

А. П. КОЛЕВАТОВ, Т. А. УЛЬЯНОВСКАЯ, Д. Ю. ЗОБАЧЕВ,  
И. В. ФЕДОРОВ

## ОПЫТ РАЗРАБОТКИ УДАРОСТОЙКОЙ ПРЕЦИЗИОННОЙ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ НАЗЕМНОГО ПРИМЕНЕНИЯ

*Рассматриваются структура, алгоритмы и результаты испытаний гибридной прецизионной бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС), стойкой к кратковременным экстремальным ударным воздействиям. Ударостойкость прецизионной БИНС обеспечивается: 1) включением в её состав вспомогательной бесплатформенной инерциальной системы ориентации (БИСО) на грубых датчиках, которые способны выдерживать кратковременные экстремальные ударные воздействия без потери точности определения углового положения; 2) реализацией в бортовом вычислителе постобработки показаний инерциальных датчиков одновременно с решением основной навигационной задачи. Постобработка предназначена для автоматического определения момента появления ударного воздействия и для реализации в бортовом вычислителе повторного решения задачи ориентации по данным вспомогательной БИСО на временном интервале экстремального ударного воздействия. При отсутствии ударного воздействия выполняется калибровка вспомогательной БИСО по данным основной прецизионной БИНС. Основная прецизионная БИНС разработана на базе точных волоконно-оптических гироскопов (ВОГ), вспомогательная БИСО – на базе микромеханических гироскопов (ММГ). Гибридная прецизионная БИНС успешно прошла все испытания, в том числе и на экстремальные ударные воздействия, подтвердив требуемые точностные характеристики.*

**Ключевые слова:** волоконно-оптический гироскоп, микромеханический гироскоп, ударостойкость, гибридная система, параллельные вычисления, повторные вычисления, калибровка.

---

**Колеватов** Андрей Петрович. Кандидат технических наук, доцент, начальник отдела, ПАО «Пермская научно-производственная приборостроительная компания», Пермский национальный исследовательский политехнический университет.

**Ульяновская** Татьяна Александровна. Инженер-программист, ПАО «Пермская научно-производственная приборостроительная компания».

**Зобачев** Дмитрий Юрьевич. Инженер-конструктор, ПАО «Пермская научно-производственная приборостроительная компания».

**Федоров** Илья Викторович. Инженер-программист, ПАО «Пермская научно-производственная приборостроительная компания».

---

Статья по докладу на 11-й Российской мультиконференции по проблемам управления, 2018.

## **Введение**

Известно [1–4, 9], что одной из основных проблем применения ВОГ в высокоточных БИНС на объектах, работающих в условиях вибрации и ударов, является их ограниченный диапазон измеряемых угловых скоростей и угловых ускорений. Следует отметить, что эта проблема существует и для прецизионных БИНС, созданных на базе других типов датчиков. Традиционно для решения данной проблемы блок чувствительных элементов устанавливается на амортизаторы [6, 7]. В ряде систем авиационного применения используют двухмасштабную схему работы датчиков угловых скоростей (ДУС). Другой подход был предложен в ООО НПК «Оптолинк» [8]. Для расширения диапазона измерения угловых скоростей был разработан ВОГ ОИУС 1001, где для определения полупериода, в котором находится значение фазы Саньяка, использован микромеханический гироскоп (ММГ) с расширенным диапазоном измерения угловых скоростей.

Названные подходы обладают существенными недостатками. В частности, использование амортизаторов вызывает погрешности в измерениях углов ориентации объекта, поскольку измеряются углы ориентации амортизируемой платформы, а не объекта. Изменение величины масштабного коэффициента ДУС влечет за собой переходные процессы в их выходных показаниях, что ведёт к ухудшению точности прецизионной системы. Третий подход, по нашему мнению, может быть эффективным лишь при плавном изменении измеряемой угловой скорости объекта. При скачкообразном же её изменении, вызываемом ударными воздействиями на инерциальные системы с ВОГ, этот подход не позволяет достичь хороших результатов. Известен ещё один подход, описанный в работе [9], согласно которому показания инерциальных датчиков при экстремальном воздействии (пиротехнический шок) просто вырезаются, поскольку считается, что объект обладает большой инерционностью и его угловая ориентация остается неизменной при кратковременном ударном воздействии.

В представленной работе обеспечение требуемых характеристик по ударостойкости достигается комплексированием двух инерциальных систем: 1) основной навигационной системы – БИНС-ВОГ, построенной на трех акселерометрах и трех волоконно-оптических гироскопах; 2) вспомогательной системы – бесплатформенной инерциальной системы ориентации БИСО-ММГ, созданной на базе трёх микромеханических гироскопов. Согласно [15], объединение систем на ВОГ и ММГ в гибридную систему позволяет компенсировать недостатки каждой из них достоинствами другой. Целью использования вспомогательной системы БИСО-ММГ является решение задачи ориентации во время ударного воздействия (длительностью 1-2 с) для обеспечения требуемых точностей выработки углов ориентации гибридной прецизионной системой. В течение основного времени работы БИСО-ММГ калибруется с использованием в качестве эталонных значений показания основной системы БИНС-ВОГ. Вспомогательная система БИСО-ММГ для формирования поправок к углам ориентации основной системы БИНС-ВОГ использует показания ММГ, запомненные во время удара. Определение ударного воздействия выполняется автоматически по данным обеих систем. Алгоритм определения ударного воздействия предполагает обработку показаний инерциальных датчиков в скользящем окне, поэтому момент времени выполнения ударного воздействия определяется с некоторым запаздыванием по отношению к текущему моменту времени. Для устранения запаздывания решение задачи ориентации вспомогательной системой выполняется в результате постобработки запомненных ранее показаний ММГ параллельно

решению навигационных задач, выполняемых основной системой. Решение задач, выполняемых основной и вспомогательной системами, организовано по принципу параллельных вычислений.

### Состав и характеристики гибридной БИНС

Гибридная прецизионная БИНС состоит из основной навигационной системы БИНС-ВОГ и вспомогательной системы ориентации – БИСО-ММГ. Внешний вид навигационной системы показан на рис. 1. Основная навигационная система построена на базе инерциального измерительного модуля (ИИМ), обозначенного как БИН 32 [5]. Габаритные размеры прибора составляют  $(0,27 \times 0,2 \times 0,18) \text{ м}^3$ , вес – 10 кг. Корпус БИН 32 выполнен из немагнитного материала, имеет пермаллоевый экран, поэтому заметного влияния магнитного поля на его характеристики в ходе испытаний не обнаружено.

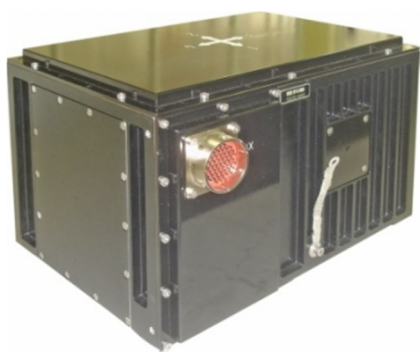


Рис. 1. Внешний вид навигационной системы

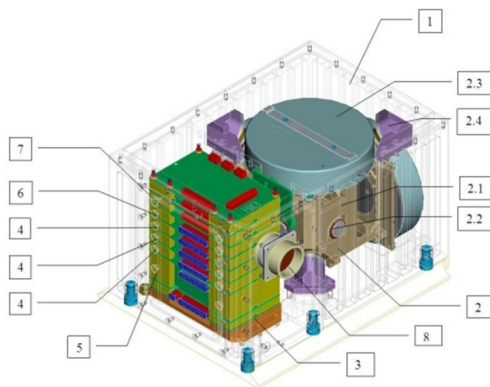


Рис. 2. Конструкция инерциального измерительного модуля

Пространство внутри блока заполняется осушенным газом. В конструкции блока предусмотрены кондуктивные теплоотводы. При конструировании реализован модульный принцип, обеспечивающий отдельный доступ к каждому элементу конструкции. Случайный дрейф ВОГ не превышает  $0,013 \text{ }^\circ/\text{час}$  (СКО) в температурном диапазоне от  $-50^\circ\text{C}$  до  $+55^\circ\text{C}$  при осреднении на 300 с. Смещение нуля акселерометров не превышает  $10^{-4} \text{ g}$  (СКО). Основная система БИНС-ВОГ интегрирована со спутниковой навигационной системой и одометром. На рис. 2 приведён блок чувствительных элементов (БЧЭ), содержащий трёхосный датчик угловой скорости БВОГ 120/3 и три акселерометра ВА-3.

Диапазон измеряемых угловых скоростей –  $400 \text{ }^\circ/\text{с}$ . Диапазон измеряемых линейных ускорений –  $50 \text{ g}$ . Конструктивно система представляет собой моноблок в форме прямоугольного параллелепипеда. Блок состоит из следующих основных частей:

- корпуса с крышкой (1);
- блока чувствительных элементов БЧЭ-38.002 (2);
- системы вторичного электропитания (3);
- трех блоков обработки БО5 (4) данных волоконно-оптических гироскопов, имеющих в своем составе модуль фотоприемный типа МФ2 и усилитель;
- усилителя спонтанной эмиссии (5);

- блока преобразования информации БПИ-11.004 сигналов акселерометров и датчиков температуры, в состав которого входит вычислитель (6);
- блока внешних связей БВС-39.006 (7);
- двух электрических соединителей Х1 (8).

БЧЭ состоит из следующих основных частей:

- основания (2.1);
- трех акселерометров типа ВА-3 (2.2);
- трех чувствительных элементов волоконно-оптических гироскопов (2.3);
- трех датчиков температуры ВОГ;
- четырех амортизаторов (2.4);
- внутренних электрических соединителей.

Вспомогательная система ориентации выполнена на ММГ и физически встроена в ИИМ БИН 32. Горизонтальные оси БИСО-ММГ представлены гироскопами ADXRS 620. Вертикальная ось – ADXRS 646. Согласно [11], гироскоп ADXRS 620 имеет диапазон измеряемых угловых скоростей  $\pm 300^\circ/\text{с}$ , выдерживает единичное ударное воздействие 2000 g. Шум ADXRS 620 характеризуется величиной  $0,05^\circ/\text{сек}/\sqrt{\text{Гц}}$ . Гироскоп ADXRS 646, установленный по вертикальной оси ИИМ, согласно [12], имеет диапазон измеряемых угловых скоростей  $\pm 450^\circ/\text{с}$ , выдерживает единичное ударное воздействие 10000 g, шум –  $0,01^\circ/\text{сек}/\sqrt{\text{Гц}}$ .

Частоты опроса инерциальных датчиков основной и вспомогательной систем совпадают и составляют 100 Гц. Синхронизация показаний датчиков систем выполняется по единому синхроимпульсу.

Близость диапазонов измеряемых угловых скоростей рассматриваемых систем не противоречит указанному во введении недостатку БИНС-ВОГ, поскольку приведенные значения диапазонов измеряемых угловых скоростей соответствуют их осредненным значениям на частоте опроса инерциальных датчиков – 100 Гц. Для БИНС-ВОГ объявленный диапазон ( $\pm 400^\circ/\text{с}$ ) соответствует стационарному режиму, при котором отсутствуют угловые ускорения и ударные воздействия. Между тем для БИСО-ММГ, как показали результаты испытаний на объекте, допускаются пиковые угловые скорости до  $700^\circ/\text{с}$  на частоте 400 Гц. Необходимые измерения на объекте были выполнены с помощью портативного регистратора – анализатора динамических параметров МИС-200М с комплектом применяемых вибродатчиков.

### **Общее описание алгоритма работы гибридной БИНС**

Алгоритм работы гибридной БИНС организационно разбит на три этапа:

- 1) до удара: решение задачи ориентации по показаниям БИНС-ВОГ, выполнение калибровки БИСО-ММГ, идентификация ударного воздействия;
- 2) во время удара: решение задачи ориентации по показаниям БИСО-ММГ;
- 3) после удара: возобновление решения задачи ориентации по показаниям БИНС-ВОГ, выполнение калибровки БИСО-ММГ, идентификация ударного воздействия.

Ориентация объекта определяется в результате решения кинематического уравнения в кватернионной форме [13]. Применительно к БИНС ВОГ это уравнение запишем в следующем виде:

$$\dot{\Lambda} = \frac{1}{2} \cdot \Lambda \circ \Omega, \quad (1)$$

где  $\Lambda$  – кватернион, составленный из параметров Родрига–Гамильтона, определяющих положение системы координат (СК), связанной с БИНС-ВОГ (СК БИНС-ВОГ) относительно инерциальной СК;  $\Omega$  – кватернион, составленный из проекций показаний ВОГ на оси СК БИНС-ВОГ;  $\circ$  – операция умножения кватернионов. С точностью до обозначений формула (1) будет совпадать с кинематическим уравнением БИСО-ММГ, где вместо кватерниона  $\Lambda$  используется кватернион  $\Lambda_{\text{ММГ}}$ , определяющий положение СК, связанной с БИСО-ММГ (СК БИСО-ММГ), относительно инерциальной СК, а вместо  $\Omega$  – кватернион  $\Omega_{\text{ММГ}}$ , составленный из проекций показаний ММГ на оси СК, связанной с объектом (СК БИСО-ММГ). Таким образом, кватернион  $\Lambda$  формируется в результате решения уравнения Пуассона по данным основной системы БИНС-ВОГ. Кватернион  $\Lambda_{\text{ММГ}}$  – по данным вспомогательной системы БИСО-ММГ. Решение задачи ориентации выполняется на частоте опроса инерциальных датчиков 100 Гц.

Для рассмотрения алгоритма калибровки БИСО-ММГ по данным БИНС-ВОГ введём кватернион  $M$ , определяющий преобразование при переходе от инерциальной СК БИНС-ВОГ к инерциальной СК БИСО-ММГ. Этот кватернион может быть получен с помощью преобразования

$$M = \Lambda^* \circ \Lambda_{\text{ММГ}}, \quad (2)$$

где  $\Lambda^*$  – кватернион преобразования при переходе от инерциальной СК к СК БИНС-ВОГ, сопряженный кватерниону  $\Lambda$ . Начальное значение кватерниона  $\Lambda$  определяется ориентацией объекта относительно навигационной СК на момент начала выполнения калибровки БИСО-ММГ. Для детализации углового расхождения инерциальной СК БИСО-ММГ и инерциальной СК БИНС-ВОГ введём углы вектора малого поворота

$$\alpha = [\alpha_x, \alpha_y, \alpha_z]^T, \quad (3)$$

где  $\alpha_x, \alpha_y, \alpha_z$  – угловые погрешности, характеризующие различие в построении инерциальных СК двумя системами. При малых значениях угловых рассогласований систем координат элементы кватерниона  $M$  ( $\mu_0, \mu_1, \mu_2, \mu_3$ ) связаны с элементами вектора (3) следующими упрощёнными выражениями:

$$\begin{aligned} \mu_0 &= 1, \\ \mu_1 &= \frac{\alpha_x}{2}, \\ \mu_2 &= \frac{\alpha_y}{2}, \\ \mu_3 &= \frac{\alpha_z}{2}. \end{aligned} \quad (4)$$

Задача калибровки БИСО-ММГ решается методом наименьших квадратов (МНК) на фиксированных интервалах времени. Время выполнения калибровки устанавливается в соответствии с эмпирическими характеристиками ММГ

и составляет примерно 20 с. Вектор оцениваемых параметров содержит систематические угловые скорости ухода каждого ММГ (дрейфы) и скорости изменения дрейфов ММГ. В качестве вектора измерений выступают элементы векторной части кватерниона М. Формула для получения оцениваемых параметров применительно к каждому ММГ в соответствии с [14] может быть записана следующим образом:

$$\begin{bmatrix} \Delta\omega_{\text{ММГ}} \\ \Delta\dot{\omega}_{\text{ММГ}} \end{bmatrix} = K \cdot \begin{bmatrix} \mu_1 \\ \mu_2 \\ \mu_3 \end{bmatrix}, \quad (5)$$

где  $\Delta\omega_{\text{ММГ}}$  – оценка систематического дрейфа ММГ;  $\Delta\dot{\omega}_{\text{ММГ}}$  – оценка скорости изменения дрейфа ММГ;  $K$  – матрица усиления фильтра, найденная в соответствии с [14]. Для оценки точности калибровки вычисляется ковариационная матрица ошибок оценивания

$$P = K \cdot R \cdot K, \quad (6)$$

где  $P$  – ковариационная матрица ошибок оценивания;  $R$  – ковариационная матрица ошибок измерений. Матрица  $R$  назначается диагональной и формируется на основе эмпирических оценок дисперсии ошибок измерений, полученных на предыдущем 20-секундном временном интервале.

Для примера на рис. 3 приведен график оценки дрейфа ММГ, входящего в состав вспомогательной БИСО-ММГ в качестве вертикального ДУС, полученной в результате калибровки вспомогательной БИСО-ММГ по основной системе.

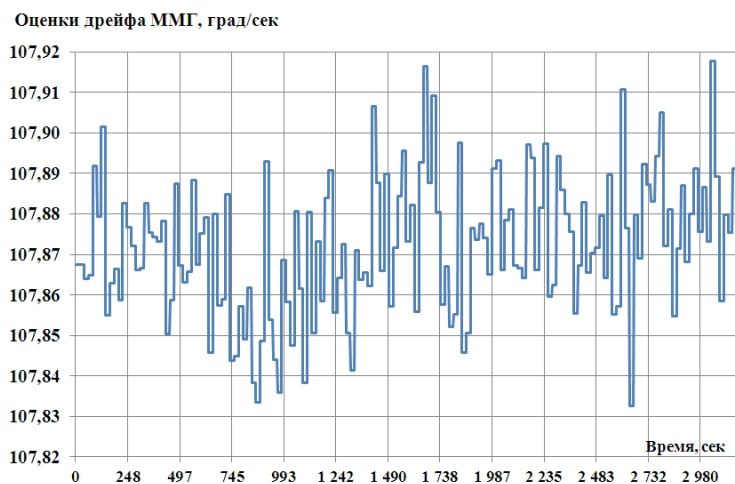


Рис. 3. Оценка дрейфа ММГ, входящего в состав вспомогательной БИСО

В данном примере среднее значение оценки дрейфа ММГ на часовом интервале времени составляет 107,87 °/с, СКО – 0,02°/с. В результате испытаний гибридной системы установлено, что средние значения оценок дрейфа ММГ выбранных типов находятся в диапазоне 18–350 °/с, а их СКО – в диапазоне 0,02–0,05°/с. Полученные результаты подтверждают заявленные производителем характеристики ММГ.

### Алгоритм коррекции БИНС-ВОГ при ударном воздействии

Алгоритм решения задачи ориентации при ударном воздействии по показаниям БИСО-ММГ построен на повторной обработке записанных во время удара показаний инерциальных датчиков: ВОГ, ММГ, акселерометров основной системы. Для этого в системе сформировано два набора данных, содержащих показания ВОГ, акселерометров, ММГ. Первый набор представляет собой **циклический массив**, который обновляется каждый такт и существует на всем протяжении работы системы. Основное назначение первого набора данных – определение момента начала удара. Второй – **основной набор данных**, который непосредственно используется для решения задачи ориентации БИСО-ММГ и коррекции БИНС-ВОГ. Этот набор заполняется только при обнаружении момента начала удара.

При обнаружении удара основной набор данных заполняется данными из циклического массива и новыми данными, получаемыми до момента завершения удара. Момент начала удара определяется по данным, записанным в циклический массив. Момент завершения удара определяется по текущим показаниям ВОГ, акселерометров и ММГ.

Решение задачи ориентации по данным БИСО-ММГ начинается с момента времени  $t_0$ , соответствующего первой записи в основном наборе данных, и завершается текущим моментом времени  $t_T$ . На момент времени  $t_0$  ориентация БИСО-ММГ выставляется по основной системе – БИНС-ВОГ:

$$\Lambda_{\text{ММГ}}(t_0) = \Lambda(t_0). \quad (7)$$

После заполнения **основного набора** данных заново решается задача ориентации по запомненным данным БИСО-ММГ до текущего момента времени:

$$\dot{\Lambda}_{\text{ММГ}}(\tau) = \frac{1}{2} \cdot \Lambda_{\text{ММГ}}(\tau) \circ \Omega_{\text{ММГ}}(\tau), \quad (8)$$

где  $\tau \in (t_0, t_T)$ ;  $\Omega_{\text{ММГ}}$  – кватернион, составленный из проекций показаний ММГ на оси СК БИСО-ММГ. После завершения решения задачи ориентации БИСО-ММГ в режиме постобработки осуществляется коррекция основной системы БИНС-ВОГ:

$$\Lambda(t_T) = \Lambda_{\text{ММГ}}(t_T). \quad (9)$$

Время, затрачиваемое бортовым вычислителем на решение задач основной и вспомогательной систем, не превышает такта опроса инерциальных датчиков.

Для демонстрации точностных характеристик вспомогательной системы БИСО-ММГ на рис. 4 приведён результат решения задачи ориентации, полученный по данным этой системы на стендовых испытаниях при отсутствии углового и линейного движения. На графике приведены разности значений курсовых углов основной и вспомогательной систем ( $\Delta\psi$ ). Решение задачи ориентации БИСО-ММГ выполнялось на промежутке времени, равном 1 с, через примерно 30-секундные интервалы, на которых БИСО-ММГ калибровалась по данным основной системы. В качестве начальных значений на каждом интервале принимались параметры ориентации основной системы. Из рис. 4 видно, что разброс показаний БИСО-ММГ меняется случайным образом и лежит в диапазоне  $\pm 0,06^\circ$ .

Результаты статистической обработки результатов решения задачи ориентации, полученные в ходе часовых стендовых испытаний, показывают, что средние значения разностей углов ориентации, вычисленные по данным двух систем, близки к нулю, а СКО не превышают  $0,025^\circ$ , что подтверждает правомерность предлагаемого подхода.

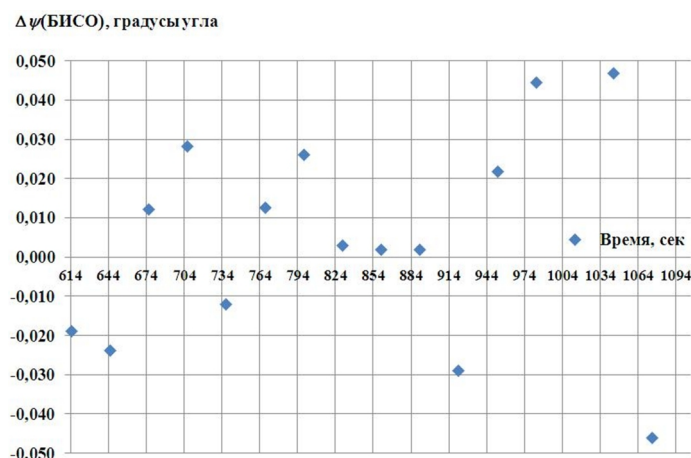


Рис. 4. Разности значений курсовых углов основной БИНС ВОГ и вспомогательной БИСО ММГ

### Результаты испытаний

Навигационная система прошла полный цикл испытаний, а именно: предварительные испытания, испытания на подтверждение конструкции, полевые испытания. Углы наклона объекта принимали значения в диапазонах: угол тангажа –  $(-10^\circ \text{--} +80^\circ)$ ; угол крена –  $\pm 10^\circ$ . Изменение азимутального угла соответствовало диапазону  $0\text{--}360^\circ$ . Угловые движения носили спорадический характер и были обусловлены регламентом работы с объектом. Угловые скорости не превышали допустимый диапазон работы прибора. За время испытаний на ударостойкость система выдержала в общей сложности 892 удара с пиковым ускорением  $400\text{ g}$ . Длительность удара –  $4\text{ ms}$ . Средняя перегрузка на ударе, осреднённая на частоте  $100\text{ Гц}$ , составила около  $5\text{ g}$ . Характеристики ударных воздействий на объекте изучались с помощью портативного регистратора – анализатора динамических параметров МИС-200М с комплектом вибродатчиков АР 2043. Максимальная перегрузка, осреднённая на частоте  $100\text{ Гц}$ , достигала  $12\text{ g}$ . Минимальное время между ударами –  $5\text{ c}$ . Ударные воздействия выполнялись при отсутствии линейного движения объекта. Тем не менее под действием удара объект мог переместиться на расстояние до  $2\text{ м}$  от первоначального положения. В моменты отсутствия линейных перемещений система корректировалась по нулевой линейной скорости. По результатам полевых испытаний погрешности системы не превышали следующих величин:

- по крену (СКО) –  $\leq 0,03^\circ$ ;
- по тангажу (СКО) –  $\leq 0,03^\circ$ ;
- по курсу (СКО) –  $\leq 0,06^\circ/\text{час}$ .

Во время проведения испытаний выполнялась запись телеметрии – показаний инерциальных датчиков (ВОГ, акселерометров, ММГ), датчиков температуры – и внешней навигационной информации на каждом такте их опроса.



Данные телеметрии использовались для проведения натурального моделирования поведения гибридной системы и БИНС-ВОГ. Для наглядности приведём некоторые результаты работы системы при ударных воздействиях. На рис. 5–7 показаны результаты предварительных испытаний на ударном стенде ST800.

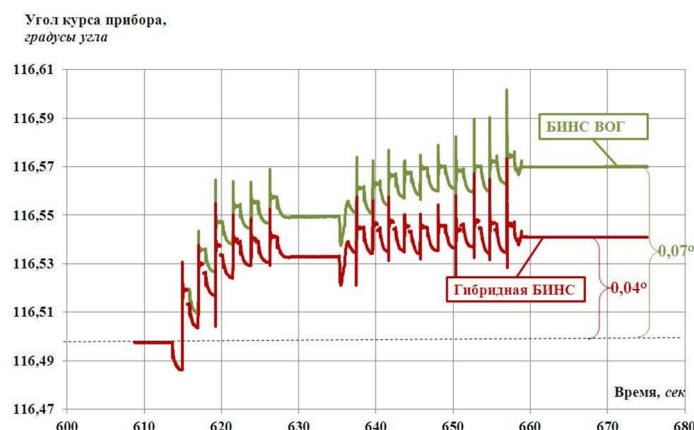


Рис. 5. Изменение угла курса гибридной БИНС и БИНС-ВОГ на серии из 16 ударов

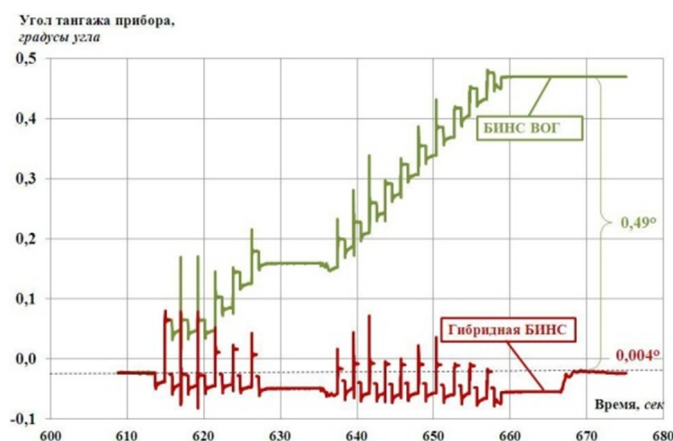


Рис. 6. Изменение угла тангажа гибридной БИНС и БИНС-ВОГ на серии из 16 ударов

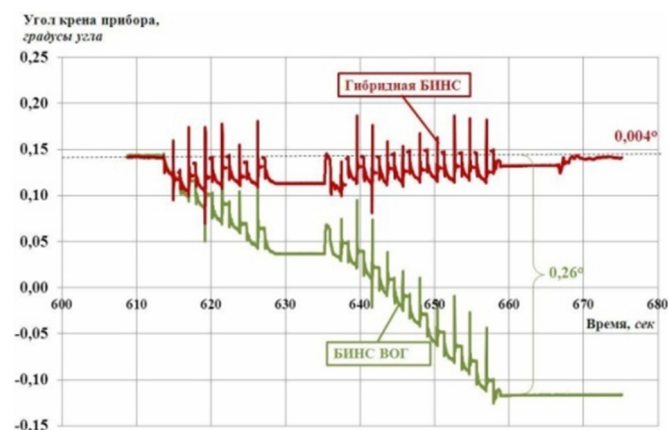


Рис. 7. Изменение угла крена гибридной БИНС и БИНС-ВОГ на серии из 16 ударов

На графиках приведены изменения углов курса, тангажа и крена гибридной БИНС и БИНС-ВОГ на одной серии из 16 ударов при отсутствии коррекции по нулевой линейной скорости. Показания БИНС-ВОГ в данном примере получены в результате натурного моделирования показаний датчиков, записанных в ходе проведения стендовых испытаний. Задаваемое ударное воздействие  $\sim 150 g \pm 30\%$ . Длительность воздействия – 2 мс. Удары выполнялись вдоль вертикальной оси. Погрешности систем определяли по завершению выполнения ударных воздействий после приведения прибора в исходное положение. Из графиков видно, что углы ориентации, полученные по данным системы БИНС-ВОГ, имеют значительные погрешности, превышающие допустимые значения. Между тем погрешности гибридной БИНС соответствуют допустимым значениям.

На рис. 8 приведены графики значений угла курса объекта, полученные при проведении полевых испытаний гибридной системы.

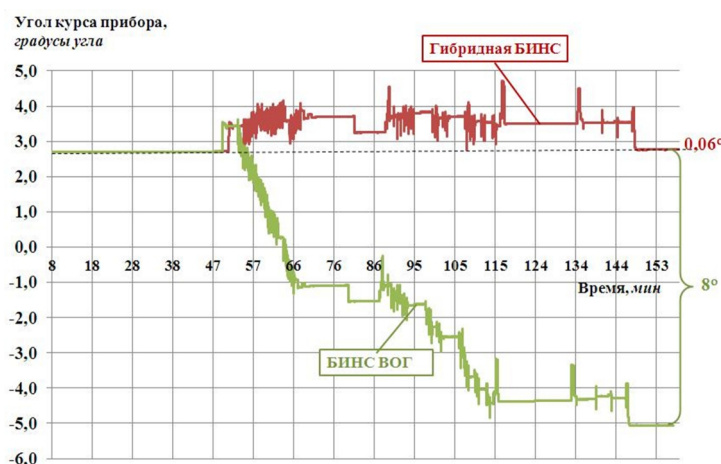


Рис. 8. Результаты полевых испытаний навигационной системы на ударных воздействиях

Система была подвергнута 72 ударам в течение часа непосредственно на наземном объекте. При выполнении испытаний линейное перемещение объекта отсутствовало, система корректировалась по нулевой линейной скорости. Контроль точности системы проводился по завершению ударных воздействий. Углы ориентации гибридной системы сравнивались с контрольными значениями углов ориентации, полученными по данным внешних измерителей. В качестве внешних измерителей углов наклона применялись квадранты, предельные погрешности которых составляют 5". Для измерения контрольных значений азимутальных углов применялись оптические измерители с предельной погрешностью 0,06°. Красным цветом показан график значения угла курса, полученный по результатам испытаний гибридной системы. Согласно результатам испытаний, погрешности системы соответствуют допустимым значениям. Показания основной системы БИНС-ВОГ были получены в результате натурного моделирования, выполненного по записанным в ходе испытаний показаниям инерциальных датчиков. На рис. 8 значения угла курса, полученные в результате натурного моделирования только по данным БИНС-ВОГ, обозначены кривой зеленого цвета. Из графика видно, что курсовая погрешность БИНС-ВОГ увеличивается с первых ударов. После завершения серии ударов курсовая ошибка БИНС-ВОГ превысила 8°. Между тем погрешность гибридной БИНС соответствует допустимому значению.

Таким образом, приведённые результаты наглядно демонстрируют эффективность применения предложенного подхода к созданию ударостойких прецизионных навигационных систем.

### Заключение

Предложен способ решения проблемы ударостойкости прецизионной БИНС при условии отсутствия линейного движения наземного объекта. Главные особенности способа связаны, во-первых, с включением в состав БИНС вспомогательной бесплатформенной инерциальной системы ориентации на базе ММГ; во-вторых, с применением постобработки показаний инерциальных датчиков в бортовом вычислителе, выполняемой параллельно решению основной навигационной задачи. Реализация постобработки в бортовом вычислителе обусловлена необходимостью автоматического определения момента времени появления ударного воздействия и повторным решением задачи ориентации по данным вспомогательной БИНС-ММГ на интервале времени экстремального ударного воздействия. При отсутствии ударного воздействия выполняется калибровка вспомогательной БИНС-ММГ по данным основной прецизионной БИНС-ВОГ. Созданная таким способом гибридная БИНС успешно прошла полный цикл испытаний на ударостойкость: предварительные испытания; испытания на подтверждение конструкции; полевые испытания в условиях отсутствия линейного движения наземного объекта – и тем самым подтвердила свои технические характеристики.

### ЛИТЕРАТУРА

1. Lefevre, H., *The Fiber-Optic Gyroscope*, London, ArtechHouse, 1992, 313 p.
2. Lannam, J.I., Ryan, S.J., Wigent, D.J., Mosher, M.W., Klembczyk, A.R., Mitigation of military high shock transients for ship board gyrocompass with fiber optic gyros. URL: <http://www.taylordevices.com>.
3. Мешковский И.К., Стригалева В.Е., Дейнека Г.Б., Пешехонов В.Г., Волинский Д.В., Унтилов А.А. Трехосный волоконно-оптический гироскоп. Результаты разработки // Сборник материалов XVIII Санкт-Петербургской Международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2011. С. 8–14.
4. Коркишко Ю.Н., Федотов В.А., Прилуцкий В.Е., Пономарев В.Г., Морев И.В., Обухович Д.В., Прилуцкий С.В., Костицкий С.М., Федоров И.В., Зуев А.И., Варнаков В.К. Прецизионный волоконно-оптический гироскоп ОИУС-5000 // Оборонная техника. 2015. №7-8, стр. 84–92.
5. Колеватов А.П., Николаев С.Г., Андреев А.Г., Ермаков В.С., Кель О.Л., Шевцов Д.И. Волоконно-оптический гироскоп бесплатформенных инерциальных систем навигационного класса. Разработка, термокомпенсация, испытания // Гироскопия и навигация. 2010. № 3(70). С. 49–60.
6. Колеватов А.П., Будкин В.Л., Ермаков В.С., Кель О.Л., Парфёнов А.С., Струк В.К. и др. Разработка бесплатформенных инерциальных систем наземных подвижных объектов // Оборонная техника. 2014. №3–4. С. 27–35.
7. Елисеев Д.П. Обзор средств защиты инерциальных чувствительных элементов от инерционных воздействий. URL: [www.elektropribor.spb.ru/cnf/kmu14/text/096.doc](http://www.elektropribor.spb.ru/cnf/kmu14/text/096.doc).
8. Коркишко Ю.Н., Федотов В.А., Прилуцкий В.Е., Пономарев В.Г., Морев И.В., Обухович Д.В., Прилуцкий С.В., Костицкий С.М., Федоров И.В., Зуев А.И., Варнаков В.К. Прецизионный волоконно-оптический гироскоп с расширенным диапазоном измерения угловых скоростей // XXI Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб., 2014. С. 183–190.
9. Griffi, D., Senatore, R., Quatraro, E., Verola, M., Pizzarulli, A., FOG based INS for satellite launcher application // Proceedings of the Gyro Technology Symposium, Germany, 19–20 Sept. 2017, pp. P05.1–P05.12.

10. Андреев А.Г., Ермаков В.С., Колеватов А.П., Зобачев Д. Ю., Ульяновская Т.А. Бесплатформенная инерциальная навигационная система на гибридном гироскопе. Патент на полезную модель № 134314. Заявка № 201311243. Зарегистрировано в Государственном реестре полезных моделей Российской Федерации 10 ноября 2013 г.
11. ADXRS 620. Data Sheet Rev. B. <http://www.analog.com/en/products/mems/mems-gyroscopes/adxrs620.html#product-overview>.
12. ADXRS 646. Data Sheet Rev. B. <http://www.analog.com/en/products/mems/mems-gyroscopes/adxrs646.html#product-overview>.
13. Бранец В.Н., Шмыглевский И.П. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела. М.: Наука, 1973. 320 с.
14. Степанов О.А. Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Часть 1. Введение в теорию оценивания. СПб.: ГИЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». 2017. 509 с.
15. Deppe, O., Dorner, G., König, S., Martin, T., Voigt, S., Zimmermann, S., MEMS and FOG Technologies for Tactical and Navigation Grade Inertial Sensors – Recent Improvements and Comparison, *Sensors*, 2017, 17(3), 567. DOI 10.3390/s17030567.

Kolevatov, A.P., Ul'yanovskaya, T.A., Zobachev, D.Yu., and Fedorov, I.V. (*Perm' Instrumentation Research and Production Company, Perm', Russia*)

Shockproof Precision Strapdown Inertial Navigation System Development for Terrestrial Applications, *Гироскопия и Навигация*, 2019, vol. 27, no. 2 (105), pp. 82–94.

**Abstract.** The paper discusses the structure, algorithms and testing results for a hybrid precision strapdown inertial navigation system (SINS) which is resistant to fast extreme impacts. Impact resistance of the precision SINS is provided by incorporating an auxiliary strapdown inertial attitude control system (SIACS) based on rough sensors that can endure fast extreme shocks without losing the attitude accuracy; and by post-processing of inertial sensors data performed in the onboard computer simultaneously with the main navigation task. The post-processing procedure is designed to identify the moment of shock occurrence and to repeat the attitude problem solving in the onboard computer based on the auxiliary SIACS data within the time interval of exposure to the extreme shock. In the absence of shocks, the auxiliary SIACS is calibrated in accordance with the data of the main precision SINS. The main precision SINS is based on precision fiber-optic gyros (FOG) and the auxiliary SIACS — on micromechanical gyros (MMG). Thus, a hybrid-type precision SINS has been constructed, which has demonstrated required accuracy level during on-ground vehicle tests, including shock tests.

**Key words:** fiber-optic gyro, micromechanical gyro, impact resistance, hybrid system, parallel calculations, repeated calculations, calibration.

#### REFERENCES

1. Lefevre, H., *The Fiber-Optic Gyroscope*, London: ArtechHouse, 1992.
2. Lahham, J.I., Ryan, S.J., Wigent, D.J., Mosher, M.W. and Klembczyk, A.R., Mitigation of military high shock transients for ship board gyrocompass with fiber optic gyros, <http://www.taylordevices.com/custom/pdf/tech-papers/84-FiberOpticGyroIsolation.pdf>.
3. Meshkovskii, I.K., Strigalev, V.Ye., Deineka, G.B., Peshekhonov, V.G., Volynskii, D.V. and Untilov, A.A., Three-axis fiber optical gyroscope. The results of the development and tests, *Proc. 18<sup>th</sup> Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems*, St. Petersburg, 2011, pp. 7–12.
4. Korkishko, Yu.N., Fedotov, V.A., Prilutskii, V.E., Ponomarev, V.G., Morev, I.V., Obukhovich, D.V., Prilutskii, S.V., Kostitskii, S.M., Fedorov, I.V., Zuev, A.I., and Varnakov, V.K., Precision fiber-optic gyroscope OIUS-5000, *Oboronnaya tekhnika*, 2015, no. 7-8, pp. 84–92.

5. **Kolevato**v, A.P., **Nikolaev**, S.G., **Andreev**, A.G., **Ermakov**, V.S., **Kel'**, O.L., and **Shevtsov**, D.I., Fiber-optic gyroscope of navigation-grade strapdown inertial systems: Development, temperature compensation and tests, *Giroskopiya i navigatsiya*, 2010, no. 3, pp. 49–60.
6. **Kolevato**v, A.P., **Budkin**, V.L., **Ermakov**, V.S., **Kel'**, O.L., **Parfenov**, A.S., **Struk**, V.K., and **Shirokov**, Development of strapdown inertial systems for on-ground vehicles, *Oboronnaya tekhnika*, 2014, no. 3–4, pp. 27–35.
7. **Eliseev**, D.P., Review of methods of inertial sensitive elements protection from inertia effects, *Proc. 14<sup>th</sup> Conference of Young Scientists «Navigation and Motion Control»*, St. Petersburg, 2012, pp. 464–470.
8. **Korkishko**, Yu.N., **Fedotov**, V.A., **Prilutskii**, V.E., **Ponomarev**, V.G., **Morev**, I.V., **Obukhovich**, D.V., **Prilutskii**, S.V., **Kostitskii**, S.M., **Fedorov**, I.V., **Zuev**, A.I., and **Varnakov**, V.K., High-precision FOG with an extended dynamical range, *Proc. 21<sup>st</sup> St. Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems*, 2014, pp. 183–190.
9. **Grifi**, D., **Senatore**, R., **Quatraro**, E., **Verola**, M., and **Pizzarulli**, A., FOG-based INS for satellite launcher application, *Proc. Gyro Technology Symposium*, Germany, 2017, pp. P05.1–P05.12.
10. **Andreev**, A.G., **Ermakov**, V.S., **Kolevato**v, A.P., **Zobachev**, D.Yu., and **Ul'yanovskaya**, T.A., Utility model patent No. 134314, 2013.
11. **ADXRS 620**. Data Sheet Rev. B.
12. <http://www.analog.com/en/products/mems/mems-gyroscopes/adxrs620.html#product-overview>.
13. **ADXRS 646**. Data Sheet Rev. B.
14. <http://www.analog.com/en/products/mems/mems-gyroscopes/adxrs646.html#product-overview>.
15. **Branets**, V.N., and **Shmyglevskii**, I.P., *Primenenie kvaternionov v zadachakh orientatsii tverdogo tela* (Use of Quaternions in Solid Body Attitude Problems), Moscow: Nauka, 1973.
16. **Stepanov**, O.A., *Osnovy teorii otsenivaniya s prilozheniyami k zadacham obrabotki navigatsionnoi informatsii. Chast' 1. Vvedenie v teoriyu otsenivaniya* (Fundamentals of the Estimation Theory with Applications to the Problems of Navigation Information Processing. Part 1. Introduction to the Estimation Theory), St. Petersburg: Concern CSRI Elektropribor, JSC, 2017.
17. **Deppe**, O., **Dorner**, G., **König**, S., **Martin**, T., **Voigt**, S., **Zimmermann**, S., MEMS and FOG Technologies for Tactical and Navigation Grade Inertial Sensors – Recent Improvements and Comparison, *Sensors*, 2017, 17(3), 567. <https://doi.org/10.3390/s17030567>.

Материал поступил 20.03.2019