

Ю.М. ЗЛАТКИН, А. Н. КАЛНОГУЗ, В. Г. ВОРОНЧЕНКО, Н. И. ЛИХОЛИТ,  
А. Ю. ВАХЛАКОВ, А. М. СЛАДКИЙ, В. М. СЛЮСАРЬ

## ЛАЗЕРНАЯ БИНС ДЛЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ «ЦИКЛОН-4»

*Представлены сведения о ходе разработки украинскими предприятиями бесплатформенной навигационной системы (БИНС) на основе лазерных гироскопов, предназначенной для использования в системе управления ракеты-носителя (РН) «Циклон-4». Особое внимание уделено вопросам стратегии экспериментальной отработки БИНС в условиях ограниченного количества испытательных пусков РН, а также анализу результатов испытаний экспериментальных образцов БИНС, полученных в ходе как внутризаводских, так и натурных испытаний.*

### Введение

В настоящее время предприятиями ракетно-космической промышленности Украины завершаются работы по созданию ракеты-носителя космического назначения «Циклон-4». Одной из самых сложных проблем при создании РН «Циклон-4» оказалась задача разработки БИНС, обладающей требуемыми техническими характеристиками. В процессе разработки БИНС проведены работы по созданию технологической, экспериментальной и научной базы для проектирования, изготовления и экспериментальной отработки навигационных систем высокой точности. К числу приоритетных задач, которые пришлось решить, относятся:

- разработка и изготовление чувствительных элементов (гироскопов и акселерометров) требуемого класса точности и механической устойчивости;
- отработка схем построения и улучшение ТТХ аналоговой и цифровой электроники;
- разработка и реализация методик входного контроля чувствительных элементов БИНС (гироскопов и акселерометров);
- создание экспериментальной базы для проведения статических и динамических испытаний БИНС;

---

**Златкин** Юрий Михайлович. Генеральный директор, генеральный конструктор НПП «Хартрон-Аркос» (Харьков, Украина).

**Калногуз** Анатолий Николаевич. Первый заместитель генерального директора НПП «Хартрон-Аркос».

**Воронченко** Вячеслав Григорьевич. Директор по комплексному проектированию и программированию НПП «Хартрон-Аркос».

**Лихолит** Николай Иванович. Директор-главный конструктор КП СПС «Арсенал» (Киев, Украина). Действительный член Академии навигации и управления движением.

**Вахлаков** Александр Юрьевич. Заместитель главного конструктора направления КП СПС «Арсенал».

**Сладкий** Анатолий Михайлович. Главный конструктор направления КП СПС «Арсенал».

**Слюсарь** Виктор Михайлович. Кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник НТУУ «Киевский политехнический институт» (Киев, Украина).

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

- разработка программного, математического и методического обеспечения для калибровки БИНС;
- разработка программного обеспечения для обработки массивов первичных сигналов чувствительных элементов комплекса командных приборов (ККП) для тестирования модели погрешностей и оценивания метрологических характеристик ККП на всех этапах его экспериментальной отработки;
- разработка вычислительного устройства БИНС и соответствующего программно-математического обеспечения для режимов предстартовой подготовки (тестирование, начальная выставка и предстартовая калибровка) и основной работы БИНС (решение задач ориентации и навигации);
- модернизация существующей и создание новой стендовой аппаратуры для проведения комплексных проверок функционирования БИНС в составе системы управления ракеты-носителя.

Ниже приводятся основные результаты, полученные в ходе экспериментальной отработки опытных образцов ККП и БИНС.

### **Требования по назначению**

БИНС на лазерных гироскопах является центральным измерительным и командным прибором системы управления (СУ) ракеты-носителя «Циклон-4» и используется для решения задач начальной выставки, ориентации и навигации, а ее выходная информация передается в СУ РН для управления угловым и линейным движением ракеты. Главное требование, которому должна удовлетворять БИНС СУ РН, – это обеспечение заданной точности для выведения ракеты на расчетную орбиту в условиях жестких механических воздействий.

Как пример, укажем, что для такого класса БИНС требования по точности выведения на круговую орбиту высотой 500 км могут составлять: по высоте – не более 5 км; по наклонению орбиты – не более 5 угл. мин. При этом уровень вибрационных нагрузок в местах крепления прибора может достигать 14,6 g (среднеквадратичное значение), а эквивалентный удар – 150 g при длительности до 2 мс.

Расчет точности выведения РН на эту и другие типовые орбиты показывает, что отдельные составляющие погрешности ККП должны быть ограничены следующими предельными допусками ( $3\sigma$ ):

- погрешность масштабного коэффициента (МК) продольного акселерометра – не более 0,01%;
- основная и дополнительная погрешности смещения нуля акселерометров – не более 0,1 mg (каждая);
- основная и дополнительная погрешности смещения нуля ЛГ – не более 0,1 град/ч (каждая) и т.д.;

Помимо решения навигационной задачи, в БИНС должны быть реализованы функции контроля технического состояния основных узлов прибора в полете и выдача массива телеметрируемых параметров.

### **Состав и особенности конструктивного исполнения БИНС**

Конструктивно БИНС (рис. 1) состоит из ККП, измеряющего приращение интегралов от проекций абсолютной угловой скорости и кажущегося ускорения, и спецвычислителя (СВ) БИНС, реализующего алгоритмы решения навигационной задачи. СВ устанавливается внутри ККП.

**Основные тактико-технические характеристики БИНС**

Масса – 35 кг  
Потребляемая мощность – 64 Вт  
Объем – 25 дм<sup>3</sup>  
Частота информационного обмена – 200 Гц

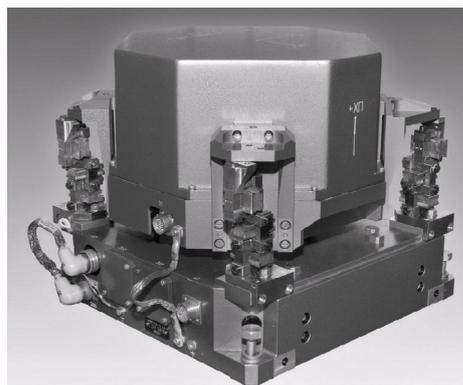


Рис. 1. Внешний вид опытного образца БИНС

Блок чувствительных элементов включает в себя три одноосных лазерных гироскопа (ЛГ) с виброподставкой и периметром 28 см, и три маятниковых компенсационных акселерометра (АК). Акселерометры устанавливаются в термостатируемом объеме с температурой статирования +65°C.

Лазерные гироскопы обеспечивают измерение угловых скоростей в диапазоне до  $\pm 250$  град/с.

Акселерометры имеют динамический диапазон  $\pm 25$  g.

Управление ЛГ осуществляется микропроцессорным блоком управления на основе сигнального процессора. Блок управления ЛГ обеспечивает возбуждение и управление тремя виброприводами, задание токов разряда и стабилизацию периметра каждого ЛГ. Собственные частоты виброприводов ЛГ разнесены на 40 Гц и составляют 340, 380 и 420 Гц с технологическим разбросом не более 8 Гц.

Управление и стабилизация температуры блока акселерометров обеспечивается микроконтроллером. Стабильность поддержания температуры составляет  $\pm 0,1$  °C.

Аналоговые сигналы акселерометров преобразуются в цифровой вид с помощью интегрирующего преобразователя «напряжение – частота». Точность преобразования не менее 19 бит.

Сигналы ЛГ и АК в цифровом виде поступают на вход микропроцессорного блока преобразования сигналов (БПС). БПС содержит постоянное запоминающее устройство для хранения паспортизируемых констант ККП, определяемых при калибровке прибора. БПС осуществляет преобразование цифровых кодов сигналов ЛГ и АК в физические величины: приращения углов и приращения проекций кажущейся скорости на такте преобразования путем учета систематических значений смещения нуля, масштабных коэффициентов, а также матрицы направляющих косинусов приборной системы координат. Кроме того, БПС обеспечивает алгоритмическую компенсацию температурных погрешностей ККП.

Приборная система координат реализуется нормальми к отражающей поверхности контрольной оптической призмы, установленной на корпусе ККП. В случае использования наземной системы прицеливания РН азимутальное направление ККП определяется с помощью контрольного элемента, угловое положение которого паспортизируется на этапе калибровки ККП.

Для обеспечения устойчивости ККП в условиях механических нагрузок при полете РН, служит система виброударозащиты СВУЗ, выполненная по ориги-

нальной схеме. Основное достоинство такой СВУЗ – это обеспечение более высокого значения угловой жесткости по сравнению с линейной жесткостью. Так, собственная частота СВУЗ по линейным координатам составляет 50-60 Гц, а по угловым координатам 150-165 Гц. Такая схема обеспечивает минимальное взаимное влияние трех виброприводов ЛГ и незначительные угловые движения блока чувствительных элементов в условиях вибрационных воздействий.

Корпус ККП обеспечивает защиту блока чувствительных элементов от влияния постоянных магнитных и переменных электрических полей, а также решает задачи обеспечения требуемых уровней промышленных помех, создаваемых ККП.

В БИНС формируется массив телеметрической информации о состоянии основных подсистем и прибора в целом, который содержит, в том числе и интегральную оценку достоверности выдаваемой информации на всех этапах эксплуатации прибора, для последующей передачи в бортовую систему измерений и телеметрии.

### Результаты экспериментальной отработки ККП

В данном разделе приведены результаты экспериментальной отработки опытных образцов ККП разрабатываемой лазерной БИНС. В период с 2008 по 2011 год для различных видов испытаний было изготовлено, в общей сложности, 17 комплектов ККП. В ходе этих испытаний, практически одновременно, проводились: доработка конструкции прибора, оценивание нормируемых параметров ККП, разработка методик такого оценивания, уточнение математических моделей погрешностей БИНС в условиях различных тестовых воздействиях.

Для обеспечения наземной экспериментальной отработки ККП была создана современная испытательная база, разработаны методики тестирования и программно-математического обеспечения для анализа получаемых экспериментальных данных. В состав испытательного оборудования в настоящее время входят:

- трехосный наклонно-поворотный стенд АС3367;
- одноосный стенд с термокамерой АС1136-140-ТСN;
- центрифуга измерительная АС66-150-030-010;
- вибростенд вертикальный V850/440;
- вибростенд горизонтальный V964LS;
- термокамера WEISS WT 1000/400.

С целью отработки ККП и БИНС в условиях реального движения создана автомобильная подвижная лаборатория и самолетная лаборатория на базе самолета СУ-17УМЗ. На указанных подвижных лабораториях проведен значительный объем отработочных испытаний ККП и БИНС.

Для анализа экспериментальных данных была разработана универсальная компьютерная программа «*NavLab*». Возможности этой программы позволяют реализовывать все функциональные алгоритмы БИНС для тестирования ее характеристик как в режиме реального времени, так и на этапе пост-обработки файлов с массивами экспериментальных данных. Кроме того, заложенные в эту программу математические модели динамики и погрешностей ККП, а также генераторы траекторий (тестовых сигналов) позволяют исследовать средствами имитационного моделирования влияние различных факторов и условий применения ККП на погрешности БИНС.

Несмотря на то, что этап экспериментальной обработки опытных образцов продолжается, основные результаты тестирования ККП могут уже быть представлены в виде оценок его основных метрологических характеристик и законченных методик тестирования.

### Испытания ККП в условиях статики

После сборки и проверки функциональной готовности каждый опытный образец ККП проходит этап предварительного тестирования для определения его основных метрологических характеристик – времени температурной готовности, параметров нестабильности смещений нулей гироскопов и акселерометров от запуска к запуску и в запуске. Стандартная программа испытаний включает шесть 8-часовых включений каждого прибора, проводимых на стабильном основании и при нормальной температуре. Прием и сохранение на жестком диске ПК первичных сигналов ККП в виде приращений углов и кажущейся скорости производится с частотой 1 Гц. С такой же частотой обновляется и сохраняется информация температурных датчиков ККП. Затем, на этапе постобработки, определяются искомые статистические характеристики нестабильности нулевых сигналов ККП. На рис. 2 и 3 представлены графики стандартного отклонения Аллана [1] (RAV-Root Allan Variance) для одного из опытных образцов ККП.

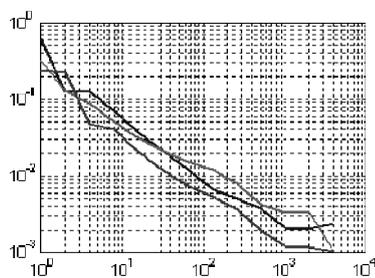


Рис. 2. RAV-характеристика ЛГ [град/ч]

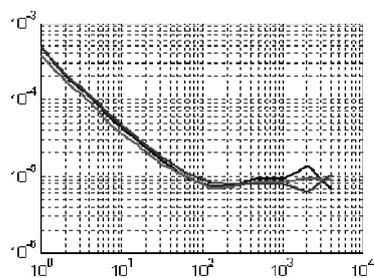


Рис. 3. RAV-характеристика АК [мс<sup>2</sup>]

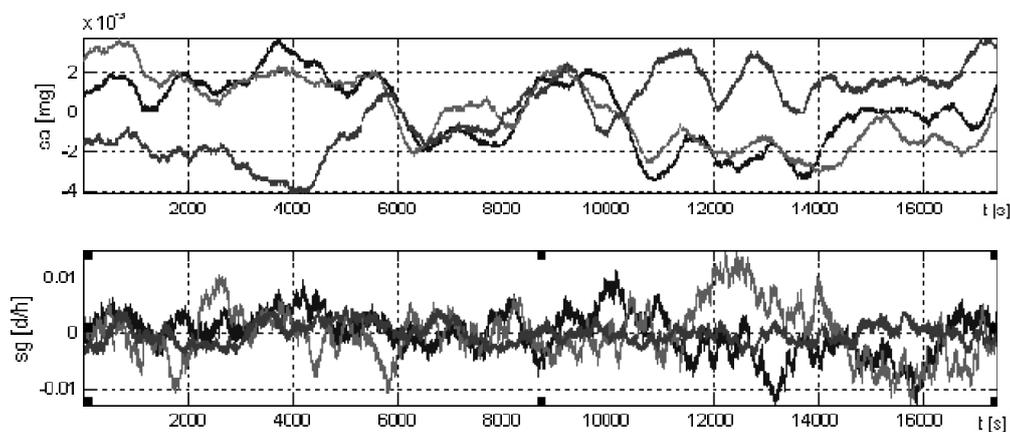


Рис. 4. Первичные сигналы гироскопов и акселерометров (после сглаживания алгоритмом скользящего среднего)

На рис. 4 приведены графики сглаженных алгоритмом скользящего среднего (на интервале 600 с) первичных сигналов этого же ККП, иллюстрирующие нестабильность оценок смещений нулей АК и ЛГ в одном запуске.

Характерные значения параметров нестабильности смещений нулей и измерительного шума первичных сигналов опытных образцов ККП приведены в табл. 1. Получаемые в рамках статических испытаний результаты позволяют принять решение о целесообразности перехода к следующему этапу – проведению калибровки ККП.

Т а б л и ц а 1

Параметр	Значения (СКО)
Нестабильность смещений нулей АК [мг] (при времени усреднения 600 с)	0,006
Нестабильность смещений нулей ЛГ [град/ч] (при времени усреднения 600 с)	0,004
Коэффициент случайного ухода ЛГ [град/ч <sup>1/2</sup> ]	0,005
Измерительный шум АК [м/с] (на частоте опроса 200 Гц)	0,0003
Измерительный шум ЛГ [arc sec] (на частоте опроса 200 Гц)	0,3
Невоспроизводимость смещений нулей АК [мг] (от запуска к запуску)	0,008
Невоспроизводимость смещений нулей ЛГ [град/ч] (от запуска к запуску)	0,005

### Калибровка ККП

В настоящее время на заводе-изготовителе используется методика калибровки ККП, которая основана на *применении*:

а) скалярного метода [2] для калибровки 9 параметров триады акселерометров (три нуля, три масштабных коэффициента и три угловых параметра неортogonalности осей чувствительности АК);

б) скалярного метода для калибровки трех нулей блока гироскопов;

в) навигационного метода [3] для калибровки остальных 9 параметров блока гироскопов (три МК и шесть угловых параметров, определяющих ориентацию осей чувствительности ЛГ по отношению к осям калибровочного базиса, вычисляемого на этапе калибровки триады акселерометров);

г) теодолита для калибровки трех углов, определяющих ориентацию осей калибровочного базиса относительно осей контрольного элемента КЭ (данную операцию достаточно выполнить 1-2 раза);

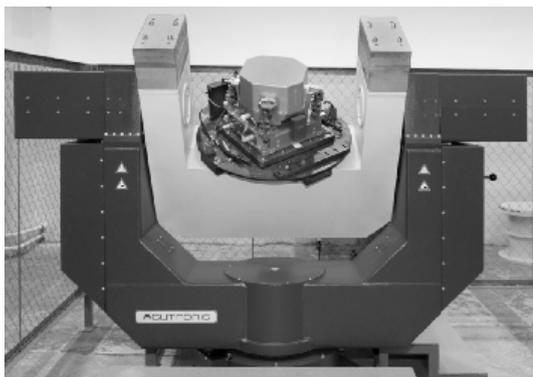


Рис. 5. Рабочее место для калибровки ККП

д) контроля погрешностей калибровки 21 параметра ККП.

Технологически процесс калибровки производится в два этапа: сначала, с использованием трехосного станда АС3367 (рис. 5) в автоматическом режиме, производится запись массивов первичных сигналов для всех предусмотренных методикой статических положений и тестовых вращений ККП, а затем, на этапе постобработки, с помощью программы «NavLab» вычисляются оценки 21 параметра ККП. Одно-

временно с формированием массива расчетных значений параметров ККП (протокола калибровки) производится расчет погрешностей их оценивания (прото-

кол погрешностей калибровки). Контроль точности выполняется в каждом сеансе калибровки и основан на использовании достаточно большого объема избыточной информации, получаемой при реализации основной и дополнительной системы тестов.

По результатам экспериментальной отработки такой методики калибровки и совершенствования технических решений ККП стало очевидным, что информационная избыточность, достигаемая за счет применения большого числа статических и динамических тестов, уместна только при проведении первой калибровки каждого вновь изготовленного образца. Для последующих циклов калибровки (применяемых для получения соответствующей статистики) достаточной является серия только из 9 тестов, в рамках которой каждая ось ККП поочередно устанавливается вдоль вертикали места, а затем задаются фиксированные развороты основания прибора на угол  $180^\circ$  вокруг всех трех осей [3]. Информативность таких тестов достаточна не только для расчета 21-й калибровочной константы ККП, но и для проведения контроля точности получаемых оценок. Протяженность временного интервала одного цикла такой калибровки составляет 1-2 ч (в зависимости от точности оценивания смещений нулей гироскопов), что позволяет в одном запуске прибора получить от 3 до 5 наборов калибровочных констант ККП, а значит, и оценить нормируемые характеристики их стабильности.

В табл. 2 приведены значения погрешностей оценивания и повторяемости калибровочных констант, характерные для образцов ККП, предназначенных для проведения летных испытаний.

Таблица 2

#### Результаты калибровки ККП

Параметр погрешности ККП (от включения к включению)	Значение ( $3\sigma$ )
Смещения нуля АК [mg]	< 0.06
МК АК [%]	< 0.003
Смещения нуля ЛГ [d/h]	< 0.02
МК ЛГ [%]	< 0.001
Ортогональность осей БА [°]	< 5
Угловые параметры ОЧ ЛГ [°]	< 10

Перед отправкой с завода-изготовителя, в ПЗУ микропроцессорного устройства ККП производится запись значений его паспортных констант, определяемых по результатам последней серии калибровок. Контроль правильности ввода паспортных констант проводится в рамках отдельной методики тестирования. Эта методика основана на проверке условий непревышения назначенного допуска расчетными значениями проекций навигационной погрешности при реализации определенной последовательности тестовых вращений.

Следует отметить, что результаты решения навигационной задачи в условиях тестовых разворотов используются как для определения калибровочных констант ККП, так и для выявления и оценивания возможного относительного запаздывания между первичными сигналами гироскопов и акселерометров. В основе такой диагностики ККП лежит тот факт, что при наличии относительного запаздывания  $\tau_0$ , разворот ККП на угол, равный  $2\pi$  вокруг одной из его горизонтальных осей, приведет (практически независимо от времени вращения)

к появлению ошибки по скорости вдоль другой горизонтальной оси, равной  $\delta V = 2\pi \cdot g \cdot \tau_0$ .

### Испытания ККП в условиях угловых колебаний

С использованием трехосного стенда АС3367 были проведены экспериментальные исследования дополнительных погрешностей ККП в условиях гармонических угловых колебаний основания. В рамках первого этапа этих испытаний в качестве тестовых были реализованы два простейших типа задания гармонических угловых колебаний:

1. синфазные колебания типа  $\varphi_x = \varphi_y = A \sin(2\pi \cdot t)$ ,  $A = 5^\circ$ ;
2. коническое движение типа  $\varphi_y = A \sin(2\pi \cdot t)$ ,  $\varphi_x = A \cos(2\pi \cdot t)$ ,  $A = 5^\circ$  ( $X$  – горизонтальная и  $Y$  – вертикальная оси ККП).

Параллельно с постобработкой полученных экспериментальных данных средствами имитационного моделирования проводилась отработка математической модели инструментальных и методических (системных) погрешностей БИНС. Результаты исследований можно сформулировать таким образом.

**Применение 1-го типа** тестового движения позволяет с высокой точностью идентифицировать: геометрические параметры так называемого **size**-эффекта; параметры асимметрии МК лазерных гироскопов и параметры относительного запаздывания между первичными сигналами трех гироскопов. Как следует из полученных результатов:

- при величине геометрического параметра  $d = 0,02$  м дополнительная ошибка навигационного ускорения составляет  $\delta a_n = 0,003$  м/с<sup>-2</sup>;
- при асимметрии МК  $\delta k_g = 1$  ppm, вибрационные погрешности  $X, Y$ -гироскопов, которые измеряют угловые колебания, будут примерно равны  $\delta \omega_{x,y} = 0,07$  град/ч;
- при величине относительной задержки между первичными сигналами  $X, Y$ -гироскопов равной  $\tau_{xy} = 10^{-4}$  с, вдоль оси  $Z$  на системном уровне будет детектироваться погрешность [4] порядка  $\delta \omega_z = 3,1$  град/ч.

Результаты экспериментальной отработки такого метода тестирования ККП позволили оценить геометрические параметры блока акселерометров, необходимые для алгоритмической коррекции системной погрешности измерения кажущегося ускорения. Что касается двух других инструментальных факторов, то в рамках проведенных тестов их влияние не обнаружено.

**Применение 2-го типа** тестового движения позволяет выявить и оценить погрешности калибровки отдельных параметров триады гироскопов, а именно, трех МК и трех угловых параметров, определяющих неортогональность осей чувствительности гироскопов. В основе такого метода оценивания указанных погрешностей калибровки лежит тот факт, что при столь малой частоте угловых колебаний можно пренебречь влиянием методической погрешности, возникающей на этапе интегрирования уравнений ориентации. Тогда при условии компенсации нелинейного фактора МК гироскопов единственным источником детектирования (на системном уровне) скорости углового дрейфа БИНС являются упомянутые погрешности калибровки БГ, которые можно описать уравнениями [4]:

$$\delta \Omega_x \approx -(\varepsilon_{xz} + \varepsilon_{zx}) \cdot \Omega_{cz}, \quad \delta \Omega_y \approx -(\varepsilon_{yz} + \varepsilon_{zy}) \cdot \Omega_{cz}, \quad \delta \Omega_z \approx (\delta k_{gz} - \delta k_{gx} - \delta k_{gy}) \cdot \Omega_{cz}$$

Здесь  $\varepsilon_{xz}$  и т.д. – погрешности калибровки угловых параметров блока гироскопов, а  $\delta k_{gx}$  и т.д. – погрешности МК. С учетом принятых параметров угловых вибраций коническая составляющая угловой скорости относительно оси Z ККП равна  $\Omega_{cz} = 4935$  град/ч. Применение этого метода тестирования ККП показало, что с его помощью можно надежно оценить погрешности угловых параметров БГ с точностью порядка 1-2 arc sec. Для надежного оценивания погрешностей МК необходимо увеличить кинематический параметр  $\Omega_{cz}$ . Главной особенностью применения такого способа уточнения калибровочных констант блока гироскопов является тот факт, что получаемые с его помощью оценки не зависят от параметров стабильности нулей акселерометров, как это имеет место при штатной калибровке с использованием навигационного метода.

Следует отметить, что рассмотренный вид тестирования ККП необходимо проводить при трех положениях осей ККП относительно осей задания угловых колебаний.

### Испытания ККП в условиях вибрации

Цель виброиспытаний – экспериментальная проверка характеристик виброустойчивости ККП в условиях воздействия ШСВ (широкополосной случайной вибрации) с заданными уровнями и профилями спектральной плотности мощности (СПМ). Согласно ТЗ устойчивость ККП к воздействию вибрации определяется в терминах дополнительных погрешностей, эквивалентных смещениям нулей гироскопов и акселерометров. При этом считается, что характеристики прибора соответствуют требованиям ТЗ, если экспериментальные оценки его вибрационных погрешностей не превышают установленных допусков.

Для практического применения такого критерия проверки виброустойчивости ККП была разработана соответствующая методика тестирования. В рамках этой методики оценки нормируемых параметров точности ККП вычисляются на основе анализа погрешностей решения навигационной задачи. Если предположить, что ось Y ККП направлена вдоль вертикали места, то, учитывая малую продолжительность временного интервала решения навигационной задачи (не более 10 мин.), исходные уравнения для оценивания вибрационных погрешностей можно записать в виде

$$\dot{V}_x = a_x = b_{ax}^{(v)} - g \cdot b_{gz}^{(v)} \cdot t, \quad \dot{V}_y = a_y = b_{ay}^{(v)}, \quad \dot{V}_z = a_z = b_{az}^{(v)} + g \cdot b_{gx}^{(v)} \cdot t, \quad \delta\phi_y \approx b_{gy}^{(v)}.$$

Здесь  $b_{...}^{(v)}$  – дополнительные погрешности соответствующих гироскопов и акселерометров, а  $\delta\phi_y$  – погрешность оценивания угла рыскания БИНС (*вычисляется с учетом теодолита, контролирующего угловое смещение стенда после воздействия вибрации*). На рис. 6 и 7 приведены результаты одного из первых вибрационных тестов, иллюстрирующие характер изменения отдельных составляющих погрешности БИНС на трех интервалах: до ( $t < 100$  с), после ( $t > 270$  с) приложения вибрации и во время действия вибрации ( $100$  с  $< t < 270$  с). В рамках этого эксперимента использовался горизонтальный вибростенд, величина СКО вибрационного ускорения задавалась на уровне 8 g при постоянной спектральной плотности мощности в диапазоне частот от 20 до 2000 Гц. Для лучшего восприятия на графиках приведены результаты, полученные после сглаживания реальных временных процессов.

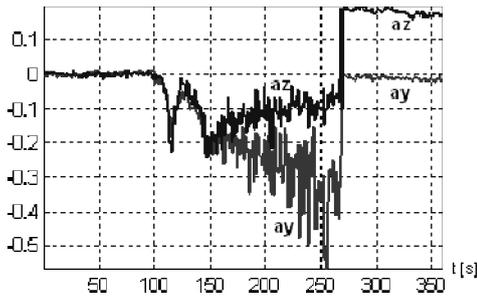


Рис. 6. Погрешности БИНС по ускорению

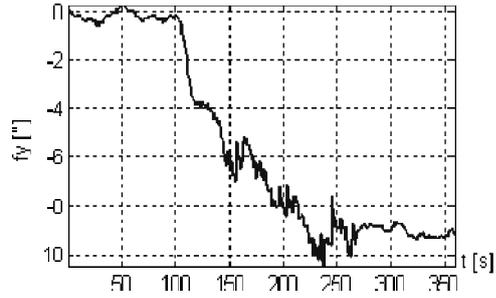


Рис. 7. Погрешность БИНС по углу рыскания

Анализ представленных на рисунках результатов позволяет сделать вывод: на момент завершения вибрационного воздействия дополнительные погрешности АК и ЛГ принимали значения:

$$b_{ay}^{(v)} = -0,3 \text{ мг} \text{ и } b_{az}^{(v)} = -024 \text{ мг}, b_{gx}^{(v)} = 0,235 \text{ град/ч} \text{ и } b_{gy}^{(v)} = -0053 \text{ град/ч.}$$

Теоретические и экспериментальные исследования позволили установить, что основной причиной появления вибрационной погрешности по вертикальной составляющей навигационного ускорения является некомпенсированная (на момент испытаний) временная задержка между первичными сигналами АК и ЛГ, а источником погрешности горизонтальных акселерометров является повышенный уровень СПМ в области частот 500-600 Гц. Последующие доработки программного обеспечения БПС и конструктивных элементов крепления ККП к столу вибростенда позволили существенно уменьшить дополнительные погрешности, эквивалентные смещениям нулей акселерометров.

Более сложной оказалась задача выявления причин детектирования вибрационных погрешностей, эквивалентных смещениям нулей гироскопов. В рамках проверки гипотезы о влиянии реализованной частоты интегрирования уравнений ориентации (200 Гц) были проведены вибрационные испытания образца ККП, в котором первичные сигналы гироскопов (приращения счетчиков) регистрировались на частоте 10 кГц. Последующий спектральный анализ этих сигналов показал, что вне полосы пропускания штатного вычислительного алгоритма ( $f > 100$  Гц) проекции конусной угловой скорости не превышают 0,03-0,05 град/ч. Результаты другой серии испытаний показали, что, как и в случае с акселерометрами, применяемые в ККП лазерные гироскопы также обладают повышенной чувствительностью к отдельным высокочастотным составляющим спектра вибрационного возмущения. В настоящее время проводятся работы по устранению причин, влияющих на характеристики виброустойчивости ККП.

### Результаты экспериментальной отработки БИНС

Поскольку лётно-конструкторские испытания РН «Циклон-4» ограничены одним испытательным пуском, технология экспериментальной отработки всех систем, включая БИНС, должна была исходить из необходимости принятия нестандартных решений. Имеющаяся у кооперации разработчиков БИНС экспериментальная база позволяет провести испытания разрабатываемой аппаратуры на устойчивость к воздействию каждого из факторов условий эксплуатации в отдельности: механические нагрузки; температурно-влажностный режим; элек-

тромагнитная совместимость и др. В то же время отдельные механизмы возникновения погрешностей проявляются только при комплексном воздействии внешних факторов. Для обеспечения возможности испытаний БИНС в этих условиях программа испытаний была дополнена:

- испытаниями БИНС в составе автомобильной лаборатории;
- испытаниями БИНС в составе самолетной лаборатории;
- натурными испытаниями БИНС в составе РН «Днепр» на правах «научного пассажира».

Целью проведения перечисленных видов испытаний являлось *получение дополнительной информации, позволяющей подтвердить вывод о соответствии ТТХ БИНС требованиям ТЗ*. Положительный исход такого рода тестов является *необходимым*, но не *достаточным* условием для принятия решения о технической готовности прибора к летным испытаниям, поскольку в полном объеме техническая готовность определяется по результатам всех видов приемодаточных испытаний.

### Испытания БИНС в составе автомобильной лаборатории

Для проведения этого вида наземных испытаний была создана подвижная лаборатория на основе шасси микроавтобуса Volkswagen Transporter T5 Kombi. Помимо стандартных средств обеспечения функционирования БИНС в состав этой лаборатории входят:

- аппаратура приемника спутниковой системы навигации (АП СНС) СНС-3700 и приемник корректирующей информации (СН 3921);
- комплект геодезического теодолита 15Ш29;
- система измерения атмосферных условий МСП-Мех;
- тахеометр SOKKIA SET230R;
- промышленный ПК с устройствами сопряжения и т.д.

Программой первых (отрабочных) испытаний предусматривалось движение транспортного средства (ТС) по замкнутому маршруту. Регистрация первичных сигналов ККП и выходных сигналов БИНС проводилась с помощью ПК. За время движения, которое составляло ~1500 с, автомобиль совершал 9 проходов одного и того же маршрута. Азимутальная ориентация БИНС определялась с помощью теодолита перед началом движения и после его завершения.

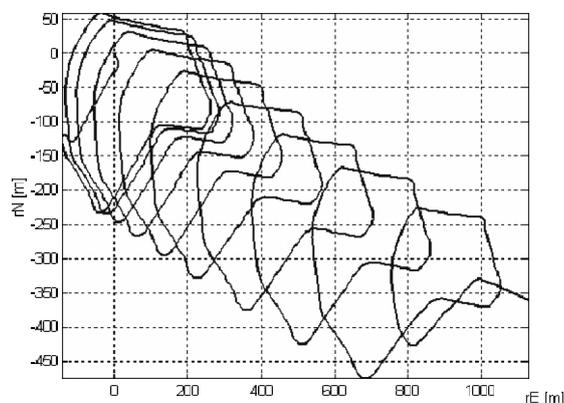


Рис. 8. Расчетная траектория движения ТС в координатах «восток – север»

Результаты этих измерений использовались для контроля погрешности автономного гирокомпасирования и дополнительной погрешности «вертикального» гироскопа. Вычисленные в БИНС приращения «северной» и «восточной» координат местоположения автомобиля представлены на рис. 8 в виде расчетной траектории движения ТС. Анализ погрешностей БИНС проводился на этапе

пост-обработки первичных сигналов ККП. Результаты расчета точности показали, что зафиксированные в этом эксперименте погрешности горизонтальных координат (500 и 1070 м) с большим запасом находятся внутри расчетного допуска.

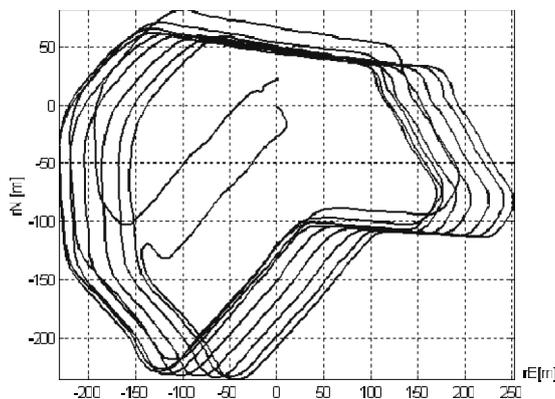


Рис. 9. Расчетная траектория движения ТС после коррекции смещений нулей АК

В рамках тех же расчетов были определены коэффициенты чувствительности ошибок БИНС к другим составляющим погрешностей калибровки ККП. Отметим, что для данной траектории выявленные погрешности БИНС могут быть обусловлены раздельным влиянием следующих групп факторов: остаточные погрешности нулей гироскопов (0.05 град/ч); погрешности юстировки осей чувствительности гироскопов (20 угл. с) и погрешности осей акселерометров (20 угл. с).

### Испытания БИНС в составе самолетной лаборатории

Задача испытаний – подтвердить работоспособность БИНС при воздействии значительных линейных перегрузок, динамики углового движения, вибраций.

*Реализация.* Использовался самолет-истребитель СУ-17УМЗ, динамические возможности которого позволяют реализовать профиль линейной перегрузки, близкий к перегрузкам в условиях РН «Циклон – 4» (рис. 10).

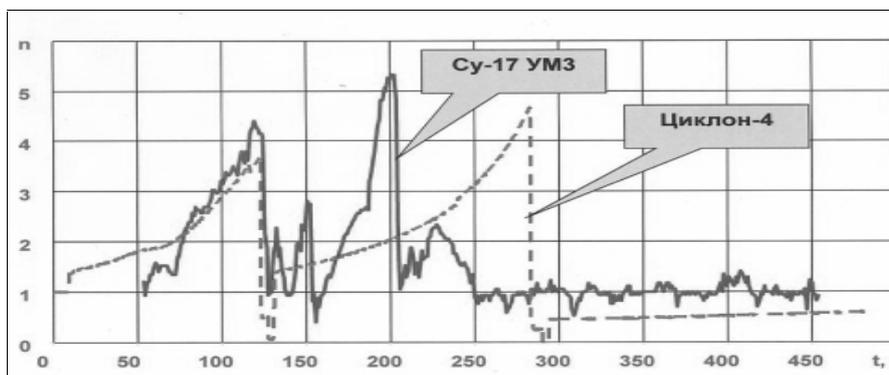


Рис. 10. Фрагменты профилей перегрузок Су-17 УМЗ и РН «Циклон-4» в вертикальной плоскости

Широкие возможности угловой маневренности самолета плюс высокое мастерство пилотов позволили проверить работоспособность БИНС практически в «ракетных» условиях (в низкочастотном диапазоне поступательного и углового движений).

Отдельный интерес может представить схема реализации самолетной лаборатории. Испытуемый БИНС, аккумуляторная батарея, устройство регистрации телеметрируемых параметров БИНС и факторов окружающей среды, приемник спутниковой навигации размещаются в подвесном контейнере, корпус которого полностью идентичен корпусу подвесного топливного бака (рис. 11). Такая схема обеспечивает как оперативность в организации испытаний, так и, что немаловажно, упрощение процедуры лицензирования самолета-лаборатории.



Рис. 11. Схема подвесного контейнера для испытаний БИНС в составе самолетной лаборатории

Результаты испытательных полетов позволили убедиться в устойчивости конструкции БИНС к воздействию линейных перегрузок и динамики углового движения. Ошибки инерциальной навигации не превысили расчетных допусков. Расчет допустимых погрешностей БИНС проводился с учетом допусков на отдельные составляющие погрешностей ККП, а в качестве генератора кинематических параметров траектории движения самолета использовался экспериментальный массив первичных сигналов ККП.

### Экспериментальные летные испытания в составе РН «Днепр»

Задача испытаний – подтверждение работоспособности и сохранения точностных характеристик БИНС в условиях, близких к условиям РН «Циклон-4».

*Реализация.* Два БИНС, приемник спутниковой системы навигации, обслуживающая их аппаратура были размещены на ракете-носителе в зоне космических аппаратов. Телеметрическая информация передавалась в штатную телеметрическую станцию ракеты. Помимо служебной информации телеметрировались первичные и навигационные сигналы каждой из БИНС.

На этапе послеполетного анализа в качестве эталонной навигационной информации используется:

- сигналы АП СНС;
- сигналы штатной навигационной системы РН «Днепр»;
- параметры орбиты (в конце первого витка) выводимого космического аппарата.

Следует отметить, что самой объективной здесь является информация о параметрах высоты и наклона орбиты космического аппарата.

На момент подготовки доклада было проведено два экспериментальных пуска. Результаты послеполетного анализа полученных экспериментальных данных подтверждают соответствие точностных характеристик всех четырех испытанных комплектов БИНС требованиям ТЗ по точности измерения параметров

орбит космических аппаратов. Необходимо особо отметить, что испытания в одном пуске двух комплектов БИНС позволили существенно расширить объем фактического материала для анализа характеристик надежности и точности БИНС.

### **Заключение**

Результаты наземной экспериментальной отработки семнадцати и летных испытаний четырех опытных образцов лазерной БИНС позволяют сделать вывод о правильности реализованных технических решений и разработанного математического обеспечения. Полученные в ходе наземных и летных испытаний результаты были использованы для разработки и реализации программы работ по дальнейшему совершенствованию характеристик ККП.

### **ЛИТЕРАТУРА**

1. **IEEE Recommended Practice for Inertial Sensor Test Equipment, Instrumentation, Data Acquisition and Analysis** // IEEE Std. 1554-2005.
2. **Скалярный способ** калибровки и балансировки бесплатформенных инерциальных навигационных систем / Е.А. Измайлов [и др.] //XV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. - СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2008.
3. **Rogers. R. M.** Applied Mathematics in Integrated Navigation Systems, 2003, ISBN 1-56347-656-8.
4. **Слюсарь, В.М.** О влиянии инструментальных факторов на скорость углового дрейфа БИНС // Гироскопия и навигация. - 2007.-№1. С. 30-42.

**Abstract.** The information about development progress of strapdown inertial navigation system (SINS) based on laser gyros by the Ukrainian enterprises is presented. This system is designed for usage in control system of CYCLONE-4 launch vehicle (LV). Special attention is paid to issues of SINS experimental testing strategy in conditions of limited number of LV test launches as well as to analysis of test results of SINS experimental prototypes received during factory and environmental tests.

**Key words:** launch vehicle, SINS, laser gyro, pendulous accelerometer, calibration, vibration error, evaluation testing