

16. **Varadan V.K.** Design and development of a MEMS-IDT gyroscope / V.K.Varadan, V.V.Varadan// Smart Mater. Struct. № 9, 2000, pp. 898-905.
17. **Microelectromechanical gyroscope.** V.K.Varadan, P. A. Xavier, W. D. Suh, J. A. Kollakompil, V.Varadan, US Patent №.6516665, 2003.

Abstract. The characteristics of surface acoustic waves propagating in rotating piezoelectric crystal media are examined (see formulas (1) - (7)). The principles of angular motion sensors (gyroscopes) construction based on ultrasonic vibrations are considered. The connection between ultrasonic surface wave and the attendant electric field is analyzed (see figures 2 - 9). The particular crystallographic cuts and directions in some medias are discovered, where propagating surface wave is not conducted by the electric field (see figures 2 - 9). The possibility of revealed effects' application in construction of angular motion gyroscopes' sensitive elements is showed (see figures 10, 11).

Материал поступил 15.05.10

УДК 531.383-11:681.7

А. П. КОЛЕВАТОВ, С. Г. НИКОЛАЕВ, А. Г. АНДРЕЕВ,
В. С. ЕРМАКОВ, О. Л. КЕЛЬ, Д. И. ШЕВЦОВ

ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИЙ ГИРОСКОП БЕСПЛАТФОРМЕННЫХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ СИСТЕМ НАВИГАЦИОННОГО КЛАССА. РАЗРАБОТКА, ТЕРМОКОМПЕНСАЦИЯ, ИСПЫТАНИЯ

Предложены различные варианты конструктивного исполнения инерциального измерительного модуля, позволившие создать комфортные условия для функционирования инерциальных датчиков. Введена алгоритмическая компенсация изменения систематических погрешностей инерциальных датчиков в зависимости от температуры.

Хронология изготовления инерциальных систем на волоконно-оптических гироскопах

Общеизвестен интерес разработчиков систем управления и навигации движущимися объектами к системам, построенным на волоконно-оптических гироскопах (ВОГ). В России разработкой ВОГ навигационного класса занимаются ОАО Пермская научно-производственная приборостроительная компания (ОАО ПНППК), компания *Optolink* и с 2005 г. ЦНИИ «Электроприбор» [1]. Необходи-

Колеватов Андрей Петрович. Кандидат технических наук, доцент, заведующий кафедрой Пермского государственного технического университета (ПГТУ). Действительный член Академии навигации и управления движением.

Николаев Станислав Георгиевич. Кандидат технических наук, доцент ПГТУ.

Андреев Алексей Гурьевич. Кандидат экономических наук, генеральный директор ОАО Пермская научно-производственная приборостроительная компания (ПНППК).

Ермаков Владимир Сергеевич. Кандидат технических наук, первый заместитель генерального директора ОАО ПНППК. Действительный член Академии навигации и управления движением.

Кель Олег Леонидович. Начальник отдела ОАО ПНППК.

Шевцов Денис Игоревич. Кандидат физико-математических наук, начальник отдела ОАО ПНППК.

Статья по докладу на XVII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам.

димо заметить, что ОАО ПНППК занимается разработкой ВОГ с конца 90-х годов XX века, однако наиболее значимые успехи начали проявляться с 2003 г., когда после успешных лабораторных испытаний был представлен двух-режимный гироскоп-курсоуказатель (ДГКУ) на ВОГ ДУС 500. Датчик угловой скорости ДУС 500 разработан на базе интерферометрического волоконно-оптического гироскопа с цифровым выходом в стандарте RS 232. Катушка с оптическим волокном и электронный блок датчика были выполнены в отдельных корпусах. Волоконный контур этого гироскопа имел длину 1000 м. ДГКУ был создан для определения углов ориентации маломаневренных наземных объектах. Прибор предназначен для выработки углов ориентации в режиме гироскопа (ГК) и в режиме хранения угла курса (ГА). В режиме ГК прибор обеспечивал следующие средние квадратические погрешности после 1,5 ч прогрева в нормальных условиях: для угла курса $\sigma=0,46^\circ\cdot\text{секф}$, для углов наклона (крен, тангаж) $\sigma=0,01^\circ$. В режиме ГА погрешности определения углов наклона не более $0,06^\circ$, хранение курсового угла не более $0,1^\circ/\text{ч}$. Время готовности ДГКУ не более 10 мин. Прибор имел значительные габаритные размеры $0,3\times0,3\times0,3\text{ м}^3$ и массу 25 кг (рис. 1). В иных условиях необходимые точности достигались в результате выполнения двойного гироскопирования. Точностные характеристики прибора подтверждены результатами испытаний на подвижном стенде, созданном на базе автомобиля ГАЗ 66 [2].

В декабре 2005 г. был разработан трехосный волоконно-оптический датчик угловой скорости БВОГ 120/3 (см. рис. 1), позволивший значительно уменьшить погрешность гироскопирования [3]. В этом датчике три волоконно-оптических интерферометра установлены на одном основании. Каждый интерферометр содержит чувствительный волоконный контур и интегрально-оптический фазовый модулятор.

Оси волоконных контуров ориентированы ортогонально. Диаметр катушек 120 мм. Длина каждого волоконного контура 1000 м. Для всех трех волоконных контуров применяется один суперфлюоресцентный волоконный источник излучения (СВИ) с оптимизированным спектром. Для компенсации влияния изменения температуры на длину волны СВИ и соответственно на масштабный коэффициент датчика, излучатель содержит температурный контроллер, аппроксимирующий длину волны в зависимости от температуры окружающей среды. На базе этого ДУС создан прибор ДГКУ-1 (рис. 2). Использование нового трехосного ДУС позволило сделать более компактный прибор. Габаритные размеры прибора $0,36\times0,18\times0,18\text{ м}^3$, масса 8 кг.

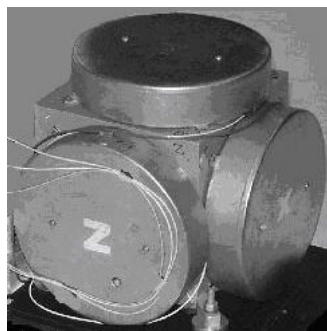


Рис. 1. Трехосный волоконно-оптический датчик угловой скорости БВОГ 120/3

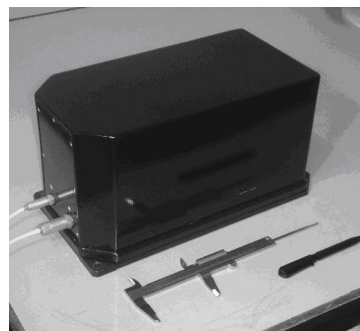


Рис. 2. Макет ДГКУ-1 на базе трехосного БВОГ 120/3

Применение специального теплового экрана, симметрирующего тепловые потоки внутри волоконного контура, позволило отказаться от введения термо-стабилизации в корпусе прибора, что сократило время его готовности до 7 мин. Проведены лабораторно-отрабочные испытания ДГГКУ-1 в нормальных условиях и испытания на подвижном стенде, которые показали:

максимальная ошибка определения углов тангажа и крена	$<0,06^\circ$
максимальная угловая скорость ухода угла курса	$<0,07^\circ/\text{ч}$
максимальная ошибка гирокомпасирования	$<0,36^\circ$

Полученные результаты позволяют предположить, что при условии исключения зоны пропадания сигнала ВОГ новый волоконно-оптический датчик БВОГ 120/3 имеет дрейф $0,05 \div 0,02^\circ/\text{ч}$ при осреднении на 2,25 мин, что позволяет использовать его для точной навигации. На основе этого датчика может быть собран прибор, имеющий удовлетворительные массогабаритные характеристики. Ошибка гирокомпасирования ДГГКУ-1 может быть ограничена величиной $0,18^\circ \cdot \text{сек}(\phi)$ в нормальных условиях. Основными недостатками этого прибора являлось наличие зоны пропадания сигнала и сложная зависимость дрейфа ДУС от изменения температуры внутри блока инерциальных датчиков. В некоторых образцах ДУС значение потерянного приращения угловой скорости из-за зоны пропадания сигнала достигала $\sim 0,05^\circ/\text{ч}$.

В 2008 г. удалось значительно улучшить качество изготовления ВОГ и за счет этого перейти к созданию бесплатформенных инерциальных навигационных систем более высокого класса точности. На создание такого ВОГ огромное влияние оказал анализ испытаний ДУС ВОГ 06/100, ВОГ 120/3, БВОГ 90/3, выполненный в ЦНИИ «Электроприбор» в 2005-2007 гг. Была усовершенствована технология изготовления многофункциональной интегрально-оптической схемы (МИОС), содержащей фазовый модулятор, разработана конструкция световолоконного излучателя (СВИ), имеющего стабильные параметры в диапазоне температур от -55 до $+60^\circ\text{C}$ в условиях воздействия вибраций и ударов с перегрузкой до 90 g. Применен специальный тип намотки оптического волокна – «квадрупольная намотка» и введены специальные тесты контроля качества волокна.

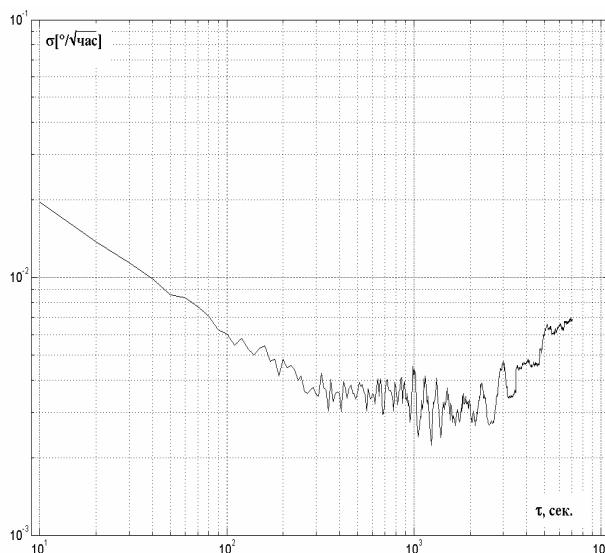


Рис. 3. Кривая Аллана для БВОГ 120/3

В результате точностные характеристики БВОГ 120/3 стали соответствовать требованиям, предъявляемым к инерциальным измерителям навигационного класса. На рис. 3 представлена кривая Аллана БВОГ 120/3, показывающая уровень угловой скорости дрейфа гироскопа при вполне допустимом времени осреднения. Технология квадрупольной намотки в совокупности с выбором материала каркаса, температурной экранировкой оптического контура и применением специальных типов пропиточных компаундов дает надежные результаты по минимизации дрейфа ВОГ, возникающего из-за изменения температуры. Могут быть выделены две систематические составляющие погрешности: составляющая дрейфа, зависящая от изменения температуры; составляющая дрейфа, зависящая от скорости изменения температуры. Для формирования оценок этих составляющих достаточно обработать показания одного датчика температуры, расположенного внутри чувствительного контура.

Основным методом, позволяющим оценить возможность применения конкретного типа волокна и оптического контура как компонента ВОГ, является проведение тестов, при которых оценивается изменение h -параметра при воздействии температуры на чувствительный контур и изменение h -параметра при намотке волокна с различным натяжением. Результаты тестов служат исходными данными для формирования технологических режимов изготовления чувствительного контура ВОГ. Учет результатов тестов позволил разработать технологию изготовления оптических контуров, обеспечивающих точностные параметры ВОГ во всем температурном диапазоне. Все эти достижения реализованы в новой разработке инерциального измерительного модуля (ИИМ), обозначенного как БИН 32.

На рис. 4 приведен блок чувствительных элементов, включающий трехосный ДУС БВОГ 120/3 и три акселерометра А-15. На рис. 5 показан ИИМ БИН 32 в сборе вместе с сервисной электроникой. Габаритные размеры прибора $0,27 \times 0,2 \times 0,18$ м³. Масса 10 кг. Корпус БИН 32 выполнен из немагнитного материала, имеет пермалловый экран, поэтому заметного влияния магнитного поля на характеристики прибора при его испытаниях не обнаружено. Пространство внутри блока заполняется осушенным газом. В конструкции блока предусмотрены кондуктивные теплоотводы. При конструировании реализован модульный принцип, обеспечивающий отдельный доступ к каждому элементу.

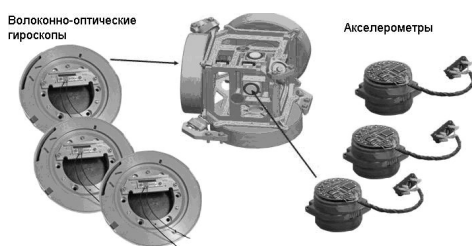


Рис. 4. Блок датчиков инерциального измерительного модуля БИН 32



Рис. 5. Инерциальный измерительный модуль БИН 32

В настоящее время при модификации ранее созданных инерциальных систем и при разработке новых систем ориентируются на инерциальный измерительный модуль. На базе этого модуля созданы системы ДГТКУ-2 и комплекс топопривязки и навигации (КТН) для различных объектов наземного назначения. Планируется выпуск и ряда других систем. На испытаниях систем, прове-

денных в начале 2009 г., установлено, что погрешность гироскопирования не превышала $0,1^\circ$ -секс при времени выставки 8 мин, а уход курсового угла не превышал $0,06^\circ$ /ч. Испытания систем проводились в диапазоне температур от -50 до $+55^\circ\text{C}$, причем время тепловой готовности системы сокращено до 3 мин. В этих приборах помимо применения квадрупольной намотки волокна, использования тестов контроля качества волокна были введены калибровки систем на различных температурах.

Приборы проверяются на устойчивость и прочность при воздействии синусоидальной вибрации с амплитудой виброускорений 5 g в диапазоне частот от 25 до 500 Гц в течение 15 мин. Испытания проводятся методом качающейся частоты при плавном изменении частоты со скоростью 1 окт/мин.

Погрешности определения угловой скорости, вызванные температурными градиентами

Погрешности ВОГ, вызванные воздействием нестационарных температурных полей на чувствительный контур, объясняются термофотоупругим эффектом (зависимость показателя преломления оптического волокна от температуры) и тем, что температурное воздействие может быть неодинаково для участков волокна, по которым распространяются встречные световые волны. Этот эффект известен, как эффект Шьюпа. Разность фаз встречно распространяющихся световых волн, вызванная температурными градиентами, определяется формулой [7]

$$\Delta\Phi_E(t) = \beta_0 \frac{\partial n}{\partial \vartheta} \int_0^L \left[\Delta\vartheta(z, t - \frac{z}{c}) - \Delta\vartheta(z, t - \frac{L-z}{c}) \right] dz, \quad (1)$$

где β_0 – коэффициент, определяющий удельный сдвиг фаз при изменении показателя преломления на единице длины контура; n – показатель преломления; $\Delta\vartheta$ – температурный градиент; L – длина оптического контура; c – скорость света; z – переменная интегрирования по длине контура.

Ошибка угловой скорости, обусловленная влиянием температурных градиентов, определяется зависимостью

$$\Omega_E(t) = \frac{1}{DL} n \frac{\partial n}{\partial \vartheta} \int_0^L \dot{\vartheta}(z, t) (L - 2z) dz, \quad (2)$$

где D – диаметр волоконной катушки.

Непосредственное измерение температурных градиентов и нахождение корреляционных зависимостей смещения нуля ВОГ невозможно, так как разместить множество датчиков температуры внутри многослойной волоконной катушки нереально. Построение числовой модели этого эффекта затруднено из-за необходимости учитывать множество конструктивных и технологических параметров, таких как материал и геометрия каркаса, свойства конкретного типа оптического волокна, материал защитно-упрочняющего покрытия, пропиточного компаунда, коэффициент заполнения катушки, усилие натяжения волокна и т.д. Применение квадрупольной намотки позволяет минимизировать температурную зависимость ВОГ. Технология квадрупольной намотки в совокупности с выбором материала каркаса, температурной экранировки оптического контура и применением специальных типов пропиточных компаундов дает надежные результаты по минимизации температурных погрешностей ВОГ. Бла-

годаря применению этих методов удастся значительно уменьшить градиентную составляющую температурной погрешности и сделать ее прогнозируемой. Оптимизация технологии квадрупольной намотки сводится к применению специального оборудования, обеспечивающего контроль раскладки волокна «виток к витку», контроль натяжения волокна, минимизацию неоднородности раскладки при переходе со слоя на слой, обеспечение равномерности пропитки компаундом. Повторяемость температурных зависимостей от пуска к пуску обеспечивается технологией температурной стабилизации параметров контура.

На рис. 6 продемонстрировано, как влияет технология намотки на параметры ВОГ. На графиках приведены температурная зависимость выходного сигнала ВОГ при намотке волоконной катушки с дефектом (рис. 6, а) и температурная зависимость выходного сигнала ВОГ при намотке волоконной катушки без дефектов (рис. 6, б).

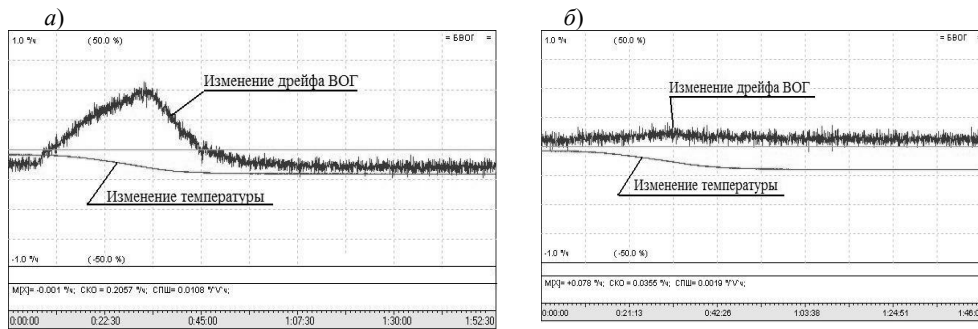


Рис. 6. Графики изменения выходного сигнала ВОГ и изменения температуры при намотке волокна с дефектом (а) и без дефектов (б)

Как видно из графиков, при качественной намотке катушки изменение температуры приводит к незначительным изменениям дрейфа ВОГ.

Качество оптического волокна и интегрально-оптического модулятора

В классической схеме ВОГ в оптическом контуре распространяется световая волна, имеющая одно состояние поляризации. Поэтому для намотки оптического контура применяется волокно, сохраняющее поляризацию излучения. Основными параметрами такого волокна является h -параметр, характеризующий способность волокна сохранять поляризацию и двулучепреломление и косвенно показывающий способность волокна сохранять свои свойства при внешних воздействиях. Учет и контроль этих параметров на каждой стадии изготовления оптического контура важен, так как они непосредственно входят в формулы расчета точности ВОГ [4]

$$\sigma_{\Omega} = 2,05 \cdot 10^5 \frac{\lambda c}{\pi R L} \eta \epsilon \sqrt{\frac{\sqrt{\ln 2}}{\pi}} h \frac{\lambda}{B} \frac{\lambda}{\Delta \lambda}, \quad (3)$$

где σ_{Ω} – СКО ошибки определения угловой скорости; B – двулучепреломление волокна; h -параметр чувствительного контура.

С другой стороны, h -параметр может изменяться в зависимости от следующих факторов: натяжения волокна при намотке; температурных свойств защитно-упрочняющего покрытия и пропиточного компаунда; условий взаимодействия каркаса и волокна. Все эти факторы могут привести к значительному ухуд-

шению точности ВОГ в условиях внешних механических воздействий и при воздействии температуры (особенно при отрицательных температурах).

Основным методом, позволяющим оценить возможность применения конкретного типа волокна и оптического контура как компонента ВОГ, является проведение тестов, при которых оценивается изменение h -параметра при воздействии температуры на чувствительный контур и изменение h -параметра при намотке волокна с различным натяжением. Результаты тестов служат исходными данными для формирования технологических режимов изготовления чувствительного контура ВОГ.

Поскольку временной дрейф ВОГ также связан и с температурными нестабильностями паразитных интерферометров, возникающих в точках связи перекрестной поляризации, то особое внимание было уделено соединениям чипа МИОС и непосредственно оптического волокна чувствительного контура. За счет оптимизации конструкции волоконных соединителей и технологии склеивания было достигнуто значение сохранения перекрестной поляризации (СПИ) 35...40 дБ при нормальных условиях, причем, как показывают измерения СПИ экстинометрическим методом в диапазоне от -50 до $+55^{\circ}\text{C}$, эта величина сохраняется на уровне 25 дБ и при -50°C , что достаточно для достижения требуемой точности ВОГ.

Типичные кривые СПИ для температурного диапазона $-40...+20^{\circ}\text{C}$ приведены на рис. 7. Гистерезис объясняется запаздыванием отклика МИОС на механические напряжения в клеевой полимерной композиции. Кроме того, все клеевые соединения МИОС успешно прошли испытания на прочность при воздействии синусоидальной вибрации с амплитудой виброускорения 25 g и механических ударов многократного действия с пиковым ударным ускорением 200 g. Также были приняты меры по режекции радиационных мод за счет повышения эффективности модовой фильтрации, что практически исключило температурные дрейфы ВОГ.

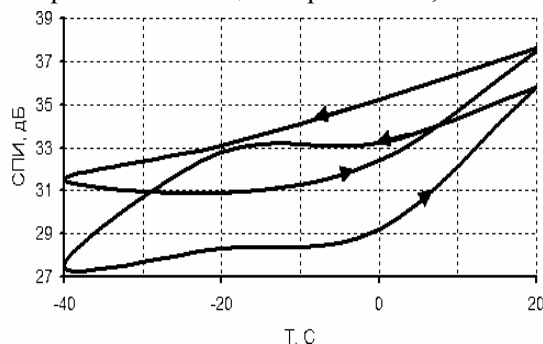


Рис. 7. Результаты измерения сохранения поляризации

Алгоритмическая компенсация погрешностей инерциальных датчиков, вызванных изменением температуры внутри инерциального измерительного модуля

Для повышения точности работы бесплатформенной инерциальной системы ориентации в диапазоне температур от -50 до $+55^{\circ}\text{C}$ предлагается применить алгоритмы компенсации, которые позволяют парировать погрешности инерциальных датчиков, вызванные изменением температуры внутри ИИМ. Алгоритмическая компенсация предполагает оценивание изменения систематических погрешностей инерциальных датчиков относительно их калибровочных значений. Систематические погрешности датчиков, определяемые при калибровке, будем называть константами прибора. К ним будем относить погрешности масштабных коэффициентов инерциальных датчиков, перекосы осей чувствитель-

ности инерциальных датчиков, смещение нуля акселерометров, дрейфы ДУС (всего 24 константы).

Оценки систематических погрешностей датчиков для текущей температуры выполняются в результате решения задачи интерполяции. В качестве узлов интерполяции выступают значения систематических погрешностей, полученные в результате калибровки системы на различных температурах. Предложенный подход можно считать универсальным, независящим от типа инерциальных датчиков. Однако применение констант прибора, получаемых в результате калибровки, для коррекции показаний инерциальных датчиков оказывается эффективным только в том случае, если температура в ИИМ будет соответствовать температуре калибровки изделия. Поскольку система предназначена для работы в широком диапазоне температур (-50 до $+55^{\circ}\text{C}$), то константы прибора нуждаются в коррекции. Предлагается выполнять калибровку изделия на различных установившихся температурах. Организационно 24 константы прибора, полученные в результате калибровки на постоянной температуре, объединяются в калибровочную таблицу. В результате температурной калибровки БИНС

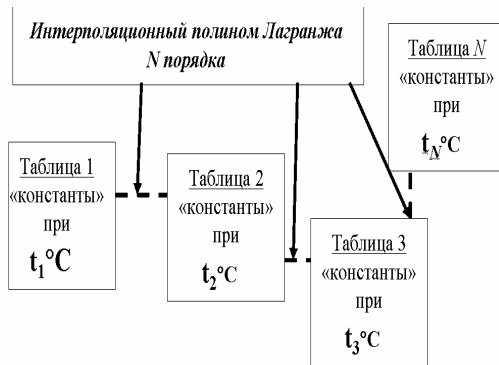


Рис. 8. Алгоритм термокомпенсации

формируется N таких таблиц. Обычно выполняется пять-семь калибровок на различных температурах. В процессе работы БИНС значения систематических погрешностей прибора вычисляются в результате решения задачи интерполяции по N калибровочным таблицам (рис. 8).

Для интерполяции используется полином Лагранжа. Обобщенная формула вычисления значения произвольной систематической

погрешности прибора имеет следующий вид:

$$x(t^{\circ}) = \frac{(t^{\circ} - t_1^{\circ}) \cdot (t^{\circ} - t_2^{\circ}) \dots (t^{\circ} - t_N^{\circ})}{(t_0^{\circ} - t_1^{\circ}) \cdot (t_0^{\circ} - t_2^{\circ}) \dots (t_0^{\circ} - t_N^{\circ})} \cdot x(t_0^{\circ}) + \frac{(t^{\circ} - t_0^{\circ}) \cdot (t^{\circ} - t_2^{\circ}) \dots (t^{\circ} - t_N^{\circ})}{(t_1^{\circ} - t_0^{\circ}) \cdot (t_1^{\circ} - t_2^{\circ}) \dots (t_1^{\circ} - t_N^{\circ})} \cdot x(t_1^{\circ}) + \dots + \frac{(t^{\circ} - t_1^{\circ}) \cdot (t^{\circ} - t_2^{\circ}) \dots (t^{\circ} - t_N^{\circ})}{(t_N^{\circ} - t_0^{\circ}) \cdot (t_N^{\circ} - t_1^{\circ}) \dots (t_N^{\circ} - t_{N-1}^{\circ})} \cdot x(t_N^{\circ}), \quad (4)$$

где x – обозначение одной из 24 констант прибора; N – число калибровочных таблиц; t_j° – значения температур, при которых выполнялись калибровки прибора; $x(t_j^{\circ})$ – значение константы прибора из j -й калибровочной таблицы, полученной при калибровке на t_j° ; t° – значение текущей температуры ИИМ; $x(t^{\circ})$ – значение константы прибора, принимаемое на текущей температуре.

Таким образом, зависимость константы прибора от температуры аппроксимируется многочленом $(N - 1)$ -й степени при условии совпадения интерполируемой величины со значениями в узловых точках. При этом предполагается непрерывность интерполируемой функции и ее дифференцируемость $(N - 1)$ раз. Выбор интерполяционного полинома Лагранжа обусловлен еще и тем обстоятельством, что интерполяционные преобразования, выполненные по формуле (4), не меняют значений констант прибора, полученных в результате ка-

либровки. На рис. 9 показан график изменения систематической составляющей дрейфа ДУС в зависимости от температуры. Из графика видно, что значение систематической составляющей дрейфа ДУС меняется на $0,04^\circ/\text{ч}$ в рабочем диапазоне температур.

Предложенная методика позволяет учитывать зависимость дрейфа ДУС от температуры в стационарных тепловых условиях. Однако эта методика оказывается недостаточно эффективной при динамическом изменении температуры. Для парирования влияния градиента температур на дрейф ДУС предложено формировать поправку дрейфа как реакцию выбранного типового динамического звена на изменение температуры.

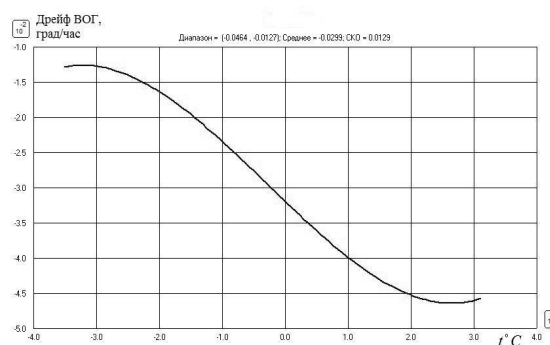


Рис. 9. Результат интерполяции температурных калибровок дрейфа продольного ДУС, град/ч

Результаты испытаний системы при температуре -40°C

Контрольные углы курса Стола, $^\circ$	Без подключения алгоритма учета скорости изменения температуры		С подключением алгоритма учета скорости изменения температуры
	Ошибки гирокомпасирования при испытаниях первого цикла, без выдержки в камере, $^\circ$	Ошибки гирокомпасирования при испытаниях второго цикла, после выдержки в камере, $^\circ$	Ошибки гирокомпасирования при натурном моделировании испытаний первого цикла, без выдержки в камере, $^\circ$
15	-0,12	-0,1	-0,14
45	-0,78	-0,12	-0,15
75	-0,94	-0,15	-0,18
105	-0,82	-0,15	-0,14
135	-0,49	-0,02	-0,15
165	-0,34	-0,12	-0,13
-165	+0,24	-0,09	-0,11
-135	+0,45	-0,11	+0,14
-105	+0,64	-0,02	+0,11
-75	+0,69	+0,07	+0,15
-45	+0,54	+0,001	+0,1
-15	+0,12	+0,03	+0,06

Тип звена и его параметры определяются экспериментально. Результаты этих испытаний сведены в таблице (сесф $\sim 1,89$), где приведены результаты гирокомпасирования ДГГКУ-2. Время гирокомпасирования 8 мин. Для демонстрации эффективности предлагаемой методики выбраны испытания в сложных условиях при температуре -40°C . Испытания проведены на двухосном поворотном столе *Acutronic*. До помещения в температурную камеру стола система находилась в нормальных условиях. Время температурной готовности системы 3 мин. В первом столбце таблицы занесены контрольные значения курса стола. Во втором столбце приведены ошибки гирокомпасирования, имевшие место в

первом цикле испытаний, т.е. при включении системы сразу после ее установки в температурную камеру. В третьем столбце записаны результаты второго цикла, т.е. результаты гирокомпасирования через 2 ч после установки системы в камеру стола. В обоих циклах алгоритмическая компенсация дрейфа ДУС выполнялась только по формуле (4), т.е. не учитывалась зависимость дрейфа от градиента температур. При испытаниях, записанных во втором столбце, температура внутри блока не достигла установившихся значений, поэтому имели место порой значительные ошибки гирокомпасирования до $0,94^\circ$. В третьем столбце записаны результаты испытаний, проводившиеся при установившейся температуре. Поэтому ошибки гирокомпасирования имеют значительно меньшую величину до $0,15^\circ$. Эффективность учета зависимости дрейфа ДУС от градиента температур демонстрируется в четвертом столбце таблицы. В этот столбец помещены результаты натурного моделирования гирокомпасирования системы. Для выполнения натурного моделирования во время испытаний системы в первом цикле помимо выходных параметров системы (курс ГК, крен, тангаж и т.д.) записывались в файл показания инерциальных датчиков на частоте их опроса. Обработка показаний инерциальных датчиков выполнялась программой, прошиваемой в бортовой вычислитель. При этом был включен алгоритм формирования поправок к дрейфам ДУС из-за изменения температуры. Как видно из таблицы, ошибка гирокомпасирования не превышала $0,18^\circ$, что подтверждает действенность предложенной методики.

Характеристики БИН 32

Для наглядности выведем графики результатов испытаний системы КТН, выполненные на стенде в Раменском приборостроительном конструкторском бюро (РПКБ) в июле 2008 г. Испытания проводились при температуре $+43^\circ\text{C}$. Время испытаний ~ 4 ч.

На рис. 10 приведены графики изменения ошибок северной и восточной составляющих инерциальной линейной скорости соответственно. Как видно из этих графиков, ошибки составляющих инерциальной линейной скорости находятся в диапазоне ± 4 км/ч в течение 4 ч, что соответствует дрейфам ДУС $\sim 0,017^\circ/\text{ч}$.

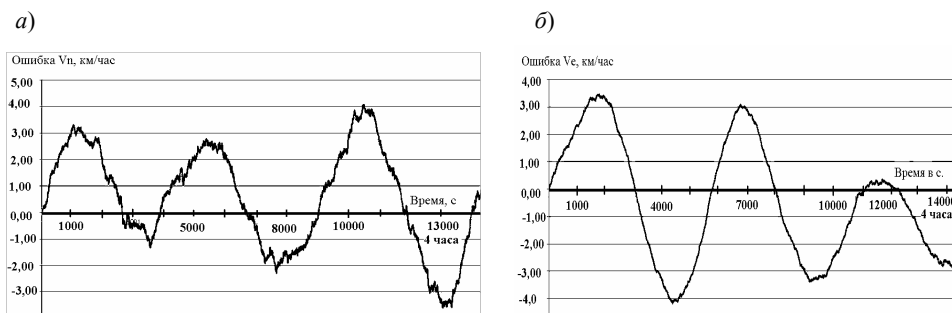


Рис. 10. Ошибки определения северной (а) и восточной (б) составляющих инерциальной линейной скорости

На рис. 11 показан график погрешности определения инерциальной координаты. Погрешность определения координаты составляет $\sim 1,5$ км/ч, что соответствует дрейфам ДУС $\sim 0,014^\circ/\text{ч}$.

На рис. 12 помещен график ухода курсового угла. Уход курсового угла составил $0,01^\circ/\text{ч}$.

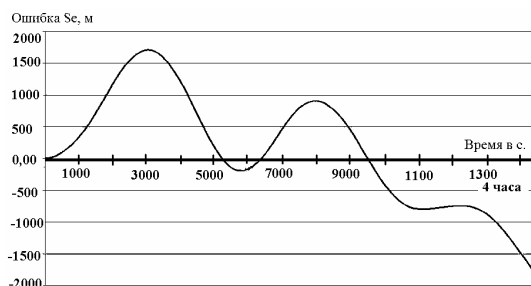


Рис. 11. Ошибка определения инерциальной координаты

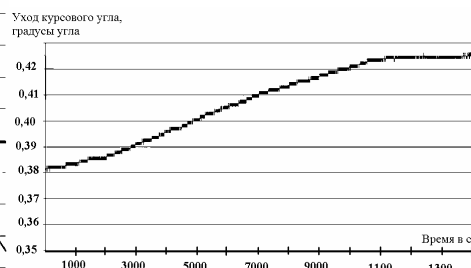


Рис. 12. Уход курсового угла

На рис. 13 приведены графики изменения дрейфов продольного и поперечного ДУС, полученные при обработке 10 часовых записей показаний инерциальных датчиков системы ДГГКУ.

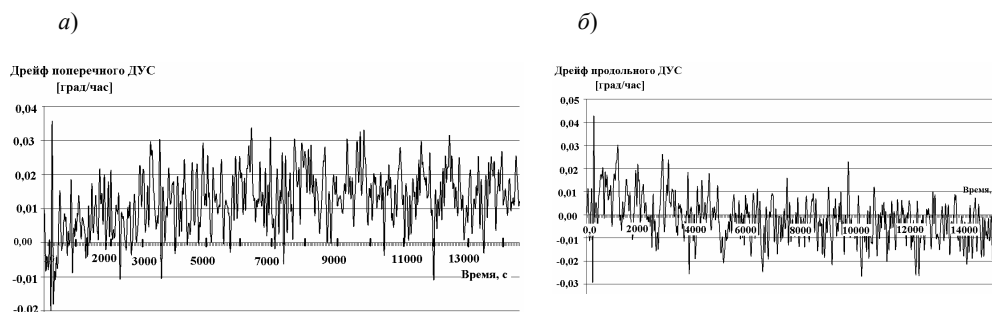


Рис. 13. Изменения дрейфа поперечного (а) и продольного (б) ДУС

Для поперечного, продольного и вертикального ДУС: среднее значение дрейфа равно 0,012; 0,002 и 0,012°/ч соответственно; СКО равно 0,008; 0,009; 0,01°/ч соответственно.

Приведем общие характеристики БИН 32, полученные в ходе испытаний ДГГКУ-2:

диапазон угловой скорости	$\pm 400^\circ/\text{с}$
уход курсового угла	не более $0,06^\circ/\text{ч}$
погрешность масштабного коэффициента	не более 0,01%
погрешность гирокомпасирования	не более $0,1^\circ/\text{сек}$
ошибка определения инерциальной скорости	не более 6,5 км/ч
ошибка определения инерциальных координат	не более 3,5 км
рабочий диапазон температур	$-50 \dots +55^\circ\text{C}$

Заключение

Таким образом, в результате проведенных исследований, выполненных в 2005-2007 гг., в которых были учтены достоинства и недостатки ранее созданных приборов, был создан инерциальный измерительный модуль БИН 32 на базе трехосного ДУС БВОГ 120/3. В ходе испытаний установлено, что прибор в

рабочем диапазоне температур (-55...+50°C) имеет ошибку гирокомпасирования, не превышающую 0,1°-секф при времени температурной готовности 3 мин. Время гирокомпасирования 8 мин. На основе этого ИИМ созданы системы ДГГКУ, КТН. Планируется использование БИН 32 в качестве базового модуля для высокоточных навигационных систем различного назначения.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Мешковский, И.К.** Трехосный волоконно-оптический гироскоп для морских навигационных систем / И.К.Мешковский [и др.] // Гироскопия и навигация. - 2009. - №3 (66). - С.3-9.
2. **Долгушева, Ю.А.** Двухрежимный гирогоризонткурсоуказатель на базе волоконно-оптических гироскопов / Ю.А.Долгушева, А.П.Колеватов, Н.В.Мальгин // Материалы VI конференции молодых ученых «Навигация и управление движением». – СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2005, С. 41-46.
3. **Колеватов, А.П.** Разработка двухрежимного гирогоризонткурсоуказателя на базе трехкомпонентного волоконно-оптического гироскопа / А.П.Колеватов [и др.] // Гироскопия и навигация. - 2007. - №2 (57). - С. 43-53.
4. **Голован, А.А.** Математические основы навигационных систем. Ч I. Математические модели инерциальной навигации / А.А.Голован, Н.А.Парусников. - М.: Изд-во МГУ, 2010. – 126 с.
5. **Голован, А.А.** Математические основы навигационных систем. Часть II. Приложения методов оптимального оценивания к задачам навигации / А.А.Голован, Н.А.Парусников. - М.: Изд-во МГУ, 2008. – 128 с.
6. **Степанов, О.А.** Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Ч. 1. Введение в теорию оценивания. – СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2009. – 496 с.
7. **Mohr, F.** Error signal buildup in fiber gyroscopes. Интернет: eitidaten.fh-pfzheim.de/daten/mitarbeiter/mohr/Publikatn/FibGyr-Pf0403.ppt.
8. **Sanders S., Strandjord L. and Mead D.** Fiber-Optic Gyro Technology Trends - A Honeywell Perspective, Invited Paper, 2002 15th Optical Fiber Sensors Conference Technical Digest, vol. 1, 2002, pp. 5-8, vol. 1, 2 vol., May 2002.
9. **Pavlath G.** Fiber Optic Gyros: The Vision Realized. 18th International Conference on Optical Fiber Sensors, Cancun, Mexico, October 2006.
10. **Volk C., Lincoln J., and Tazartes D.,** *Northrop Grumman's Family of Fiber-optic Based Inertial Navigation Systems*, IEEE PLANS 2006, San Diego, CA, April 2006.

Abstract. Perm Scientific-Industrial Instrument Making Company has gained a large experience in development of fiber-optic gyroscopes (FOG) and strapdown inertial navigation systems (SINS) based on these gyroscopes. First success was achieved in 2003 with good results in the first testing of the dual mode gyro horizon heading indicator on fiber-optic gyroscope DUS 500. Further significant advance in development of FOG SINS was made after development of a three-axis FOG BVOG120/3. Currently various designs of IMU have been thought out to provide comfortable conditions for inertial sensors operation. Algorithmic temperature compensation of inertial sensors' bias errors was introduced. Applied algorithms compensate changes of systematic errors of the system due to temperature alteration inside the inertial measurement unit in the range from -40 to +55°C. Testing of systems has shown that gyrocompassing error does not exceed 0,1°-секф and the heading angle drift is less than 0,06°/h.

Материал поступил 25.12.09