к запуску и их изменчивость в пуске были аппроксимированы (из-за отсутствия достоверных данных об их спектральном составе) соответствующими винеровскими процессами.

Погрешности  $\Delta C f_{(i+1)-i}$  были описаны «скачкообразными» случайными величинами, дисперсия которых восстанавливается до начальной неопределенности при фиксации «скачка» в измерениях  $\tilde{Z}_{i,i+1}^{b1}$ .

Шумы измерений  $v_{zi}$  аппроксимированы дискретными белыми шумами с известными дисперсиями на частоте формирования измерений.

В этом случае расчетная модель погрешностей ИСОН будет иметь вид:

$$\begin{aligned} x_{k+1} &= \Phi_{k+1/k} x_k + \Gamma_{k+1} w_k, \\ z_{k+1} &= H_{k+1} x_{k+1} + v_{k+1}, \end{aligned} \quad (7)$$

где вектор состояния системы (без учета погрешностей опорного генератора ПА СНС) будет иметь вид:

$$x^T = [\alpha \ \beta \ \gamma \ \Delta V_E \ \Delta V_N \ \Delta V_H \ \Delta \varphi \ \Delta \lambda \ \Delta h \ \Delta \bar{\omega}_{xb} \ \Delta \bar{\omega}_{yb} \ \Delta \bar{\omega}_{zb} \ \Delta \bar{a}_{xb} \ \Delta \bar{a}_{yb} \ \Delta \bar{a}_{zb}, \quad (8) \\ \Delta M_{gx} \ \Delta M_{gy} \ \Delta M_{gz} \ \Delta \mathcal{C}_{2-1} \ \Delta \mathcal{C}_{3-1}].$$

Здесь:

$\Phi_{k+1/k}$  – переходная на шаге  $T_z$  дискретности измерений матрица состояния системы;

$\Gamma_k \cong \Phi_k \cdot G(t_k) \cdot \Delta T$  – матрица, определяющая влияние вектора входных шумов  $w_k$  с ковариациями  $Q_k$ ;

$H_{k+1}$  – матрица измерений, соответствующая известным разностным навигационным измерениям и дополнительно уравнениям (6);

$\Delta V_E, \Delta V_N, \Delta V_H$  – погрешности в выработке составляющих вектора относительной линейной скорости объекта в проекциях на географические оси;  $\Delta \varphi, \Delta \lambda, \Delta h$  – погрешности выработки географических координат места (по широте, долготе и высоте).

#### 4. Результаты стендовых испытаний ЭО ИСОН

Результаты испытаний приведены на рис. 1–4.

На рис. 1, а, б приведены погрешности ориентации при задании начальной погрешности по курсу порядка  $10^\circ$  (здесь и далее результаты приведены для случая использования информации только от двух НКА, аналогичные результаты были получены и при обработке данных трех спутников). На рис. 1, а графики изменчивости погрешностей по параметрам ориентации приведены в укрупненном по времени и уменьшенном по погрешностям ориентации масштабе.

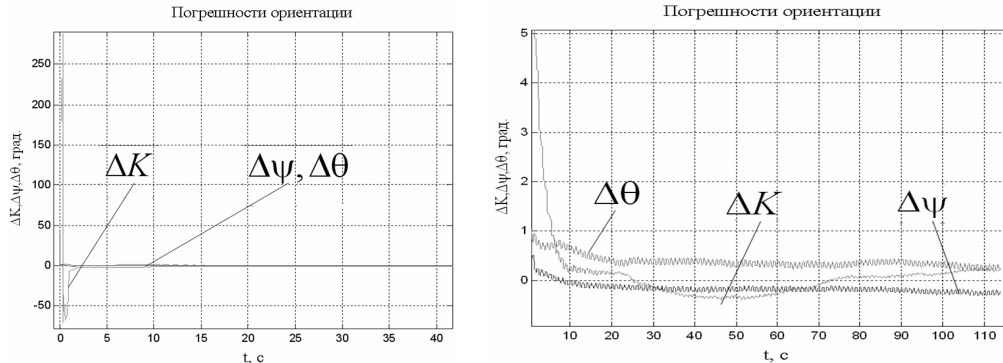


Рис. 1. Погрешности ориентации (начальная погрешность по курсу  $10^\circ$ )

На рис. 2 приведены погрешности ориентации при задании начальной погрешности по курсу  $180^\circ$ , т.е. имитация отсутствия априорной информации о начальном значении угла курса.

Графики на рис. 3 и 4 иллюстрируют погрешности ММГ и неоднозначности фазовых определений ПА СНС и приведены для случая задания начальной неопределенности по курсу  $180^\circ$ .

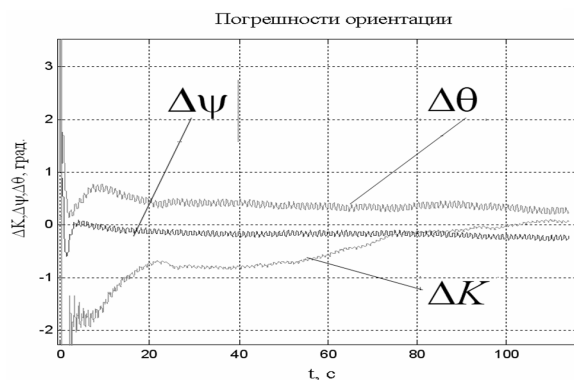


Рис. 2. Погрешности ориентации (начальная погрешность по курсу 180°)

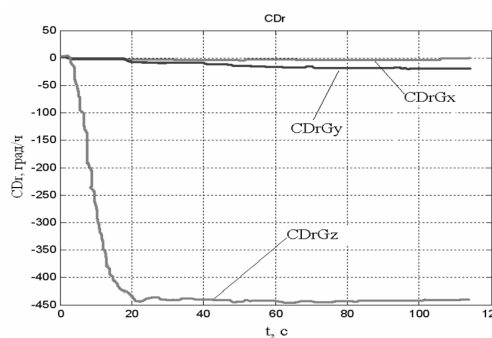


Рис. 3. Оценки дрейфов микромеханических гироскопов

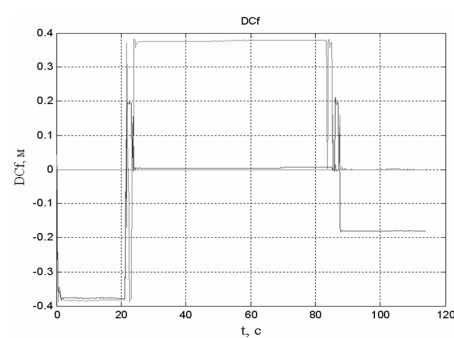


Рис. 4. Оценки остаточной неоднозначности разностных фазовых измерений

Графики на рис. 3 свидетельствуют об эффективности оценивания дрейфов гироскопов, время перехода оценки дрейфов в стационарный режим не превышает 30 с. Наличие скачков в оценках остаточных неоднозначностей фазовых измерений (рис. 4) обусловлено скачками в значениях фаз несущей при смене в ПА СНС каналов приема данных наблюдаемых НКА. Следует отметить, что характер изменчивости неоднозначности и фазовых циклических скачков [24] дает значительные возможности по их фильтрации на фоне высокочастотного сигнала (изменчивость разностных фазовых измерений обусловлена главным образом вращением антенного модуля и возможной динамикой).

### Заключение

1. Результаты испытаний показали, что в принятой схеме построения интегрированной системы при длине антенной базы на уровне длины волны несущей сигналов НКА достигнута точность выработки истинного курса на уровне  $0,5^\circ$  ( $3\sigma$ ).
2. Указанная точность выработки курса и других параметров ориентации объекта обеспечивается при одновременном наблюдении лишь за двумя-тремя НКА как при старте системы (режим начальной выставки), так и в процессе ее работы, что способствует повышению помехоустойчивости системы.

## Благодарности

Авторы выражают глубокую благодарность своему коллеге доктору технических наук Д. А. Кошаеву за помощь в проведении экспериментов и за материалы, предоставленные им в ходе исследований.

## ЛИТЕРАТУРА

1. **Степанов, О.А., Кошаев, Д.А.** Исследование методов решения задачи ориентации с использованием спутниковых систем // Гирокоспия и навигация. - 1999. - №2. - С. 30-55.
2. **кртз.рф/navigation.html**
3. **www.km.kongsberg.com/ks/web/nokbg0240.nsf/AllWeb/723E6C71BD3A17A6C1256B82002D5616?OpenDocument**
4. **Интегрированная** инерциально-спутниковая система ориентации и навигации с разнесенными антеннами, Сб. Интегрированные инерциально-спутниковые системы навигации, изд-во ЦНИИ «Электроприбор», С-Пб, 2001, С. 222-229.
5. **Интегрированная** система спутниковой и инерциальной навигации: экспериментальные результаты и применение к управлению мобильными роботами // Гирокоспия и навигация. - 2007. - №1. - С. 16-28.
6. **rtelecom.ru/catalog/obradio/glonass/3098.php**
7. **Емельянец, Г.И., Блажнов, Б.А., Степанов, А.П.** Особенности использования фазовых измерений в задаче ориентации интегрированной инерциально-спутниковой системы. Результаты ходовых испытаний // Гирокоспия и навигация. - 2011. - №3. - С. 3-11.
8. **www.radiocomplex.ru**
9. **www.furuno.com.ru**
10. **www.antarsat.ru**
11. **www.jrc.co.jp**
12. **Han, S., Wong, K., Rizos, C.** Instantaneous Ambiguity Resolution for Real-Time GPS Attitude Determination // Proc. of the International Symposium on Kinematic Systems in Geodesy, Geomatics and Navigation. June 3-6, 1997, Banff, Canada. P. 409-416.
13. **Schlepppe, J.B.** A Real-Time Attitude System Using a Quaternion Parametrization // Proc. of the International Symposium on Kinematic Systems in Geodesy, Geomatics and Navigation. June 3-6, 1997, Banff, Canada. P. 395-408.
14. **Parkinson, B.W., Spilker, J.J., Axelrad, P.** Global Positioning System: Theory and Applications. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1996. - Vol. I, II
15. **Степанов, А.П., Игнатъев, С.В., Винокуров, И.Ю.** и др. Об определении оптимального закона управления приводом модуляционного вращения исходя из минимизации погрешностей инерциально-спутниковой системы // Материалы 4-й Всероссийской мультikonференции по проблемам управления МКПУ-2011 Т. 2. - Таганрог: Изд-во ТТИ ЮФУ, 2011. - С. 316-318
16. **Stepanov, A.P., Ignatiev, S.V., Semyonov, I.V.** Optimal Control of the Modulation Rotation Actuator in a GNSS-aided Inertial System // Volume of 14 Inretnational Student Olympiad on Automatic Control (Baltic Olympiad) SPb, 2011. -
17. **Емельянец, Г.И., Степанов, А.П., Блажнов, Б.А., Семёнов, И.В.** О решении задачи ориентации в интегрированной системе с использованием микромеханических датчиков для объектов с быстрым вращением // XXI Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. - СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2014. - С. 60-64.
18. **Бромберг, П.В.** Теория инерциальных систем навигации. - М.: Наука, 1979. - 294 с.
19. **Емельянец, Г.И., Блажнов, Б.А., Степанов, А.П.** О решении задачи ориентации инерциально-спутниковой системой с использованием фазовых и магнитометрических определений для объектов с быстрым вращением // Гирокоспия и навигация. - 2014. - №2. - С. 28-42.
20. **Блажнов, Б.А., Емельянец, Г.И., Кошаев, Д.А., Семёнов, И.В., Степанов, А.П.** и др. Интегрированная инерциально-спутниковая система ориентации и навигации, построенная по сильносвязанной схеме. - 16<sup>th</sup> Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, 25-27 May, 2009, S.-Petersburg, Russia. - Сборник материалов, - Р. 153-162.
21. **Емельянец, Г.И., Несенюк, Л.П., Блажнов, Б.А., Коротков, А.Н., Степанов, А.П.** Об особенностях построения интегрированной инерциально-спутниковой системы для объектов, двигающихся в начальный период по баллистической траектории // Гирокоспия и навигация. - 2009. - №1. - С. 9-21.

22. Пат. 2462690 Российская Федерация, МПК G01C 21/00. Интегрированная инерциально-спутниковая система ориентации и навигации/ Блажнов БА, Емельянцев Г.И., Степанов А.П. и др.; Заявитель и патентообладатель ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». - № 2011120316/28; заявл. 13.05.2011; опубл. 27.09.2012, Бюл. № 27. - 16 с. ил. 5.
23. Анучин, О.Н., Емельянцев, Г.И. Интегрированные системы ориентации и навигации для морских подвижных объектов / Под общ. ред. акад. РАН В.Г.Пешехонова. 2-е изд. - СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2003. - 389 с.
24. Жалило, А.А. Обнаружение и устранение фазовых циклических скачков одночастотных и двухчастотных GPS/GNSS наблюдений - новый универсальный метод и алгоритмы // XIV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам - СПб.: ГИЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2007. - С. 203-302.

**Abstract.** The paper considers attitude determination, including true heading, by an integrated orientation and navigation system (IONS) comprising an inertial measurement unit (IMU) based on MEMS sensors and multi-antenna GNSS receiving equipment. The paper studies the algorithms and errors of IONS in solving the attitude determination problem using the phase measurement data of two-antenna GNSS module with an antenna base within the wavelength of the satellite signal at carrier frequency. Here, IMU with GNSS antenna base performs autocompensation rotation. The efficiency of using GNSS phase measurements with short rotating antenna base for estimation of heading errors is analyzed. The IONS experimental sample uses IMU based on STIM300 Sensoror MEMS sensors (Norway), and phase measurements by GNSS receivers 1K-181 “RIRV”(Russian Institute of Radionavigation and Time) (Russia ). The results obtained in bench tests are presented.

**Key words:** MEMS unit, short base, multi-antenna system, noise resistance