

В. М. КУТОВОЙ, О. И. МАСЛОВА, С. Ю. ПЕРЕПЕЛКИНА, М. А. ЧАПЦОВА,
М. В. АНТОНОВА, А. А. ИГНАТЬЕВ, Е. Ю. КОВАЛЕВА, А. М. КУРБАТОВ, Л. З. НОВИКОВ

ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК БЕСПЛАТФОРМЕННОГО ИНЕРЦИАЛЬНОГО БЛОКА НА БАЗЕ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИХ ГИРОСКОПОВ В ПРОЦЕССЕ НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ

Представлены предварительные оценки эксплуатационных и точностных характеристик бесплатформенного инерциального блока, реализованного на базе волоконно-оптических гироскопов и маятниковых акселерометров, полученные в процессе наземной отработки.

Введение

На сегодняшнем этапе развития техники инерциальных систем происходит постепенный отказ от использования гиростабилизированных платформ (ГСП) в пользу бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС), о чем свидетельствует сравнительный анализ мирового состояния и тенденций развития гироскопической техники [1].

Замена ГСП, физически реализующей не вращающуюся в инерциальном пространстве систему координат, на БИНС, моделирующую ту же систему координат математически, позволяет радикально упростить конструкцию командно-измерительных приборов. К несомненным достоинствам БИНС по сравнению с ГСП следует отнести также отсутствие ограничений на углы прокачки

Кутовой Валерий Матвеевич. Кандидат технических наук, заместитель начальника научно-исследовательского измерительного комплекса ФГУП «Научно-производственное объединение автоматики имени академика Н.А. Семихатова» (Екатеринбург).

Маслова Ольга Ивановна. Ведущий инженер-программист ФГУП «Научно-производственное объединение автоматики имени академика Н.А. Семихатова».

Перепелкина Светлана Юрьевна. Главный специалист тематического подразделения ФГУП «Научно-производственное объединение автоматики имени академика Н.А. Семихатова».

Чапцова Мария Алексеевна. Инженер-конструктор первой категории ФГУП «Научно-производственное объединение автоматики имени академика Н.А. Семихатова».

Антонова Мария Вячеславовна. Главный специалист филиала ФГУП «Центр эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры» НИИ прикладной механики имени академика В.И. Кузнецова (Москва).

Игнатьев Александр Александрович. Начальник отделения филиала ФГУП «Центр эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры» НИИ прикладной механики имени академика В.И. Кузнецова.

Ковалева Елена Юрьевна. Начальник отдела филиала ФГУП «Центр эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры» НИИ прикладной механики имени академика В.И. Кузнецова.

Курбатов Александр Михайлович. Заместитель главного конструктора по ВОГ, начальник отдела филиала ФГУП «Центр эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры» «НИИ прикладной механики имени академика В.И. Кузнецова».

Новиков Леонид Захарович. Кандидат физико-математических наук, заместитель начальника отделения филиала ФГУП «Центр эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры» НИИ прикладной механики имени академика В.И. Кузнецова. Действительный член Академии навигации и управления движением.

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

при разворотах и вращении объекта управления, а также сравнительно небольшие массу и энергопотребление, что позволяет, в свою очередь, создать многократно резервируемую систему и обеспечить выполнение повышенных требований по надежности, особенно значимых для перспективных ракет-носителей (РН).

Использование в качестве чувствительных элементов (ЧЭ) БИНС вместо классических электромеханических гироскопов так называемых твердотельных ЧЭ, т.е. инерциальных датчиков, не содержащих вращающихся частей, представляет еще один шаг в направлении упрощения конструкции и соответственно снижения стоимости командно-измерительных приборов. К классу твердотельных ЧЭ относятся, в частности, лазерные гироскопы, твердотельные волновые гироскопы, волоконно-оптические гироскопы (ВОГ), микромеханические вибрационные гироскопы.

Исследования [1] показали, что ВОГ уже сегодня имеют уровень основных технических характеристик, близкий к лазерным и твердотельным волновым гироскопам и при этом быстро прогрессирующий. К тому же ВОГ, в сравнении с данными типами гироскопов, обладают значительно более выгодными показателями в части трудоемкости и требований к технологическому уровню производства.

Особенностью БИНС, устанавливаемой в изделии, является нереализуемость «классической» тарировки блока ЧЭ в составе изделия, предусматривающей выставку осей чувствительности (ОЧ) ЧЭ в различные характерные положения в одном запуске и определение тарируемых составляющих математической модели погрешностей в запуске, успешно реализуемой на ГСП путем последовательных разворотов платформы на участке предстартовой подготовки.

Одним из способов определения тарируемых составляющих модели погрешностей блока ЧЭ БИНС является реализация в полете векторной привязки к ГСП (в случае наличия ГСП на изделии и условий, обеспечивающих проведение такой привязки) либо использование внешних источников информации, например систем спутниковой навигации ГЛОНАСС и NAVSTAR. Эта привязка необходима не только для уточнения параметров движения изделия, но и для периодической тарировки точностных параметров блока ЧЭ БИНС в целях учета результатов тарировки на последующих участках полета, т.е. создание так называемой интегрированной БИНС. Тарировка осуществляется на уровне первичной информации ЧЭ и требует соответствующего построения алгоритмов интегрированной БИНС.

Реализация алгоритмов интегрированной БИНС, в свою очередь, предъявляет повышенные требования к производительности и математическому обеспечению бортового вычислительного устройства (ВУ). Требования связаны, во-первых, с необходимостью более высокой частоты опроса блока ЧЭ БИНС и проведения предварительной обработки первичной информации для фильтрации шумовых составляющих, вызванных вибрациями корпуса изделия, и выделения полезного сигнала и, во-вторых, с необходимостью аналитического решения задачи определения параметров навигации и задачи пространственной ориентации связанной с изделием системы координат относительно моделируемой инерциальной системы координат.

В настоящее время ФГУП «НПО автоматики имени академика Н.А. Семихатова» (далее – НПО автоматики), филиал ФГУП «Центр эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры» – НИИ прикладной механики

имени академика В.И. Кузнецова (далее –НИИ ПМ) и ОАО «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения и информационных систем» (Москва) осуществляют совместные работы по созданию навигационного прибора для системы управления ракеты-носителя, реализованного на базе интегрированной с аппаратурой спутниковой навигации БИНС и ВУ нового поколения «Малахит-7», о чем было доложено на XVII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам [2].

В представляемой статье основное внимание уделено инерциальному измерительному блоку БИНС (в терминологии стандарта CSDL-P-4127 – Inertial Measurement Unit), в качестве которого выступает бесплатформенный инерциальный блок (БИБ) КИНД34-059 разработки НИИ ПМ, приведены основные результаты исследований характеристик данного БИБ в наземных условиях, полученные в процессе отработки первого технологического образца.

Особенности построения и основные технические характеристики прибора КИНД34-059

При разработке прибора КИНД34-059 был выдержан «принцип ОДН» – обеспечение нормального функционирования прибора при одной допустимой неисправности. В соответствии с этим в состав прибора входят следующие функциональные структуры и устройства, не имеющие внутреннего резервирования и не связанные между собой:

- восемь измерительных каналов: четыре гироскопических канала (ГК) и четыре акселерометрических канала (АК);
- два модуля обмена и управления (МОУ1 и МОУ2) с входящим в каждый из них специальным вычислителем;
- четыре опорных генератора;
- четыре вторичных источника питания.

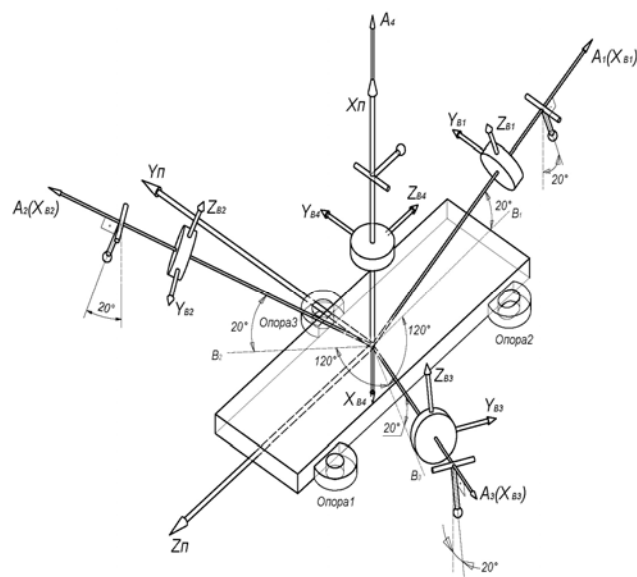


Рис. 1. Кинематическая схема прибора КИНД34-059

создания комфортных условий работы измерителей и преобразователей, необходимых для достижения максимальной точности, в состав прибора введены

Все восемь ЧЭ (четыре ВОГ типа КИНД11-221 и четыре кварцевых маятниковых акселерометра (МА) типа КИ67-11 или ВА-2) устанавливаются на общем основании и образуют блок ЧЭ, в котором обеспечивается жесткая высокостабильная взаимная привязка их ОЧ. Кинематическая схема БИБ, поясняющая номинальное расположение ОЧ ВОГ и МА относительно приборной системы координат $X_{П}Y_{П}Z_{П}$, материализуемой посадочными опорами корпуса прибора, представлена на рис. 1. Для

резервированная система термостатирования и система виброударной защиты (амортизации) блока ЧЭ.

Прибор КИНД34-059 выполнен в виде моноблока прямоугольной формы с габаритными размерами 356×246×190 мм (рис. 2).

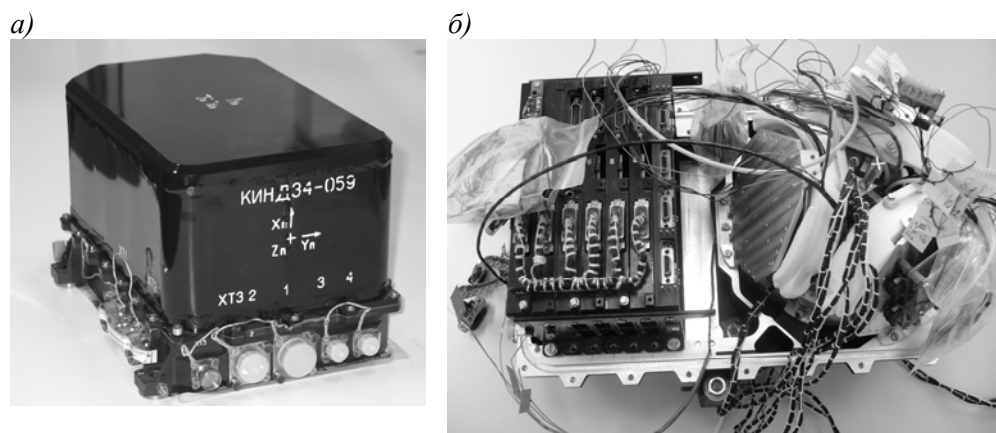


Рис. 2. Внешний вид прибора КИНД34-059 в корпусе (а) и без корпуса (б)

Схемотехника прибора, представленная в виде упрощенной блок-схемы на рис. 3, обеспечивает поддержание при любой единичной неисправности нормальной работы по крайней мере трех ГК, трех АК и одного из двух МОУ, а геометрия ОЧ ВОГ и МА (см. рис. 1) выбрана из соображения равноточности определения параметров движения объекта по показаниям всех возможных троек соответствующих измерителей.

На блок-схеме прибора приняты следующие обозначения:

- А – акселерометр
- БЧЭ – блок чувствительных элементов
- ВИП – вторичный источник питания
- ВОГ – волоконно-оптический гироскоп
- ГК – АК – гироскопический и акселерометрический каналы
- ИМ – информационная магистраль
- ИП А – источник питания акселерометра
- КИ – контроллер интерфейса
- КПК – контроллер последовательного канала
- МВО – модуль вторичной обработки
- МОУ – модуль обмена и управления
- МПО – модуль первичной обработки
- ОГ – опорный генератор
- ПТИ АК – преобразователь ток – импульс акселерометрического канала
- СВ – специализированный вычислитель
- УТР – усилитель терморегулирования
- УУ – устройство управления
- ЧЭ – чувствительный элемент
- ЭВСИ – эрбиевый волоконный суперлюминесцентный источник
- ЭН – элемент нагревательный

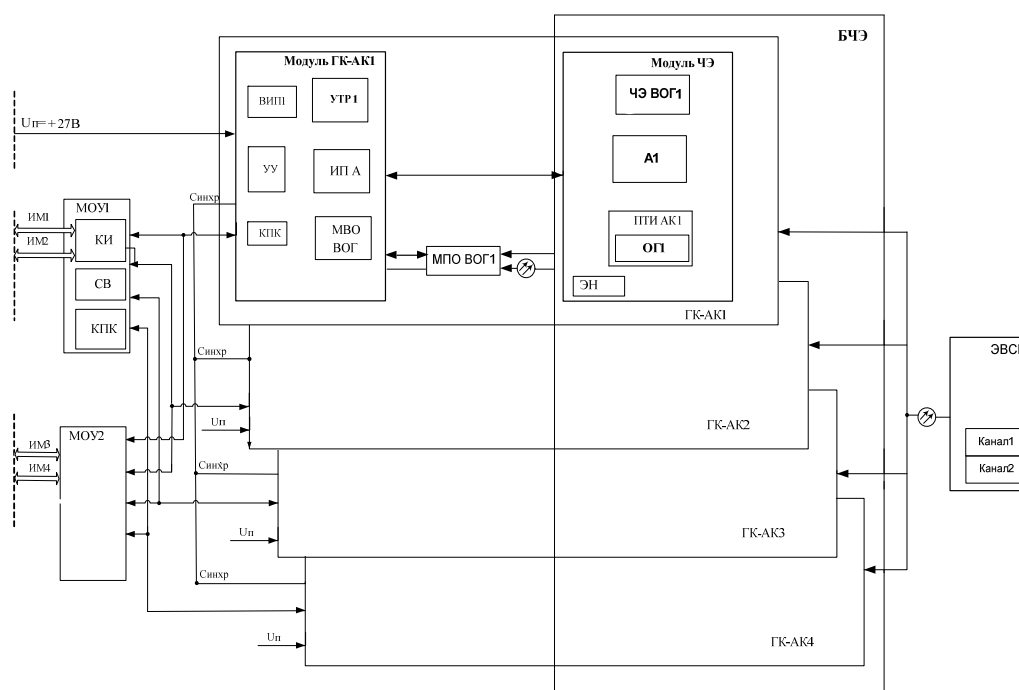


Рис. 3. Блок-схема прибора КИНД34-059

Основные проектные характеристики прибора КИНД34-059 приведены в табл. 1.

Таблица 1

Технические характеристики БИБ КИНД34-059

Параметр	Значение
Диапазон измеряемых проекций вектора угловой скорости на измерительные оси, угл.град/с	$\pm 40,0$
Цена единицы младшего разряда гироскопического канала, угл.с/бит, $\pm 20\%$	0,04
Погрешность масштабного коэффициента за весь срок эксплуатации, %, не более	0,01
Суммарная погрешность формирования проекций вектора угловой скорости (с осреднением на 24 мс), угл.град/с, не более	0,004
Нулевые сигналы ГК:	
а) изменение от запуска к запуску, угл.мин/мин, не более	0,05
б) нестабильность в запуске длительностью 60 мин при интервалах осреднения выходных данных 300 с, угл.мин/мин, не более	0,03
в) шумовая составляющая дрейфа ВОГ в запуске, угл.град/ $\sqrt{\text{час}}$, не более	0,005
Диапазон измеряемых линейных ускорений изделия, м/с^2	± 100
Цена единицы младшего разряда первичных кодовых сигналов АК, м/с, $\pm 20\%$	$5 \cdot 10^{-4}$
Погрешность масштабного коэффициента АК, %, а) за весь срок эксплуатации, не более	0,05
б) в запуске длительностью 60 мин при интервалах осреднения выходных данных 300 с, не более	0,005
Нулевые сигналы АК, м/с^2	
а) изменение от запуска к запуску	$5 \cdot 10^{-4}$

Параметр	Значение
б) нестабильность в запуске длительностью 60 мин при интервалах осреднения выходных сигналов 300 с, не более	$4 \cdot 10^{-4}$
Нестабильность взаимной ориентации измерительных осей ЧЭ, угл.с, не более	± 20
Такт обновления выходной информации (такт измерения), мс	4
Время готовности к полету, мин, не более	45,0
Энергопотребление при температуре корпуса прибора не ниже минус 5 °С при $U_{пит} = 27$ В	
а) в режиме предварительного обогрева, Вт, не более	180,0
б) в рабочем режиме, Вт, не более	50,0
Срок эксплуатации, лет	9,5
Гарантируемый ресурс работы, ч,	3000
в том числе в полете	2500
Число включений прибора, не менее	300
Вероятность безотказной работы, не менее	0,999
Напряжение питания прибора, В	24–33
Масса прибора, кг, не более	9,5
Диапазон температуры посадочной поверхности прибора, °С	-5..+35

Взаимодействие БИБ с вычислительным устройством, вопросы синхронизации

Взаимодействие БИБ с бортовым ВУ осуществляется по кодовым линиям связи на основе ГОСТ Р 52070-2003 [3] (далее – ГОСТ), при этом ВУ выступает в качестве контроллера шины, БИБ – в качестве оконечного устройства. В условиях, когда каждый из приборов ведет отсчет времени, используя собственный генератор опорной частоты, стоит задача высокочастотного съема навигационных данных БИБ, заданных в приращениях за такт измерения $T_{БИБ} = 4$ мс, без пропусков и повторов с высокоточной привязкой к бортовой шкале времени ВУ.

В настоящее время, когда организация межприборной синхронизации ВУ – БИБ на аппаратно-программном уровне находится в стадии совместной проработки НПО автоматики и НИИ ПМ, подстройка расчетных циклов ВУ под шаг обновления выходной информации БИБ осуществляется посредством программного обеспечения, реализованного в ВУ. Вопросы организации программной синхронизации ВУ – БИБ, основанной на однократном опросе текущего номера такта БИБ в цикле ВУ в расчетный момент времени и учете тем или иным способом факта наличия или отсутствия смены значения номера такта БИБ, рассмотрены в [4].

На основании математического моделирования, подтвержденного испытаниями на реальной аппаратуре, показано, что результирующая точность привязки при выбранном способе организации синхронизации обеспечивается на уровне $\pm(1,5 - 10,0)$ мкс.

Особенности построения математической модели погрешностей БИБ КИНД34-059

Математическая модель погрешностей любого командно-измерительного прибора отражает влияние возмущающих факторов, действующих на прибор в различных режимах эксплуатации, в сочетании с его погрешностями на выход-

ные сигналы. Основными составляющими модели погрешностей рассматриваемого прибора являются модели погрешностей гироскопических и акселерометрических каналов.

Для применения в ракетно-космической технике особенно важной является зависимость показаний ВОГ от линейных перегрузок, влияние которой отмечается в некоторых источниках [5]. При этом убедительных гипотез относительно механизма их влияния на смещение нулевого сигнала ВОГ пока никем не предложено, поэтому разработчики БИБ на базе ВОГ особое внимание уделяют экспериментальным оценкам этой зависимости.

В условиях наземных лабораторных испытаний практически единственным путем получения таких оценок представляется определение влияния на показания ВОГ проекций единичной перегрузки на оси прибора. С этой целью проведены серии испытаний, при которых регистрировались показания прибора на неподвижном относительно Земли основании в 72 различных ориентациях осей прибора по отношению к вертикали места (направлению единичной перегрузки) и оси Мира (направлению угловой скорости вращения Земли). При этом контролировалось и исключалось влияние магнитного поля на результаты измерений. Эксперименты подтвердили наличие существенных зависимостей смещения нулевого сигнала ВОГ от проекций кажущегося ускорения на оси прибора, причем как у приборов типа КИНД11-221 разработки НИИ ПМ, так и у прибора ПНСК40-036 разработки ОАО «НПК «ОПТОЛИНК». Максимальный уровень составляющих смещения нулевого сигнала, зависящих от ускорения, у одного из четырех испытанных приборов достиг $\sim 0,78$ угл.мин/мин на 1g, что согласуется по порядку величины с оценками, содержащимися в обзоре [5].

Сформированная по результатам этих испытаний и приведенная ниже математическая модель погрешностей ВОГ в целом достаточно адекватно отражает влияние на выходной сигнал проекций перегрузки на оси прибора. При этом в модели присутствуют как члены, зависящие от величины и направления этих проекций, так и нехарактерные для математических моделей механических гироскопов нелинейные составляющие, которые зависят от модулей проекций перегрузки на ОЧ ВОГ и на две перпендикулярные к ней взаимно ортогональные оси, названные главными осями деформации ЧЭ ВОГ.

$$K_{\omega} \cdot N = \omega_{BX}^x + \omega_{\tau} + \omega_X \cdot a_X/g + \omega_{|X|} \cdot |a_X|/g + \omega_1 \cdot |a_1|/g + \omega_2 \cdot |a_2|/g + \omega_Y \cdot a_Y/g + \\ + \omega_Z \cdot a_Z/g + 2\omega_{X1} \cdot a_X \cdot |a_1|/g^2 + 2\omega_{X2} \cdot a_X \cdot |a_2|/g^2 + 2\omega_{|X|1} \cdot |a_X| \cdot |a_1|/g^2 + \\ + 2\omega_{|X|2} \cdot |a_X| \cdot |a_2|/g^2 + 2\omega_{XY} \cdot a_X \cdot a_Y/g^2 + 2\omega_{XZ} \cdot a_X \cdot a_Z/g^2 + 2\omega_{|X|Y} \cdot |a_X| \cdot a_Y/g^2 + \\ + 2\omega_{|X|Z} \cdot |a_X| \cdot a_Z/g^2,$$

где $a_1 = a_Y \cdot \cos\chi + a_Z \cdot \sin\chi$ и $a_2 = -a_Y \cdot \sin\chi + a_Z \cdot \cos\chi$ – проекции кажущегося ускорения на главные оси деформации «1» и «2»; прямыми скобками обозначены модули соответствующих величин.

Предложенная математическая модель погрешностей ВОГ, как уже сказано, носит эмпирический характер и построена на результатах испытаний приборов в поле действия единичной перегрузки. Вопрос о ее применимости в условиях многократных перегрузок остается открытым, пока не будут определены механизмы влияния массовых сил на работу ВОГ, которые, как показывают эксперименты, нельзя игнорировать. Дальнейшее уточнение модели предполагается

осуществить по результатам планирующегося летного эксперимента навигационного прибора в телеметрическом режиме на борту РН «Союз-2».

Анализ источников температурной чувствительности ВОГ свидетельствует о том, что смещение нулевого сигнала, масштабный коэффициент ГК, а также отклонение ОЧ от ее номинального положения могут существенно зависеть от температурного поля прибора и от скорости его изменений во времени, поэтому решению задачи определения температурных зависимостей параметров модели предшествовало создание динамической тепловой модели БИБ. На ее основе было определено необходимое число и расположение термодатчиков, а также проведены автономные испытания БИБ в условиях имитации тепловых эксплуатационных режимов. Тепловые испытания ВОГ подтвердили расчетно-аналитические оценки уровня влияния этих возмущающих факторов. Показано, что при наличии спроектированной на основе этих оценок системы термостатирования блока ЧЭ в установившемся режиме ее работы можно пренебречь вызываемыми ею погрешностями [6].

Для АК, построенных на МА, принята хорошо апробированная модель погрешностей, включающая смещение нуля, погрешность масштабного коэффициента и углы отклонения ОЧ от номинального направления. В условиях термостатирования блока ЧЭ учет температурных зависимостей параметров модели АК не требуется.

Методики испытаний БИБ и экспериментальные отработочные позиции

Разработка как самого прибора КИНД34-059, так и методик его автономных испытаний осуществлялась на базе принципов наземной отработки БИБ, апробированных на ранее созданных в НИИ ПМ вариантах БИБ на основе ДНГ и МА (приборах КИНД34-052, -057), с учетом особенностей использования ВОГ и связанных с этим отличий модели погрешностей и конструкции прибора. К числу таких базовых принципов можно отнести:

- обеспечение возможности задания технологических режимов работы прибора с выводом информации о состоянии подсистем, электрических и кодовых сигналов в контрольных точках, а также тестирования измерительных каналов, управления ресурсами по командам специально разработанной контрольно-поверочной аппаратуры с ее прикладным программно-математическим обеспечением;
- задание тарировочных внешних воздействий на прибор (проекции векторов угловой скорости и кажущегося ускорения на ОЧ, а также температуры) с использованием стендового оборудования, снабженного специально разработанными приспособлениями;
- контроль выполнения заданных в программно-математическом обеспечении прибора циклограмм работы в режимах имитации предстартовой подготовки и полета, а также точности вычисления выходных данных по обобщенным критериям.

Для исследований основных характеристик прибора КИНД34-059 в наземных условиях используется ряд экспериментальных рабочих мест, оборудованных соответствующей стендовой аппаратурой: в НИИ ПМ – это двухосный наклонно-поворотный стенд СНП-200 и скоростные стенды СС-208 и СС-107, в НПО автоматики – это двухосный поворотный стол КИН-52 и стенд динамических перемещений (далее – стенд качания).

На высокоточном стенде СС-208 определяются цены единицы младшего разряда первичных кодовых сигналов ГК и систематические значения углов отклонения осей ВОГ i ($i = 1-4$) от их номинальных положений в приборной системе координат, углы рассогласования осей соответствующих ВОГ i и МА i , а также стабильность этих параметров в запуске и от запуска к запуску. В этом виде испытаний прибор с помощью наклонно-поворотного приспособления устанавливается на платформе стенда в серию положений, при которых ось каждого из ВОГ направлена (номинально) вдоль или поперек оси вращения платформы.

Стенд СС-107 обеспечивает задание входной угловой скорости до ~80 угл.град/с и используется для контроля диапазона измерения ГК БИБ.

На стенде СНП-200 проводятся многопозиционные испытания, в ходе которых, задавая различные значения проекций векторов ускорения свободного падения и угловой скорости вращения Земли на ОЧ измерителей, определяют цену единицы младшего разряда первичных кодовых сигналов АК и систематические значения углов отклонения осей МА i ($i = 1-4$) от их номинальных положений в приборной системе координат, а также систематические составляющие нулевых сигналов ГК i и АК i в соответствии с принятой моделью в запуске и их изменения от запуска к запуску. В нескольких ориентациях прибора проводятся длительные (от 1 ч до 24 ч) запуски, в которых по результатам измерений оценивается нестабильность выходных сигналов ГК i и АК i в запуске, а также шумовые характеристики сигналов с использованием, в частности, кривых Аллана. На этом же рабочем месте контролируется выполнение циклограммы и имитируется режим полета.

Многопозиционные испытания, проводимые на двухосном поворотном столе КИН-52 путем разворотов основания в различные характерные положения по отношению к вертикали места и оси Мира, во многом аналогичны испытаниям на СНП-200. Они позволяют подтвердить заявленные разработчиком прибора систематические составляющие моделей погрешностей акселерометрических и гироскопических каналов БИБ в условиях действия проекций единичной перегрузки и скорости вращения Земли.

Стенд качания обеспечивает физическое воспроизведение угловых перемещений основания относительно горизонтальной оси с амплитудой качания в пределах ± 15 угл. град в рабочем диапазоне частот до 1,0 Гц, при этом управление стендом осуществляется от ПЭВМ с тактом 0,5 – 10,0 мс; погрешность информации об угле качания не превышает 2 угл.мин. Программа автономных испытаний БИБ на стенде качания заключается в проведении ряда прогонов с различными параметрами управляющего воздействия, имитирующего ветровые и прочие возмущения, действующие на изделие на участках предстартовой подготовки и полета, в условиях различной начальной ориентации приборной системы координат БИБ относительно оси качания стенда и географической системы координат.

Оценки точностных характеристик прибора КИНД34-059 по результатам испытаний технологического образца

В процессе проведения в НИИ ПМ регулировочных испытаний на стендах СНП-200 и СС-208 технологический образец прибора КИНД34-059 разворачивался в четыре ориентации, характеризующиеся выставкой ОЧ соответствующей пары ВОГ i – МА i ($i = 1-4$), по вертикали места вверх: в ориентации 1 – это

оси пары ВОГ4 – МА4, в ориентации 2 – пары ВОГ1 – МА1, в ориентации 3 – пары ВОГ2 – МА2 и в ориентации 4 – пары ВОГ3 – МА3. Для каждой ориентации в часовом запуске определялись средние значения выходных сигналов ГК ($\omega_{\text{ср}}$) и АК ($a_{\text{ср}}$) и максимальные отклонения от них соответствующих единичных замеров ГК ($\Delta\omega$) и АК (Δa), полученных на интервалах осреднения 300 с. Результаты испытаний прибора КИНД34-059 (зав. № 9368) представлены в табл. 2.

Таблица 2

Результаты регулировочных испытаний образца прибора КИНД34-059 при ориентации различных пар ВОГ i – МА i ($i = 1-4$) по вертикали места вверх

Измерительный канал	Ориентация 1 (пара ВОГ4 – МА4)		Ориентация 2 (пара ВОГ1 – МА1)		Ориентация 3 (пара ВОГ2 – МА2)		Ориентация 4 (пара ВОГ3 – МА3)	
	$\omega_{\text{ср}}$	$\Delta\omega$	$\omega_{\text{ср}}$	$\Delta\omega$	$\omega_{\text{ср}}$	$\Delta\omega$	$\omega_{\text{ср}}$	$\Delta\omega$
Оценка								
ГК1	5,789	0,080	14,388	0,038	-6,603	-0,046	-6,580	-0,051
ГК2	13,538	-0,041	-5,544	0,051	15,118	-0,045	-5,656	0,033
ГК3	-1,287	0,046	-7,235	-0,046	-7,170	0,045	13,552	-0,061
ГК4	13,979	0,037	2,095	0,049	2,095	-0,032	2,275	-0,023
Оценка	$a_{\text{ср}}$	Δa	$a_{\text{ср}}$	Δa	$a_{\text{ср}}$	Δa	$a_{\text{ср}}$	Δa
АК1	-3,276	0,0004	-9,812	0,0004	3,228	-0,0005	3,277	0,0005
АК2	-3,317	0,0006	3,163	0,0004	-9,812	0,0004	3,193	-0,0003
АК3	-3,484	-0,0002	3,157	0,0003	3,199	0,0004	-9,807	0,0004
АК4	-9,823	-0,0004	-3,398	0,0005	-3,318	-0,0003	-3,289	-0,0005

О характере нестабильности выходных сигналов ВОГ i ($i = 1-4$) технологического образца прибора КИНД34-059 в часовом запуске для рассмотренных вариантов ориентаций свидетельствуют графики на рис. 4.

Оценка точностных параметров ГК на основе кривых Аллана, построенных по выходным данным ВОГ i ($i = 1-4$), зарегистрированным в одном из типовых 24-часовых запусков БИБ при шаге опроса 4 мс, дала следующие результаты [7]:

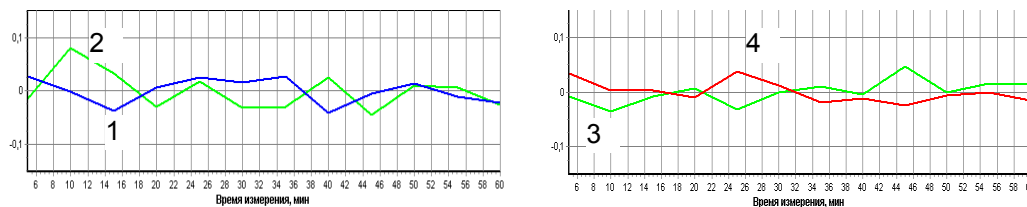
- стабильность нулевого сигнала – от 0,003–0,006 угл.мин/мин (1-й канал) до 0,010 – 0,020 угл.мин/мин (2-й канал);
- случайный дрейф нулевого сигнала – не более 0,002 – 0,003 угл.град/ $\sqrt{\text{ч}}$.

При проведении автономных испытаний на стенде качания НПО автоматики регистрация выходной информации технологического образца прибора КИНД34-059 производилась на трех характерных временных участках, включающих участок до подачи управляющего воздействия, участок его действия и участок после снятия управляющего воздействия. Управляющее воздействие задавалось в виде углового движения основания стенда, при этом возврат в исходное положение после снятия управляющего воздействия осуществлялся с погрешностью не более 20 угл.с.

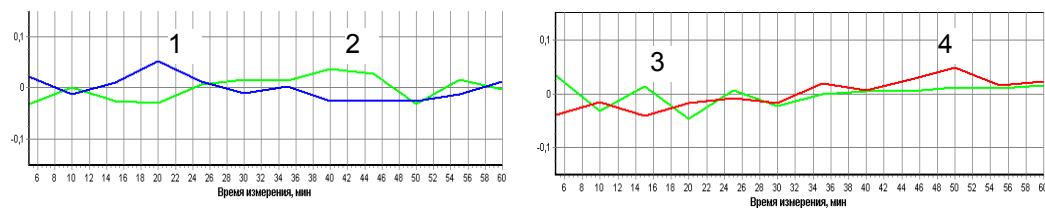
По информации серии из пяти запусков для участков до подачи и после снятия управляющего воздействия сформированы оценки проекций вектора угловой скорости вращения Земли на оси ВОГ i ($\omega 1^{\text{ГК}i}$ и $\omega 3^{\text{ГК}i}$ соответственно) и вычислены разности между ними ($\Delta\omega^{\text{ГК}i}$). Аналогичные оценки ($a 1^{\text{АК}i}$, $a 3^{\text{АК}i}$ и $\Delta a^{\text{АК}i}$) сделаны относительно проекций вектора ускорения свободного падения

на оси MA_i ($i = 1-4$). Результаты оценок, включая статистические характеристики – среднее в запуске (математическое ожидание (МО)) и среднее квадратическое отклонение (СКО) разброса замеров относительно среднего – нестабильность в запуске на уровне 1σ , приведены в табл. 3 и 4.

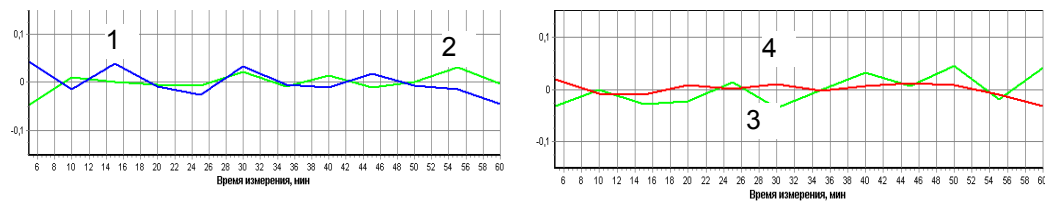
а) ориентация 1 (ОЧ пары ВОГ4 – МА4 направлена по вертикали места вверх)



б) ориентация 2 (ОЧ пары ВОГ1 – МА1 направлена по вертикали места вверх)



в) ориентация 3 (ОЧ пары ВОГ2 – МА2 направлена по вертикали места вверх)



г) ориентация 4 (ОЧ пары ВОГ3 – МА3 направлена по вертикали места вверх)

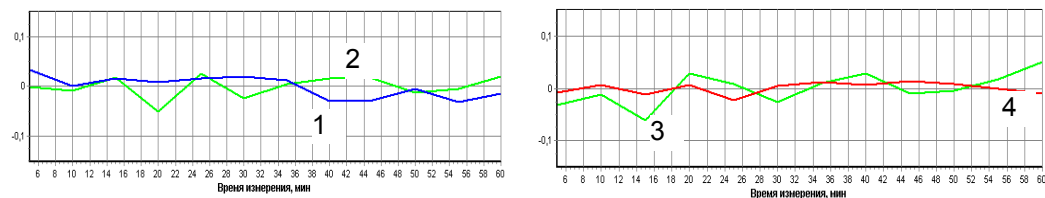


Рис. 4. Случайные составляющие выходных сигналов ВОГ i ($i = 1-4$) в часовых запусках при различных ориентациях прибора КИНД34-059 относительно вертикали места; 1 – ВОГ1, 2 – ВОГ2, 3 – ВОГ3, 4 – ВОГ4

Результаты оценок вектора угловой скорости вращения Земли в измерительных осях ГК прибора КИНД34-059 (см. табл. 3) позволяют сделать вывод, что нестабильность нулевого сигнала ВОГ в запуске, в качестве оценки которого можно рассматривать параметр $\Delta\omega^{\text{ВОГ}i}$ ($i = 1-4$), в целом не превышает по модулю предельного значения нестабильности нулевого сигнала ГК в запуске 0,03 угл.мин/мин, заявленного в табл. 1. Отдельные незначительные превышения, наблюдаемые, например, для ВОГ1 в запусках № 1, 2 и для ВОГ2 в запуске № 4, могут быть обусловлены нестабильностью масштабных коэффициентов

ВОГ, которые в данной серии экспериментов не оценивались. Кроме того, из представленных оценок следует, что полученные значения угловой скорости в условиях неподвижного основания достаточно стабильны и СКО (σ) нестабильности нулевого сигнала от запуска к запуску не превышает 0,05 угл.мин/мин.

Таблица 3

Оценки проекций вектора угловой скорости вращения Земли по показаниям ГК образца прибора КИНД34-059 в условиях неподвижного основания стенда качания, угл.мин/мин

Запуск		1	2	3	4	5	МО	σ
ГК1	$\omega_1^{ГК1}$	7,681	7,694	7,661	7,593	7,676	7,661	0,027
	$\omega_3^{ГК1}$	7,650	7,729	7,631	7,595	7,667	7,654	0,035
	$\Delta\omega^{ГК1}$	-0,031	0,035	-0,030	0,002	-0,009	-0,007	0,019
ГК2	$\omega_1^{ГК2}$	12,400	12,331	12,379	12,334	12,336	12,356	0,023
	$\omega_3^{ГК2}$	12,399	12,304	12,378	12,367	12,346	12,359	0,027
	$\Delta\omega^{ГК2}$	-0,001	-0,027	-0,001	0,033	0,010	0,003	0,015
ГК3	$\omega_1^{ГК3}$	-8,218	-8,310	-8,178	-8,189	-8,198	-8,218	0,039
	$\omega_3^{ГК3}$	-8,199	-8,337	-8,207	-8,167	-8,167	-8,216	0,049
	$\Delta\omega^{ГК3}$	0,019	-0,027	-0,029	0,022	0,031	0,003	0,025
ГК4	$\omega_1^{ГК4}$	-14,078	-14,006	-14,005	-14,037	-14,043	-14,034	0,025
	$\omega_3^{ГК4}$	-14,073	-14,015	-14,021	-14,014	-14,014	-14,028	0,018
	$\Delta\omega^{ГК4}$	0,005	-0,009	-0,016	0,023	0,029	0,006	0,015

Таблица 4

Оценки проекций вектора ускорения свободного падения по показаниям АК образца прибора КИНД34-059 в условиях неподвижного основания стенда качания, м/с²

Запуск		1	2	3	4	5	МО	σ
АК1	$a_1^{АК1}$	-3,37565	-3,37526	-3,37521	-3,37523	-3,37521	-3,37531	0,000136
	$a_3^{АК1}$	-3,37548	-3,37544	-3,37536	-3,37544	-3,37544	-3,37543	0,000029
	$\Delta a^{АК1}$	0,00017	-0,00018	-0,00015	-0,00021	-0,00023	-0,00019	0,000024
АК2	$a_1^{АК2}$	-3,34055	-3,34089	-3,34055	-3,34050	-3,34029	-3,34056	0,000133
	$a_3^{АК2}$	-3,34049	-3,34066	-3,34056	-3,34060	-3,34060	-3,34058	0,000046
	$\Delta a^{АК2}$	0,00006	0,00023	0,00003	-0,00010	-0,00031	-0,00014	0,000100
АК3	$a_1^{АК3}$	-3,36171	-3,36101	-3,36135	-3,36094	-3,36113	-3,36123	0,000242
	$a_3^{АК3}$	-3,36135	-3,36089	-3,36116	-3,36101	-3,36101	-3,36108	0,000137
	$\Delta a^{АК3}$	0,00036	0,00012	0,00019	-0,00007	0,00012	0,00017	0,000083
АК4	$a_1^{АК4}$	-9,82548	-9,82542	-9,82537	-9,82549	-9,82550	-9,82545	0,000045
	$a_3^{АК4}$	-9,82577	-9,82572	-9,82575	-9,82579	-9,82579	-9,82576	0,000023
	$\Delta a^{АК4}$	-0,00029	-0,00030	-0,00038	-0,00030	-0,00029	-0,00031	0,000026

Согласно данным табл. 4 нестабильность нулевого сигнала АК в запуске, в качестве оценки которого можно рассматривать параметр Δa^{AK_i} ($i = 1-4$), не превышает по модулю $\sim 0,00038 \text{ м/с}^2$ и в целом по совокупности замеров меньше предельного значения нестабильности нулевого сигнала АК в запуске $4 \cdot 10^{-4} \text{ м/с}^2$, заявленного в табл. 1. Кроме того, полагая, что нестабильность нулевого сигнала АК от запуска к запуску характеризуется СКО (σ) проекций вектора ускорения свободного падения, можно сделать вывод, что нестабильность нулевого сигнала АК от запуска к запуску не превышает $\sim 0,0001 \text{ м/с}^2$, что значительно меньше предельного значения погрешности $5 \cdot 10^{-4} \text{ м/с}^2$ (см. табл. 1).

Следует также отметить высокую повторяемость показаний АК4 в табл. 4. Это можно объяснить тем, что влияние погрешности возврата основания стенда в исходное положение на показания АК4 имеет более высокий порядок малости по сравнению с АК1, АК2, АК3 по причине вертикальной ориентации его ОЧ в данных замерах. Рассмотрение показаний только АК4 в целях минимизации влияния указанной погрешности на оценку стабильности характеристик АК подтверждает заявленные в табл. 1 характеристики в части нулевого сигнала АК с более высокой степенью точности.

Заключение

Первый технологический образец бесплатформенного инерциального блока КИНД34-059 на волоконно-оптических гироскопах и кварцевых маятниковых акселерометрах, изготовленный ФГУП «Центр эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры», прошел ряд наземных отработочных испытаний, в ходе которых подтверждена близость точностных параметров измерительных каналов к проектным значениям. В настоящее время указанный образец прибора находится на этапе отработки программно-математического обеспечения, включая программную организацию взаимодействия с бортовым ВУ в рамках работ по созданию навигационного прибора на базе интегрированной БИНС для системы управления ракеты-носителя.

По рекомендациям, выработанным в ходе изготовления и испытаний данного технологического образца, а также с учетом результатов математического моделирования и экспериментальных исследований отдельных узлов и подсистем проведена коррекция конструкции прибора, направленная в первую очередь на повышение виброустойчивости и улучшение тепловых условий работы оптико-электронных модулей. По откорректированной документации завершается изготовление двух штатных образцов прибора КИНД34-059-01, предназначенных для летного эксперимента в телеметрическом режиме в составе навигационного прибора на борту ракеты-носителя «Союз-2».

ЛИТЕРАТУРА

1. **Исследование** твердотельных чувствительных элементов и командно-измерительных приборов на их основе: Промежуточный отчет о научно-исследовательской работе КИНД.Э032.3527, ФГУП «ЦЭНКИ», Научно-образовательный центр по системам ориентации, навигации и стабилизации высокоточных летательных аппаратов, 2009.
2. **Создание** опытного образца навигационного прибора на базе бесплатформенного инерциального блока, аппаратуры спутниковой навигации и вычислительного устройства [Текст] / Л.Н. Бельский [и др.] // XVII Санкт-Петербургская международная конференция по интегри-

- рованными навигационным системам. – СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2010. С. 175 – 177.
3. **ГОСТ Р 52070-2003.** Интерфейс магистральный последовательный системы электронных модулей. Общие требования [Текст]. Введ. 2004-01-01. – М.: Изд-во стандартов, 2003. – 24 с.
 4. **Перепелкина, С.Ю.** Практические способы организации программной синхронизации специализированного вычислительного устройства с бесплатформенным инерциальным блоком [Текст] / С.Ю. Перепелкина, П.В. Ситников, А.А. Федотов // Ракетно-космическая техника: научно-технический сборник. Сер. XI. Системы управления ракетных комплексов, вып. 1 – Екатеринбург: изд. ФГУП «НПО автоматики им. академика Н.А. Семихатова». - 2011. - С. 28 – 35.
 5. **D.H. Titterton, J.L. Weston,** Strapdown Inertial Navigation Technology // American Institute of Astronautics and Aeronautics, 2004.
 6. **Курбатов А.М., Курбатов Р.А.,** Пути повышения точности волоконно-оптических гироскопов// Гироскопия и навигация. - 2012. - № 1. - С. 102-121 .
 7. **Кробка, Н.И.** Дифференциальные методы идентификации структуры шумов гироскопов // Гироскопия и навигация. – 2011. - № 1(72). - С. 59 – 77.

Abstract. The main technical characteristics of the strapdown inertial unit implemented on the basis of fiber-optic gyroscopes and pendulous accelerometers are investigated on a number of experimental test positions in the process of ground tests. Preliminary estimates of operational and accuracy characteristics are obtained.

Key words: strapdown inertial unit, fiber-optic gyroscopes, pendulous accelerometers, ground tests