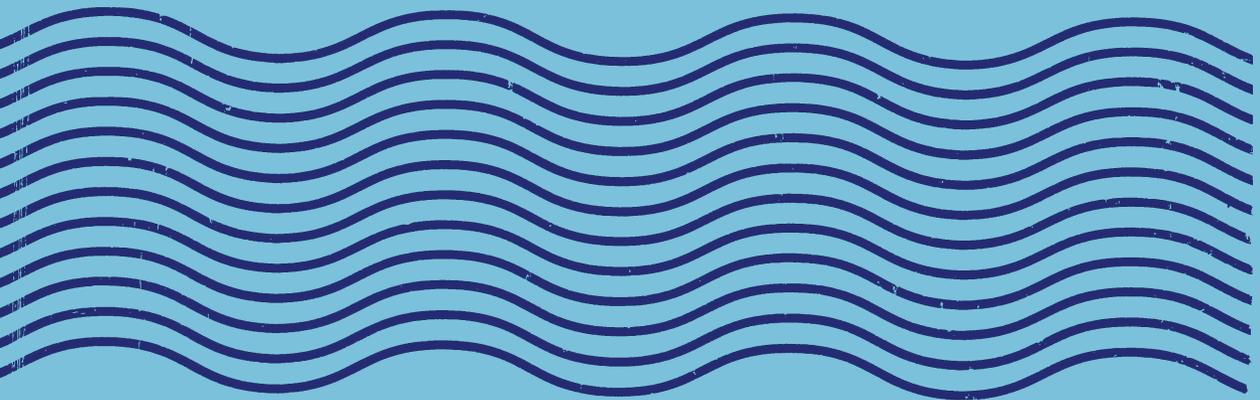


ГИРОСКОПИЯ И НАВИГАЦИЯ



ГИРОСКОПИЯ И НАВИГАЦИЯ

научно-технический журнал

GYROSCOPY AND NAVIGATION

№ 1 (28) 2000

Основан в 1993 г.
Выходит 4 раза в год

ISSN 0869-7035

Учредители: Государственный научный центр Российской Федерации-
ЦНИИ «Электроприбор»
Академия навигации и управления движением

Главный редактор
В.Г.Пешехонов

Заместитель главного редактора
С.П.Дмитриев

Редакционная коллегия

О.Н.Анучин, М.В.Гришина, В.З.Гусинский, Г.И.Джанджава,
Г.И.Емельянцеv, В.М.Зиненко, Е.А.Измайлов, Д.М.Климов, Б.Е.Ландау,
Д.П.Лукьянов, Ю.Г.Мартыненко, А.В.Небылов, Л.П.Несенюк, А.А.Одинцов,
П.К.Плотников, В.И.Решетников, С.С.Ривкин, М.С.Финкельштейн,
Б.Е.Черток, М.В.Чичинадзе

Адрес редакции: 197046, Санкт-Петербург, ул.Малая Посадская, 30,
ЦНИИ «Электроприбор», тел. (812) 238-82-93, факс (812) 232 33 76,
e-mail: erbi@neva.spb.ru

СОДЕРЖАНИЕ

Статьи

<i>Н.Бабур, Дж.Шмидт</i> Направления развития инерциальных датчиков.....	3
<i>В.З.Гусинский, В.М.Лесючевский, А.А.Столбов</i> Автоматическая калибровка списывающих устройств гироскопического карданного инерциально-навигационного комплекса на неуправляемых гироскопах.....	16
<i>С.П.Дмитриев, О.А.Степанов</i> Неинвариантные алгоритмы обработки информации инерциальных навигационных систем	24
<i>А.В.Соколов, С.В.Усов, Л.С.Элинсон</i> Опыт проведения гравиметрической съемки в условиях выполнения морских сейсмических работ	39
<i>П.К.Плотников, В.Ю.Мусатов, А.И.Синев</i> Алгоритмы позиционирования трассы подземного трубопровода с помощью инерциально-магнитометрической системы	51
Доклады VI Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам	
<i>Дж.Марк, Д.Тазартес</i> Конические алгоритмы, учитывающие неидеальность частотной характеристики выходных сигналов гироскопов	65
<i>М.Ю.Шаталов, Б.С.Лукин</i> Влияние внутренних напряжений на динамику волновых твердотельных гироскопов	78
<i>С.Ф.Петренко, Ю.А.Яценко, В.В.Вовк, В.В.Чиковани</i> Технологические аспекты создания составных полусферических резонаторов для малогабаритных волновых твердотельных гироскопов	88

Страницы истории

<i>С.А.Шестов, С.В.Мокрышев</i> Развитие наземных гироскопов, построенных на основе гиротакметров.....	95
---	----

Информация

Российские и международные конференции, симпозиумы и выставки	113
Рецензия на монографию «Optical Gyros and their Application»	114
Рецензия на монографию М.С.Финкельштейна «Модели случайных точечных процессов в задачах анализа надежности и безопасности».....	116
<i>Рефераты публикуемых статей</i>	117

C O N T E N T S

P a p e r s

<i>N.Barbour, G. Schmidt</i>	
Inertial Sensor Technology Trends.....	3
<i>Abstract</i>	15
<i>V.Z.Gusinsky, V.M.Lesyuchevsky, A.A.Stolbov</i>	
Automatic Calibration of Transducers for Gimballed Inertial Navigation System on Uncontrolled Gyros.....	16
<i>Abstract</i>	23
<i>S.P.Dmitriev, O.A.Stepanov</i>	
Noninvariante Algorithms for Information Processing of Inertial Navigation System	24
<i>Abstract</i>	38
<i>A.V.Sokolov, S.V.Usov, L.S.Elinson</i>	
Gravimetric Survey Experience When Carrying out Sea Seismic Work	39
<i>Abstract</i>	51
<i>P.K.Plotnikov, V.Yu.Musatov, A.I.Sinev</i>	
Algorithms for Underground Pipeline Routes Positioning Using Inertial Magnetometric System.....	51
<i>Abstract</i>	64

**Papers from the VI Saint Petersburg International Conference
on Integrated Navigation Systems**

<i>J.Mark, D.Tazartes</i>	
Application of Coning Algorithms to Frequency Shaped Gyro Data.....	65
<i>Abstract</i>	77
<i>M.Yu.Shatalov, B.S.Lunin</i>	
Influence of Prestress on Dynamics of Hemispherical Resonator Gyroscope	78
<i>Abstract</i>	87
<i>S.F.Petrenko, Yu.A.Yatsenko, V.V.Vovk, V.V.Chikovani</i>	
Technological Aspects of Manufacturing of Compound Hemispherical Resonators for Small-Sized Vibratory Gyroscopes.....	88
<i>Abstract</i>	94

H i s t o r y P a g e s

<i>S.A.Shestov, S.V.Mokryshev</i>	
Development of Ground Gyroscopes Based on Gyroscopic Tachometers	95
<i>Abstract</i>	112

I n f o r m a t i o n

Russian and International Conferences, Symposiums, Exhibitions.....	113
Review on Monograph «Optical Gyros and Their Application»	114
Review on M.S.Filkenstein's Monograph «Stochastic Point Process Models in Reliability and Safety Problems»	116

◆ СТАТЬИ ◆

УДК 621.398.694.3

Н. БАБУР, ДЖ. ШМИДТ

НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ ДАТЧИКОВ*

Дается обзор использования инерциальных датчиков в настоящее время и намечаются перспективы их развития и применения в ближайшем и отдаленном будущем. Обсуждаются текущие направления развития инерциальных датчиков, а именно: интерферометрических волоконно-оптических гироскопов, микромеханических гироскопов и акселерометров, микрооптических датчиков.

Введение

С момента появления инерциальных датчиков в начале 1920-х годов, в наведении, навигации и управлении стали преобладать электромеханические инерциальные датчики. Однако в настоящее время благодаря новым технологиям созданы другие виды датчиков, оспаривающих, причем успешно, это преобладание. Например, кольцевой лазерный гироскоп, изобретенный в 1960-х, заменил электромеханические приборы во многих областях к концу 1980-х – началу 1990-х годов.

На раннем этапе движущей силой введения новых технологий была необходимость повышения точности и надежности. В последние 30 лет, основным мотивом стала необходимость достижения той же точности за меньшую цену. Сегодня новые технологии датчиков продолжают развиваться в целях удовлетворить будущие потребности рынка в системах наведения и навигации, ранее считавшиеся неосуществимыми. Эти новые и развивающиеся технологии если и позволяют, то незначительно, улучшить точностные характеристики, но ориентируются на низкую стоимость обслуживания в эксплуатации, малый размер, невысокую стоимость изготовления и большие объемы производства.

Другим фактором, оказавшим важное влияние на развитие инерциальных датчиков, явился прогресс систем внешней коррекции. Чтобы обеспечить необходимую точность управления полетом, обычно требуется внешняя коррекция инерциальных систем (например, от доплеровского датчика, астроориентатора, координатора цели или от GPS), так как она позволяет исключить

Нейл М.Бабур (1947). Доктор философии, заместитель директора Центра техники наведения Лаборатории им. Ч.Дрейпера (США). Действительный член Академии навигации и управления движением.

Джордж Т.Шмидт (1942). Доктор философии, директор по образованию Центра техники наведения Лаборатории им. Ч.Дрейпера (США). Действительный член Академии навигации и управления движением.

*Материал перепечатан в русском переводе из «Дайджест технологий Лаборатории им. Ч.Дрейпера» CSDL-C-6500 T.3, 1999 с любезного разрешения авторов.

дрейф инерциальных датчиков и даст возможность использовать менее точные и, следовательно, менее дорогие инерциальные датчики. Благодаря относительно низкой стоимости и широкой области применения GPS наилучшим образом подходит для коррекции инерциальной навигационной системы (ИНС). Фактически для маломаневренного объекта с непрерывным доступом к сигналу GPS для навигации достаточно наличие только GPS. В свою очередь, непреднамеренные помехи (например, блокировка зданиями или деревьями) и ионосферные задержки, а также потребность в широкой полосе пропускания и высокой скорости поступления информации об угловой скорости и ускорении (особенно когда GPS умышленно заглушается) означают постоянную потребность в ИНС. Необходимость сохранения разумного уровня цен при комплексировании ИНС и GPS требует разработки как можно более дешевых инерциальных датчиков. Одновременно необходимо повышать их точность и понижать уровень шума, чтобы они могли выполнять свои задачи при отсутствии GPS.

В докладе представлено состояние датчиков на сегодня и обсуждаются пути развития инерциальных датчиков и их стоимость. В заключение дан прогноз на применение датчиков в ближайшем и отдаленном будущем. Это откорректированные прогнозы направлений использования инерциальных датчиков, опубликованные в 1992 г.

Области применения современных инерциальных датчиков

На рис. 1 и 2 изображена перспектива использования современных гироскопов и акселерометров в зависимости от стабильности масштабного коэффициента, выраженного в частях на миллион (т.е. насколько верно датчик воспроизводит измеряемую скорость или ускорение), и нестабильности дрейфа в мкг или град/ч (т.е. погрешность, не зависящую от измеряемой скорости или ускорения). Несмотря на то, что эти характеристики не единственные, влияющие на выбор датчика, они полезны для сравнения.

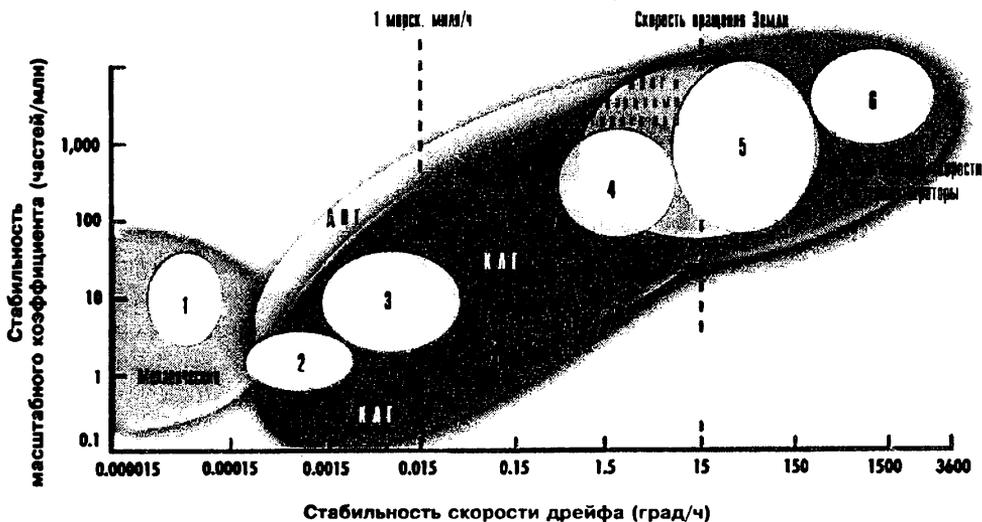


Рис 1 Области применения современных гироскопов.

КЛГ, ДНГ, ИВОГ - кольцевой лазерный, динамически настраиваемый, интерферометрический волоконно-оптический гироскопы соответственно (кварцевый - кориолисов датчик, механический - вращающаяся масса);

1 - стратегические ракеты, 2 - автономная навигация подводных лодок, 3 - навигация крылатой ракеты воздух/земля/море, съемка, 4 - курсовертикаль (гироазимутгоризонт) торпед, 5 - тактические ракеты с наведением на маршевом участке траектории, 6 - роботизация военного снаряжения с программным управляемым полетом

Как видно из рис.1, электромеханические гироскопы применяются наравне с оптическими гироскопами, такими как кольцевой лазерный гироскоп (КЛГ), тактический интерферометрический волоконно-оптический гироскоп (ИВОГ) и кварцевые резонансные гироскопы (одно из хорошо известных применений кварцевого резонансного гироскопа система предотвращения заноса в «Кадиллаке»).

Интересно, что динамически настраиваемый гироскоп (ДНГ) это электромеханический гироскоп, изобретенный в 1960-х годах с целью снижения стоимости существовавших механических гироскопов за счет двух осей чувствительности в одном датчике. Однако даже этот гироскоп пал жертвой КЛГ во многих применениях. КЛГ превосходный датчик, и рост его популярности можно объяснить тем, что он идеален для бесплатформенных систем, ставших доступными в 1970-х годах после появления быстродействующих вычислительных машин. Бесплатформенная навигация не требует относительно дорогих кардановых подвесов. Среди современных акселерометров (рис.2) все еще преобладают электромеханические датчики не только потому, что их стоимость в общем разумна для требуемых точностных характеристик, но и потому, что до этого не было альтернативы, кроме кварцевых резонаторов невысокой точности, предназначенных для тактического и коммерческого применения.

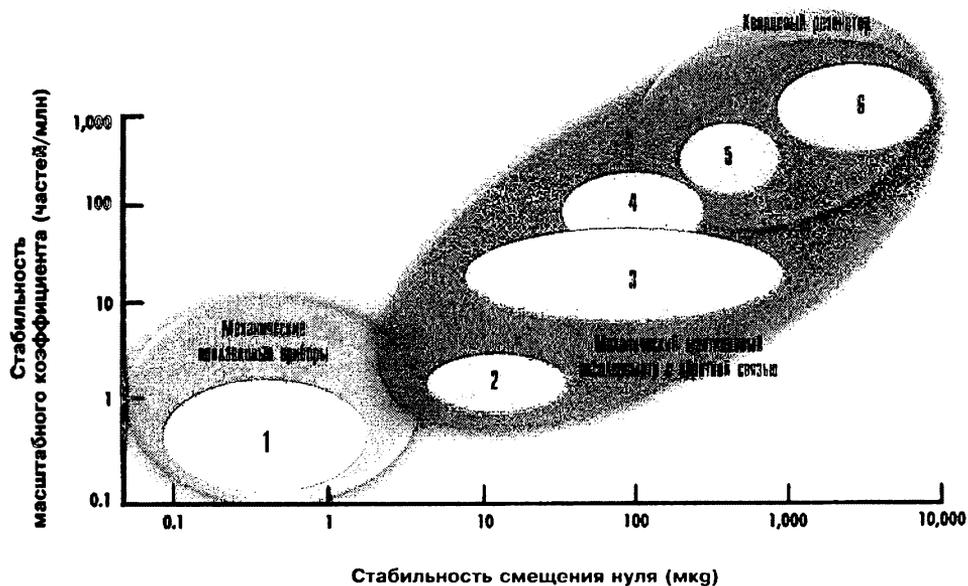


Рис.2. Области применения современных акселерометров:

1- самонаводящиеся стратегические ракеты, использующие коррекцию по звездам; 2- автономная навигация подводных лодок; 3- крылатая ракета, наземная навигация, самолетовождение; 4- возвращаемые на Землю аппараты с коррекцией по звездам; 5- перехватчик; 6- тактические ракеты с наведением на маршевом участке траектории

В 1992 г. кремниевые микроэлектромеханические (МЕМС) датчики были указаны как развивающаяся область, но в то время мы не были уверены в достижимости точностных характеристик. Даже сегодня датчики МЕМС еще не начали серьезно завоевывать рынок, хотя они уже приближаются к этому.

Направления развития инерциальных датчиков

Усовершенствования новых инерциальных датчиков продолжают для разнообразных военных и коммерческих применений. Во всем мире ведутся

разработки по снижению стоимости с целью создания новых инерциальных датчиков для систем тактического и навигационного классов точности. Этими новыми датчиками являются усовершенствованные ВОГ и кремниевые МЕМС гироскопы и акселерометры.

Волоконно-оптические гироскопы

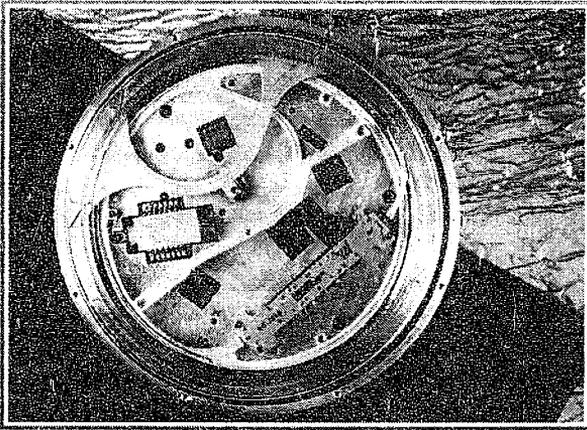


Рис 3 Волоконно-оптический гироскоп

Волоконно-оптический гироскоп (рис.3), как и КЛГ, был изобретен в 1960-х, но его усовершенствование шло медленнее, чем КЛГ. Его развитие действительно прослеживает путь промышленности средств связи в области разработок источников света и оптического волокна. Принцип действия ВОГ, как и у КЛГ, основан на измерениях эффекта Саньяка.

Эффект Саньяка в датчиках угловой скорости возникает при распространении световых

лучей в волоконно-оптическом световоде в двух противоположных направлениях и является результатом оптической взаимосвязи между направлениями по- и против часовой стрелки. Вращение вокруг оси, перпендикулярной плоскости световода, нарушает эту симметрию, выявляемую потом фотоэлектронным способом, для того чтобы обеспечить измерение угловой скорости вращения. ВОГ выполнен с использованием катушки с оптоволоком (длиной от нескольких метров до километра), являющейся чувствительным элементом; интегральной оптической микросхемы, изготовленной из ниобата лития; источника света широкого диапазона и фотодетектора. В будущем возможна интеграция большинства электрооптических составляющих в единый микромодуль, присоединенный к катушке с оптоволоком, что уменьшает, таким образом, размер и стоимость. Вполне возможно, что улучшения в изготовлении ВОГ позволят применять их для стратегических целей, где требования к точности превышают 0,001 град/ч. Кроме того, датчики ВОГ не имеют газа и зеркал, не требуют точной обработки и выставки и не имеют зоны нечувствительности на низкой угловой скорости, (что присуще КЛГ и удерживает их высокую стоимость). Таким образом, при одинаковом объеме производства датчики ВОГ могут быть экономичной заменой КЛГ, особенно в тактических и коммерческих прикладных системах невысокой точности.

Микромеханические гироскопы

Микромеханические гироскопы (или МЕМС гироскопы) обычно представляют собой резонатор с электронным приводом, изготовленный из цельного куска кварца или кремния (рис. 4). В таких гироскопах используется закон динамики: когда угловая скорость приложена к линейно движущемуся телу, возникает кориолисова сила. При действии угловой скорости вдоль оси резонирующего камертона его зубцы испытывают действие кориолисовой силы, создающей крутящие силы относительно оси камертона. Эти силы, пропорциональные величине угловой скорости, вызывают смещения, которые могут

быть измерены емкостным способом в кремниевом датчике или пьезоэлектрическим способом в кварцевом датчике. Выходной сигнал затем демодулируется, усиливается и переводится в цифровую форму, формируя, таким образом, выходные данные.

Кремниевые микромеханические приборы можно изготавливать объемной микромеханической обработкой (химическим травлением) цельного кристалла кремния или поверхностной микромеханической обработкой слоев многослойного кремния. Многие производители разрабатывают гироскопы и акселерометры с использованием этой технологии. Их чрезвычайно малый размер в сочетании с прочностью кремния делает их идеальными для использования при высоких ускорениях.

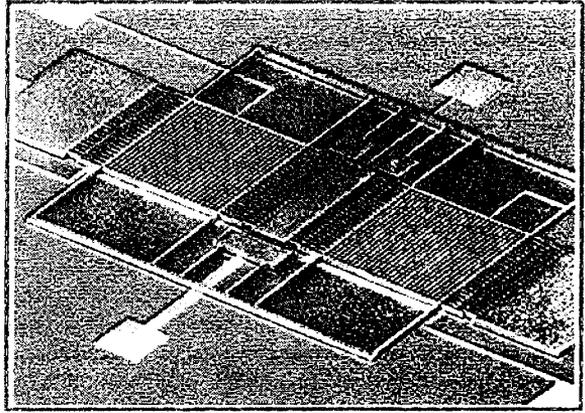


Рис 4. Микромеханический камертонный гироскоп

На 5-дюймовой кремниевой вафле можно изготовить от 3000 до 10000 приборов.

Лаборатория им. Ч. Дрейпера разработала ряд кремниевых камертонных гироскопов, в которых пробные массы, подвешенные на плоских пружинах электростатическим способом, раскачиваются на резонансной частоте приводом, имеющим форму расчески (см. рис.4). Вращение измеряется емкостным способом вдоль оси, перпендикулярной к плоскости вибрации.

Первый «дрейперовский» гироскоп (имеющий некомпенсируемый уход 1 град/с) был разработан для коммерческого автомобильного рынка в качестве датчика угловой скорости рысканья для предотвращения заноса автомобиля. Гироскопы с более низкими скоростями дрейфа (от 10 до 100 град/ч с алгоритмической термокомпенсацией) были разработаны для такого военного снаряжения, как, например, управляемые артиллерийские снаряды. Была продемонстрирована величина дрейфа близкая к 1 град/ч (с термокомпенсацией). Предполагается, что дальнейшие улучшения позволят изготавливать устройства со стабильностью дрейфа лучше чем 0,1 град/ч. Другим важным достижением должна стать компоновка электроники и датчиков, обеспечивающих чувствительность по трем осям, на чипе объемом всего 0,2 дюйма³.

Микромеханические акселерометры

Микромеханические акселерометры могут быть маятникового типа или с линейно перемещающейся массой, построенные по замкнутой схеме управления с емкостным датчиком перемещения и электростатическим управлением инерционной массой. Другим типом микромеханических акселерометров являются датчики резонансного типа, которые будут описаны ниже.

Дрейперовский микромеханический акселерометр с замкнутой обратной связью является типичным примером акселерометра с монолитной кремниевой структурой (т.е. без сборки и составных частей), состоящей из торсионного маятника с емкостным считыванием и электростатического датчика момента (рис. 5).

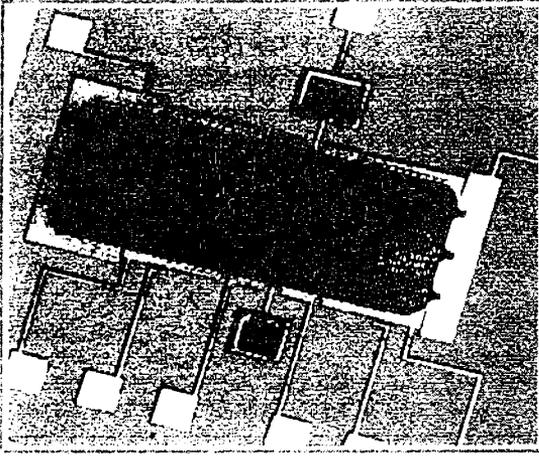


Рис.5. Микромеханический маятниковый акселерометр с обратной связью

с учетом компенсации точность характеризуется ошибкой смещения около 100 мкг и погрешностью масштабного коэффициента около 100 частей на миллион. Ожидается, что в дальнейшем точность может быть повышена.

Эти кремниевые акселерометры разрабатываются для широкого диапазона коммерческих прикладных систем (таких, как автомобильные воздушные мешки и предотвращение заноса), а также для точного оружия и автономных транспортных средств. Их способность выдерживать сверхвысокие величины перегрузок можно использовать для измерения скорости снаряда в артиллерийском стволе.

Резонансные акселерометры (иногда их относят к вибрационным дифференциальным акселерометрам) имеют пробную массу, поддерживаемую двумя вибрирующими упругими элементами на противоположных сторонах от пробной массы (рис. 6). В упругих элементах постоянно возбуждаются колебания

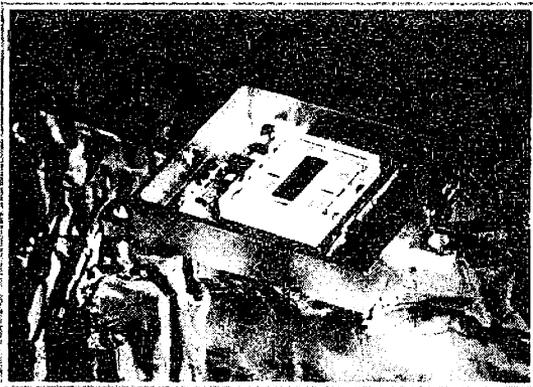


Рис.6. Кварцевый резонаторный акселерометр

на частотах от десятков до сотен килоггерц. Под действием инерционных сил один упругий элемент натягивается, а другой сжимается. В результате частота одного увеличивается, а другого уменьшается. Эта разница частот и является мерой линейного ускорения. Такой акселерометр является устройством разомкнутого контура, в котором пробная масса не возвращается обратной связью в нулевое положение после приложения инерциальной силы. Его точность зависит от стабильности масштабного коэффициента, присущего материалу. Существующая технология обеспечивает изготовление высоконадежных акселерометров низкой стоимости со смещением нуля менее 100 мкг. Кварцевые резонансные акселерометры широко распространились в тактических и коммерческих применениях (например, при автоматизации фабрик). Разрабатываются также и кремниевые микромеханические резонансные акселерометры.

Это устройство имеет размер примерно 300×600 мкм. Маятник поддерживается парой упругих стержней, а считывающие и создающие крутящий момент электроды встроены в устройство под отклоняющейся пластинкой. Выходной сигнал с датчика угла интегрируется и затем используется для управления датчиком момента, с помощью которого отклоняющаяся пластинка устанавливается в фиксированное нулевое положение. Крутящий момент, необходимый для установления этого баланса, пропорционален входному ускорению. Достигнутая

точность характеризуется ошибкой смещения около 100 мкг и погрешностью масштабного коэффициента около 100 частей на миллион. Ожидается, что в дальнейшем точность может быть повышена.

Оптические МЕМС датчики

Разработкой оптических МЕМС датчиков (известных также, как микрооптические или микрооптикоэлектромеханические системы (МОЕМС)) занимаются в течение 15 – 20 лет. На сегодня ни одна из разработок не является успешной. Это можно объяснить тем, что чувствительность и точность измерений, использующих принцип Саньяка, зависят от длины пути циркулирующего света, приведенной к диаметру. Поэтому маленьким приборам трудно достичь необходимой точности. Идут работы по созданию волноводов с низкими потерями и источников света с очень узким спектром. Оказалось, что необходимо обеспечить очень высокую добротность, такую, какая возможна лишь в резонансной микрооптической полости. По существу надо создать КЛГ в виде чипа. Эти датчики появятся не скоро, но их преимущество перед датчиками МЕМС в том, что это будут действительно твердотельные приборы.

Перспективы стоимости

С момента окончания холодной войны действительное количество инерциальных систем военного назначения, которые должны быть изготовлены в будущем, было не определено. Однако общая тенденция явно смещается от больших стратегических систем к меньшим тактическим системам и к военным применениям коммерческой продукции. Похоже, что количество таких новых применений очень велико (например, управляемые артиллерийские снаряды) и потребует дешевых инерциальных датчиков.

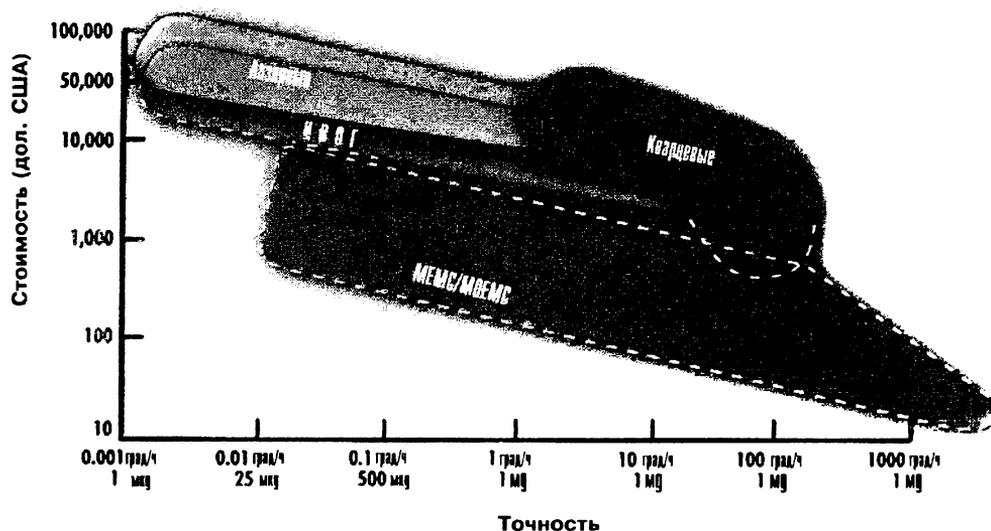


Рис.7. Стоимость ИИМ как функция инерциальных датчиков
 МЕМС- микроэлектромеханическая система; МОЕМС – микрооптикоэлектромеханическая система

На рис. 7 показана стоимость системы ИНС/GPS как функция от типа датчиков и их точности. Классификация систем такова: системы с лазерными гироскопами или ИВОГ, использующие различные типы акселерометров; кварцевые системы на кварцевых гироскопах и кварцевых акселерометрах; МЕМС и МОЕМС системы, полностью кремниевые. Сплошной линией приблизительно показан уровень цен, доступных сегодня. Очевидно, что количе-

ство произведенных систем влияет на стоимость; чем большее количество продукции, тем ниже уровень цен. Системы с ИВОГ потенциально дешевле, чем системы с лазерными гироскопами (так как ИВОГ гораздо дешевле, чем КЛГ). Однако до сего дня этого не случилось, в основном потому, что КЛГ выпускаются в больших объемах на хорошо оборудованных предприятиях, а ИВОГ все еще не производятся в таких объемах. Очевидно, что МЕМС/МОЕМС ИНС/GPS системы будут самыми дешевыми. Предельно низкая стоимость становится осуществимой при миллионных количествах. Этого можно достичь, лишь создав модули со многими осями чувствительности, совместив в едином чипе механическую и электронную части датчиков и сделав эту компоновку серийно изготавливаемой.

Применение датчиков в системах ближайшего будущего

Твердотельные инерциальные датчики, аналогичные описанным выше, имеют потенциально важные преимущества в стоимости, размере и весе, что привело к расширению областей, в которых эти приборы могут использоваться в составе систем. Кроме известных военных применений возможны еще многие новые применения, которые появятся благодаря низкой стоимости и очень малым размерам этих датчиков, особенно в той части спектра, где не требуется высокая точность. Видение области использования инерциальных датчиков для военных применений на ближайшее будущее отражено на рис. 8 и 9 для гироскопов и акселерометров.

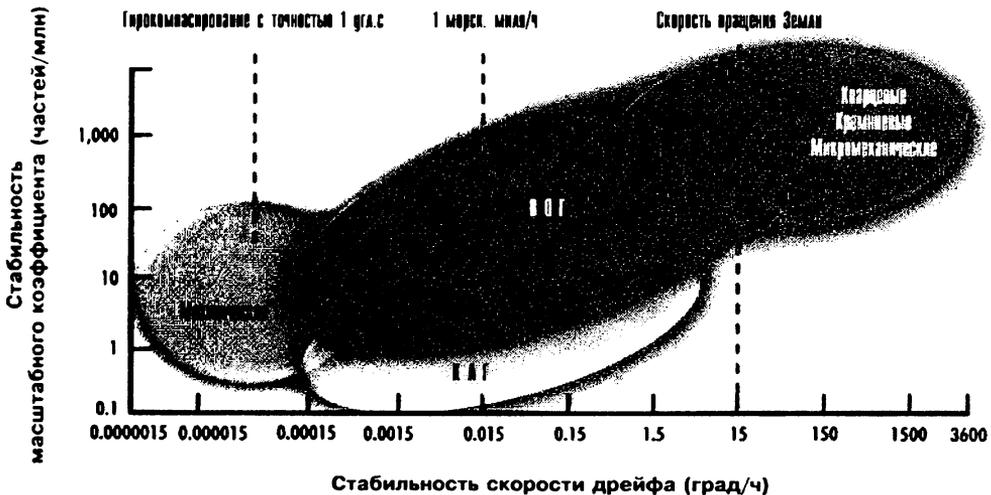


Рис.8. Использование гироскопов в недалеком будущем

МЕМС и улучшенные ВОГ предположительно заменят многие системы, использующие КЛГ и механические приборы. К 2000 г. ИНС, имеющую в основе ВОГ, известную как GGP, можно будет использовать для навигационных задач (0,01 град/ч). Одной особенной областью, где предполагается, что КЛГ сохранит свое преимущество над ИВОГ, будут применения, требующие чрезвычайно высокой стабильности масштабного коэффициента. Лаборатория им. Дрейпера возглавляет переход к технологии полностью МЕМС, в первую очередь благодаря разработке МЕМС гироскопов. Изготовление МЕМС датчиков достигло тактического класса точности, и в настоящее время они разрабатываются для точного тактического оружия. Ведутся усовершенствования конст-

рукции, для того чтобы соответствовать требованиям к характеристикам прецизионных систем наведения и сохранять точность в течение значительного времени после отключения GPS.

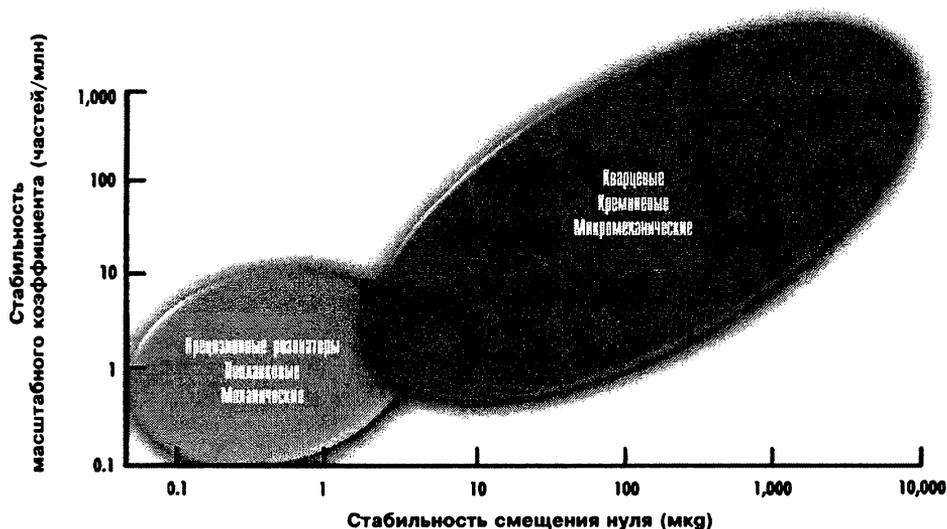


Рис.9. Использование акселерометров в недалеком будущем

Ожидается, что к 2005 г. можно будет получить MEMS ИНС объемом 2 дюйма³, обеспечивающую точность навигационного класса в течение нескольких минут. Ожидаемая стоимость 1 тыс. дол. (стоимость системы, построенной на ИВОГ, от 15 до 20 тыс. дол.). Такая низкая стоимость может быть достигнута только за счет соответствующей перестройки промышленности заказчика, который создаст инфраструктуру, обеспечивающую снабжение датчиками MEMS в очень больших количествах (миллионы штук). Применение таких технологий приводит к появлению недорогих, высоконадежных, небольших и легких инерциальных датчиков и систем, в состав которых они входят.

Будущее стратегических систем наведения межконтинентальных баллистических снарядов и баллистических снарядов, запускаемых с подводных лодок, в высокой степени зависит от того, какая требуется система вооружения и стратегическая концепция. В настоящее время совершенно неизвестно, будет ли стратегическая система использоваться в качестве сдерживающего средства или как точный выборочный удар. Предполагается, что современные стратегические ядерные средства сдерживания будут функционировать до 2020 г. и далее. Современные системы наведения ракеты-носителя используют механические гироскопы и акселерометры (маятниковые интегрирующие гироакселерометры), установленные на стабилизированной в пространстве платформе. Они обладают непревзойденной на сегодня точностью. Хотя система следующего поколения еще не определена, развитие инерциальных датчиков в ожидании систем следующего поколения, похоже, концентрируется на ИВОГ и резонансных акселерометрах (кварцевые или кремниевые MEMS). ИВОГ также считаются более дешевой альтернативой навигации стратегических подводных лодок с баллистическими ракетами. В ближайшем будущем системой следующего поколения вероятно будет стабилизированная в пространстве платформа (в кардановом подвесе) или платформа гибридного типа для управления носителем. Для управления объектами, спускаемыми в атмосфере, пона-

добятся меньшие системы. Миниатюризация этих систем ограничивается размерами ИВОГ, которые в свою очередь зависят от размера катушки с оптоволоконном. Для дальнейшей миниатюризации любых стратегических систем будущего потребуется прорыв в области физической технологии, который позволит уменьшить ИВОГ или создать гироскопы МЕМС/МОЕМС стратегического класса.

В тактической (нижней по точности) части спектра применений будут преобладать микромеханические инерциальные датчики. Это могут быть, например, гироскопы и акселерометры, фотолитографически нанесенные на кремний или кварц с последующим травлением, в очень больших количествах как единая партия. Военный рынок будет продвигать развитие этих датчиков для таких применений, как точное самоуправляемое оружие, автопилоты летательных аппаратов и снарядов, наведение тактических снарядов с малым временем полета, системы управления стрельбой, стабилизация антенн РЛС, адаптивные оболочки со встроенными инерциальными датчиками, множественные малые самоуправляемые снаряды или даже пули, ИНС/GPS в одиночном чипе.

В рамках программы разработки военного снаряжения лаборатории им. Дрейпера удалось разработать самую маленькую в мире систему, использующую микромеханические приборы и приемник GPS объемом всего 8 дюймов³ (рис. 10). Сравним этот объем с современными системами: системы на КЛГ объемом около 600 дюймов³ и системы на ВОГ объемом около 100 дюймов³. Если повышение точностных характеристик микромеханических приборов продолжится, они будут доминировать во всем спектре применений инерциальных приборов.

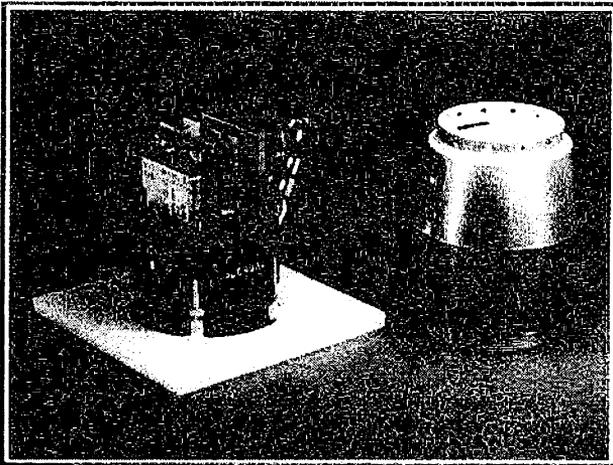


Рис.10 Тактическая система ИНС/GPS объемом 8 дюймов³

Потенциальный коммерческий рынок микромеханических инерциальных датчиков на порядки больше любого возможного военного рынка. Использование микромеханических гироскопов в автомобильной промышленности — один из примеров. Здесь для успешного выявления заноса требуется измерение угловой скорости рысканья. Изделия, разработанные для этой промышленности, должны быть недорогими и надежными, обе эти характеристики присущи твердотельной технологии.

Существуют и многие другие применения микромеханических инерциальных датчиков в автомобилях, например аварийные предохранительные подушки, системы торможения, горизонтирования и системы навигации, в том числе использующие информацию от GPS. Дополнительные коммерческие применения можно найти в таких изделиях, как видеокамеры, автоматизация заводского оборудования, авиация общего назначения и медицинская электроника. Характеристики микромеханических инструментов, похоже, будут продолжать совершенствоваться, поскольку для этой технологии найдены многие коммерческие применения.

В таблице даны прогнозные цены для крупносерийного производства инерциальных систем ближайшего будущего, включая военные приемники GPS. В системах используются гироскопы и акселерометры ближайшего будущего, точность которых обеспечивает выполнение требований системы.

Структура погрешностей (1σ) и цен ИНС/GPS ближайшего будущего

	Средства управления полетом, оружие самонаведения	Тактические ракеты		Крылатые ракеты, ИНС самолетов
Тип акселерометра	Кремниевый микромеханический	Кварцевый резонансный или кремниевый микромеханический	Кварцевый резонансный или кремниевый микромеханический	Кварцевый резонансный или кремниевый микромеханический
Стабильность смещения акселерометра, мкг (1σ)	1000	200	100	50
Тип гироскопа	Кремниевый микромеханический	Кремниевый микромеханический или ВОГ	Волоконно-оптический	Волоконно-оптический
Стабильность скорости дрейфа гироскопа, град/ч (1σ)	10	1	0,1	0,01
Стоимость производства будущих ИНС, дол. США	500	1000	10000	20000

Применение датчиков в системах отдаленного будущего

На рис. 11 и 12 показано, какие новые применения найдутся гироскопам и акселерометрам в отдаленном будущем – примерно в 2020 г. Цифры показывают, что при низком и среднем уровне производства будут преобладать технологии МЕМС и МОЕМС. Этот прогноз основан на двух предпосылках.

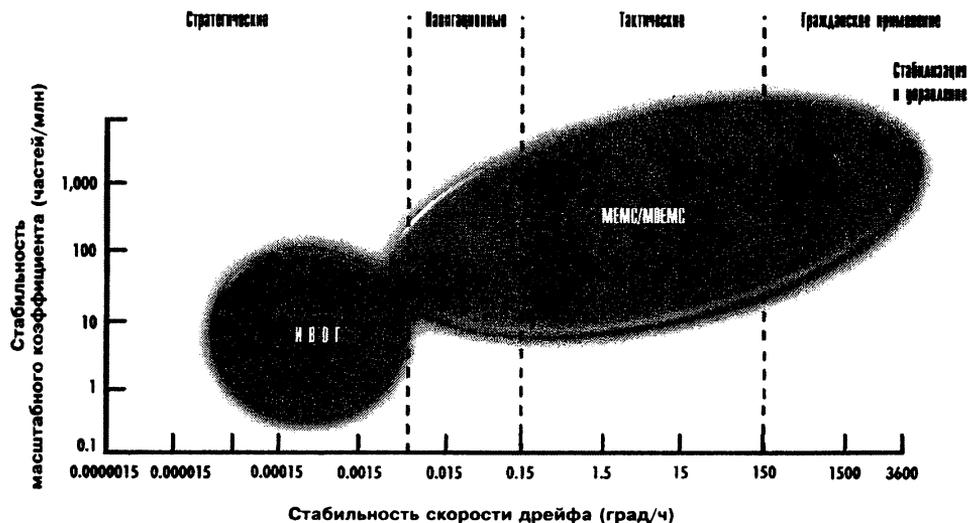


Рис.11. Использование гироскопов в отдаленном будущем

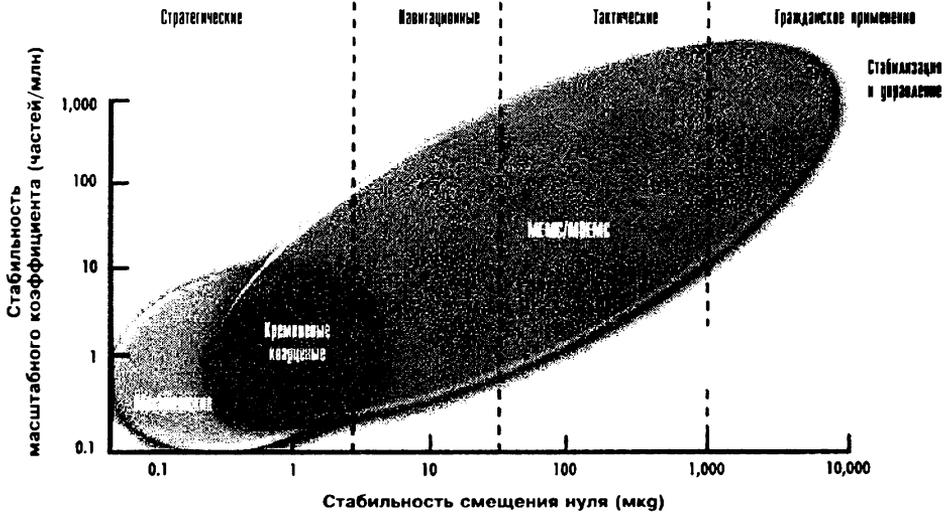


Рис.12. Использование акселерометров в отдаленном будущем

Первая состоит в том, что повышение точности датчиков MEMS будет продолжать повышаться в той же прогрессии, близкой к значению 3-4 раза, которое было достигнуто в прошлом десятилетии. Похоже, что это предполагаемое улучшение обоснованно, поскольку разработчики начинают понимать, какое воздействие оказывают геометрия, размеры, электроника и компоновка на точностные характеристики и надежность.

Вторая — уже прилагаются усилия расположить все 6 датчиков на один или два чипа, что является единственным путем достижения желаемой стоимости — менее чем 1000 дол. за систему ИНС/GPS навигационного класса точности.

Кроме того, поскольку многие устройства MEMS являются вибрирующими структурами с емкостным считыванием данных, это может ограничить улучшение характеристик на верхнем уровне точности (навигационный класс точности).

Именно в этой области, по всей вероятности, потребуется технология МОЕМС для обеспечения микромеханических по настоящему твердотельных гироскопов с оптическим считыванием данных. МОЕМС датчики по существу не должны иметь чувствительности к перегрузкам. В настоящее время технологии для создания очень маленьких точных МОЕМС гироскопов не существует, но прогресс в разработке резонансных микросфер уже наблюдается в промышленности средств связи.

В стратегических применениях ИВОГ должен стать преобладающим. В настоящее время ведутся разработки устойчивого к радиации ИВОГ для ракет, а также сверхточных ИВОГ для замены электростатических гироскопов. Что касается стратегических акселерометров, то MEMS или МОЕМС датчики уже приближаются к необходимой точности.

В настоящее время несколько фирм, включая и лабораторию им. Ч. Дрейпера, разрабатывают кремниевые резонаторы. Разрабатываются также и кварцевые резонаторы. Не исключено, что прогнозы для акселерометров отдаленного будущего будут реализованы на много лет раньше, чем прогнозы для гироскопов.

Выводы

Технология инерциальных датчиков продолжает быстро изменяться. За последние несколько лет достигнут важный прогресс в снижении стоимости и величины инерциальных датчиков.

Многие из этих усилий сконцентрировались на кремниевых датчиках МЕМС. Датчики МЕМС прошли путь от лабораторных приборов до полевых образцов и находятся на пороге штатного использования в разнообразных прикладных системах, для которых необходимы недорогие, серийно изготавливаемые датчики.

Дальнейшие усилия, предпринимаемые в этой области, будут сосредоточены на улучшении характеристик.

В заключение авторы выражают благодарность Джону Элвеллу за его вклад в новые технологии, в том числе за создание много лет назад технологии «пузырьковых» схем (схем, изображаемых кружками и стрелками).

ЛИТЕРАТУРА

1. Barbour, N., J. Elwell, R. Setterlund. "Inertial Instruments: Where to Now?" Доклад P-3182 Лаборатории им. Ч. Дрейпера, представленный на конференции AIAA GN&C, состоявшейся в Hilton Head, SC, 10-12 августа 1992.
2. Lawrence, A. Modern Inertial Technology, Springer-Verlag. 1992.
3. Barbour, N., K. Kumar, J. Elwell. "Emerging Low(er) Cost Inertial Sensors, "Доклад CSDL-P-3399 Лаборатории им. Ч. Дрейпера, Cambridge, MA, июль 1994, представленный на 22 Joint Services Data Exchange, Scottsdale, AZ, октябрь 1994.
4. Barbour, N. Gyroscopes and Accelerometers, McGraw-Hill энциклопедия науки и техники, 8 издание, 1997.
5. Schmidt, G. "INS/GPS Technology Trends for Military Systems". Опубл. в Draper Technology Digest, CSDL-R-2786. Т. 2, 1998.

Abstract. This paper presents an overview of how inertial sensor technology is applied in current applications, and how it is expected to be applied in near- and far- term applications. The ongoing trends in inertial sensor technology development are discussed, namely interferometric fiber-optic gyros, micromechanical gyros and accelerometers, and micro-optical sensors. Micromechanical sensors and improved fiber-optic gyros are expected to replace many of the current systems using ring laser gyroscopes or mechanical sensors. The successful introduction of the new technologies is primarily driven by cost, and cost projections for systems using these new technologies are presented. Externally aiding the inertial navigation system (INS) with the global positioning system (GPS) has opened up the ability to navigate a wide variety of new, large-volume applications, such as guided artillery shells. These new applications are driving the need for extremely low-cost, batch-producible sensors.

*Reprinted, with permission from the Draper Technology Digest
CSDL-C-6500, vol. 3, 1999.*

УДК 531.383

В.З.ГУСИНСКИЙ, В.М.ЛЕСЮЧЕВСКИЙ, А.А.СТОЛБОВ

АВТОМАТИЧЕСКАЯ КАЛИБРОВКА СПИСЫВАЮЩИХ УСТРОЙСТВ ГИРООРИЕНТАТОРА КАРДАННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ НА НЕУПРАВЛЯЕМЫХ ГИРОСКОПАХ

Рассматриваются вопросы разработки алгоритма автоматической калибровки погрешностей списывания углов разворота кардановых колец гироскопического прецизионного инерциального навигационного устройства (ИНС) на неуправляемых гироскопах. Исследование проведено на примере ИНС, использующей гироскопы с электростатическим подвесом ротора. Получены кинематические соотношения, связывающие указанные погрешности с погрешностями выходных данных ИНС. Показана возможность прямого измерения погрешностей списывания методом калмановской фильтрации. Построен алгоритм автоматической калибровки погрешностей списывания. Оценка эффективности разработанного алгоритма дана по результатам стендовых испытаний ИНС.

Введение

Для обеспечения высокой точности инерциальных навигационных систем (ИНС) на электростатических гироскопах (ЭСГ) применяется алгоритмическая компенсация ошибок измерения углового положения главных осей гироскопов относительно осей объекта. В прецизионных ИНС карданного типа основным источником этих ошибок являются погрешности списывания углов разворота кардановых колец гироскопического прецизионного инерциального навигационного устройства (ИНС) на неуправляемых гироскопах. Эти погрешности обусловлены, в основном, смещением нулей датчиков углов на осях кардановых подвесов и усилителей гироскопической следящей системы, не охваченных автокомпенсационным вращением корпуса ЭСГ [1, 4].

В связи с повышением требований к эксплуатационным характеристикам ИНС (упрощение обслуживания и сокращение времени готовности) возникла необходимость автоматизации процессов калибровки параметров гироскопического прецизионного инерциального навигационного устройства, в том числе погрешностей списывания. Учитывая высокие требования (единицы угловых секунд [2]) к точности измерения углов разворота кардановых колец, необходимо обеспечить периодическую калибровку погрешностей списывания в процессе эксплуатации ИНС. В настоящее время разработан метод косвенного измерения погрешностей списывания по данным калибровки коэффициентов модели дрейфа гироскопов с опорой на выходные данные ИНС [3]. Недостатком указанного метода являются большие затраты времени (несколько суток), что ограничивает область его применения работами на стенде или в базе.

Гусинский Валерий Залманович (1939). Доктор технических наук, профессор, начальник отдела ГНЦ РФ-ЦНИИ «Электроприбор» (С.-Петербург). Действительный член Академии навигации и управления движением.

Лесючевский Владимир Михайлович (1945). Кандидат технических наук, начальник сектора ГНЦ РФ-ЦНИИ «Электроприбор». Действительный член Академии навигации и управления движением.

Столбов Александр Альбертович (1970). Младший научный сотрудник ГНЦ РФ-ЦНИИ «Электроприбор».

В данной статье приведены результаты разработки алгоритма прямого измерения погрешностей списывания с использованием процедуры калмановской фильтрации. Гироориентатор рассматриваемой ИНС включает два идентичных гиросtabilизатора с общей отсчетной базой [2]. Каждый гиросtabilизатор представляет собой функционально законченный модуль, содержащий ЭСГ в трехколечном следящем кардановом подвесе и триаду акселерометров. Наружное кольцо подвеса предназначено для исключения эффекта складывания внутреннего и промежуточного колец при работе ИНС без ограничений по широте плавания объекта. На основе модели погрешностей карданова подвеса выведены уравнения связи погрешностей списывания с погрешностями выработки в ИНС координат места, с использованием которых получены уравнения наблюдения калмановского фильтра. Наблюдаемость погрешностей списывания обеспечивается дискретным вращением наружных колец подвесов. Калибровка погрешностей списывания производится после окончания калибровки гироскопов и акселерометров ИНС, что позволяет не учитывать погрешности указанных измерителей в векторе состояния. Режим управления наружными кольцами выбран с учетом особенностей построения фильтровых задач выставки и калибровки рассматриваемой ИНС. Как показали результаты экспериментальных исследований, разработанный алгоритм обеспечивает устойчивую выработку оценок калибруемых параметров и требует значительно меньше времени, чем косвенный метод. Указанные преимущества позволяют использовать разработанный алгоритм для калибровки погрешностей списывания при запуске и в процессе работы ИНС. При этом измерительный сигнал может формироваться с привлечением внешней информации о координатах объекта в условиях базовой калибровки ИНС, либо с опорой на данные соседней ИНС из состава навигационного комплекса во время эксплуатации.

Разработка алгоритма калибровки погрешностей списывания. Выходной информацией гироориентатора являются углы разворота кардановых колец. Рассмотрим влияние погрешностей списывания этих углов на ошибки измерения угловой ориентации главной оси гироскопа относительно отсчетных баз гироориентатора. Введем следующие системы координат: XYZ – отсчетная система координат, материализуемая базовыми поверхностями гироориентатора контрольной площадкой и контрольным зеркалом; $X_{BK}Y_{BK}Z_{BK}$, $X_{PK}Y_{PK}Z_{PK}$, $X_{HK}Y_{HK}Z_{HK}$ – системы координат, связанные с внутренним (BK), промежуточным (PK) и наружным (HK) кольцами карданова подвеса соответственно. Угловые преобразования между введенными системами координат представим символически следующим образом:

$$\begin{aligned} \{ X_{BK}Y_{BK}Z_{BK} \} &\xrightarrow[\mu, q, h]{S} \{ XYZ \}; & \{ X_{PK}Y_{PK}Z_{PK} \} &\xrightarrow[\mu, q]{S_{\mu q}} \{ XYZ \}; \\ & & \{ X_{HK}Y_{HK}Z_{HK} \} &\xrightarrow[\mu]{S_{\mu}} \{ XYZ \}. \end{aligned}$$

Здесь h, q, μ – углы разворота BK, PK и HK соответственно. Над стрелками указаны матрицы направляющих косинусов, определяющие угловые переходы между системами координат.

Погрешности измерения проекций вектора главной оси гироскопа \vec{H} в осях системы координат XYZ определяются выражением

$$\begin{pmatrix} \Delta H_X \\ \Delta H_Y \\ \Delta H_Z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & \alpha_3 & -\alpha_2 \\ -\alpha_3 & 0 & \alpha_1 \\ \alpha_2 & -\alpha_1 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} H_X \\ H_Y \\ H_Z \end{pmatrix}, \quad (1)$$

где $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$ – элементы вектора малого поворота $\bar{\alpha}$ системы XYZ , вследствие погрешностей карданова подвеса; H_X, H_Y, H_Z – проекции орта главной оси гироскопа на оси системы XYZ . Эти проекции могут быть выражены через элементы матрицы S :

$$H_X = S_{12}; \quad H_Y = S_{22}; \quad H_Z = S_{32}. \quad (2)$$

Связь элементов вектора $\bar{\alpha}$ с погрешностями карданова подвеса представим, по результатам работы [3], соотношениями

$$\begin{aligned} \alpha_{1j} &= -\Delta q_{0j} S_{\mu q 13}^j - \Delta h_{0j} S_{11}^j; \\ \alpha_{2j} &= \Delta \mu_{0j} - \Delta h_{0j} S_{21}^j; \\ \alpha_{3j} &= -\Delta q_{0j} S_{\mu q 33}^j - \Delta h_{0j} S_{31}^j, \end{aligned} \quad (3)$$

где $\Delta h_0, \Delta q_0, \Delta \mu_0$ – погрешности списывания углов h, q и μ соответственно; j – номер гиросtabilизатора.

С достаточной для практических задач точностью временную зависимость погрешностей $\Delta h_0, \Delta q_0$ представим в виде суммы систематической и случайной составляющих. Случайную составляющую погрешностей списывания будем аппроксимировать марковским процессом. В соответствие с этим динамику погрешностей списывания можно характеризовать уравнением состояния вида

$$\dot{\bar{x}} = B\bar{x} + G\bar{v}, \quad (4)$$

где $\bar{x}^T = (\Delta q_{01} \quad \Delta h_{01} \quad \Delta q_{02} \quad \Delta h_{02})$ – вектор состояния гириориентатора; \bar{v} – векторный гауссовский случайный процесс; B, G – матрица состояния и формирующая матрица возмущений, имеющие диагональную форму, причем $B_{ii} = -\alpha_i$; $G_{ii} = \sigma_i \sqrt{2\alpha_i}$; α_i, σ_i^2 – соответственно коэффициенты затухания корреляционной функции и дисперсии медленно меняющихся составляющих; $i = 1, 2, 3, 4$.

Настройка фильтра Калмана для указанных погрешностей осуществляется из условия равноточности используемых в ИНС измерительных систем и совпадает с численными значениями, принятыми для гироскопов: $\alpha_i = \alpha_{ЭСГ}$;

$\sigma_i = \frac{\sigma_{ЭСГ}}{\Omega}$, где Ω – угловая скорость вращения Земли. Здесь также учтено, что

погрешность списывания угла μ_{0j} не зависит от углов разворота кардановых колец и поэтому не включена в вектор состояния \bar{x} .

Измерительный сигнал на входе алгоритма калибровки рассматриваемой ИНС формируется в виде вектора \bar{y} с элементами

$$\begin{aligned} y_1 &= \varphi - \varphi_e; \quad y_2 = (\lambda - \lambda_e) \cos \varphi; \quad y_3 = \cos \psi_p - \cos \psi_u; \quad y_4 = \dot{y}_1; \quad y_5 = \dot{y}_2, \\ \cos \psi_u &= \vec{H}_1 \vec{H}_2; \quad \cos \psi_p = \vec{e}_1 \vec{e}_2, \end{aligned} \quad (5)$$

где φ_e, λ_e – координаты места, поступающие от средств коррекции; y_3 – автономное измерение; $\cos \psi_u, \cos \psi_p$ – измеренное и расчетное значения коси-

нуса угла между главными осями гироскопов. При калибровке ИНС в условиях стенда или базирования объекта, когда координаты места точно известны, можно не учитывать погрешности внешней навигационной информации.

Установим связь погрешностей списывания углов разворота кардановых колец гироскопостатора с элементами вектора измерений y_1, y_2, y_3 . Для получения кинематических соотношений введем следующие системы координат: $\xi\eta\zeta$ – базовая инерциальная система координат (ИСК), ось η направлена по оси Мира; $I_1I_2I_3$ – приборная ИСК, построенная на двух ортах главных осей гироскопов; $\xi^f\eta^f\zeta^f$ – дополнительная ИСК, отслеживающая положение приборной ИСК относительно базовой по данным прогноза прецессионного движения гироскопов; ENh – географическая система координат, ось E – направлена на восток, ось N – в плоскости меридиана на север, ось h – по местной вертикали. Угловые преобразования между введенными системами координат представим, как и ранее, в виде

$$\begin{aligned} \{ \xi\eta\zeta \} &\xrightarrow{X} \{ I_1I_2I_3 \}; \quad \{ XYZ \} \xrightarrow{B} \{ I_1I_2I_3 \}; \quad \{ \xi\eta\zeta \} \xrightarrow{N_*} \{ ENh \}; \\ \{ X_{BK}Y_{BK}Z_{BK} \} &\xrightarrow{R} \{ \xi\eta\zeta \} \xrightarrow{L} \{ \xi^f\eta^f\zeta^f \}; \\ \{ I_1I_2I_3 \} &\xrightarrow{\Psi} \{ \xi^f\eta^f\zeta^f \} \xrightarrow{N_*^f} \{ ENh \}; \\ \{ X_{BK}Y_{BK}Z_{BK} \} &\xrightarrow{R^f} \{ \xi^f\eta^f\zeta^f \}. \end{aligned}$$

Для введенных матриц направляющих косинусов справедливы следующие равенства:

$$L = \Psi X; \quad N_*^f = N_* L^T; \quad B = X N_*^T; \quad R^f = LR = \Psi BS. \quad (6)$$

Введем в рассмотрение вектор $\vec{\Lambda}_c$ малого поворота системы координат $I_1I_2I_3$ с элементами $\vec{\Lambda}_c^T = (\Lambda_1; \Lambda_2; \Lambda_3)$, которые определяются на основе соотношения

$$\delta B = \Delta B \cdot B^T. \quad (7)$$

Здесь ΔB – матрица, характеризующая погрешности расчета матрицы B ; δB – кососимметричная матрица, которой соответствует искомый вектор малого поворота [6]. Выражения, связывающие элементы вектора $\vec{\Lambda}_c$ с погрешностями расчета элементов матрицы B , определяется из (7) и с точностью до малых второго порядка имеют вид:

$$\begin{aligned} \Lambda_1 &= \Delta B_{21}B_{31} + \Delta B_{22}B_{32} + \Delta B_{23}B_{33}; \\ \Lambda_2 &= -\Delta B_{11}B_{31} - \Delta B_{12}B_{32} - \Delta B_{13}B_{33}; \\ \Lambda_3 &= \Delta B_{11}B_{21} + \Delta B_{12}B_{22} + \Delta B_{13}B_{23}. \end{aligned} \quad (8)$$

Варьируя соотношения для матрицы B , построенной по составляющим векторов \vec{H}_1, \vec{H}_2 в осях системы координат XYZ , можно связать погрешности ΔB_{ij} с погрешностями $\Delta \vec{H}_1, \Delta \vec{H}_2$. В соответствии с [5] будем считать главную

ось первого гироскопа совпадающей с осью I_1 приборной ИСК. Тогда для первой строки матрицы ΔB справедливо равенство

$$\Delta B_{1j} = \Delta \bar{H}_1; \quad j = 1, 2, 3. \quad (9)$$

Для второй строки рассматриваемой матрицы будем иметь

$$\Delta B_{2j} = \frac{1}{\sin \psi} \Delta \bar{H}_2 - \text{ctg} \psi \Delta \bar{H}_1. \quad (10)$$

Подставляя (9) и (10) в (8) с учетом (2) и (3), получаем:

$$\Lambda_1 = -\frac{1}{\sin \psi} (\alpha_{12} \tilde{B}_{11} + \alpha_{22} \tilde{B}_{12} + \alpha_{32} \tilde{B}_{13}) - \text{ctg} \psi (\alpha_{11} B_{21} + \alpha_{21} B_{22} + \alpha_{31} B_{23}); \quad (11)$$

$$\Lambda_2 = -\alpha_{11} B_{21} - \alpha_{21} B_{22} - \alpha_{31} B_{23};$$

$$\Lambda_3 = -\alpha_{11} B_{31} - \alpha_{21} B_{32} - \alpha_{31} B_{33},$$

где $\tilde{B}_{11} = S_{22} B_{33} - S_{32} B_{32}$; $\tilde{B}_{12} = S_{32} B_{31} - S_{12} B_{33}$; $\tilde{B}_{13} = S_{12} B_{32} - S_{22} B_{31}$.

Введем вектор малого поворота $\bar{\Lambda}_n$ системы координат ENh , элементы которого имеют вид $\bar{\Lambda}_n^T = (-\Delta\phi \quad \Delta\lambda \sin \phi \quad \Delta\lambda \cos \phi)$, где $\Delta\phi, \Delta\lambda$ – погрешности выработки в ИНС широты и долготы соответственно.

Поскольку задача горизонтирования ИНС обеспечивает компенсацию погрешностей контура вертикали, связь между погрешностями выработки навигационных параметров и погрешностями моделирования приборной ИСК можно характеризовать, с учетом (6), выражением

$$\bar{\Lambda}_n = N_*^f \Psi \bar{\Lambda}_c. \quad (12)$$

Выражение, связывающее вектор $\bar{\alpha}$ с автономным измерением, получим варьированием соотношения для $\cos \psi_u$ из (5). С учетом (1) можно записать:

$$y_3 = \{(\alpha_{11} - \alpha_{12}) B_{31} + (\alpha_{21} - \alpha_{22}) B_{32} + (\alpha_{31} - \alpha_{32}) B_{33}\} \sin \psi. \quad (13)$$

Подставим (3) в (11). Полученное выражение подставим в (12) и (13). В результате будем иметь систему уравнений, связывающих элементы вектора измерений (5) с погрешностями списывания при произвольной ориентации главных осей гироскопов относительно базовой ИСК.

Конструктивное исполнение гироскопического ориентатора позволяет осуществлять независимую калибровку каждого гиросtabilизатора. Уравнение наблюдения отдельного гиросtabilизатора запишем в стандартном виде

$$\bar{y} = H^j \bar{x}_j + \bar{v}_j, \quad (14)$$

где $\bar{x}_j^T = (\Delta q_{0j} \quad \Delta h_{0j})$; \bar{v}_j – вектор ошибок измерения, которые можно аппроксимировать белым шумом; $j = 1, 2$ – номер гиросtabilизатора.

Элементы матрицы наблюдения H^1 определяются из соотношений:

$$\begin{aligned} H_{11}^1 &= [B_{31} N_{*11}^f + B_{21} (N_{*12}^f \text{ctg} \psi + N_{*13}^f)] S_{\mu q 13}^1 + [B_{33} N_{*11}^f + \\ &+ B_{23} (N_{*12}^f \text{ctg} \psi + N_{*13}^f)] S_{\mu q 33}^1; \\ H_{12}^1 &= R_{11}^1 N_{*11}^f + R_{31}^1 (N_{*12}^f \text{ctg} \psi + N_{*13}^f); \\ H_{21}^1 &= -[B_{31} N_{*21}^f + B_{21} (N_{*22}^f \text{ctg} \psi + N_{*23}^f)] S_{\mu q 13}^1 + [B_{33} N_{*21}^f + \\ &+ B_{23} (N_{*22}^f \text{ctg} \psi + N_{*23}^f)] S_{\mu q 33}^1; \end{aligned} \quad (15)$$

$$\begin{aligned}
 H_{22}^1 &= -[R_{11}^{f1} N_{*21}^f + R_{31}^{f1} (N_{*22}^f \operatorname{ctg} \psi + N_{*23}^f)]; \\
 H_{31}^1 &= (B_{31} S_{\mu q 13}^1 + B_{33} S_{\mu q 13}^1) \sin \psi; \\
 H_{32}^1 &= -R_{11}^{f1} \sin \psi.
 \end{aligned}$$

Элементы матрицы наблюдения H^2 определяются:

$$\begin{aligned}
 H_{11}^2 &= \frac{1}{\sin \psi} N_{*12}^f (\tilde{B}_{11} S_{\mu q 13}^2 + \tilde{B}_{13} S_{\mu q 33}^2); \\
 H_{12}^2 &= \frac{1}{\sin \psi} N_{*12}^f R_{13}^{f2}; \\
 H_{21}^2 &= -\frac{1}{\sin \psi} N_{*22}^f (\tilde{B}_{11} S_{\mu q 13}^2 + \tilde{B}_{13} S_{\mu q 33}^2); \\
 H_{22}^2 &= -\frac{1}{\sin \psi} N_{*22}^f R_{13}^{f2}; \\
 H_{31}^2 &= -(B_{31} S_{\mu q 13}^2 + B_{33} S_{\mu q 13}^2) \sin \psi; \\
 H_{32}^2 &= R_{11}^{f2} \sin \psi.
 \end{aligned} \tag{16}$$

Остальные элементы матриц наблюдения H^1 , H^2 определяются численным дифференцированием элементов первой и второй строк матриц наблюдения: $H_{41}^j = \dot{H}_{11}^j$; $H_{42}^j = \dot{H}_{12}^j$; $H_{51}^j = \dot{H}_{21}^j$; $H_{52}^j = \dot{H}_{22}^j$.

Теперь определим меры, обеспечивающие наблюдаемость погрешностей списывания в выходной информации ИНС. Для этого рассмотрим уравнение наблюдения (14) при малых отклонениях осей приборной ИСК от осей базовой ИСК. Тогда приближенно можно считать

$$N_*^f \approx N_*; R^f \approx R; B \approx \Psi N_*^T. \tag{17}$$

В этом случае элементы матриц наблюдения (15), (16) будут содержать функции координат места и времени, а также углов разворота кардановых колец.

Положим, что главная ось гироскопа, входящего в первый гиросtabilизатор, ориентирована вдоль полярной оси, главная ось гироскопа, входящего во второй гиросtabilизатор в плоскости земного экватора.

Рассмотрим для примера уравнение наблюдения второго гиросtabilизатора. Произведем замену элементов матриц в выражении (16) в соответствии с (17). С учетом сделанных допущений уравнения погрешностей гиросtabilизатора можно привести к виду

$$\begin{aligned}
 \Delta \lambda \cos \varphi &= -\Delta q_{02} \cos \varphi \sin \varphi \cos \mu_2 - \Delta h_{02} b' (\cos^2 \varphi \sin \lambda_* \cos \mu_2 + \cos \varphi \cos \lambda_* \sin \mu_2); \\
 y_3 &= -\Delta q_{02} (\cos \varphi \sin \lambda_* \cos \mu_2 + \cos \lambda_* \sin \mu_2) + \Delta h_{02} b' \sin \varphi \cos \mu_2,
 \end{aligned} \tag{18}$$

где $b' = 1/\cos h$. Аналогичные соотношения можно получить из (15) для случая экваториальной ориентации главной оси гироскопа, входящего в первый гиросtabilизатор.

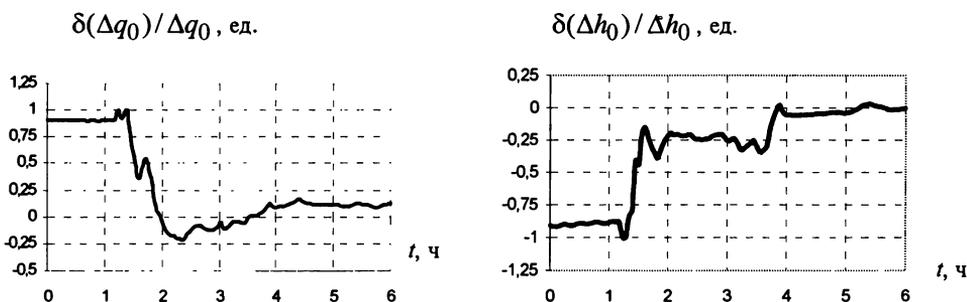
Погрешности $\Delta q_{0j}, \Delta h_{0j}$ в выражениях (18) зависят от угла поворота НК. Следовательно, при угловом движении НК калибруемого гиросtabilизатора эти погрешности будут промодулированы относительно осей системы координат XYZ , что обеспечит их наблюдаемость в выходной информации ИНС. Угловое движение НК производится в режиме дискретных поворотов, синхронизированных с шагом работы фильтровой задачи ИНС. При таком режиме погрешности списывания проявятся в измерительном сигнале в виде смещений, постоянных на шаге работы задачи горизонтирования, что позволяет наблюдать эти погрешности в измерительном сигнале на входе задачи калибровки. Момент запуска режима калибровки определяется значениями углов h, q по условию их непопадания в зону складывания кардановых колец гиросtabilизатора во время калибровки.

Результаты стендовых испытаний. Ниже приведены результаты стендовых испытаний опытного образца прецизионной ИНС на ЭСГ. Цель исследований – проверка точностных возможностей разработанного алгоритма и определение времени, необходимого для калибровки погрешностей списывания.

Экспериментальные исследования проводились по методике, основанной на следующих положениях. Реальные погрешности гиросtabilизатора опытного образца ИНС определены ранее с высокой точностью и учтены в задаче расчета направляющих косинусов главных осей гироскопов. С целью достоверной оценки точности алгоритма калибровки в указанную задачу вводятся дополнительные погрешности $\Delta q_0, \Delta h_0$, имитирующие ошибки учета паспортных параметров в выходных данных гиросtabilизатора. Далее осуществляется калибровка погрешностей списывания в соответствии с разработанным методом. Погрешности калибровки рассчитываются как разности между значениями полученных оценок и дополнительно введенных погрешностей $\Delta q_0, \Delta h_0$.

Экспериментальная проверка алгоритма калибровки погрешностей списывания проводилась на одном гиросtabilизаторе. Главная ось гироскопа, входящего в состав калибруемого гиросtabilизатора, вначале ориентировалась в плоскости экватора. Вместо данных второго гироскопа и блока акселерометров использовалась информация, вырабатываемая соответствующими программными имитаторами. Временная диаграмма управления приводом НК была согласована с шагом работы задачи горизонтирования. Средняя скорость вращения выбрана таким образом, чтобы НК проходило полный оборот за 2,5–3 ч. Численные значения дополнительных погрешностей, подлежащих определению, были приняты равными $\Delta q_0 = 20$ угл.с, $\Delta h_0 = -20$ угл.с.

Результаты испытаний представлены на рисунке в виде графиков зависимости относительных погрешностей оценок от времени.



Графики зависимости относительных погрешностей оценок $\Delta q_0, \Delta h_0$ от времени

Как видно из графиков, устойчивые значения оценок получены после второго оборота НК (примерно через 4,5 ч после включения режима калибровки). Предельные значения погрешностей составили 5% для оценки Δq_0 и 10% для оценки Δh_0 . Общее время калибровки не превышает 5 ч.

Выводы

Разработанный алгоритм обеспечивает калибровку погрешностей списывания углов разворота кардановых колец гироскопического ориентатора прецизионной ИНС с точностью на уровне единиц угловых секунд. При этом достигается значительное сокращение времени калибровки по сравнению с ранее разработанным методом.

Указанные преимущества разработанного алгоритма позволяют применять его как при регулировке ИНС в условиях стенда, так и для уточнения погрешностей системы в условиях эксплуатации.

ЛИТЕРАТУРА

1. Гусинский В.З. Теория и основы проектирования корабельных инерциальных навигационных систем на электростатических гироскопах: Дисс. д.т.н. Л.: ЦНИИ «Электроприбор», 1988. 79 с.
2. Анфиногенов А.С., Гусинский В.З., Лесючевский В.М., Литманович Ю.А., Парфенов О.И., Пушкарев А.Д. Прецизионная корабельная инерциальная навигационная система на электростатических гироскопах//Гироскопия и навигация. 1996. - 4. С. 103-108.
3. Лесючевский В.М. Особенности построения алгоритмов задач выставки и калибровки инерциальных навигационных систем на электростатических гироскопах//Гироскопия и навигация. 1996. - 4. С. 56.
4. Биндер Я.И., Голубчин Б.И., Гусинский В.З. Определение параметров гироскопических ориентаторов инерциальных навигационных систем на неуправляемых гироскопах//Вопросы кораблестроения. Сер. Навигация и гироскопия. 1982. Вып. 61с. С. 3-9.
5. Лесючевский В.М., Литманович Ю.А. Алгоритмы и погрешности определения угловой ориентации объекта в инерциальной навигационной системе на неуправляемых гироскопах//Вопросы кораблестроения. Сер. Навигация и гироскопия. 1985. Вып. 85. С. 3-13.
6. Онищенко С.М. Применение гиперкомплексных чисел в теории инерциальной навигации. Автономные системы. Киев: Наук. думка, 1983. 208 с.

Abstract. In the work a new approach to calibration of gimballed Inertial Navigation system (INS) based on two electrostatically suspended gyros (ESG) is considered. The automatic calibration procedure of the inertial measuring unit (IMU) error models parameters, namely, the gimbal pick-off errors, is examined. The measurement errors for angle rotor position are described by equation (1). The gimbal pick-off errors are described by equation (3). The relationship between the gimbal pick-off errors and INS output errors is described by equation (14). The Kalman filter observation equation is received. The IMU calibration procedure is tested by the experimental study. The tests results are shown in Fig.1. It was shown, that the calibration errors are equal to (5..10) %. The calibration time is equal to 5 hours.

Материал поступил 4.09.99

НЕИНВАРИАНТНЫЕ АЛГОРИТМЫ ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Рассматриваются неинвариантные алгоритмы обработки информации инерциальных навигационных систем, позволяющие учесть динамические свойства объекта. Проводится их сопоставление с традиционной схемой комплексной обработки, основанной на использовании принципа инвариантности.

1. Введение

Классический подход к построению алгоритмов инерциальных навигационных систем (ИНС) различного типа основан на использовании вытекающих из кинематических соотношений механики дифференциальных уравнений для навигационных параметров (НП) (координат, скорости и углов ориентации) подвижного объекта, в правые части которых входят измерения чувствительных элементов (ЧЭ) ИНС: акселерометров и гироскопических датчиков. Существенно, что НП, вырабатываемые в силу этих алгоритмов по показаниям ЧЭ, не содержащим ошибок измерения, также будут безошибочными («идеальными»). Это и определило используемое для них название – алгоритмы «идеальной работы» [1]. На практике отыскиваемые с помощью неидеальных датчиков НП будут содержать ошибки, описываемые, в свою очередь, с помощью дифференциальных уравнений, в составе которых, практически вне зависимости от свойств подвижного объекта, удастся выделить известные уравнения шулеровского и суточного контуров [2, 3].

При наличии внешних измерителей НП алгоритмы «идеальной работы» дополняются блоками, реализующими решение задачи оценивания ошибок ИНС на фоне ошибок дополнительных навигационных средств по измерениям, сформированном путем сопоставления показаний ИНС и внешних измерителей. Уточненные значения НП определяются в результате коррекции показаний ИНС с использованием полученных оценок их ошибок. Следует заметить, что при этом отсутствует необходимость включения НП в состав вектора состояния и, как следствие, не требуется их описание как случайных процессов.

Для измерительных систем, в которых подлежащие оцениванию выходные сигналы связаны с измеряемыми входными сигналами линейными соотношениями (т.е. характеризуются линейными алгоритмами «идеальной работы»), этот подход обеспечивает независимость (инвариантность) ошибок определения оцениваемых параметров от их реализаций, в силу чего алгоритмы подобного типа называют инвариантными [4, 5] (рис. 1).

Несмотря на то, что уравнения алгоритмов «идеальной работы» ИНС в общем случае нелинейны и можно говорить лишь о приближенном выполнении свойств инвариантности [6] (это вопрос более подробно обсуждается ниже), будем в дальнейшем называть алгоритмы обработки информации в ИНС, построенные на основе описанного подхода, также инвариантными алгоритмами.

Дмитриев Сергей Петрович (1933). Доктор технических наук, профессор, начальник сектора ГНЦ РФ – ЦНИИ «Электроприбор» (С.-Петербург). Заслуженный деятель науки и техники РФ. Действительный член Академии навигации и управления движением.

Степанов Олег Андреевич (1949). Доктор технических наук, ведущий научный сотрудник ГНЦ РФ – ЦНИИ «Электроприбор». Действительный член Академии навигации и управления движением.

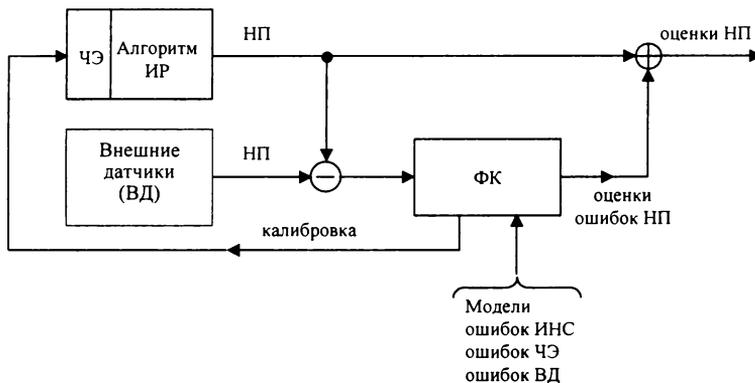


Рис.1

Достоинства инвариантных алгоритмов заключаются в их сравнительной простоте и малой зависимости ошибок от характера временного изменения НП, т.е. от типа объекта. Вместе с тем они обладают существенным недостатком, обусловленным неучетом дополнительной информации о временных свойствах НП, определяемых спецификой динамики подвижного объекта, на котором установлена ИНС. Оптимизация алгоритмов обработки информации в ИНС при привлечении этой дополнительной информации основана на том, что выработка НП осуществляется в результате решения задачи фильтрации не для погрешностей ИНС, а для самих НП, свойства которых как случайных процессов описываются с использованием уравнений динамики объекта, включаемых в уравнения для вектора состояния. При этом в случае достаточно полного описания НП оказывается необходимым в уравнениях динамики учитывать наличие известных управляющих и случайных возмущающих воздействий (гидродинамических и аэродинамических для судна и летательного аппарата, соответственно), дополняя вектор состояния стохастической моделью возмущений. Естественно, что в уравнения для вектора состояния кроме модели возмущений и уравнений динамики включаются кинематические соотношения, используемые при формировании алгоритма «идеальной работы». Важно подчеркнуть, что получающиеся в результате алгоритмы теряют свойства инвариантности, что и обосновывает используемое для них в дальнейшем название – «неинвариантные алгоритмы».

Идея оптимизации алгоритмов ИНС на основе такого подхода не нова [7 – 12], однако до последнего времени она не получила сколько-нибудь заметного практического применения (кроме использования простейших алгоритмов сглаживания исходных измерений ИНС, снижающих уровень шумовой погрешности и учитывающих инерционность объекта). Это обусловлено, в частности, тем, что на практике преобладала тенденция построения прецизионных ИНС, обеспечивающих высокоточное автономное решение задач навигации и эффективно функционирующих при установке на объектах с различными динамическими свойствами. Ясно, что точность прецизионных ИНС лишь в малой степени может быть повышена за счет учета динамики объекта. Углубленный анализ этого вопроса, проведенный в [12] и ориентированный на платформенные ИНС с уходами гироскопов не более 10^{-2} град/ч, показал возможность снижения влияния флюктуационных погрешностей ЧЭ на точность построения географического трехгранника. Этот результат достигнут путем включения в состав алгоритма «идеальной работы» ИНС блоков с оптимально выбранными передаточными функциями, обеспечивающими демпфирование шулеровских колебаний вертикали и соответствующий компромисс между

ошибками, связанными с потерей невозмущаемости (инвариантности) ИНС и влиянием погрешностей ЧЭ ИНС.

Появление высокоточных спутниковых навигационных систем (СНС) открыло целый ряд новых приложений для достаточно грубых ИНС, при использовании которых представляется целесообразным переход к неинвариантным алгоритмам. Это прежде всего задача автоматического управления движением, где роль ИНС состоит в обеспечении высокоточного оценивания ориентации объекта и динамических параметров движения – линейных и угловых скоростей и ускорений [13, 14]. Важно отметить, что при взаимодействии ИНС/СНС повышение точности ИНС открывает возможность увеличения времени сохранения точности навигации при потере сигнала СНС, что является одной из важнейших характеристик интегрированных инерциально-спутниковых навигационных систем [15].

При оптимизации алгоритмов ИНС за счет учета динамики объекта существуют, по крайней мере, два пути построения неинвариантных алгоритмов [5, 8, 11 – 13]. Первый путь предусматривает сохранение ИНС своей роли измерителя НП, вырабатываемых на основе алгоритма «идеальной работы» (рис. 2).

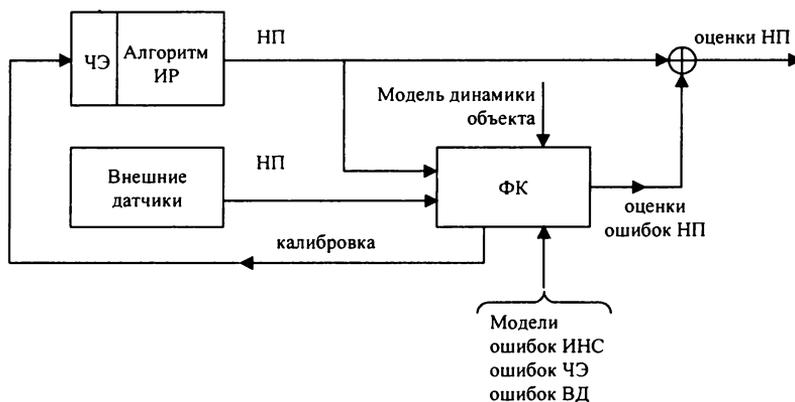


Рис.2

При решении задачи фильтрации в вектор состояния дополнительно к компонентам, передающим погрешности алгоритма «идеальной работы» в определении НП и ошибки ЧЭ, включаются сами НП, свойства которых как случайных процессов описываются с помощью уравнений динамики объекта. Такие алгоритмы реализованы лишь для частных случаев специального движения: прямолинейного движения с постоянной скоростью [7, 16], остановок с целью коррекции ИНС [17] и т.д. Поскольку в приложениях решение задачи фильтрации направлено, как правило, на оценку погрешностей ИНС, нередко для описания динамики объекта используются упрощенные модели. Так поступают, например, в работах [16, 17], когда отличия предполагаемого движения объекта от реального при решении задачи фильтрации интерпретируются как дополнительные погрешности внешних измерений.

При реализации второго пути в вектор состояния также включаются НП и ошибки ЧЭ (рис. 3). Однако в качестве измерений здесь используются данные, вырабатываемые ЧЭ ИНС. [8, 9, 18]. Заметим, что этот способ в прикладных задачах направлен непосредственно на оценку НП и, таким образом, при его реализации требуется использовать достаточно полную и адекватную модель НП.



Рис.3

Стремление учесть дополнительную информацию о динамических свойствах объекта порождает разнообразные приемы, не всегда явно подпадающие под рассмотренную классификацию. Как упоминалось, такой учет может быть реализован с помощью различного рода схем демпфирования ИНС, причем параметры этих схем выбираются из условий движения объекта [12, 19].

Специального внимания заслуживает оригинальный способ учета динамических свойств летательного аппарата, предложенный в [20]. При решении задачи фильтрации в этой работе вектор состояния помимо компонент, описывающих ошибки ЧЭ и ошибки выработки в ИНС НП с использованием алгоритма «идеальной работы», дополняется ошибками вычисления кажущихся ускорений и угловых скоростей с помощью уравнений динамики объекта при известном управлении и стохастически заданном аэродинамическом возмущении (вектор скорости ветра). Кроме того, в вектор состояния включаются ошибки определения НП по этим вычисленным значениям с использованием тех же кинематических соотношений, которые лежат в основе алгоритма «идеальной работы» ИНС. Заметим, что ошибки полученных таким образом НП, в сущности, представляют собой стохастическую составляющую НП без учета составляющей, порожденной известным управлением. Вместе с тем основные свойства алгоритма – оценивание погрешностей алгоритма «идеальной работы» ИНС с использованием стохастической модели НП – позволяют отнести его к первому варианту предложенной классификации.

Следует заметить, что уравнения динамики объекта привлекаются не только для определения полного набора НП, но и в тех случаях, когда требуется оценить лишь некоторые из них, например параметры ориентации, при этом для описания динамики изменения этих параметров используются уравнения Эйлера [21 – 23].

Решение задачи оптимизации алгоритмов ИНС в предлагаемой работе основано на втором варианте их построения, позволяющем при выработке НП в наибольшей степени учесть динамику движения объекта. Изложение материала ориентировано на использование бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС), получающих в последнее время в силу конструктивной простоты и сравнительно низкой стоимости широкое применение, а в качестве подвижного объекта рассматривается морское водоизмещающее судно.

2. Уравнения «идеальной работы» БИНС

Введем так называемые сопровождающие трехгранники, представляющие собой правые ортогональные системы координат (СК) с началом в центре

масс объекта: географический XYZ (ось Z совпадает с внешней нормалью к поверхности референц-эллипсоида, ось Y направлена на север) и связанный с объектом $X_0Y_0Z_0$ (ось Y_0 – продольная ось объекта, направлена по движению, ось Z_0 направлена вверх и перпендикулярна Y_0).

Для обозначения сопровождающих трехгранников используем первую заглавную букву из обозначения его осей. Нижние индексы у векторов в виде заглавных букв будут определять тот трехгранник, в проекциях на оси которого задается вектор. Индексы в виде строчных букв используем для обозначения этих проекций. К примеру, вектор в проекциях на географический X и связанный с объектом X_0 трехгранники будет обозначаться как $\mathbf{a}_X = (a_x a_y a_z)^T$ и $\mathbf{a}_{X_0} = (a_{x_0} a_{y_0} a_{z_0})^T$ соответственно. Говоря о сопровождающих трехгранниках, будем использовать обозначения СК X и СК X_0 , а также термины географическая (ГСК) и связанная (ССК) системы координат соответственно. Введем также инерциальную СК $\xi\eta\zeta$ с началом в центре Земли (ось η по оси вращения Земли, ось ζ в плоскости Гринвичского меридиана при $t=0$) и обозначим ее СК ξ .

Кроме того, введем следующие обозначения:

$\mathbf{A}_{X_A X_B}$ – матрица перехода от СК X_B к СК X_A , к примеру, \mathbf{A}_{XX_0} , \mathbf{A}_{X_0X} – матрицы перехода от СК X_0 к СК X и от СК X к СК X_0 ;

$\mathbf{A}_{XX_0}^x, \mathbf{A}_{XX_0}^y, \mathbf{A}_{XX_0}^z$ – строки матрицы \mathbf{A}_{XX_0} ;

$\omega^{X_A X_B}$ – вектор угловой скорости поворота СК X_A относительно СК X_B ; этот вектор, заданный проекциями в осях, например, СК X , будет записываться как $\omega_X^{X_A X_B}$;

\mathbf{u} – вектор угловой скорости вращения Земли относительно инерциальной СК ξ , этот вектор в СК X определяется как

$$\mathbf{u}_X = (0, u \cos \varphi, u \sin \varphi)^T, \tag{2.1}$$

где u – скорость вращения Земли, φ – широта места;

$\Omega^{X_A X_B}$ – кососимметричная матрица, соответствующая вектору угловой скорости $\omega_X^{X_A X_B}$ и определяемая как

$$\Omega_X^{X_A X_B} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z^{X_A X_B} & \omega_y^{X_A X_B} \\ \omega_z^{X_A X_B} & 0 & -\omega_x^{X_A X_B} \\ -\omega_y^{X_A X_B} & \omega_x^{X_A X_B} & 0 \end{bmatrix}, \tag{2.2}$$

причем $\Omega_X^{X_A X_B} = \mathbf{A}_{XX_0} \Omega_{X_0}^{X_A X_B} \mathbf{A}_{X_0X}$;

Ω_X^u – кососимметричная матрица, соответствующая вектору (2.1) угловой скорости вращения Земли, т.е.

$$\Omega_X^u = \begin{bmatrix} 0 & -u \sin \varphi & u \cos \varphi \\ u \sin \varphi & 0 & 0 \\ -u \cos \varphi & 0 & 0 \end{bmatrix}; \tag{2.3}$$

$\mathbf{g}_X = (0, 0, -g)^T$ – вектор ускорения силы тяжести.

С учетом введенных обозначений конкретизируем в качестве примера структуру алгоритма «идеальной работы» для БИНС с датчиками угловых скоростей. Предположим, что гироскопические датчики и акселерометры размещены вблизи центра масс объекта и их оси чувствительности направлены по осям СК X_o . При этом измеряемыми величинами являются векторы угловой скорости вращения объекта $\omega_{X_o}^{X_o\xi}$ и кажущегося ускорения \mathbf{n}_{X_o} , представляющего собой разность абсолютного ускорения и ускорения силы тяготения [1]. Уравнения «идеальной работы» могут быть записаны в следующем виде [2, 3]:

$$\dot{\varphi} = \frac{U_y}{R+h}; \dot{\lambda} = \frac{U_x}{(R+h)\cos\varphi}; \dot{h} = U_z; \quad (2.4)$$

$$\dot{\mathbf{U}}_X = \mathbf{A}_{XX_o} \mathbf{n}_{X_o} - (\boldsymbol{\Omega}_X^{X\xi} + \boldsymbol{\Omega}_X^u) \mathbf{U}_X + \mathbf{g}_X; \quad (2.5)$$

$$\dot{\mathbf{A}}_{XX_o} = \mathbf{A}_{XX_o} \boldsymbol{\Omega}_{X_o}^{X_o\xi} - \boldsymbol{\Omega}_X^{X\xi} \mathbf{A}_{XX_o}. \quad (2.6)$$

Здесь φ, λ, h – широта, долгота и высота объекта; \mathbf{U} – вектор скорости движения объекта относительно Земли;

$$\boldsymbol{\Omega}_X^{X\xi} = \begin{vmatrix} 0 & -(\dot{\lambda} + u)\sin\varphi & (\dot{\lambda} + u)\cos\varphi \\ (\dot{\lambda} + u)\sin\varphi & 0 & \dot{\varphi} \\ -(\dot{\lambda} + u)\cos\varphi & -\dot{\varphi} & 0 \end{vmatrix}. \quad (2.7)$$

Имея в виду привлечение уравнений динамики объекта для описания вектора состояния, запишем первые два уравнения «идеальной работы» БИНС, используя вектор \mathbf{U} в проекциях на оси СК X_o :

$$\dot{\varphi} = \frac{\mathbf{A}_{XX_o}^y \mathbf{U}_{X_o}}{R+h}; \dot{\lambda} = \frac{\mathbf{A}_{XX_o}^x \mathbf{U}_{X_o}}{(R+h)\cos\varphi}; \dot{h} = \mathbf{A}_{XX_o}^z \mathbf{U}_{X_o}, \quad (2.8)$$

$$\dot{\mathbf{U}}_{X_o} = \mathbf{n}_{X_o} - [\boldsymbol{\Omega}_{X_o}^{X_o\xi} + \mathbf{A}_{X_oX} \boldsymbol{\Omega}_X^u \mathbf{A}_{XX_o}] \mathbf{U}_{X_o} + \mathbf{A}_{X_oX} \mathbf{g}_X, \quad (2.9)$$

Уравнения алгоритма «идеальной работы» (2.4) – (2.6) позволяют обсудить определенную ограниченность использования применительно к нему понятия инвариантности. Напомним, что под инвариантностью здесь понимается независимость погрешностей выработки ИНС НП от их реализаций. Ясно, что при нелинейном характере кинематических соотношений, лежащих в основе алгоритма «идеальной работы», это свойство не выполняется, поскольку даже для аддитивных и не зависящих от реализаций НП ошибок ЧЭ уравнения погрешностей ИНС будут зависеть от этих реализаций.

Для ИНС любого типа нелинейности уравнений «идеальной работы» вызваны:

- ♦ широтной зависимостью радиусов кривизны земного эллипсоида (в (2.4) для простоты использован радиус сферической Земли), а также их зависимость от вертикальной координаты h ;
- ♦ нелинейной зависимостью от реализаций НП составляющих переносного и кориолисова ускорений, обычно компенсируемых в сигнале кажущегося ускорения и представленных вторыми слагаемыми в правых частях (2.5), (2.9);
- ♦ подобной же зависимостью в (2.6) слагаемого с угловой скоростью географического трехгранника, учет которой необходим при решении задачи ориентации.

Принимая во внимание слабый уровень широтной зависимости радиусов кривизны и малость погрешностей компенсации переносного и кориолисова ускорений по сравнению с ошибками акселерометров, малость погрешностей учета угловой скорости географического трехгранника по сравнению с ошибками гироскопических датчиков, оказывается допустимым упрощенное представление модели погрешности ИНС [1-3], в которой отсутствует зависимость от реализаций НП.

Заметим, однако, что при этом обсуждении исключаются «мультипликативные» ошибки датчиков, зависящие от измеряемых сигналов. В простейшем случае они порождены погрешностями масштабных коэффициентов датчиков. К числу мультипликативных ошибок могут быть отнесены также погрешности \dot{U}_X и \dot{A}_{XX_0} , порожденные неточностью угловой ориентации датчиков относительно географической системы координат. Действительно, структура правой части уравнений (2.5), (2.6) такова, что даже в случае идеальных датчиков возникают ошибки определения составляющих ускорений и угловой скорости, пропорциональные проекциям соответствующих сигналов, ортогональных оси определения. Например, при определении ускорений \dot{U}_x, \dot{U}_y эти погрешности имеют вид $\alpha_z \dot{U}_y$ и $-\alpha_z \dot{U}_x$, соответственно, где α_z – малая погрешность определения курса объекта.

Кроме того, алгоритм «идеальной работы» БИНС приводит, в частности, при курсовых разворотах объекта к перепроектированию погрешностей чувствительных элементов ИНС, входящих в виде возмущений в уравнения для погрешностей координат и скорости, определяемых в географической системе координат.

Учет всех этих эффектов, приводящих к зависимости погрешности ИНС от реализаций НП, а, следовательно, и от характера движения объекта, не позволяет говорить о строгом выполнении свойств инвариантности для алгоритмов «идеальной работы» ИНС.

3. Вектор состояния в задаче фильтрации

Вектор состояния $X(t)$ в задаче фильтрации удобно представить в виде набора подвекторов:

- ◆ подвектор X_1 , включающий координаты, курс и углы качки;
- ◆ подвектор X_2 , включающий векторы линейной и угловой скорости судна относительно некоторой неподвижной системы координат;
- ◆ подвектор X_3 , описывающий возмущающие воздействия на судно;
- ◆ подвектор X_4 , описывающий погрешности датчиков ИНС.

Для описания подвектора X_1 , включающего координаты, курс K , углы бортовой ψ и килевой θ качки, используем кинематические соотношения, применяемые при построении алгоритма «идеальной работы» ИНС, приведенного в предыдущем разделе. Учитывая специфику морского объекта, будем полагать малыми углы ψ и θ . Это позволяет представить матрицу A_{XX_0} в виде

$$A_{XX_0} \approx \begin{bmatrix} \cos K & \sin K & \theta_y \\ -\sin K & \cos K & -\theta_x \\ -\psi & \theta & -1 \end{bmatrix}, \quad (3.1)$$

где $\theta_x = \psi \sin K + \theta \cos K$, $\theta_y = \psi \cos K - \theta \sin K$. Сопоставляя элементы (1,1), (3,1) и (3,2) в уравнении Пуассона $\dot{\mathbf{A}}_{XX_0} = -\mathbf{A}_{XX_0} \boldsymbol{\Omega}_{X_0}^{X_0 X}$, нетрудно получить уравнения для углов курса и качки. Таким образом, используя (2.4) и введя векторы скорости $\mathbf{U}_{X_0}^0$ судна относительно воды и скорости течения $\bar{\mathbf{U}}_X$, для вектора $\mathbf{X}_1 = (\varphi, \lambda, K, \psi, \theta)$ можно записать следующие уравнения:

$$\begin{aligned} \dot{\varphi} &= \frac{\mathbf{A}_{XX_0}^y \mathbf{U}_{X_0}^0 + \bar{U}_y}{R}; \\ \dot{\lambda} &= \frac{\mathbf{A}_{XX_0}^x \mathbf{U}_{X_0}^0 + \bar{U}_x}{R \cos \varphi}; \\ \dot{K} &= -\omega_{z_0}^{X_0 X}; \\ \dot{\psi} &= \omega_{y_0}^{X_0 X}; \\ \dot{\theta} &= \omega_{x_0}^{X_0 X}, \end{aligned} \quad (3.2)$$

причем при получении уравнений для углов ориентации учитывалось принятое допущение о малости углов качки. Заметим, что знак «минус» в третьем уравнении связан с положительным отсчетом курса по часовой стрелке. Поскольку вертикальную координату судна можно принять равной нулю, уравнение для h здесь не используется.

Подвектор \mathbf{X}_2 , включающий векторы линейной $\mathbf{U}_{X_0}^0$ и угловой $\boldsymbol{\omega}_{X_0}^{X_0 X}$ скоростей судна относительно системы координат, связанной со средой движения, поступательно перемещающейся со скоростью течения, опишем с помощью уравнений, задающих динамическую модель объекта, представляющую собой систему 6 дифференциальных уравнений. Заметим, что моделям динамики подвижного объекта – морского судна, летательного аппарата (ЛА) – посвящено большое количество фундаментальных работ, рассматривающих этот вопрос в рамках решения задачи управления движением [24 – 27]. В основе метода получения уравнений динамики объекта лежат теоремы об изменении под действием внешних силы F и момента M векторов количества движения центра масс и момента количества движения относительно центра масс.

Для морского судна, в отличие от летательного аппарата, при определении кинетической энергии необходим учет «присоединенных масс воды», деформирующих матрицу инерции твердого тела путем добавления к ней симметричной матрицы Λ с элементами λ_{ij} , $i, j = \overline{1,6}$. Запись этих уравнений в проекциях на оси связанной СК X_0 с началом в центре масс объекта обеспечивает ряд упрощений системы уравнений, что обосновывает использование именно этой СК при формировании модели динамики объекта. Упрощения обусловлены близостью главных осей инерции объекта к осям СК X_0 , «обнуляющей» центробежные моменты инерции [24, 27]. Что касается матрицы Λ , то, используя допущение о близости формы корпуса судна к эллипсоиду вращения, в осях СК X_0 получаем для нее диагональный вид [26]. Кроме того, в осях именно этой системы координат облегчается описание управляющих и возмущающих воздействий, входящих в правую часть соответствующих уравнений динамики объекта.

При этом может быть использован ряд упрощений. Полагая движение цен-

тра масс судна близким к горизонтальному [24], т.е., считая $U_z = 0$, а также полагая продольную скорость движения известной, можно записать:

$$\begin{aligned} (m + \lambda_{22})\dot{U}_{y_0}^0 - (m + \lambda_{11})U_{x_0}^0 \omega_{z_0}^{X_0X} &= F_{y_0}; \\ (J_{z_0} + \lambda_{66})\dot{\omega}_{z_0}^{X_0X} + (\lambda_{22} - \lambda_{11})U_{x_0}^0 U_{y_0}^0 &= M_{z_0} \end{aligned} \quad (3.3)$$

Подобный прием позволяет отдельно рассматривать «горизонтальное» движение центра масс (уравнения (3.3)) и качку судна.

Учет неинерционных гидродинамических сил и моментов, в общем случае нелинейно зависящих от угла дрейфа

$$\beta = \arctg \frac{U_{y_0}^0}{U_{x_0}^0} \approx \frac{U_{y_0}^0}{U_{x_0}^0} \quad (3.4)$$

и угловой скорости $\omega_{z_0}^{X_0X}$ [24], усложняет структуру уравнений (3.3). Даже линеаризованное представление гидродинамических возмущений приводит к появлению в составе уравнений для U_{y_0} и $\omega_{z_0}^{X_0X}$ слагаемых, пропорциональных этим переменным. С их учетом (3.3) можно привести к нормированному виду [14]

$$\begin{aligned} \dot{U}_{y_0}^0 &= -a_{22}U_{y_0}^0 - a_{23}\omega_{z_0}^{X_0X} - a_{24}\delta + f; \\ \dot{\omega}_{z_0}^{X_0X} &= -a_{32}U_{y_0}^0 - a_{33}\omega_{z_0}^{X_0X} + a_{34}\delta + m, \end{aligned} \quad (3.5)$$

где коэффициенты a_{22} , a_{23} , a_{32} , a_{33} пропорциональны $U_{x_0}^0$, а коэффициенты a_{24} , a_{34} пропорциональны $(U_{x_0}^0)^2$; f , m – аэродинамические и волновые возмущения; δ – угол перекаладки руля (управление), положительный при его повороте в сторону правого борта.

Для описания бортовой и килевой качки судна используем так называемые «укороченные» уравнения [28], учитывающие резонансный характер качки на частотах ω_θ , ω_ψ :

$$\dot{\omega}_{x_0}^{X_0X} = -2\alpha_\theta \omega_{x_0}^{X_0X} - \omega_\theta^2 \theta + k_\theta \omega_\theta^2 w_\theta; \quad (3.6)$$

$$\dot{\omega}_{y_0}^{X_0X} = -2\alpha_\psi \omega_{y_0}^{X_0X} - \omega_\psi^2 \psi + k_\psi \omega_\psi^2 w_\psi, \quad (3.7)$$

где w_θ , w_ψ – порождающие белые шумы единичной интенсивности, $\alpha_{\theta,\psi}$ и $k_{\theta,\psi}$ – демпфирующие и редуccionные коэффициенты.

Таким образом, вектор $\mathbf{X}_2 = ((U_{x_0}^0)^T, (\omega_{x_0}^{X_0X})^T)^T$, характеризующий динамику морского судна, описывается уравнениями (3.5) – (3.7).

При описании подвектора \mathbf{X}_3 , характеризующего возмущения, действующие на судно, учтем переход к бел шумному описанию правой части уравнений (3.6), (3.7). Медленные составляющие аэродинамической силы и момента, входящие в состав f и m в (3.5), опишем с помощью марковских процессов с интервалом корреляции $\tau \approx 1$ ч и более

$$\begin{aligned} \dot{f}_m &= \frac{f_m}{\tau} + \sigma_f \sqrt{\frac{2}{\tau}} w_f; \\ \dot{m}_m &= \frac{m_m}{\tau} + \sigma_m \sqrt{\frac{2}{\tau}} w_m, \end{aligned} \quad (3.8)$$

где w_f, w_m – порождающие шумы единичной интенсивности. Учет возможность априорного определения σ_f, σ_m , а также знака взаимной корреляции силы и момента, связанных через плечо приложения силы относительно центра масс судна, на основе вводимых судоводителем направления и уровня ветроволновых возмущений. Неопределенность в знании плеча при формировании момента передается в модели уровнем относительной взаимной корреляции начальных условий уравнений (3.8) [14].

Для описания высокочастотных составляющих f и m , обусловленных в основном волновым возмущением (используем для этих составляющих обозначения f_b и m_b), приведем модель, полученную в [14]:

$$\begin{aligned} \gamma &= x_1 - y_1; \quad \dot{\gamma} = x_2 - y_2; \\ \dot{x}_1 &= x_2; \\ \dot{x}_2 &= -a_1 x_2 - a_2 x_1 + k_b w_b; \\ \dot{y}_1 &= y_2; \\ \dot{y}_2 &= -b_1 (y_2 - x_2) - b_2 (y_1 - x_1), \\ f_b &= (x_1 - y_1) k_f \sin k_b; \\ m_b &= (x_2 - y_2) k_m \sin k_b \cos k_b, \end{aligned} \tag{3.9}$$

где k_b – курсовой угол набега волны, γ – угол волнового склона, k_f и k_m – соответствующие коэффициенты редукции [25].

Уравнения (3.8), (3.9), составляют описание подвектора $X_3 = (f_m, m_m, f_b, m_b)$.

В качестве составляющих подвектора X_4 – основных погрешностей ЧЭ ИНС (индексы осей здесь опускаем) – примем систематическую погрешность и низкочастотную ошибку, определяемую смещением нуля акселерометров $\Delta a(t)$, нестабильностью гироскопического датчика $\Delta \omega(t)$ и имеющую вид марковского процесса первого порядка, т.е.

$$\Delta \dot{a}^c = 0; \quad \delta \dot{\omega}^c = 0; \tag{3.10}$$

$$\dot{\Delta a} = -\frac{\Delta a}{\tau_a} + \sigma_a \sqrt{\frac{2}{\tau_a}} w^a; \quad \dot{\Delta \omega} = -\frac{\Delta \omega}{\tau_r} + \sigma_r \sqrt{\frac{2}{\tau_r}} w^r, \tag{3.11}$$

где $w^{a,r}$ – порождающие шумы, $\tau_{a,r}$ – соответствующие интервалы корреляции.

4. Измерения в задаче фильтрации

Учитывая состав введенного в п.3 вектора состояния, выразим измерения ЧЭ БИНС через компоненты этого вектора. Особого внимания заслуживает здесь вопрос о представлении измерений акселерометров. (Напомним, что акселерометры выступают в качестве измерителей составляющих вектора ускорения объекта относительно Земли). Полагая для упрощения переносное и кориолисово ускорения скомпенсированными в их выходных сигналах и учитывая детерминированный характер U_{x_0} и постоянство скорости течения \bar{U} , запишем эти измерения в виде:

$$Z_{x_0}^a = \psi g + \Delta a_{x_0} + v_{x_0}^a; \tag{4.1}$$

$$Z_{y_0}^a = \dot{U}_{y_0}^0 - \theta g + \Delta a_{y_0} + v_{y_0}^a, \tag{4.2}$$

где $v_{x_0}^a, v_{y_0}^a$ – белозумные составляющие ошибок акселерометров.

Особенность измерения (4.2) состоит в том, что собственно ускорение $\dot{U}_{y_0}^0$ не входит в вектор состояния. Однако, подставив в (4.2) вместо $\dot{U}_{y_0}^0$ правую часть соответствующего уравнения (3.5), получим

$$Z_{y_0}^a = -a_{22}U_{y_0}^0 - a_{23}\omega_{z_0}^{X_0X} - a_{24}\delta + f_m + f_b - \theta g + \Delta a_{y_0} + v_{y_0}^a. \quad (4.3)$$

Для сигнала, измеряемого гироскопическими датчиками угловой скорости, получаем в векторной форме выражение

$$\omega_{X_0}^{X_0\xi} = \omega_{X_0}^{X_0X} + A_{X_0X}\omega_X^{X\xi}. \quad (4.4)$$

Уровень второго слагаемого в правой части (4.4) можно оценить значением скорости вращения Земли $u = 15$ угл. с/с, много меньшим угловой скорости качки и рыскания судна, имеющим уровень порядка единиц град/с. Учитывая, однако, наблюдаемость углов качки и курса по измерениям гироскопических датчиков, сохраним второе слагаемое в (4.5), используя приближение $\omega_X^{X\xi} \approx u_X$. Тогда имеем

$$Z_{X_0}^z = \omega_{X_0}^{X_0X} + A_{X_0X}u_X + \Delta\omega_{X_0} + v_{X_0}^z, \quad (4.5)$$

где $v_{X_0}^z$ – бел шумные составляющие ошибок гироскопических датчиков.

Измерения СНС – координаты и скорость судна – удобно представить в траекторной СК с горизонтальными осями ξ_T и η_T , направленными вдоль и поперек траектории. Для погрешностей СНС, предполагая использование дифференциального режима, примем бел шумную модель с уровнями 5 м и 0,05 м/с (при осреднении на 1 с) соответственно.

5. Результаты моделирования

Для оценки эффективности применения в задачах судовождения неинвариантного алгоритма инерциальной системы, основанного на оценке вектора состояния, включающего в свое описание уравнения динамики судна, было проведено численное моделирование. В качестве примера использована модель динамики гидрографического судна «Сибиряков» при его стабилизации на прямолинейной траектории. Основные параметры судна: водоизмещение $3 \cdot 10^3 \text{ м}^3$, длина 85 м, ширина 15 м, осадка 4,5 м.

На основании данных о размерах и конструкции судна, а также известных элементов его циркуляции определены параметры дифференциальных уравнений (3.5) – (3.7), используемые при моделировании.

При моделировании для ошибок гироскопических ЧЭ БИНС принимались значения [29]: систематическая погрешность 3 град/ч, марковская составляющая 0,3 град/ч, $\tau = 5$ мин, бел шумная составляющая (осредненная на 1 с) 3 град/ч.

Соответствующие погрешности акселерометров характеризуются значениями 60 угл.с; 60 угл.с, 5 мин; 60 угл.с.

Поскольку в интегрированной системе погрешности выработки координат и скорости определяются в основном ошибками измерений СНС, обратим внимание на решение задачи ориентации (курс и углы качки), а также на эффективность калибровки ЧЭ ИНС, т.е. на погрешности оценки систематических ошибок ЧЭ, определяющих точность системы при пропадании сигнала СНС.

Рассмотрим в качестве примера стабилизацию судна на прямолинейной траектории с учетом малого изменения продольной скорости на участке выхода судна на траекторию (время выхода порядка 3-4 мин). Для этого режима движения, близкого к прямолинейному и равномерному, являющегося наименее благоприятным с точки зрения выработки курса инерциальной системой (погрешность гирокомпасирования в рассматриваемом примере превышает 20°), примем априорное значение погрешности курса K равным углу суммарного дрейфа, порожденного течением и ветром.

Учитывая в качестве основной причины возникновения дрейфа наличие течения со скоростью $\bar{U}_{\eta T}$, направленной ортогонально программной траектории, и задаваясь постоянной скоростью течения 0,3 и 0,5 м/с, для угла дрейфа (при $U_{x_0}^0 = 5$ м/с) получаем 3,4 и 5,5° соответственно.

В таблице представлены результаты моделирования неинвариантного алгоритма для определения погрешности оценивания углов качки, курса и калибровки ЧЭ при волнении 3 – 6 баллов и курсовом угле набега волны 90°.

Волнение, баллы	Скорость течения, м/с	Погрешность курса, град	Погрешность качки, с	Погрешность калибровки, $\Delta\omega, \Delta a$
3	0,3	0,6	25	0,2 град/ч, 30 угл.с
	0,5			
6	0,3	0,3	72	

При изменяющихся условиях плавания – изменение течения, балльности волнения, скорости судна и т.п. – время выхода фильтра на установившийся режим ~10 мин.

Сопоставительное моделирование инвариантного алгоритма в рассмотренных выше условиях плавания дает погрешность оценивания курса уровня 1° на времени выхода на траекторию, а затем эта ошибка возрастает на одном часе до 2,4°, поскольку рыскание при стабилизации на траектории не столь интенсивно, как на этапе переходного процесса в начале стабилизации.

Исследования, проведенные в работе [30] по определению курса судна по данным миниатюрной ИНС, интегрированной с приемником СНС на основе инвариантного подхода, показали, что выработать курс с ошибкой 1° можно при наличии интенсивного рыскания с амплитудой не менее 3° с периодом 15 с и отнесением БИНС от центра масс судна на расстояние 10 м.

Обсудим качественные аспекты эффективности неинвариантного подхода на примере задачи оценки курса.

Запишем измерение СНС составляющей скорости судна, ортогональной к заданной траектории движения

$$Z_{U_{\eta T}}^{CHC} = U_{x_0}^0 k + U_{y_0}^0 + \bar{U}_{\eta T} + v_U, \tag{5.1}$$

где k – курсовое отклонение продольной оси судна от оси ξ_T , и дополним его уравнениями для K , $U_{y_0}^0$ и ω_{z_0} из (3.2), (3.5), учитывая, что $\dot{k} = \dot{K}$.

Измерение (5.1), используемое непосредственно для оценки курса при стабилизации на траектории, когда $\dot{\eta}_T = 0$, приводит к погрешности

$$\Delta k \approx \frac{\bar{U}_{\eta T}}{U_{x_0}^0} + \frac{U_{y_0}^0}{U_{x_0}^0}. \tag{5.2}$$

Здесь первое слагаемое передает угол сноса течением, второе – угол ветрового дрейфа.

Отметим факторы, приводящие при неинвариантном подходе к уточнению оценки курса.

Выделим в качестве основной особенности неинвариантного подхода – возможность учета априорной информации в виде моделей НП при решении задачи фильтрации измерений ЧЭ ИНС. Примером использования этого эффекта является возможность получения высокоточной оценки $U_{y_0}^0$ и, как следствие, оценки угла ветрового дрейфа (см. (5.9)) на основе измерений $z_{y_0}^a$

(4.3) и $z_{z_0}^2$ в (4.5). В частности, при стабилизации объекта на прямолинейной траектории, когда среднее значение ω_{z_0} близко к нулю, задача оценки угла ветрового дрейфа сводится к фильтрации двух названных измерений для определения двух компонент вектора состояния – боковой относительной скорости движения $U_{y_0}^0$ и боковой силы f (коррелированной с моментом m относительно вертикальной оси при известном плече приложения силы f).

Определение скорости течения \bar{U}_{η_r} по измерениям (5.1), приводящее при известном с малой погрешностью $U_{y_0}^0$ к оценке первого слагаемого в (5.2), требует изменчивости $U_{x_0}^0$ при постоянном \bar{U}_{η_r} . При этом известные изменения k под действием управления δ не исключают этого требования, поскольку начальное значение $k = k(0)$ не наблюдаемо при постоянной скорости $U_{x_0}^0$.

Описанные факторы в случае неинвариантного подхода приводят к снижению погрешности оценки курса до уровня $0,3 - 0,6^\circ$ (см. таблицу) даже при тех незначительных изменениях продольной скорости судна, которые возникают при маневрировании, связанном с выходом судна на траекторию и при его стабилизации.

Данная задача подобна оценке ошибки курса α_z в инвариантной постановке, основывающейся на учете слагаемых вида $\alpha_z \dot{U}_y$ и $\alpha_z \dot{U}_x$ в правой части уравнений для ошибок ИНС ΔU_x и ΔU_y . Однако даже при точно известных \dot{U}_x и \dot{U}_y ошибки акселерометров и погрешности компенсации переносных и кориолисовых ускорений снижают эффективность курсоуказания для инвариантного подхода. Действительно, как показывает моделирование, погрешность курса на уровне $\approx 0,5^\circ$ обеспечивается лишь при ускорении объекта на маневре не менее 3 м/с^2 , не реализуемом для морских водоизмещающих объектов.

В дополнение отметим также, что в неинвариантной постановке достаточно эффективно оценивается вектор состояния, который необходим для формирования управления, а именно производится оценка внешних возмущений, таких как скорость течения, медленно меняющиеся составляющие ветро-волновых сил и моментов, а также угловых скоростей качки и рыскания и др.

Заключение

Результаты исследований указывают на повышенную эффективность неинвариантного подхода в задаче комплексирования ИНС/СНС. Качественным обоснованием использования этого подхода в задаче фильтрации является

привлечение дополнительной информации в виде уравнений динамики объекта при включении НП в вектор состояния. Моделирование подтверждает более чем двукратное повышение точности выработки параметров ориентации по сравнению с инвариантным алгоритмом комплексирования.

Основная область применения полученных результатов – использование «грубых» бесплатформенных ИНС в комплексе с СНС для выработки навигационных и динамических параметров при решении задачи управления движением.

Работа выполнялась при поддержке гранта РФФИ N 98-01-01119.

ЛИТЕРАТУРА

1. Андреев В.Д. Теория инерциальной навигации. Автономные системы. - М.: Наука, 1966.
2. Лукьянов Д.П. и др. Инерциальные навигационные системы морских объектов. - Л.: Судостроение, 1989.
3. Дмитриев С.П. Высокоточная морская навигация. - СПб.: Судостроение, 1991.
4. Челпанов И.Б. Оптимальная обработка сигналов в навигационных системах. - М.: Наука, 1967.
5. Степанов О.А. Применение теории нелинейной фильтрации в задачах обработки навигационной информации. - СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 1998. - 370 с.
6. Ишлинский А.Ю. Идеи теории инвариантности и инерциальная навигация//Труды второго всесоюзного совещания «Теория инвариантности в системах автоматического управления». - М.: Наука, 1964. - С. 56-65.
7. Bryson A.E., Jr. Kalman Filter Divergence and Motion Estimator//Journal of Guidance and Control. - 1978. - Vol.1, N 1. P.71-78.
8. Красовский А.А. Системы автоматического управления полетом и их аналитическое конструирование. - М.: Наука, 1973.
9. Брок А., Шмидт Я. Статистическая оценка в системах инерциальной навигации//Вопросы ракетной техники. - 1967. - N 1.
10. Челпанов И.Б. Оптимальные динамические характеристики гировертикали при случайном движении объекта и случайном уходе гироскопа//Механика твердого тела. - 1967. - № 4. - С. 53 - 57.
11. Ривкин С.С. Метод оптимальной фильтрации Калмана и его применение в инерциальных навигационных системах. Часть II. - Л.: Судостроение, 1974.
12. Челпанов И.Б., Несенюк Л.П., Брагинский М.В. Расчет характеристик навигационных гироскопов. - Л.: Судостроение, 1978.
13. Дмитриев С.П., Шепель С.В., Мамонтова А.В. Использование инерциальных датчиков при управлении движением судна//Гироскопия и навигация. - 1993. - N 1. - С. 32-37.
14. Дмитриев С.П., Пелевин А.Е. Обоснование возможности использования линейно-квадратичного подхода при стабилизации судна на траектории//Гироскопия и навигация. - 1997. - N 4. - С. 65-83.
15. Дмитриев С.П., Степанов О.А., Кошаев Д.А. Исследование способов комплексирования данных при построении инерциально-спутниковых систем//Гироскопия и навигация. - 1999. - N 3. - С. 36 - 52.
16. Кузовков Н.Т., Салычев О.С. Инерциальная навигация и оптимальная фильтрация. - М.: Машиностроение, 1982. - 216 с.
17. Дмитриев С.П. Инерциальные методы в инженерной геодезии. - СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 1997. - 209 с.
18. Ривкин С.С., Ивановский Р.И., Костров А.В. Статистическая оптимизация навигационных систем. - Л.: Судостроение, 1976.
19. Броксмейер И.Ф. Системы инерциальной навигации. - Л.: Судостроение, 1967.
20. Koifman M., Bar-Itzhack L.Y., Merhav S.J. Dynamics-Aided Inertial Navigation System//Proceeding of Guidance, Navigation and Control Conference, AIAA-95-3195-CP, 1995.
21. Sri-Jayantha M., Stengel R.F. Determination of Nonlinear Aerodynamic Coefficients Using the Estimation-before-Modeling Method//Journal of Aircraft. - 1988. - Vol. 25, N.9. - P.796-804.
22. Algrain M. C., Saniie J. Interface Kalman Filtering of 3D-Angular Motion Based on Euler's Nonlinear Equations//IEEE Trans on Aerospace and Electronic Syst. - 1994. - Vol. AES-30, N 1. - P.175-185.
23. Егоров С.Н. Об использовании уравнений динамики при синтезе алгоритмов определения ориентации//Космические исследования. - 1992. - Т.30, N 1. - С.38-44.

24. Васильев А.В. Управляемость судов. - Л.: Судостроение, 1989.
25. Справочник по теории корабля, т. 3/Под ред. Войткунского Я.И. - Л.: Судостроение, 1985.
26. Лукомский Ю.А., Чугунов В.С. Системы управления морскими подвижными объектами. - Л.: Судостроение, 1988.
27. Шаталов А.С., Топчиев Ю.И., Кондратьев В.С. Летательные аппараты как объекты управления. - М.: Машиностроение, 1972.
28. Бородай И.К., Невцветаев Ю.А. Качка судов на морском волнении. - Л.: Судостроение, 1969.
29. Блажнов Б.А., Несенюк Л.П., Пешехонов В.Г., Старосельцев Л.П. Миниатюрная интегрированная инерциальная спутниковая система навигации и ориентации//Гирроскопия и навигация. - 1998. - N 1. - С.56 - 62.
30. Алучин О.Н., Емельянцеv Г.И. О влиянии угловых колебаний объекта на точность и время выставки по курсу интегрированной системы ориентации и навигации//Гирроскопия и навигация. - 1997. - № 3. - С. 7 - 14.

Abstract. The classical approach to the development of the algorithms for various inertial navigation systems (INS) is based on kinematic equations of mechanics for navigation parameters (NP) (vehicle coordinates, velocity, and orientation angles). These algorithms are reduced to the solution of differential equations whose right parts contain measurements of INS sensors: accelerometers and gyros. NP generated by these algorithms using error-free (ideal) measurements will also be error-free. That is why these algorithms are often called the «ideal operation» algorithms. When the external aids are available, the «ideal operation» algorithms are complemented by the filtering algorithm. The aim of this complement is to estimate INS error on the background of errors of external navigation meters. The measurements for this filtering problem are formed by comparing the readings of the INS and those of the external meters. It is essential that navigation parameters are not included in the state-vector. Due to this approach the errors of the parameters under estimation do not depend on realizations of the parameters in the case of the linear character of differential equations for the "ideal operation" algorithms. As a consequence, the algorithms obtained on the basis of this approach are frequently called invariant algorithms. The advantages of invariant INS algorithms are their comparative simplicity and little error dependence on the character of NP changes. However, they have an essential drawback, as the NP properties generated by the vehicle dynamics are not taken account of.

The aim of the paper is to optimize INS algorithms using this additional information about the NP properties. In order to take into account this information, the equations of the vehicle's dynamics are included into the equation for the state vector. Thus, the navigation parameters are described as stochastic processes and their estimates are calculated as a result of solving the filtering problem for the navigation parameters themselves. The accelerometer and gyro readings are used directly (along with possible external data) as measurements in the filtering problem. It is essential that the obtained algorithms will lose the invariance property that justifies their definition as non-invariant algorithms. At the same time these algorithms are adaptive ones as they are adjusted to the dynamic properties of the vehicle where the INS is mounted.

Optimization of the INS algorithm and the analysis of its accuracy are oriented at strapdown inertial navigation systems (SINS). These systems are widely used due to the simplicity of their construction and a comparatively low cost.

The efficiency of the approach suggested is illustrated when estimation problem is solved for marine ship NPs using data from SINS and satellite system.

Материал поступил 14.11.99

ОПЫТ ПРОВЕДЕНИЯ ГРАВИМЕТРИЧЕСКОЙ СЪЕМКИ В УСЛОВИЯХ ВЫПОЛНЕНИЯ МОРСКИХ СЕЙСМИЧЕСКИХ РАБОТ

Анализируются результаты гравиметрической съемки, проведенной в процессе выполнения сейсмических работ в одном из районов Северного моря посредством морского гравиметрического комплекса «Чекан-А». Рассматриваются особенности построения комплекса. Исследуется зависимость точности измерений от состояния моря и параметров цифрового сглаживающего фильтра. Дается оценка погрешности измерений по данным опорных измерений и расхождению значений аномалии в свободном воздухе в пунктах пересечения галсов. Проводится сравнение гравиметрических данных с сейсмическим разрезом профиля.

Введение

В ЦНИИ "Электроприбор" более 20 лет ведутся работы по созданию морских гравиметрических комплексов на базе двойной кварцевой упругой системы Института физики Земли РАН. За это время было создано три поколения морских гравиметров, широко применяемых до недавнего времени для проведения геофизических исследований по программе Мировой гравиметрической съемки. Однако с развитием методов измерения высот геоида посредством спутниковых альтиметров актуальность выполнения морской гравиметрической съемки в открытом океане существенно снизилась. В то же время с повышением точности навигационного обеспечения съемки и снижения инструментальной погрешности гравиметров стала привлекать внимание возможность использования гравиразведки в интересах поиска нефтегазоносных структур на шельфе. Хотя основным методом обнаружения углеводородных залежей остается сейсморазведка и геологическая интерпретация результатов гравиметрических измерений недостаточно разработана, многие зарубежные компании проводят гравиметрическую съемку в процессе выполнения коммерческих морских сейсмических работ. В качестве наиболее распространенного средства измерений используются гравиметры La Costa & Romberg (США), в ряде случаев - гравиметры KSS-30, KSS-31 (Bodenseewerk, ФРГ). Эти типы гравиметров неплохо зарекомендовали себя, но из-за высокой стоимости и недостаточной надежности в условиях сильного волнения моря ряд компаний проявляют интерес к использованию менее дорогостоящих средств гравиметрических измерений, не уступающих по техническим и эксплуатационным характеристикам гравиметрам США и ФРГ. Этот интерес особенно возрос в последнее время из-за падения цен на нефть и в связи с этим необходимостью снижения затрат на выполнение работ по поиску новых месторождений.

В марте 1999 г. норвежская геофизическая компания TGS-NOPEC заключила соглашение с ЦНИИ "Электроприбор" о техническом сотрудничестве в использовании морского гравиметрического комплекса "Чекан-А" для проведения гравиметрической съемки в процессе выполнения морских коммерче-

Соколов Александр Вячеславович (1974). Инженер 1 категории ГНЦ РФ-ЦНИИ «Электроприбор» (С.-Петербург).

Усов Сергей Владимирович (1966). Научный сотрудник геофизической компании TGS-Norpec (Осло, Норвегия).

Элинсон Леон Соломонович (1935). Кандидат технических наук, начальник сектора ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор» (С.-Петербург).

ских сейсмических работ. В соответствии с этим соглашением гравиметр "Чекан-А" в начале мая был установлен на судне ZEPHYR 1, который выполняет сейсмические работы по контракту с компанией TGS-NOPEC.

Особенности построения гравиметрического комплекса "Чекан-А"

Комплекс состоит из гравиметрического датчика, устанавливаемого в гиросtabilизаторе, прибора управления, электростатического преобразователя и переносного компьютера.

Гравиметрический датчик (ГД)

Гравиметрический датчик (рис.1) построен на базе двойной кварцевой упругой системы (УСГ) [1].

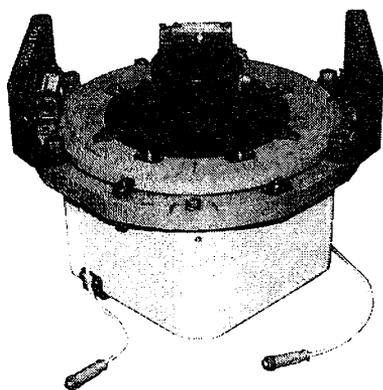


Рис.1. Общий вид чувствительного элемента гравиметра

В целях повышения его инструментальной точности и надежности опико-электронный преобразователь (ОЭП) с электромеханической разверткой изображения заменен на статический ОЭП с использованием в качестве фотоприемника телевизионной камеры (ТК) на базе прибора с зарядовой связью (ПЗС-матрицы). ТК на ПЗС-структурах получили широкое распространение в последнее десятилетие, в основном в системах наблюдения. Однако достоверные данные о точности измерения линейных перемещений посредством ПЗС в литературе отсутствуют [2]. Поэтому одной из основных задач при подготовке гравиметра к работе на объекте было исследование инструментальной погрешности ГД с новым ОЭП и оценка его потенциальных возможностей.

В ОЭП применена ТК типа MTV261 на основе ПЗС-матрицы фирмы SONY размером 1/3". Для съема выходной информации ПЗС используется интерфейсный модуль типа ANDI-FG, который устанавливается в свободный слот компьютера и обеспечивает оцифровку видеосигнала с формированием матрицы размером 768×486 пкс. Модуль содержит DSP процессор фирмы MOTOROLA, в котором производится первичная обработка выходного сигнала ПЗС с вычислением числовых эквивалентов расстояний между автоколлимационными изображениями светящейся щели, представленными на рис.2.

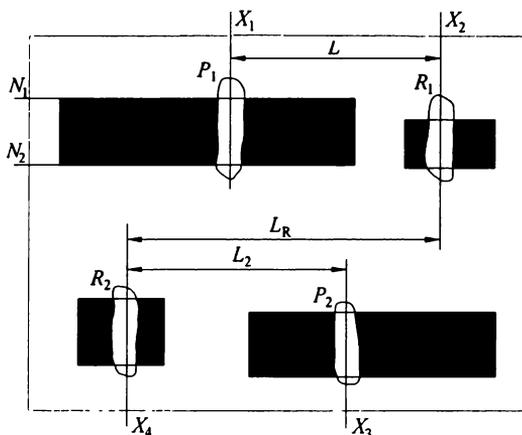


Рис.2. Вид автоколлимационных изображений светящейся щели, сформированных на ПЗС-матрице

Здесь изображения P_1 и P_2 сформированы световым пучком, отраженным от зеркал маятников УСГ, изображения R_1 , R_2 - пучком, отраженным от грани реперной бипризмы, встроенной в УСГ для контроля правильности функционирования ОЭП. Изменение расстояния L между изображениями P_1 и P_2 является мерой приращения силы тяжести.

Из модуля ANDI-FG с частотой 25 Гц в компьютер передаются значения X_1 - X_4 , характеризующие положение каждого из изображений относительно левого края матрицы. Последующие вычисления, включающие в себя линеаризацию шкалы, учет смещения нуля-пункта и фильтрацию текущих показаний гравиметра, производятся в компьютере также с частотой 25 Гц. Принципиальное значение имеет то обстоятельство, что обработка осуществляется в цикле, задаваемом кварцевым генератором ТК, который управляет работой ПЗС. Так как частота таймера компьютера может несколько отличаться, то в случае его использования возникают пропуски циклов, что приводит к искажению сигнала на выходе цифрового фильтра. Но работа в цикле накладывает жесткие ограничения на время обработки. В программе реального времени предусмотрен контроль длительности цикла и при его нарушении вводится соответствующая корректура. В перспективе планируется организовать весь процесс измерения и обработки от единого кварцевого генератора. Благодаря высокой частоте опроса открывается возможность исследования спектра возмущающих ускорений в широкой полосе пропускания в целях уточнения параметров ПЗС и модулей обработки видеосигнала для перспективных разработках, что являлось одной из задач настоящей работы.

Исследования инструментальной погрешности ОЭП выполнялись в течение нескольких месяцев, как на неподвижном основании, так и на стенде вертикальных перемещений (СВП). В результате было установлено, что при использовании цифрового фильтра с полосой пропускания порядка 0.005 Гц СКО инструментальной погрешности ОЭП не превышает 0.01 пкс, что для данной модификации ГД соответствует 0.2 мГал.

Следует отметить, что питание ОЭП осуществляется стабилизированным напряжением 12 В. Потребляемая мощность не более 2 Вт.

Помимо нового ОЭП в ГД был установлен нагревной термостат на транзисторах вместо охлаждающего термостата с полупроводниковыми модулями, работающими на эффекте Пельтье.

Это было обусловлено рядом факторов:
необходимостью снижения энергопотребления;
требованием повышения надежности;
целесообразностью уменьшения постоянной времени гравиметра.

Температура статирования УСГ была принята около 38°C. При этом постоянная времени УСГ снизилась с 110 до 50 с. С одной стороны, это позволило существенно расширить полосу пропускания, но с другой привело к увеличению скорости смещения нуля-пункта до 1 мГал/сут. Выбор оптимальной температуры статирования УСГ остается актуальной задачей, и опыт эксплуатации гравиметра на судне позволит ее решить наиболее целесообразным способом.

Система гироскопической стабилизации гравиметра

Система гироскопической стабилизации, разработанная в ЦНИИ «Электроприбор», состоит из собственно гиросtabilизатора размером 850×Ø600 мм и массой 160 кг и прибора управления, представляющего собой 1.5-шкаф конструктива «Гранит» массой около 100 кг с аналоговой электроникой в кассетном исполнении. В гиросtabilизаторе использован и гироскоп ЗШГО-100 со

сферической газодинамической опорой и вертикальной осью вращения. Двухкоординатная безредукторная гироскопическая следящая система обеспечивает слежение платформы за гироскопом с погрешностью менее 10 угл.с. Гироскоп, в свою очередь, управляется через датчик момента для удержания его оси вращения в вертикальном положении. Управляющие сигналы формируются в аналоговом фильтре по сигналам прецизионных акселерометров, устанавливаемых на стабилизированной платформе вместе с гравиметрическим датчиком. В целом замкнутая цепь акселерометрической коррекции имеет постоянную времени около двух минут и обладает астатизмом по отношению к постоянной скорости ухода гироскопа. Для формирования сигналов управления гироскопом не используется внешняя информация. Такая автономная акселерометрическая коррекция обеспечивает удержание оси вращения гироскопа в вертикали с погрешностью менее 15 угл. с при выполнении морских сейсмических работ, которые ведутся на прямом курсе с постоянной скоростью около 5 уз в течение не менее 2 ч.

Баллистическая погрешность, вызванная маневром при переходе с одного профиля на другой в течение 2 ч, как это происходит при сейсмической съемке, оказывается малой и практически полностью затухает за 15-20 мин, которые проходят с момента выхода на заданный профиль и до момента начала сейсмических измерений. Гироскопическая система стабилизации рассчитана на непрерывную работу в течение многих месяцев. К настоящему моменту времени уже более полугодом система непрерывно (без выключений) работает на судне в автономном режиме.

Электростатический преобразователь

Качество электропитания гравиметрического комплекса на судне является важным фактором, определяющим его надежность. Для комплекса "Чекан-А" это особенно важно, так как перерыв в питании при отсутствии постоянного вахтенного в помещении гравиметрической лаборатории может привести к автоматическому отключению ГСП, в то время как запуск ГСП при сильной качке остается серьезной проблемой.

Для питания для комплекса "Чекан-А" был разработан электростатический конвертор (ЭСК), преобразующий 220 В 50 Гц в два вида напряжения: трехфазное напряжение 127 В 500 Гц для питания ЗШГО и однофазное напряжение 220 В 500 Гц для питания СНТО и системы сигнализации. Эта разработка в короткие сроки была выполнена под руководством Р.Л.Воскобойникова. По массе (19 кг) и габаритам (390×268×300 мм) преобразователь не превышает зарубежные аналоги. Но наиболее существенно, что в нем учтена специфика питания ЗШГО, так как во время запуска гироскопа потребляемая мощность достигает 1.5 кВт. Однако окончательное заключение о возможности использования ЭСК могло быть сделано только по итогам длительной эксплуатации на судне.

Компьютер и программное обеспечение

В отличие от гравиметрических комплексов 2-3-го поколений, в которых первичная обработка гравиметрических данных производилась посредством специализированных вычислителей, в комплексе "Чекан-А" применен совместимый с IBM PC персональный портативный компьютер фирмы KINTEK.

Программное обеспечение (ПО) построено так, чтобы оператор имел возможность выбора параметров фильтрации в зависимости от состояния моря. При этом в реальном времени фильтрация осуществляется на частоте 25 Гц с записью файла данных в двоичной форме на HD с частотой 1 Гц. По завершении измерений производится фильтрация в обратном направлении и запись

на HD выходных данных в виде символического файла с шагом, задаваемым оператором в диапазоне от 1 до 60 с. Задержка гравиметрических данных относительно навигационных при этом не возникает, что существенно облегчает постобработку в камеральном режиме. Программа выполнена в двух вариантах: с фильтрацией выходных данных ГД и с предварительным восстановлением входного сигнала.

В обеих версиях фильтрация производится комбинированным фильтром, состоящим из фильтра Баттерворта 4-го порядка и аperiodического фильтра 1-го порядка. Результаты измерений отображаются на экране монитора в виде графика, характеризующего гравиметрический профиль. В одном из окон экрана высвечиваются текущие показания гравиметра в цифровом виде с отсчетной точностью 0.01 мГал. В других окнах содержится информация о текущем времени, времени записи файла и параметрах, заданных перед запуском программы. Широкие возможности, предоставляемые ПО реального времени, являются существенным преимуществом комплекса "Чекан-А" перед зарубежными аналогами.

Кроме ПО реального времени, был разработан пакет программ для апостериорной обработки в целях оценки качества съемки непосредственно на борту судна. В связи с тем, что по условиям выполнения сейсмических работ навигационная информация принимается только в центральный компьютер, одной из основных задач постобработки являлось формирование файла навигационных данных и вычисление поправки Этвеша с последующей фильтрацией.

ПО включало также программу создания каталога гравиметрических пунктов в соответствии с Инструкцией по Мировой гравиметрической съемке ИГ-78 и программу поиска точек пересечения галсов с вычислением расхождений аномалий в свободном воздухе (АСВ) на повторных контрольных пунктах (ПКП) и оценкой точности измерений на их основе. Одна из программ обеспечивала нахождение поправки за неучтенную априори скорость смещения нуль-пункта по разностям АСВ на ПКП. Кроме того, для представления результатов обработки в графической форме и анализа спектральных характеристик возмущающего вертикального ускорения качки предусматривалось использование системы MATLAB.

Транспортирование, монтаж и ввод гравиметра в эксплуатацию

Несмотря на принятые меры, массогабаритные характеристики комплекса "Чекан-А" остались достаточно большими: масса центрального прибора свыше 150 кг, прибора управления - более 70 кг. Поэтому транспортирование и монтаж комплекса на судне оказались сложными. Особо остро стоял вопрос о перевозке ГД. Доставка ГД к месту стоянки судна в порту Алезунд (Норвегия) осуществлялась самолетом и автотранспортом совместно с остальными приборами комплекса в отдельной упаковке.

Монтаж комплекса "Чекан-А" в гравиметрической лаборатории судна ZEFHYR 1 был выполнен примерно за 6 ч, было подключено питание от стабилизированной бортовой сети 220В 50 Гц и произведен запуск гироплатформы и системы термостатирования ГД.

Опорные измерения

Так как гравиметр построен на принципе относительных измерений, то непосредственно измеряется лишь приращение силы тяжести относительно опорного гравиметрического пункта (ОГП). Принято, чтобы начальные и заключительные опорные измерения выполнялись на одном и том же ОГП, чтобы уточнить скорость смещения нуль-пункта и в камеральном режиме ввести

соответствующие поправки. Но поскольку при выполнении коммерческих сейсмических работ гравиметрическая съемка является лишь вспомогательным видом, то заходы судна производятся в ближайшие порты, а при заходе в один и тот же порт стоянка может быть у разных причалов. Это создает серьезные трудности для привязки гравиметрических данных к единой системе отсчета, тем более неясно, известны ли действительные значения силы тяжести в местах стоянки судна.

Начальные опорные измерения выполнялись неполные сутки, так как судно вышло в район работ ночью. Но через 10 суток судно вновь вернулось в Алезунд для замены оборудования. Благодаря этому были проведены повторные опорные измерения. Полученные результаты приведены на рис. 3. Хорошо видно влияние прилива, которое привело к гармоническому изменению показаний гравиметра с периодом примерно 12 ч и амплитудой ~ 0.1 мГал. Но наряду с гармонической составляющей в разные сутки наблюдалось и постоянное смещение показаний того же порядка, которое коррелирует с изменением осадки судна относительно причала примерно на 0.5 м.

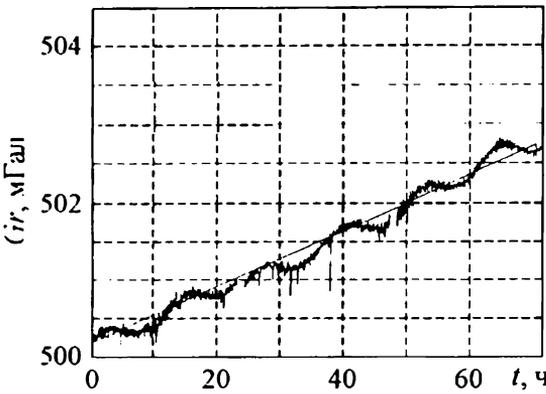


Рис.3. Опорные измерения в порту Алезунд

Учитывая малую длительность наблюдений, погрешность определения поправки близка к 0.05 мГал/сут. По мере увеличения длительности эксплуатации эта погрешность может быть снижена до уровня 0.01–0.005 мГал/сут, что позволит исключить необходимость введения поправок в результаты, полученные в реальном времени.

Навигационное обеспечение съемки

Повышение точности гравиметрической съемки в последнее десятилетие как в России, так и за рубежом было достигнуто в основном за счет повышения точности определения места положения судна. Если гравиметрические датчики не претерпели кардинального изменения, то с развитием спутниковых навигационных систем, и особенно с внедрением дифференциальных методов, погрешность определения координат гравиметрических пунктов снизилась на два порядка.

Для навигационного обеспечения съемки на судне ZEPHYR 1 применяется Wide Area Differential GPS (WADGPS) System, разработанная Fugro-Survey GPS исследовательской лабораторией (Нидерланды). WADGPS использует множество опорных станций, информация от которых принимается через спутник или по прямому радиоканалу либо в комбинации обоих способов. WADGPS работает на 486 DX PC от приемника Trimble 4000 и объединяет тропосферные и ионосферные поправки для определения положения по данным всех спутников. Решение производится по методу наименьших квадратов

с весами, зависящими от высоты спутника над горизонтом, конфигурации спутников и расстояния от каждой опорной станции.

В районе работ использовалось 8 опорных станций, расположенных по периметру района: Rogoland 1, Tromso, Orlander (Норвегия), Aberdeen, Great Yarmouth (Англия), Torshaven (Фарерские острова), Shannon (Ирландия) и Haarlem Udi (Нидерланды). Средняя квадратическая погрешность определения координат судна во весь период съемки не превышала 5 м.

При подходе судна к точке начала профиля и во время его прохождения вся навигационная информация отображалась на экране мониторов, расположенных во многих помещениях, включая гравиметрическую лабораторию. Помимо координат, на экране монитора высвечивались следующие данные: Гринвичское время, время начала и окончания галса, курс компасный, путевой угол, направление на конечную точку профиля и боковое отклонение судна относительно заданного маршрута. Управление судном при прохождении профиля производилось вручную. Боковое отклонение, как правило, было менее 5 м.

Полная навигационная информация записывалась только на магнитную ленту. Укороченные сведения, содержащие навигационные данные на момент каждого десятого выстрела из пневматических пушек (shot point) регистрировались на принтере. Именно эти распечатки на первом этапе работ использовались для определения координат гравиметрических пунктов и вычисления поправки Этвеша. Поскольку при сейсмической съемке выстрелы производятся через каждые 25 м, то интервал между сообщениями составлял около 2 мин и был непостоянным, что создавало определенные трудности при формировании файла навигационных данных.

Во время стоянки в Алезунде был организован прием навигационной информации в компьютер, временно предоставленный ДМНГ, что позволило исключить подготовку файла вручную и значительно ускорило процесс постобработки результатов гравиметрической съемки.

Анализ характеристик вертикальных возмущающих ускорений и выбор параметров цифрового сглаживающего фильтра

Главной особенностью гравиметрических измерений при проведении сейсмических работ является необходимость обеспечения максимально возможной точности при минимальном сглаживании полезного сигнала. Но поскольку характеристики вертикальных возмущающих ускорений в районе работ априори не были известны, то одной из основных задач на данном этапе была выработка рекомендаций оператору по выбору постоянных времени цифрового фильтра в зависимости от состояния моря.

Принципиально ПО реального времени позволяет записывать в выходной файл не фильтрованные данные, а фильтрацию производить при постобработке. Но, учитывая большие объемы измерительной информации, такой подход требует больших затрат времени и высокой квалификации оператора. Поэтому предпочтительнее в процессе измерений формировать файлы, не требующие существенной обработки в камеральном режиме.

В целях решения поставленной задачи во время перерывов в проведении сейсмических работ при разных погодных условиях с помощью тестовой программы было записано ряд файлов, содержащих выходные данные ГД с частотой 25 Гц. Из временной характеристики, полученной при 6-балльном волнении моря (высота волны до 6 м) и приведенной на рис.4, а, видно, что возмущающее воздействие носит случайный характер с преобладающим периодом 6.0-6.2 с. Максимальное значение W сигнала на выходе ГД достигает 5.5 Гал.

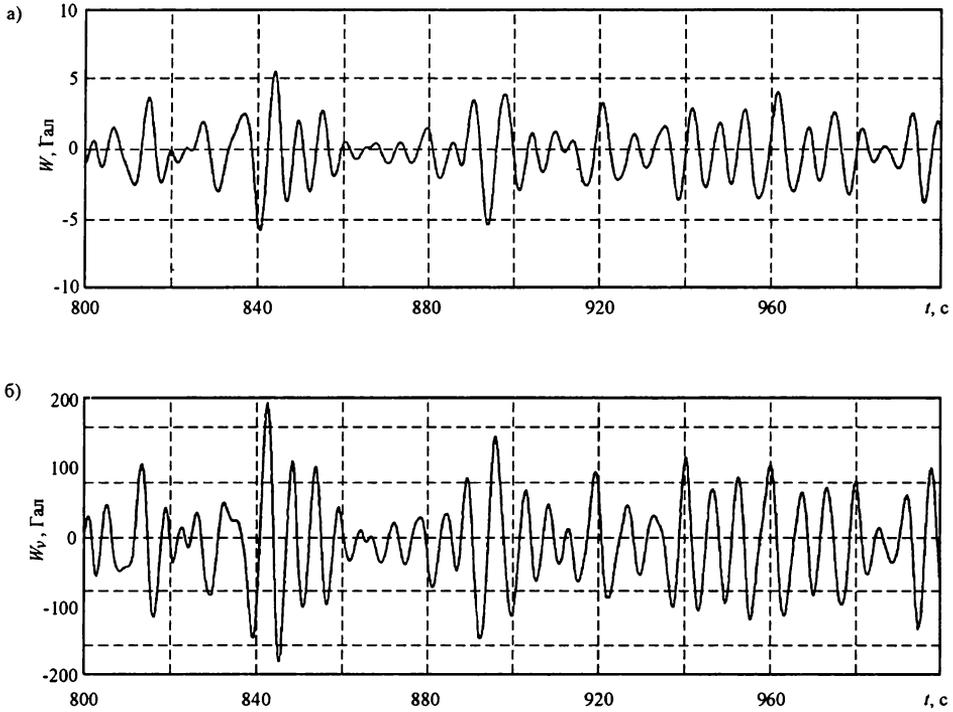


Рис.4. Временные характеристики возмущающих ускорений:
a - на выходе ГД; *б* - на входе ГД

На рис.4, *б* представлена временная характеристика сигнала на входе ГД, полученная пропусканием выходных данных через восстанавливающий фильтр с передаточной функцией

$$F(p) = T_v p + 1,$$

где T_v – постоянная времени, равная постоянной времени гравиметра T_g .

Видно, что максимальное значение ускорения W_v , воздействующего на гравиметр, достигает 250 Гал. СКО возмущающих ускорений на входе S_v и выходе S гравиметра, полученные при разной степени волнения моря, представлены в табл.1.

Т а б л и ц а 1

Состояние моря		Ускорение		Параметры фильтра			Разрешение (при 5 уз), м	СКО S_f , мГал
Высота волны, м	Характери- стика, балл	S_v , Гал	S , Гал	F_c , Гц	T_a , с	T_b , с		
0.25-0.75	2	6.1	0.13	0,0043	24	16	600	0.18
0.75-1.25	3	15.5	0.35	0.0029	36	24	885	0.19
1.25-2.0	4	22.2	0.52	0.0019	54	36	1350	0.09
2.0-3.5	5	41.4	0.92	0.0016	63	42	1605	0.20
3.5-6.0	6	65.5	1.57	0.0015	72	48	1710	0.14

Из приведенных данных следует, что с увеличением волнения от легкого до сильного возмущающие ускорения возрастают в 10 раз. Хотя сейсмическая съемка при волнении свыше 6 баллов, как правило, прекращается, при расче-

те диапазона измерения ОЭП необходимо учитывать, что изменение выходного сигнала может достигать 6 Гал.

С целью выбора параметров цифрового сглаживающего фильтра был проведен анализ спектров возмущающих вертикальных ускорений. На рис.5, *a, б* приведены спектры сигнала на входе и выходе ГД, соответствующие временным характеристикам рис.4 *a, б*. Видно, что возмущающие ускорения занимают широкую полосу частот от 0,003 до 0,1 Гц при доминирующей частоте около 0,16 Гц.

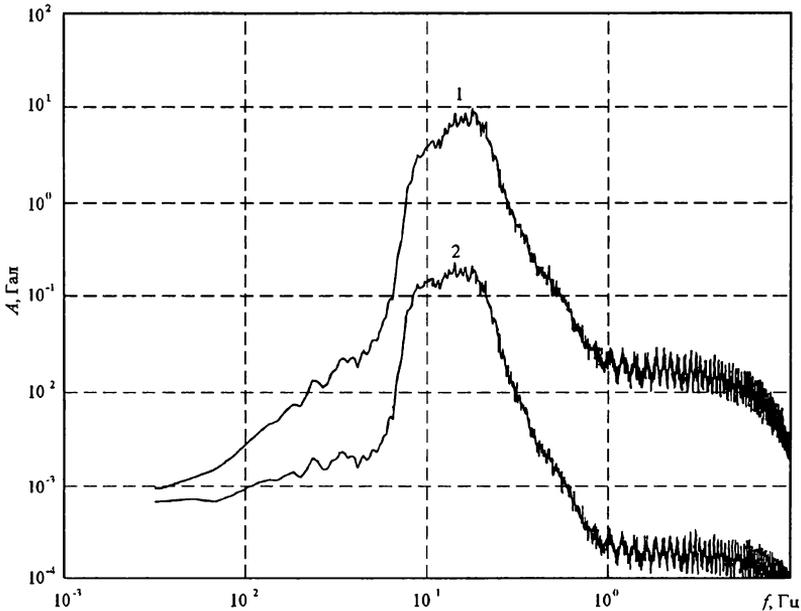


Рис.5. Спектральные характеристики возмущающих ускорений:
1 - на выходе ГД, 2 - на входе

Очевидно, что основное влияние на точность измерения оказывают низкочастотные составляющие ускорения. Хотя уровень возмущающих ускорений вблизи доминирующей частоты на несколько порядков выше, их нетрудно подавить посредством цифрового фильтра с достаточно широкой полосой пропускания.

По результатам исследования характеристик возмущающих ускорений, выполненного на 1-м этапе работ, был сделан вывод, что измерения предпочтительней выполнять с версией программы, где в реальном времени сначала производится операция восстановления входного сигнала, который затем пропускается через комбинированный фильтр, состоящий из апериодического звена с постоянной времени T_a и фильтра Баттерворта 4-го порядка с постоянной времени T_b . После окончания измерений на профиле полученные данные пропускаются через тот же фильтр в обратном направлении.

В табл. 1 приведены значения частоты среза F_c и постоянных времени T_a , T_b , при которых в зависимости от величины возмущающих ускорений средняя квадратическая погрешность измерений S_f снижается до уровня 0,2 мГал, соответствующего по данным стендовых испытаний инструментальной погрешности ГД. В табл. 1 указана также длина L гармоники гравиметрического профиля, коэффициент сглаживания которой при скорости судна 5 уз равен 3 дБ.

Приведенные данные могут быть ориентиром для выбора того или иного фильтра при выполнении съемки. Но они требуют еще уточнения, поскольку

уровень возмущающих ускорений зависит также от курса судна по отношению к волне, скорости судна, силы ветра и т.п. Необходимо учитывать также значения глубин в районе работ: целесообразно стремиться к разрешающей способности, превышающей удвоенное значение глубины.

Одной из целей исследований было также уточнение частоты опроса ПЗС, достаточной для исключения возможности перенесения возмущающего воздействия из высокочастотной части в область низких частот.

Из рис.5 видно, что уровень помехи на выходе ГД на частотах выше 1 Гц существенно ниже, чем в низкочастотной области, хотя наблюдается несколько пиков, вызванных, по-видимому, работой механизмов судна. Экспериментально было установлено, что частота опроса ПЗС может быть уменьшена до 1 Гц без снижения точности измерений.

Такой вывод позволяет расширить выбор ПЗС и модулей, используемых для преобразования видеосигнала, а также повысить надежность работы ПО.

Результаты проведения гравиметрической съемки

Гравиметрическая съемка производилась в одном из районов Северного моря. К сожалению, гравиметрические профили, как показано на рис.6, оказались распределенными по площади крайне неравномерно.

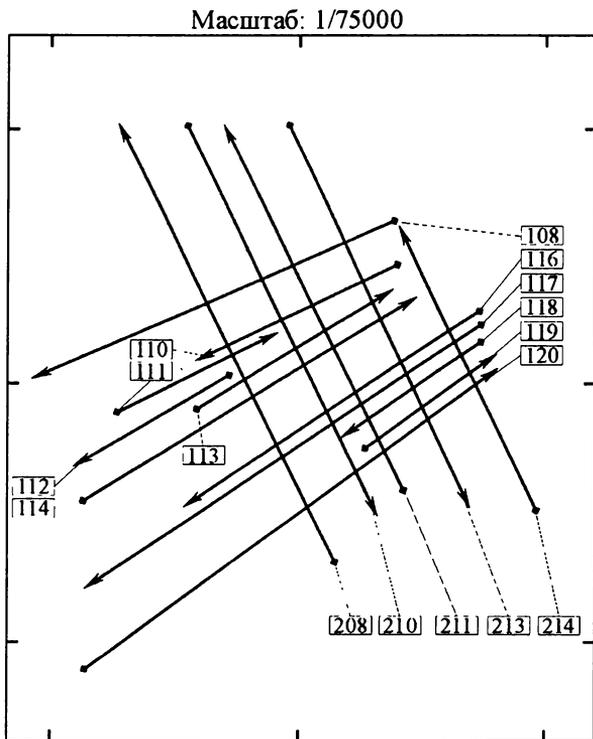


Рис.6. Схема гравиметрических профилей

Длительность измерений на профиле варьировалась в широких пределах – от 1 до 12 ч. Такой разброс был обусловлен как разной длиной профилей, так и повторением отдельных отрезков профилей из-за вынужденных перерывов в проведении сейсмических работ. В связи с этим размер файлов, записанных в реальном времени с интервалом 1 с, был в пределах от 0.1 до 1 Мбайт.

После завершения работ на профиле полученные данные переносились на другой компьютер, где выполнялась их предварительная обработка. На 1 этапе на основе навигационной информации от системы WADGPS вычислялась поправка Этвеша

$$G_e = 7.5 \cos^2\varphi \, d\lambda/dt + 0.041 \, V^2,$$

где φ – широта; λ – долгота; V – скорость судна.

Затем производилась фильтрация поправки Этвеша цифровым фильтром, аналогичным фильтру гравиметрических данных, после чего формировался объединенный файл гравиметрических и навигационных данных. Качество измерений оценивалось графическим путем посредством сопоставления гравиметрического профиля и поправки Этвеша.

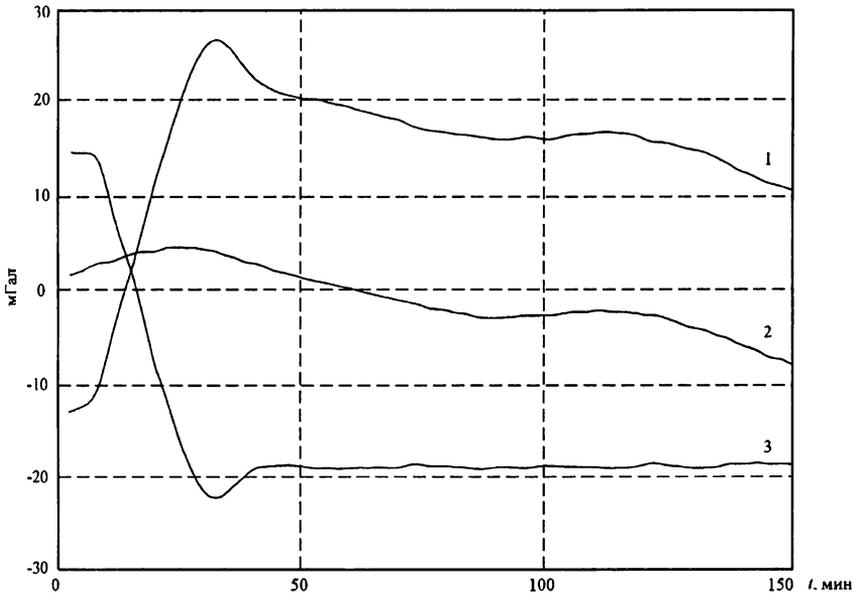


Рис.7. Запись результатов измерений на профиле:
 1 - наблюдаемое значение силы тяжести; 2 - значение силы тяжести после ввода поправки Этвеша; 3 - поправка Этвеша

Как видно из рис. 7, обе кривые сильно коррелированы. Поэтому ввод поправки Этвеша приводит к значительному сглаживанию исходного профиля, что является одним из показателей малой погрешности измерений. Следует отметить, что даже при повороте судна происходила практически полная компенсация кориолисова ускорения. Так как поворот судна из-за большой длины сейсмокося, достигающей 6 км, выполнялся очень плавно, то стабилизируемая платформа с достаточной точностью удерживала ось чувствительности гравиметра в вертикали без ввода широтно-курсовой коррекции.

По завершении съемки района была произведена оценка точности гравиметрических измерений по расхождению АСВ на повторных контрольных пунктах (ПКП) в точках пересечения профилей. Полученные результаты приведены в табл.2.

Таблица 2

№	108	111	112	114	110	113	117	120	118
208	-	-	-	0.50	-	-	0.20	0.50	-
208-1	-0.05	0.51	0.73	0.64	-0.05	0.70	-	-	-
210	-0.45	-0.03	-0.43	-0.32	-0.62	0.17	-0.27	-	-
211	0.16	-	-	-	0.23	0.58	-	-	-
213	-0.60	-	-	-0.40	-0.55	0.13	-0.54	-0.06	-0.06
214	0.04	-	-	-	-0.21	-	-0.36	0.34	-0.29

Видно, что разности АСВ не превышают 1 мГал. Средняя квадратическая погрешность измерений на профиле, полученная по этим данным, составила 0.3 мГал. Так как число ПКП оказалось достаточно большим, то полученную оценку можно рассматривать как состоятельную.

Особый интерес представляют результаты сравнения сейсмического разреза профиля с данными гравиметрических измерений.

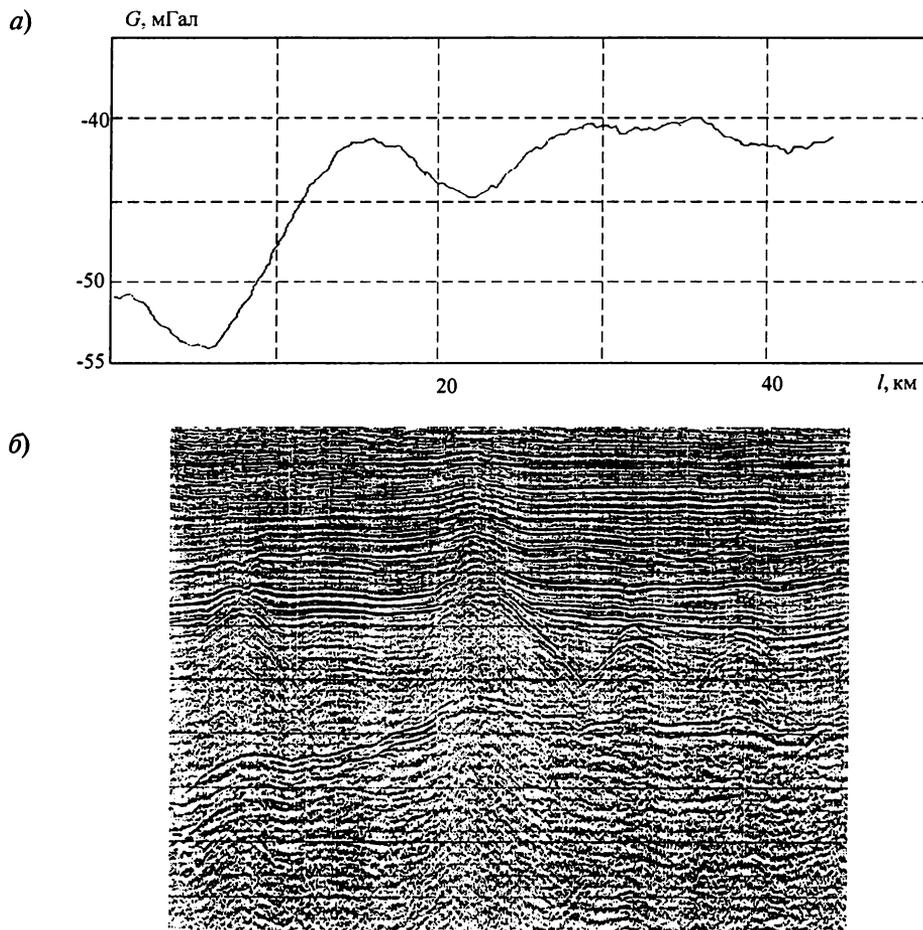


Рис.8. Аномалия в свободном воздухе (a) и сейсмический разрез одного из профилей (б)

На ряде профилей, как видно из рис.8, между ними имеется высокая степень корреляции: характер отрицательных аномалий отражает соляные купола, ярко выраженные на сейсмическом разрезе. Большая крутизна АСВ в начале профиля обусловлена, по-видимому, понижением уровня основных пород, который наблюдается по данным сейсмического зондирования.

Заключение

Результаты опытной эксплуатации морского гравиметра "Чекан-А" на судне ZEPHYR 1 показали, что по своим техническим и эксплуатационным характеристикам комплекс удовлетворяет требованиям, предъявляемым к гравиметрическим измерениям в условиях выполнения морских сейсмических работ.

Для обеспечения минимального сглаживания полезного сигнала на основе анализа статистических характеристик возмущающего воздействия выработаны рекомендации по выбору параметров сглаживающего цифрового фильтра в зависимости от состояния моря.

Показана возможность снижения частоты приема и первичной обработки в реальном времени выходных данных гравиметра до 1 Гц, что расширяет возможность выбора ПЗС и модулей для преобразования видеосигнала в код.

Дальнейшее снижение инструментальной погрешности гравиметра остается актуальной проблемой для решения геологических задач на основе данных морской гравиметрической съемки.

ЛИТЕРАТУРА

1. Несенюк Л.П., Пешехонов В.Г., Элинсон Л.С., Железняк Л.К. Морские гравиметрические комплексы/Материалы первой научно-технической конференции Морская гравиметрия92// Морская и аэрогравиметрия.-1992.- N 1.
2. Быков Р.Е., Манцеветов А.А., Степанов Н.Н. Преобразователи изображения на ПЗС.- М.: Радио и связь, 1992.

Abstract. The results of gravimetric survey carried out using the gravimetric complex Chekan A during the seismic work in one of the North Sea regions are analyzed in the paper. The peculiarities of complex construction are considered. The measurement accuracy dependence on sea states and parameters of digital smoothing filter is studied. The measurement error evaluation on data of base measurements and difference of anomaly values in the free air in the points of tack crossing is given. The comparison of gravimetric data with seismic profile is effected.

Материал поступил 5.10.99

УДК 550.838

П.К.ПЛОТНИКОВ, В.Ю.МУСАТОВ, А.И.СИНЕВ

АЛГОРИТМЫ ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ ТРАССЫ ПОДЗЕМНОГО ТРУБОПРОВОДА С ПОМОЩЬЮ ИНЕРЦИАЛЬНО-МАГНИТОМЕТРИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

Для известных по структуре устройств определения местоположения подземных ферромагнитных трубопроводов [1,2] конкретизируется их состав в виде бесплатформенной инерциальной системы ориентации (БИСО) и тройки трехкомпонентных магнитометров, закрепленных на немагнитной части корпуса наземного подвижного объекта. Выводятся алгоритмы определения для значений напряженностей магнитного поля в точках установки магнитометров с учетом переменности расстояний от них до трубопровода и углов их ориентации с учетом кинематических уравнений Эйлера (с введенными в них членами коррекции от акселерометров и магнитометров). При их анализе некоторые конечные соотношения заменены на приближенные, обладающие грубостью по отношению к вариациям параметров. Произведено математическое моделирование работы системы позиционирования при движении подвижного объекта по поверхности Земли.

Постановка задачи

Аппаратная часть инерциально-магнитометрической системы позиционирования (СП) в соответствии с [1, 2] включает в свой состав измеритель углов, в нашем случае - БИСО [3] подвижного объекта (ПО) и несколько разнесенных трехкомпонентных магнитометров (ТММ). Входящие в состав БИСО трехкомпонентный гироскопический измеритель угловой скорости (ТГИУС) и трехкомпонентный измеритель кажущегося ускорения (ТИКУ), а также вхо-

Плотников Петр Колестратович (1937). Доктор технических наук, профессор, зав. кафедрой Саратовского государственного технического университета. Действительный член Академии навигации и управления движением.

Мусатов Вячеслав Юрьевич (1969). Ассистент кафедры Саратовского государственного технического университета.

Синев Андрей Иванович (1952). Начальник Саратовского специализированного управления магистральных трубопроводов АО «Оргэнерггаз» РАО «Газпром».

дящие в состав СП измерители ТММ крепятся на человеке-операторе либо на немагнитной алюминиевой тележке (ПО), перевозимой оператором. В состав СП входит также бортовой компьютер, алгоритмы функционирования которого выводятся и анализируются ниже. Что касается БИСО, то для нее применяются алгоритмы на основе кинематических уравнений Эйлера с введенными в них корректирующими членами, сформированными по сигналам измерителей кажущегося ускорения [3] и ТММ. Что касается алгоритмов обработки сигналов ТММ, то в их основу положен принцип многоточечных магнитных измерений [4]. Особенность применения метода, изложенного в [4], к рассматриваемой задаче заключается в том, что ТММ устанавливаются на ПО, расстояние которого до искомого объекта неизвестно. Координаты ПО считаются известными, они определяются согласно [5]. В литературе [6, 7] описаны законы распределения локальных магнитных полей разных объектов, в том числе трубопроводов. Используя эти законы, можно определить координаты ПО относительно трубопровода, представив результирующее магнитное поле (МП) состоящим из однородного магнитного поля Земли (МПЗ) и неоднородного, зависящего от расстояния между источником магнитного поля трубопровода (МПП) и ТММ, установленными на ПО. В общем случае вектор магнитного поля трубопровода \vec{T}_T характеризуется тремя компонентами. Однако в случае, когда длина тела в 5-8 и более раз превосходит его диаметр, используют упрощенное двухкомпонентное описание МПП [6], при котором компоненты вектора \vec{T}_T располагают в плоскости поперечного разреза трубы. Свяжем с трубопроводом правую ортогональную систему координат (СК) $OU_1U_2U_3$ (рис.1), где ось OU_1 совпадает с осью трубы, ось OU_2 направлена вертикально вверх. Считаем, что продольная ось трубопровода горизонтальна и ее направление задано в геомагнитной СК $O\xi\eta\zeta$, где ось $O\xi$ направлена на магнитный Север, $O\eta$ по вертикали места. Ось OU_1 повернута в плоскости горизонта на угол ψ_T относительно $O\xi$. Поверхность Земли в СК $OU_1U_2U_3$ находится на расстоянии H от оси трубы, которое является глубиной залегания оси трубопровода. ПО находится на земной поверхности. На ПО закреплено несколько ТММ, установленных в точках A_i ($i = \overline{1,3}$).

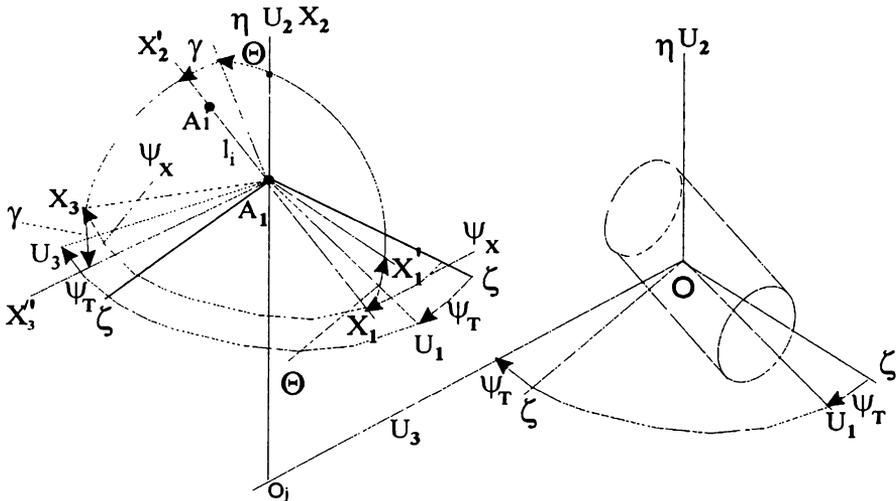


Рис.1. Схема размещения трубопровода и систем координат

С ПО и первым ТММ свяжем правую ортогональную СК $A_1 X'_1 X'_2 X'_3$, причем ось $A_1 X'_1$ направлена вперед по движению ПО вдоль продольной оси, ось $A_1 X'_2$ - по нормали ПО. Ось $A_1 X'_3$ образует с первыми двумя ортогональную тройку осей и направлена вправо по движению ПО. После первого поворота ПО относительно $O\xi\eta\zeta$ имеем СК $A_1 X_1 X_2 X_3$, где поворот оси $A_1 X_1$ на угол ψ_x относительно направления на Север (вокруг оси OU_2) характеризует магнитный курс ПО в СК $O\xi\eta\zeta$.

Точка A_1 , связанная с ПО, физически является точкой установки одного из ТММ. С остальными ТММ свяжем СК $A_1 X'_1 X'_2 X'_3$, ($i=2,3$), оси которых параллельны соответствующим осям СК $A_1 X_1 X_2 X_3$, а начала отсчета A_i ($i=2,3$) совпадают с точками установки ТММ, при этом точки A_i ($i=2,3$) располагаются вдоль оси $A_1 X'_2$ на расстояниях l_2 и l_3 от точки A_1 .

При движении ПО имеют место колебания, вызывающие повороты ПО вокруг точки A_1 на углы курса ψ_x , тангажа θ и крена γ . Координаты точек A_2 и A_3 в СК $A_1 X_1 X_2 X_3$ определяются из следующих соотношений:

$$\begin{bmatrix} x_1^{(i)} \\ x_2^{(i)} \\ x_3^{(i)} \end{bmatrix} = (A^Y A^\theta)^T \begin{bmatrix} 0 \\ l_i \\ 0 \end{bmatrix} \quad (i=2,3), \text{ где } A^Y A^\theta = \begin{bmatrix} \cos\theta & \sin\theta & 0 \\ -\sin\theta \cos\gamma & \cos\theta \cos\gamma & \sin\gamma \\ \sin\theta \sin\gamma & -\cos\theta \sin\gamma & \cos\gamma \end{bmatrix}. \quad (1)$$

Так как

$$A = \begin{bmatrix} \cos\Delta\psi \cos\theta & \sin\theta & \sin\Delta\psi \cos\theta \\ -\cos\Delta\psi \sin\theta \cos\gamma - \sin\Delta\psi \sin\gamma & \cos\theta \cos\gamma & -\sin\Delta\psi \sin\theta \cos\gamma + \cos\Delta\psi \sin\gamma \\ -\sin\Delta\psi \cos\gamma + \cos\Delta\psi \sin\gamma \sin\theta & -\cos\theta \sin\gamma & \cos\Delta\psi \cos\gamma + \sin\Delta\psi \sin\gamma \sin\theta \end{bmatrix} = [a_{mn}] \quad (m, n = \overline{1,3}); \Delta\psi = \psi_x - \psi_T, \quad (2)$$

то с учетом (1) координаты точек A_i в СК $OU_1 U_2 U_3$ определяются по формулам:

$$U_{1i} = U_1 + l_i a_{21}; U_{2i} = U_2 + l_i a_{22}; U_{3i} = U_3 + l_i a_{23} \quad (i=2,3). \quad (3)$$

Для ТММ, установленных в точках A_i , напряженности МПТ и МПЗ, измеренные в СК $A_i X'_1 X'_2 X'_3$, можно пересчитать к СК $A_i U_1 U_2 U_3$, ($i=1,2,3$) с учетом изменения координат U_{ki} ($k=1,2,3$; $i=2,3$) при поворотах ПО. Естественные преобразования, соответствующие поворотам ПО, определяются соотношениями

$$\begin{bmatrix} T_{X'_1}^{(i)} & T_{X'_2}^{(i)} & T_{X'_3}^{(i)} \end{bmatrix}^T = A \begin{bmatrix} T_{U_1}^{(i)} & T_{U_2}^{(i)} & T_{U_3}^{(i)} \end{bmatrix}^T; \quad (4)$$

где $T_{Uk}^{(i)}$ ($i, k = \overline{1,3}$) – компоненты вектора напряженности МП по осям СК $A_i U_1 U_2 U_3$; T – знак транспонирования.

Известны выражения для составляющих МПТ в СК $A_i U_i U_2 U_3$ и полных значений МПТ с учетом наклона вектора интенсивности намагничивания трубопровода к вертикали места на угол ε [8]:

$$\begin{aligned}
 T_{U_{2i}}^T &= F_k \left(\frac{(U_{2i}^2 - U_{3i}^2) \cos \varepsilon - 2U_{2i} U_{3i} \sin \varepsilon}{(U_{2i}^2 + U_{3i}^2)^2} \right); \\
 T_{U_{3i}}^T &= F_k \left(\frac{(U_{2i}^2 - U_{3i}^2) \sin \varepsilon + 2U_{2i} U_{3i} \cos \varepsilon}{(U_{2i}^2 + U_{3i}^2)^2} \right); (i = \overline{1,3}) \\
 T_T^{(i)} &= \frac{F_k}{U_{2i}^2 + U_{3i}^2},
 \end{aligned}
 \tag{5}$$

где F_k – коэффициент, характеризующий магнитные свойства трубы; $T_T^{(i)}$ – полные значения МПТ в точках A_i ; $T_{U_{2i}}^T, T_{U_{3i}}^T$ – проекции вектора напряженности магнитного поля трубопровода на соответствующие оси. Учтем, что

$$\begin{bmatrix} T_{U_1}^{(i)} \\ T_{U_2}^{(i)} \\ T_{U_3}^{(i)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ T_{U_{2i}}^T \\ T_{U_{3i}}^T \end{bmatrix} + A^{\Psi_T} \begin{bmatrix} T_\xi \\ T_\eta \\ 0 \end{bmatrix}; A^{\Psi_T} = \begin{bmatrix} \cos \Psi_T & 0 & \sin \Psi_T \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \Psi_T & 0 & \cos \Psi_T \end{bmatrix}; (i = \overline{1,3}), \tag{6}$$

где T_ξ, T_η – соответственно горизонтальная и вертикальная составляющие МПЗ. Для определения проекций вектора напряженности результирующего МП на оси СК $A_i X_1 X_2 X_3$, воспользуемся соотношениями:

$$\begin{bmatrix} T_{X_1}^{(i)} \\ T_{X_2}^{(i)} \\ T_{X_3}^{(i)} \end{bmatrix} = A^{\Delta\Psi} \begin{bmatrix} T_{U_1}^{(i)} \\ T_{U_2}^{(i)} \\ T_{U_3}^{(i)} \end{bmatrix}; A^{\Delta\Psi} = \begin{bmatrix} \cos \Delta\Psi & 0 & \sin \Delta\Psi \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \Delta\Psi & 0 & \cos \Delta\Psi \end{bmatrix}; (i = \overline{1,3}). \tag{7}$$

Выражение (4) с учетом (6) примет вид

$$\begin{bmatrix} T_{X'_1}^{(i)} \\ T_{X'_2}^{(i)} \\ T_{X'_3}^{(i)} \end{bmatrix} = A^\gamma A^\theta A^{\Delta\Psi} \begin{bmatrix} 0 \\ T_{U_{2i}}^T \\ T_{U_{3i}}^T \end{bmatrix} + A^\gamma A^\theta A^{\Delta\Psi} A^{\Psi_T} \begin{bmatrix} T_\xi \\ T_\eta \\ 0 \end{bmatrix}; (i = \overline{1,3}). \tag{8}$$

С учетом того, что $A^{\Delta\Psi} A^{\Psi_T} = A^{\Psi_X}$, где A^{Ψ_X} имеет структуру матрицы A^{Ψ_T} , для компонентов результирующего МП по осям СК $A_i X'_1 X'_2 X'_3$ получим следующие выражения:

$$\begin{bmatrix} T_{X_1'}^{(i)} & T_{X_2'}^{(i)} & T_{X_3'}^{(i)} \end{bmatrix}^T = A \begin{bmatrix} 0 & T_{U_{2i}}^T & T_{U_{3i}}^T \end{bmatrix}^T + C \begin{bmatrix} T_\xi & T_\eta & 0 \end{bmatrix}^T; (i = \overline{1,3}), \quad (9)$$

где $C = A^T A^\theta A^{\psi_x}$.

Из системы нелинейных уравнений (9) подлежат определению неизвестные $F_k, \psi_x, \psi_T, U_2, U_3$. Известными являются T_ξ, T_η , которые определяются из табличных данных, а также $T_{X_1'}^{(i)}, T_{X_2'}^{(i)}, T_{X_3'}^{(i)}$, которые определяются по результатам измерений ТММ.

Построение алгоритмов работы системы позиционирования

Как сказано выше, для определения ориентации ПО используется БИСО. Алгоритмы БИСО представляют собой кинематические уравнения Эйлера с введенными в них членами горизонтальной и азимутальной коррекции [3]:

$$\begin{aligned} \dot{\hat{\theta}} &= \hat{\omega}'_{x2} \sin \hat{\gamma} + \hat{\omega}'_{x3} \cos \hat{\gamma} + K_\theta (\theta^* - \hat{\theta}) + K_\theta^I \int_{t_0}^t (\theta^* - \hat{\theta}) dt; \\ \dot{\hat{\gamma}} &= \hat{\omega}'_{x1} - (-\hat{\omega}'_{x2} \cos \hat{\gamma} + \hat{\omega}'_{x3} \sin \hat{\gamma}) \tan \hat{\theta} + K_\gamma (\gamma^* - \hat{\gamma}) + K_\gamma^I \int_{t_0}^t (\gamma^* - \hat{\gamma}) dt; \\ \dot{\hat{\Psi}} &= (-\hat{\omega}'_{x2} \cos \hat{\gamma} + \hat{\omega}'_{x3} \sin \hat{\gamma}) / \cos \hat{\theta} + K_\Psi (\Psi^* - \hat{\Psi}) + K_\Psi^I \int_{t_0}^t (\Psi^* - \hat{\Psi}) dt, \end{aligned} \quad (10)$$

$$\text{где } \sin \theta^* = \frac{\hat{W}'_{x1}}{\sqrt{\hat{W}'_{x1}/2 + \hat{W}'_{x2}/2 + \hat{W}'_{x3}/2}}; \tan \gamma^* = -\frac{\hat{W}'_{x3}}{\hat{W}'_{x2}}; \Psi^* = \hat{\psi}_x, \quad (11)$$

причем $\hat{\psi}_x$ – оценка магнитного курса, получаемая из выражений (27)-(30);

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= W_\xi c_{11} + g c_{12} + W_\zeta c_{13}; \\ \dot{x}_2 &= W_\xi c_{21} + g c_{22} + W_\zeta c_{23}; \\ \dot{x}_3 &= W_\xi c_{31} + g c_{32} + W_\zeta c_{33}. \end{aligned} \quad (12)$$

$$\begin{aligned} W_{\xi G} &= \frac{dV_{\xi G}}{dt} + \omega_{\eta G} V_{\zeta G} - \omega_{\zeta G} V_{\eta G}; W_\xi = W_{\xi G} \cos \lambda - W_{\zeta G} \sin \lambda; \\ W_{\eta G} &= \frac{dV_{\eta G}}{dt} + \omega_{\zeta G} V_{\xi G} - \omega_{\xi G} V_{\zeta G} + g; W_\eta = W_{\eta G}; \\ W_{\zeta G} &= \frac{dV_{\zeta G}}{dt} + \omega_{\xi G} V_{\eta G} - \omega_{\eta G} V_{\xi G}; W_\zeta = W_{\xi G} \sin \lambda + W_{\zeta G} \cos \lambda. \end{aligned} \quad (13)$$

$$\begin{aligned}
 V_{\xi} &= V_{x1} \cos \psi_x; V_{\xi G} = V_{\xi} \cos \lambda + V_{\zeta} \sin \lambda; \\
 V_{\eta G} &= V_{\eta} = 0; \\
 V_{\zeta} &= V_{x1} \sin \psi_x; V_{\zeta G} = -V_{\xi} \sin \lambda + V_{\zeta} \cos \lambda,
 \end{aligned} \tag{14}$$

где W – кажущиеся ускорения, измеряемые в точке A_1 , в проекциях на соответствующие оси; g – ускорение силы тяготения; $W_{\xi G}, W_{\eta G}, W_{\zeta G}$ – проекции кажущегося ускорения на оси географической системы координат $O\xi_G \eta_G \zeta_G$, повернутой относительно геомагнитной на угол магнитного склонения λ ; V – проекции абсолютной линейной скорости на соответствующие оси.

$$C = \begin{bmatrix} \cos \psi_x \cos \theta & \sin \theta & \sin \psi_x \cos \theta \\ -\cos \psi_x \sin \theta \cos \gamma - \sin \psi_x \sin \gamma & \cos \theta \cos \gamma & -\sin \psi_x \sin \theta \cos \gamma + \cos \psi_x \sin \gamma \\ -\sin \psi_x \cos \gamma + \cos \psi_x \sin \gamma \sin \theta & -\cos \theta \sin \gamma & \cos \psi_x \cos \gamma + \sin \psi_x \sin \gamma \sin \theta \end{bmatrix} = [c_{mn}] (m, n = \overline{1,3}).$$

$$\begin{aligned}
 \omega'_{x1} &= \dot{\gamma} - \dot{\psi}_x \sin \theta + \overline{\omega}_{x1}; & \overline{\omega}_{x1} &= \omega_{\xi} c_{11} + \omega_{\eta} c_{12} + \omega_{\zeta} c_{13}; \\
 \omega'_{x2} &= \dot{\theta} \sin \gamma - \dot{\psi}_x \cos \theta \cos \gamma + \overline{\omega}_{x2}; & \overline{\omega}_{x2} &= \omega_{\xi} c_{21} + \omega_{\eta} c_{22} + \omega_{\zeta} c_{23}; \\
 \omega'_{x3} &= \dot{\theta} \cos \gamma + \dot{\psi}_x \cos \theta \sin \gamma + \overline{\omega}_{x3}. & \overline{\omega}_{x3} &= \omega_{\xi} c_{31} + \omega_{\eta} c_{32} + \omega_{\zeta} c_{33}.
 \end{aligned} \tag{15}$$

$$\begin{aligned}
 \omega_{\xi G} &= u \cos \varphi + \frac{v_{\zeta G}}{R}; \omega_{\xi} = \omega_{\xi G} \cos \lambda - \omega_{\zeta G} \sin \lambda; \\
 \omega_{\eta G} &= u \sin \varphi + \frac{v_{\zeta G}}{R} \tan \varphi; \omega_{\eta} = \omega_{\eta G}; \\
 \omega_{\zeta G} &= -\frac{v_{\xi G}}{R}; \omega_{\zeta} = \omega_{\xi G} \sin \lambda + \omega_{\zeta G} \cos \lambda.
 \end{aligned} \tag{16}$$

R – радиус Земли; u – угловая скорость вращения Земли; ω – проекции угловых скоростей на соответствующие оси; v – проекции скорости ПО относительно Земли на соответствующие оси.

Алгоритмы БИСО дают оценки углов $\hat{\gamma}, \hat{\theta}, \hat{\psi}_x$ ($\hat{\theta} = \theta + \Delta\theta$; $\hat{\gamma} = \gamma + \Delta\gamma$; $\hat{\psi}_x = \psi_x + \Delta\psi_x$). Отметим, что уравнения (10), (11) задачи определения ориентации отличаются от обычно применяемых, описанных, например, в [9], введением корректирующих членов, обеспечивающих асимптотическую устойчивость решения по трем углам ориентации, поэтому для оценок компонентов напряженности МП после пересчета к СК $A_i \hat{X}_1 \hat{X}_2 \hat{X}_3$ будем иметь

$$\begin{bmatrix} \hat{T}_{x1}^{(i)} & \hat{T}_{x2}^{(i)} & \hat{T}_{x3}^{(i)} \end{bmatrix}^T = A^{\hat{\theta}T} A^{\hat{\gamma}T} \begin{bmatrix} T_{x1'}^{(i)} & T_{x2'}^{(i)} & T_{x3'}^{(i)} \end{bmatrix}^T, \tag{17}$$

где $A^{\hat{\theta}T} A^{\hat{\gamma}T}$ – матрицы направляющих косинусов оценок соответствующих углов. При $\hat{\gamma} = \gamma, \hat{\theta} = \theta$ получается выражение

$$\begin{bmatrix} T_{x1}^{(i)} & T_{x2}^{(i)} & T_{x3}^{(i)} \end{bmatrix}^T = A^{\theta T} A^{\gamma T} \begin{bmatrix} T_{X_1}^{(i)} & T_{X_2}^{(i)} & T_{X_3}^{(i)} \end{bmatrix}^T. \quad (18)$$

Для каждого ТММ получим соответствующие оценки напряженностей МП

$$\begin{bmatrix} \hat{T}_{X_1}^{(i)} & \hat{T}_{X_2}^{(i)} & \hat{T}_{X_3}^{(i)} \end{bmatrix}^T = A^{\Delta\hat{\psi}} \begin{bmatrix} 0 & \hat{T}_{U_{2i}}^T & \hat{T}_{U_{3i}}^T \end{bmatrix}^T + A^{\hat{\psi}_x} \begin{bmatrix} T_{\xi} & T_{\eta} & 0 \end{bmatrix}^T; (i = \overline{1,3}). \quad (19)$$

Полные значения МПТ для каждого из трех ТММ

$$\hat{T}_T^{(i)} = \frac{\hat{F}_k}{\hat{U}_{2i} + \hat{U}_{3i}}; (i = \overline{1,3}). \quad (20)$$

В выражениях (19),(20) используются оценки, отличающиеся от истинных значений на величины погрешностей. Уравнения (19), (20) решаются совместно. Из полученной таким образом системы нелинейных уравнений подлежат определению оценки неизвестных $\hat{F}_k, \hat{\psi}_x, \hat{\psi}_T, \hat{U}_2, \hat{U}_3$.

Для определения оценки угла $\Delta\hat{\psi}$ между осью AX_1 и осью трубопровода OU_1 , воспользуемся следующими соотношениями, полученными на основе (19):

$$\Delta T_{x1}^{(1)} = \hat{T}_{x1}^{(1)} - \hat{T}_{x1}^{(2)}; \Delta T_{x3}^{(1)} = \hat{T}_{x3}^{(1)} - \hat{T}_{x3}^{(2)}; \Delta\hat{\psi} = \arctan \left(\frac{\Delta T_{x1}^{(1)}}{\Delta T_{x3}^{(1)}} \right); \quad (21)$$

Квадрант угла определяется по знакам выражений:

$$\sin \Delta\hat{\psi} = \frac{\Delta T_{x1}^{(1)}}{\sqrt{(\Delta T_{x3}^{(1)})^2 + (\Delta T_{x1}^{(1)})^2}}; \cos \Delta\hat{\psi} = \frac{\Delta T_{x3}^{(1)}}{\sqrt{(\Delta T_{x3}^{(1)})^2 + (\Delta T_{x1}^{(1)})^2}}. \quad (22)$$

Проведя алгебраические преобразования уравнений, входящих в выражения (19), получим

$$\tan \Delta\hat{\psi} = \frac{\hat{T}_{x1}^{(1)} - T_{\xi} \cos \hat{\psi}_x}{\hat{T}_{x3}^{(1)} + T_{\xi} \sin \hat{\psi}_x}. \quad (23)$$

Из третьего уравнения (21) получаем

$$\tan \Delta\hat{\psi} = \frac{\Delta T_{x1}^{(1)}}{\Delta T_{x3}^{(1)}}. \quad (24)$$

Приравняв (23) и (24), будем иметь

$$\frac{\Delta T_{x1}^{(1)}}{\Delta T_{x3}^{(1)}} = \frac{\hat{T}_{x1}^{(1)} - T_{\xi} \cos \hat{\psi}_x}{\hat{T}_{x3}^{(1)} + T_{\xi} \sin \hat{\psi}_x}. \quad (25)$$

Оценка угла магнитного курса оператора $\hat{\psi}_x$ определяется как решение нелинейного уравнения, полученного из (25)

$$T_{\xi} (\Delta T_{x1}^{(1)} \sin \hat{\psi}_x + \Delta T_{x3}^{(1)} \cos \hat{\psi}_x) - \Delta T_{x3}^{(1)} \hat{T}_{x1}^{(1)} + \Delta T_{x1}^{(1)} \hat{T}_{x3}^{(1)} = 0, \quad (26)$$

которое отыскивается в данной работе применением метода Ньютона [10], обеспечивающего быструю сходимость процедуры определения магнитного курса с точностью, достаточной для дальнейших вычислений, и заключается в выполнении итераций по формуле

$$\hat{\psi}_x(n+1) = \hat{\psi}_x(n) - \frac{f(n)}{f'(n)}; \quad (27)$$

где

$$\begin{aligned} f(n) &= T_\xi(\Delta T_{x1}^{(1)} \sin \hat{\psi}_x + \Delta T_{x3}^{(1)} \cos \hat{\psi}_x) - \Delta T_{x3}^{(1)} \hat{T}_{x1}^{(1)} + \Delta T_{x1}^{(1)} \hat{T}_{x3}^{(1)}; \\ f'(n) &= \frac{\partial f(n)}{\partial \hat{\psi}_x} = T_\xi(\Delta T_{x1}^{(1)} \cos \hat{\psi}_x - \Delta T_{x3}^{(1)} \sin \hat{\psi}_x). \end{aligned} \quad (28)$$

За начальное значение магнитного курса при итерациях принимается выражение

$$\hat{\psi}_x(0) = \arctan\left(\frac{\hat{T}_{x3}^{(1)}}{\hat{T}_{x1}^{(1)}}\right), \quad (29)$$

которое соответствует значению магнитного курса оператора, вычисленному непосредственно по сигналам ТММ. Квадрант угла определяется по знакам выражений

$$\sin \hat{\psi}_x = \frac{\hat{T}_{x1}^{(1)}}{\sqrt{(\hat{T}_{x3}^{(1)})^2 + (\hat{T}_{x1}^{(1)})^2}}; \cos \hat{\psi}_x = \frac{\hat{T}_{x3}^{(1)}}{\sqrt{(\hat{T}_{x3}^{(1)})^2 + (\hat{T}_{x1}^{(1)})^2}}. \quad (30)$$

Применение вычислительного метода Ньютона обеспечивает более высокую точность, чем полученное на основе точного решения (26) значение магнитного курса. Это объясняется тем, что полученные на основе точного решения выражения в знаменателе содержат разность величин, близких по значению между собой, вследствие чего знаменатель мало отличается от нуля. При вариациях параметров системы решение часто вырождается. Метод Ньютона свободен от этого недостатка. Для определения \hat{U}_2 воспользуемся соотношением

$$\hat{T}_T^{(i)} = \sqrt{(\hat{T}_{x1}^{(i)} - T_\xi \cos \hat{\psi}_x)^2 + (\hat{T}_{x2}^{(i)} - T_\eta)^2 + (\hat{T}_{x3}^{(i)} + T_\xi \sin \hat{\psi}_x)^2}, (i = \overline{1,3}); \quad (31)$$

Для трех ТММ на основе (20) составлена следующая система нелинейных уравнений с тремя неизвестными \hat{U}_2, \hat{U}_3 и \hat{F}_k :

$$\begin{aligned} (\hat{U}_2^2 + \hat{U}_3^2) \hat{T}_T^{(1)} - \hat{F}_k &= 0; \\ (\hat{U}_2^2 + \hat{U}_3^2) \hat{T}_T^{(2)} + 2l_2 \hat{T}_T^{(2)} (\hat{U}_2 \hat{a}_{22} + \hat{U}_3 \hat{a}_{23}) + l_2^2 \hat{T}_T^{(2)} (\hat{a}_{22}^2 + \hat{a}_{23}^2) - \hat{F}_k &= 0; \\ (\hat{U}_2^2 + \hat{U}_3^2) \hat{T}_T^{(3)} + 2l_3 \hat{T}_T^{(3)} (\hat{U}_2 \hat{a}_{22} + \hat{U}_3 \hat{a}_{23}) + l_3^2 \hat{T}_T^{(3)} (\hat{a}_{22}^2 + \hat{a}_{23}^2) - \hat{F}_k &= 0. \end{aligned} \quad (32)$$

После алгебраических преобразований уравнений, входящих в (32), выразим \hat{F}_k

$$\hat{F}_k = \frac{\hat{T}_T^{(3)} \hat{T}_T^{(1)} \hat{T}_T^{(2)} (\hat{a}_{22}^2 + \hat{a}_{23}^2) l_2 l_3 (l_2 - l_3)}{l_3 \hat{T}_T^{(3)} (\hat{T}_T^{(1)} - \hat{T}_T^{(2)}) - l_2 \hat{T}_T^{(2)} (\hat{T}_T^{(1)} - \hat{T}_T^{(3)})}. \quad (33)$$

Из первого уравнения системы (32) находим

$$\hat{U}_3 = \sqrt{\frac{\hat{F}_k - \hat{T}_T^{(1)} \hat{U}_2^2}{\hat{T}_T^{(1)}}}. \quad (34)$$

Обозначим

$$K = \frac{\hat{F}_k (\hat{T}_T^{(1)} - \hat{T}_T^{(2)})}{2\hat{T}_T^{(1)}\hat{T}_T^{(2)}l_2\hat{a}_{23}} - \frac{l_2(\hat{a}_{22}^2 + \hat{a}_{23}^2)}{2\hat{a}_{23}}; \quad (35)$$

тогда из квадратного уравнения, полученного также из (32),

$$\hat{U}_2^2 \hat{T}_T^{(1)} \left(1 + \frac{\hat{a}_{22}^2}{\hat{a}_{23}^2}\right) - 2\hat{U}_2 K \hat{T}_T^{(1)} \frac{\hat{a}_{22}}{\hat{a}_{23}} + K^2 \hat{T}_T^{(1)} - \hat{F}_k = 0 \quad (36)$$

вычисляем

$$\hat{U}_{2(1,2)} = \frac{K \hat{T}_T^{(1)} \frac{\hat{a}_{22}}{\hat{a}_{23}} \pm \sqrt{\hat{T}_T^{(1)} \left(\hat{F}_k \left(1 + \frac{\hat{a}_{22}^2}{\hat{a}_{23}^2}\right) - K^2 \hat{T}_T^{(1)}\right)}}{\hat{T}_T^{(1)} \left(1 + \frac{\hat{a}_{22}^2}{\hat{a}_{23}^2}\right)}. \quad (37)$$

Поскольку выражения (5) связывают напряженность МПТ с магнитным моментом единичного участка трубы, построенные на их основе алгоритмы применимы и для наклонных трубопроводов при допущении, что единичные участки считаются горизонтальными. Такое упрощение возможно также и потому, что наклон реальных трубопроводов составляет величины не более 5°.

Математическое моделирование работы системы позиционирования

Произведено математическое моделирование на ЭВМ работы инерциально-магнитометрической СП при следующих условиях. Движение ПО задано в виде:

$$\begin{aligned} U_1 &= U_1^{(0)} + \int_{t_0}^t v_{x1} \cos(\psi_x - \psi_T) dt; \\ U_2 &= U_2^{(0)}; \\ U_3 &= U_3^{(0)} + \int_{t_0}^t v_{x1} \sin(\psi_x - \psi_T) dt, \end{aligned} \quad (38)$$

где v_{x1} – линейная скорость движения ПО относительно Земли; $U_1^{(0)}, U_2^{(0)}, U_3^{(0)}$ – начальные координаты ПО.

Сигналы ТММ с учетом их погрешностей определяются

$$\hat{T}_{x'_j}^{(i)} = (T_{x'_j}^{(i)} + \Delta T_{x'_j}^{(i)}) \cdot (1 + \delta T_{x'_j}^{(i)}), (i, j = \overline{1,3}), \quad (39)$$

где $\Delta T_{x'_j}^{(i)}$ – сдвиг нуля в показаниях соответствующего магнитометра, куда входят также его шумы; $\delta T_{x'_j}^{(i)}$ – погрешность коэффициента передачи этого же магнитометра.

Сигналы ТИКУ и ТГИУС с учетом погрешностей датчиков определяются по следующим формулам:

$$\begin{aligned}\hat{W}'_{x'_i} &= (W_{x'_i} + \Delta W_{x'_i}) \cdot (1 + \delta W_{x'_i}), (i = \overline{1,3}); \\ \hat{\omega}'_{x'_i} &= (\omega_{x'_i} + \Delta \omega_{x'_i}) \cdot (1 + \delta \omega_{x'_i}), (i = \overline{1,3}),\end{aligned}\quad (40)$$

где $\Delta W_{x'_i}$ – сдвиг нуля в показаниях ТИКУ; $\delta W_{x'_i}$ – погрешность коэффициента передачи ТИКУ; $\Delta \omega_{x'_i}$ – сдвиг нуля в показаниях ТГИУС; $\delta \omega_{x'_i}$ – погрешность коэффициента передачи ТГИУС.

Численные значения погрешностей:

$$\begin{aligned}\Delta W'_{x'_1} &= -0,003 \text{ м/с}^2; \Delta W'_{x'_2} = 0,003 \text{ м/с}^2; \Delta W'_{x'_3} = -0,003 \text{ м/с}^2; \\ \delta W'_{x'_1} &= 0,01; \delta W'_{x'_2} = -0,01; \delta W'_{x'_3} = 0,01; \\ \Delta \omega'_{x'_1} &= 10^{-5} \text{ рад/с}; \Delta \omega'_{x'_2} = -10^{-5} \text{ рад/с}; \Delta \omega'_{x'_3} = 10^{-5} \text{ рад/с}; \\ \delta \omega'_{x'_1} &= 10^{-2}; \delta \omega'_{x'_2} = -10^{-2}; \delta \omega'_{x'_3} = 10^{-2}; \\ \Delta \hat{T}'_{x'_1} &= \dots = \Delta \hat{T}'_{x'_3} = 10 \text{ нТл}; \\ \delta T'_{x'_1} &= \dots = \delta T'_{x'_3} = 10^{-4}.\end{aligned}\quad (41)$$

Расстояния между ТММ: $l_2=0,1$ м, $l_3=0,2$ м. Коэффициенты коррекции: $K^I_\gamma = K^I_\theta = K^I_\psi = 2,5 \cdot 10^{-3} / 4 \text{ с}^{-2}$; $K_\gamma = K_\theta = K_\psi = 5 \cdot 10^{-2} \text{ с}^{-1}$; $T_\xi=30000$ нТл; $T_\eta=-50000$ нТл; $\varphi=51^\circ 32'$; $\lambda=10^\circ 12'$; $F_{\text{кос}}=-200000$ нТлм², $\varepsilon=0,25$ рад, $\psi_T=0,4$ рад, $g=9,81$ м/с²; $U_1^{(0)}=0$ м, $U_2^{(0)}=3$ м, $U_3^{(0)}=-5$ м, $R=6,37 \cdot 10^6$ м, $u=7,29 \cdot 10^{-5}$ рад/с; $V_{x1}=1,4$ мс⁻¹; $\psi_x=0,5$ рад; $\theta=0,12 \sin 2\pi t$ рад; $\gamma=0,08 \sin(2\pi t + 0,3)$ рад.

Совокупное МПТ и МПЗ в проекциях на оси СК $A_i U_1 U_2 U_3$ определяется формулами (6). Проекции совокупного магнитного поля на оси $A_i X'_1 X'_2 X'_3$, составляющие сигналы ТММ, определяются выражением (4). Результирующее магнитное поле в СК $A_i X_1 X_2 X_3$ определяется выражением (7).

Согласно разработанным алгоритмам (21), (22), (26)-(31), (33)-(35), (37) определены оценки магнитного курса ПО $\hat{\psi}_x$ и оси трубопровода $\hat{\psi}_T$, координат оператора относительно оси трубопровода \hat{U}_2 и \hat{U}_3 , а также погрешности, выводимые при моделировании на печать:

$$\Delta \psi_x = \hat{\psi}_x - \psi_x; \Delta \psi_T = \hat{\psi}_T - \psi_T; \Delta U_2 = \hat{U}_2 - U_2; \Delta U_3 = \hat{U}_3 - U_3. \quad (42)$$

При моделировании использован метод интегрирования Рунге-Кутта с шагом 0,1 с. По результатам моделирования построены графики зависимостей соответствующих погрешностей от расстояния U_3 . ПО до оси трубы (рис.2, 3).

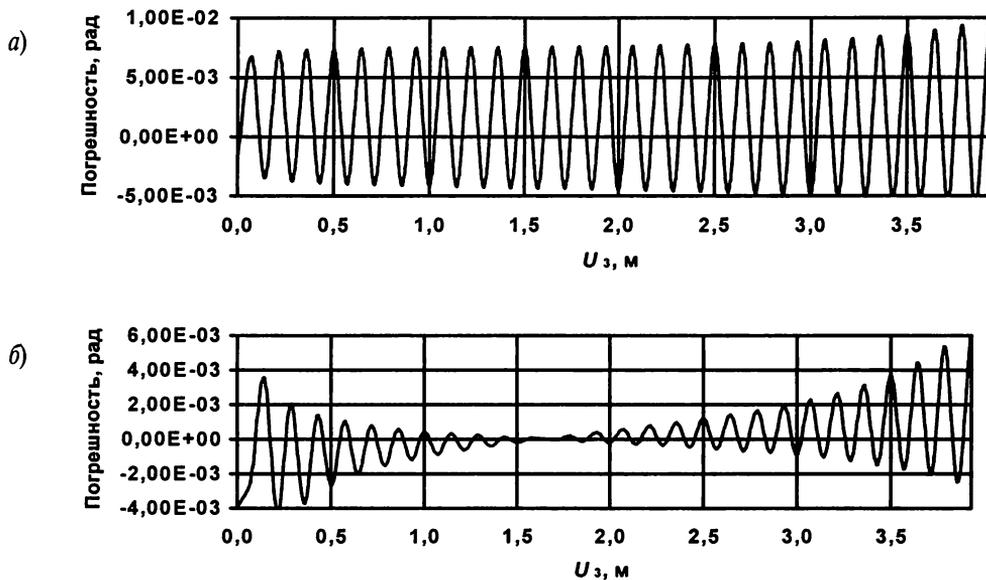


Рис. 2. Графики погрешностей определения магнитного курса ПО $\Delta\psi_x$ (a) и оси трубопровода $\Delta\psi_T$ (б)

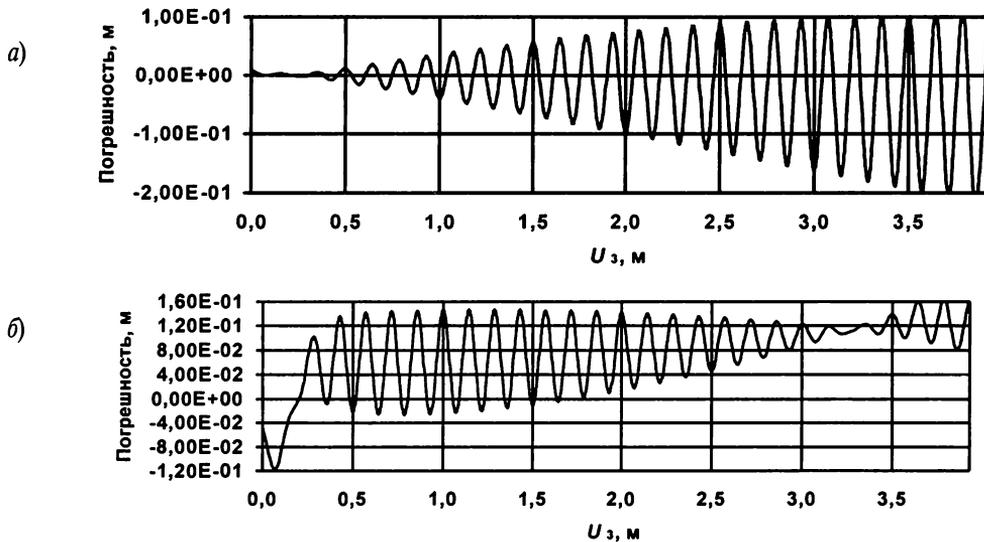


Рис.3. Графики погрешностей определения глубины залегания оси трубопровода ΔU_2 (a) и определения дальности оси трубопровода ΔU_3 (б)

Выведены также значения составляющих $T_{x1}^{(1)}$ и $\hat{T}_{x1}^{(1)}$ (рис. 4).

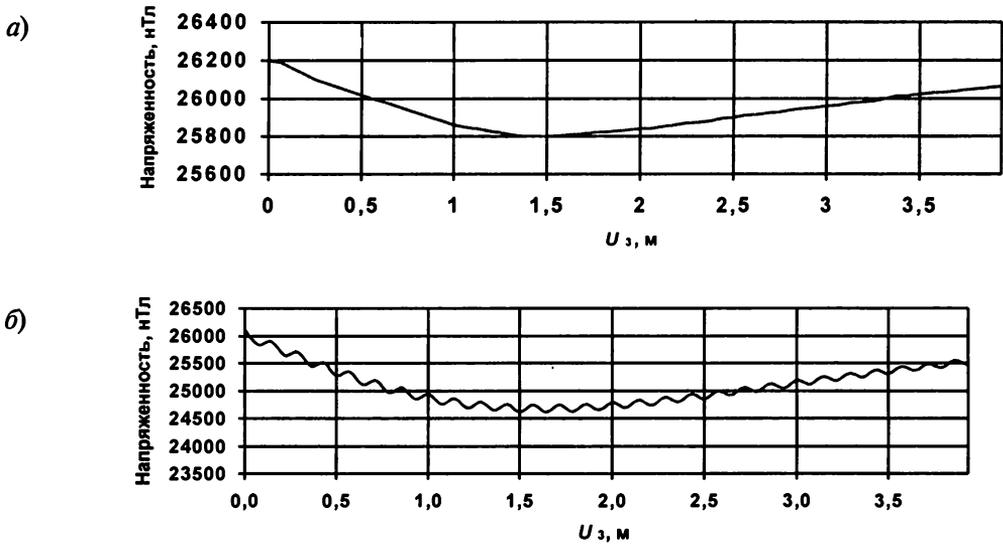


Рис.4. Графики изменения $T_{x1}^{(1)}$ (а) и $\hat{T}_{x1}^{(1)}$ (б)

На рис.5 представлены погрешности определения с помощью БИСО углов крена и тангажа осей чувствительности ТММ при качке.

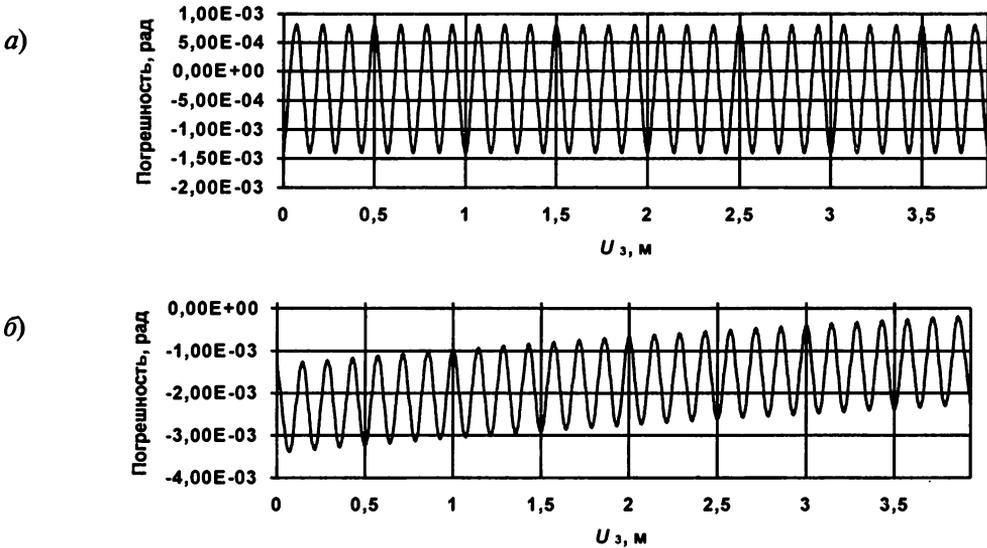


Рис. 5. Графики погрешностей определения угла тангажа (а) и угла крена (б)

Математическое моделирование свидетельствует о том, что с учетом погрешностей датчиков в зоне до 4 м от оси трубы дальность определяется с погрешностью до 16 см, а глубина залегания оси - до 20 см (см. рис. 3).

Кроме того, с ошибкой, не превышающей $6 \cdot 10^{-3}$ рад, определяется магнитный курс оси трубы и с погрешностью до 10^{-2} рад вычисляется магнитный курс ПО. При этом значения крена и тангажа определялись БИСО с точностью до $3 \cdot 10^{-3}$ рад.

Математическое моделирование работы СП, выполненное для описанных выше условий, но при отсутствии погрешностей в БИСО и ТММ, выявило погрешности по углам $\Delta\psi_x$, $\Delta\psi_T$ порядка 10^{-10} рад и по расстояниям ΔU_2 , ΔU_3 порядка $2 \cdot 10^{-3}$ м, что характеризует перспективы повышения точности системы при снижении погрешностей у датчиков по сравнению с вышеприведенными значениями

Выводы

Выведены уравнения и формулы, определяющие значения напряженности магнитного поля в точках установки трех ТММ на немагнитной части корпуса ПО в зависимости от их ориентации и расстояний до трубопровода. Принята модель локального равномерного МПЗ и неравномерного магнитного поля трубопровода [5-7]. Для решения задачи позиционирования применен метод многоточечных магнитных измерений [4] с учетом переменности радиус-векторов МПТ по отношению к ТММ. В качестве алгоритмов ориентации приняты кинематические уравнения Эйлера с введенными в них членами коррекции, формируемыми по сигналам ТИКУ и ТММ; члены уравнений формируются по сигналам ТГИУС, так что СП является бесплатформенной системой. Решения этих уравнений при отсутствии погрешностей асимптотически устойчивы. Соотношения для компонентов напряженностей составляющих магнитных полей и совокупного МП разрешены относительно соответствующих переменных, в результате чего получены конечные соотношения для определения навигационных параметров. В то же время определение угла магнитного курса, вводимого в уравнения Эйлера в качестве корректирующего сигнала, базируется не на точных соотношениях, а на применении метода итераций Ньютона, обладающего в отличие от точного решения свойством грубости по отношению к погрешностям элементов СП.

Произведено математическое моделирование работы СП при движении ПО по поверхности Земли, которое свидетельствует как о принципиальной реализуемости алгоритмов, так и о приемлемости результатов по точности позиционирования оси подземного трубопровода при наличии реальных погрешностей у элементов системы.

ЛИТЕРАТУРА

1. Richard A.Behr. Method and system for measuring displacement of buried fluid transmission pipelines. Atlantic Ricchfield Company, Los Angeles, Calif., US Patent 4727329. Заявл. 19.02.86., опубл.23.02.88.
2. Патент № 2019859 (РФ) Способ магнитных измерений и устройство для его осуществления/О.П.Хвостов//Бюл. изобретений и открытий 1994.- № 17.
3. Plotnikov P.K.,Nikishin V.B.,MelnikovA.V. Theory and Modelling of Functioning Strapdown Autonomus and Corrected Giroinclinometers/Symposium Gyro Technology. Universitat Stuttgart, 1995, p.7.1-7.27.
4. Плотников П.К. О новом подходе к построению алгоритмов идентификации магнитного поля Земли и курса объекта на основе бортовых многоточечных измерений//Гироскопия и навигация.- 1996.- № 3 (14).- С.74-85.
5. Дмитриев С.П. Инерциальные методы в инженерной геодезии.-СПб.: ЦНИИ Электроприбор, 1997.-209 с.
6. Магниторазведка/Справоч. геофизика.- М., Недра, 1990.- С.274-275.

7. Пономарев В.Н., Бахвалов А.Н. Интерпретация векторов напряженности магнитного поля двумерных тел. - М.: Гос. геологич. комитет СССР. Всесоюзный НИИ минерального сырья и геологоразведки, 1965. - С.4-50.

8. Мусатов В.Ю., Плотников П.К., Проскуряков Г.М., Идентификация координат местоположения продольной оси подземного ферромагнитного трубопровода на основе многоточечных магнитных измерений/Сарат. гос.техн. ун-т. - Саратов, 1998. -22 с.- Рук. деп. в ВИНТИ 30.10.98, № 3150 - В98.

9. Анучин О.Н., Емельянец Г.И. Бесплатформенные инерциальные системы навигации и ориентации (БИНС и БИСО): Учебн. пособ. - СПб.: ГИТМО, 1995. - 112 с.

10. Бахвалов Н.С. Численные методы - М.:Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1978.- С.411-416.

Abstract. For devices, known on structure, of definition of a site of underground ferromagnetic pipelines [1], [2] their structure as Strapdown Inertial System of Orientation (SISO) and three of three-component fluxmeter, fixed on a unmagnetic part of hull of ground mobile object is concretized. The equations and formulas determining meanings of intensity of a magnetic field in points of installation three of three-component fluxmeters are deduced depending on their orientation and distances up to the pipeline (9). The model local uniform magnetic field of the Earth (MFE) and non-uniform magnetic field of the pipeline (MFP) [6], [7] (5) is accepted. The method of multidot magnetic measurements [4] with the account variable of radiuses - vectors MFP in relation to three-component fluxmeters is applied for the decision of a task of navigation. As algorithms of orientation are accepted of the kinematics Euler equation with the members, entered in them, of correction formed on signals of three-component specific force meters (TSFM) and three-component fluxmeters (10), (11); The members of the equations are formed on signals of three-component rate gyro (TRG), so system of positioning is strapdown system. The decisions of these equations at absence of errors asymptotic are steady. The parities for components of intensity of making magnetic fields and cumulative magnetic field are solved rather appropriate variable, therefore the final parities for definition of navigating parameters (21), (22), (31), (33), (34), (35), (37) are received. At the same time definition of a corner of a magnetic rate entered into the Euler equations as an adjusting signal, is based not on exact parities, and on application of a method of iterations of Newton (26) - (30), having as against the exact decision by property of roughness in relation to errors of system of positioning elements. The mathematical modeling of work of system of positioning is made at movement of mobile object on a surface of the Earth. The mathematical modeling testifies that, in view of errors of gauges, in a zone up to 4 m. from an axis of a pipe the range is defined with an error up to 16 cm, and depth of bedding of an axis - up to 20 centimeters (fig.3). Besides with a mistake which is not exceeding $6 \cdot 10^{-3}$ rad. The magnetic rate of an axis of a pipe is defined and with an error up to 10^{-2} rad the magnetic rate of mobile object (fig.2) is calculated. Thus the meanings of corners of a roll and pitch were defined SISO to within $3 \cdot 10^{-3}$ rad (fig.5). These results testify both to a basic realizability of algorithms, and about an acceptability of results on accuracy of positioning of an axis of the underground pipeline at presence of real errors at elements of system.

Материал поступил 01.02.99

ДОКЛАДЫ
◆ VI САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКОЙ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОНФЕРЕНЦИИ ◆
ПО ИНТЕГРИРОВАННЫМ НАВИГАЦИОННЫМ СИСТЕМАМ

Редакционная коллегия журнала продолжает публиковать наиболее значимые доклады из числа прочитанных на VI Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. В настоящем номере публикуются три доклада.

УДК 621.396.988.6

ДЖ. МАРК, Д. ТАЗАРТЕС

**КОНИЧЕСКИЕ АЛГОРИТМЫ,
УЧИТЫВАЮЩИЕ НЕИДЕАЛЬНОСТЬ ЧАСТОТНОЙ ХАРАКТЕРИСТИКИ
ВЫХОДНЫХ СИГНАЛОВ ГИРОСКОПОВ**

Обсуждается метод вывода конических алгоритмов, которые точно «подогнаны» под частотную характеристику гироскопов, используемых в бескарданной инерциальной навигационной системе. Эти алгоритмы можно синтезировать для произвольно высокого порядка точности, и они могут также обеспечить очень резкое подавление высокочастотных составляющих, чтобы минимизировать псевдоконические ошибки.

Введение

В бескарданной инерциальной навигационной системе (БИНС) измерения углового вращения обрабатываются и интегрируются для формирования кватерниона пространственного положения или матрицы, которая описывает пространственное положение системы относительно стабилизированной опорной системы координат. Определение угловой ориентации при интегрировании кинематических уравнений осложнено некоммутативностью вращений и дискретностью опроса датчиков. Упомянутая проблема не стоит в случае вращения относительно одной неизменной оси. Однако, когда ось вращения изменяется, можно легко показать, что пространственное положение тела зависит не только от величины, но также и от последовательности совершаемых вращений. Если порядок будет отслеживаться неправильно, то в результате возникнут ошибки определения углового положения, и навигационные характеристики будут значительно ухудшены.

Коническое движение представляет собой специальное движение, которое используется для оценки характеристик БИНС и алгоритмов определения угловой ориентации. При коническом движении ось вращения постоянно меня-

Джон Г. Марк (1932). Доктор философии, главный технический советник фирмы Litton (США). Действительный член Академии навигации и управления движением.

Дэниэл А. Тазартес (1962). Магистр наук по электротехнике, бакалавр наук по физике, руководитель исследовательских работ в области инерциальных систем фирмы Litton (США).

ет направление. Коническое движение является очень жестким типом движения, и алгоритмы, которые работают удовлетворительно в этих условиях, будут удовлетворять большинству других требований. При таком движении одна (или более) осей системы описывает конус в пространстве.

Согласно теореме Гудмена – Робинсона [1] выходной сигнал гироскопа, ось чувствительности которого ориентирована вдоль оси конуса, будет равен пространственному углу, описываемому этой осью, даже если полный поворот равен нулю. Соответствующий алгоритм интегрирования при определении угловой ориентации, обрабатывая информацию по трем осям от ортогонально ориентированных гироскопов, может воссоздать фактическое движение. Однако дополнительной сложностью является то, что опрос выходных сигналов гироскопов производится с конечной частотой. Поэтому следует учитывать ограничение, связанное с конечностью полосы пропускания дискретного алгоритма.

В прошлом алгоритмы определения угловой ориентации, разработанные для конического движения (конические алгоритмы), использовались для повышения точности определения угловой ориентации с использованием дискретных сигналов гироскопов. Эти алгоритмы обсуждаются в ряде работ, например [2-7]. Однако в них рассматриваются только идеальные гироскопы. Во многих случаях выходные сигналы гироскопов имеют частотно-зависимую характеристику или специально отфильтрованы для того, чтобы уменьшить другие ошибки, такие как ошибки квантования [8], или ошибки, индуцированные вибрацией. В этих случаях традиционные конические алгоритмы не работают как алгоритмы высокого порядка точности.

В 1997 г. на IV Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам, где нами была представлена работа «Способ повышения разрешающей способности для лазерного гироскопа» [8], Ю. Литманович спросил нас, как мы решаем вопрос с ухудшением характеристик конических алгоритмов при реализации данного способа. В то время мы такой вопрос не рассматривали. В данном докладе представлен подход к решению этой проблемы, который обобщается и для других типов частотных зависимостей.

Конические алгоритмы

Традиционный метод вывода конических алгоритмов начинается с рассмотрения конического движения вокруг оси z , как описано в первой части приложения. Каждое уточнение ориентации требует выработки вектора конечного поворота $\Delta\phi$, который представляет собой поворот вокруг одной оси, описывающий полное изменение углового положения от начала до конца рассматриваемого интервала.

Проблема состоит в том, что выходные сигналы гироскопов $\Delta\theta$ являются только приближением для компонентов требуемого вектора поворота. В целях улучшения этого приближения каждый интервал интегрирования разделяется на m подынтервалов равной длительности. Выходные данные гироскопов на подынтервалах обрабатываются для получения аппроксимации вектора поворота высокого порядка. Разность $\Delta\phi - \Delta\theta$ (коническая коррекция) формируется путем комбинирования векторных произведений $\Delta\theta_i$ с m подынтервалов. На рис. 1 представлен пример для случая, когда $m=4$.

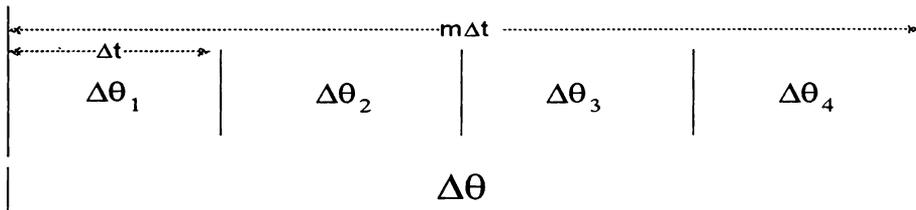


Рис.1. Интервалы съема данных гироскопа

В этом случае существуют 6 возможных векторных произведений, которые можно образовать и сгруппировать в три различные категории в зависимости от промежутка между моментами опроса:

- Промежуток 1: $\underline{\Delta\theta_1} \times \underline{\Delta\theta_2}$; $\underline{\Delta\theta_2} \times \underline{\Delta\theta_3}$; $\underline{\Delta\theta_3} \times \underline{\Delta\theta_4}$;
- Промежуток 2: $\underline{\Delta\theta_1} \times \underline{\Delta\theta_3}$; $\underline{\Delta\theta_2} \times \underline{\Delta\theta_4}$;
- Промежуток 3: $\underline{\Delta\theta_1} \times \underline{\Delta\theta_4}$.

В общем, существуют $m-1$ возможных промежутков и C_m^2 возможных векторных произведений. Каждая категория векторных произведений описывается величиной

$$C_p(n) = (\underline{\Delta\theta}_{nm} \times \underline{\Delta\theta}_{nm+p})_{\vec{k}}$$

Можно показать, что все векторные произведения с одним и тем же промежутком имеют одинаковые составляющие по оси \vec{k} , и что значение $C_p(n)$ не зависит от n . Переменными составляющими по осям \vec{i} и \vec{j} можно пренебречь, так как они содержат только члены более высокого порядка. Коническая коррекция образуется линейной комбинацией величин C_p , которая аппроксимирует разность $\Delta\phi - \Delta\theta$. Достижимый порядок точности компенсации зависит от m , т. е. относительная остаточная ошибка может достигать $2m$ -й степени от частоты. Методы определения коэффициентов при величинах значений C_p даны в ряде публикаций, включая [4] и [5]. Эти методы предусматривают разложение в ряд Тейлора по степеням частоты конической ошибки (составляющей $(\Delta\phi - \Delta\theta)_k$ на ось \vec{k}) и семейств векторных произведений (C_p). Первые m членов ряда для конической ошибки приравниваются к соответствующим членам линейной комбинации векторных произведений и определяются коэффициенты при этих векторных произведениях. Таким образом, ошибка, соответствующая первым m членам в разложении конической ошибки, является полностью скомпенсированной. Например, для четырехшагового алгоритма (т.е. $m=4$) идеальная коническая коррекция определяется как

$$\Delta\phi \approx \Delta\theta + \frac{1}{105} (214 VCP_1 + 92 VCP_2 + 54 VCP_3),$$

- где $VCP_1 = a\Delta\theta_1 \times \Delta\theta_2 + b\Delta\theta_2 \times \Delta\theta_3 + c\Delta\theta_3 \times \Delta\theta_4$, $a + b + c = 1$;
- $VCP_2 = d\Delta\theta_1 \times \Delta\theta_3 + e\Delta\theta_2 \times \Delta\theta_4$, $d + e = 1$;
- $VCP_3 = f\Delta\theta_1 \times \Delta\theta_4$, $f = 1$.

В табл. 1 представлены коэффициенты векторных произведений векторов для первых пяти алгоритмов.

Стандартные коэффициенты конических алгоритмов

Количество подынтервалов (m)	Порядок точности	Шаг векторных произведений	Коэффициенты при векторных произведениях	Коэффициент остаточной погрешности
1	2	Отсутствует	Отсутствует	$-1/3 !$
2	4	1	$2/3$	$-4/5 !$
3	6	1	$27/20$	$-36/7 !$
		2	$9/20$	
4	8	1	$214/105$	$-576/9 !$
		2	$92/105$	
		3	$54/105$	
5	10	1	$1375/504$	$-14400/11 !$
		2	$650/504$	
		3	$525/504$	
		4	$250/504$	

Соответствующие графики относительных остаточных конических погрешностей представлены на рис. 2, где (а также на рис.3) *Relative Coning Error* – относительная коническая погрешность; f – частота конического движения

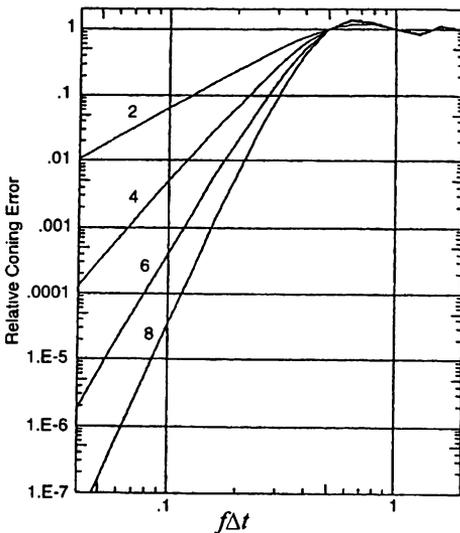


Рис. 2. Характеристики погрешностей стандартных конических алгоритмов

Заметим, что частотная характеристика алгоритма соответствует порядку точности $2m$, о чем говорилось выше. Более того, отметим, что частота среза алгоритмов равна частоте Найквиста ($f\Delta t=1/2$), причем имеет место некоторое увеличение ошибки между частотой Найквиста и частотой опроса. Это является результатом обычных проблем, связанных с транспонированием частот при дискретном опросе.

В общем, мы бы хотели иметь более крутую характеристику при частотах ниже частоты Найквиста для обеспечения необходимой точности при более низких частотах решения наряду с минимальным увеличением ошибок выше частоты Найквиста.

Некоторые датчики также имеют высокочастотные погрешности в выходных сигналах, которые не отражают истинного физического движения, что может приводить к псевдоконическим погрешностям. Тем более желательно, чтобы конические алгоритмы имели резко убывающую частотную характеристику в области высоких частот, для того чтобы избежать компенсации кажущегося (нереального) конического движения.

Лазерный гироскоп с улучшенным разрешением

В работе [8] обсуждается метод улучшения разрешающей способности лазерного гироскопа. Описывается метод уменьшения шумов квантования с использованием цифрового антиалайзингового фильтра. Этот фильтр работает при высокой частоте дискретизации, поэтому он также искажает частотную характеристику выходных сигналов гироскопов. Это влияет на разложение

значений C_p в ряд, требуя, таким образом, изменения коэффициентов в конических алгоритмах.

В приложении дается математическое обоснование для вычисления коэффициентов конических алгоритмов для широкого класса частотных характеристик данных, при которых фильтр с улучшенным разрешением является специальным случаем. Структура алгоритмов остается такой же, в то время как коэффициенты алгоритмов должны быть «подстроены» под используемый фильтр.

В табл. 2 представлены значения коэффициентов для первых пяти возможных конических алгоритмов, которые требуется реализовать при использовании данных с улучшенным разрешением.

Т а б л и ц а 2

Конические алгоритмы для данных с улучшенным разрешением

Количество подынтервалов (m)	Порядок точности	Шаг векторных произведений	Коэффициенты при векторных произведениях	Коэффициент остаточной погрешности
1	2	Отсутствует	Отсутствует	-30/5 !
2	4	1	3/4	-294/7 !
3	6	1 2	124/80 33/80	-4920/9 !
4	8	1 2 3	17909/7560 5858/7560 3985/7560	-124456/11 !
5	10	1 2 3 4	193356/60480 66994/60480 65404/60480 29762/60480	-4638816/13 !

На рис. 3 показаны характеристики относительных конических погрешностей для этих алгоритмов в зависимости от частоты.

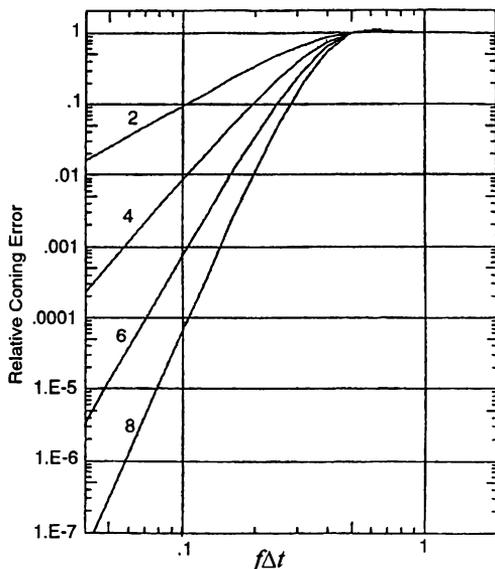


Рис. 3. Характеристики погрешностей конических алгоритмов с коэффициентами, настроенными на данные с улучшенным разрешением

Обращаем внимание на то, что коэффициенты остаточной ошибки незначительно больше, чем в случае неотфильтрованных данных. И в этом случае характеристика конических алгоритмов имеет срез на частоте Найквиста. Однако срез является более острым при гораздо меньшем превышении (т.е. перекомпенсации) за пределами частоты Найквиста. Эти алгоритмы, следовательно, превосходят стандартные алгоритмы по допустимой полосе частот для данных, прошедших предварительную фильтрацию, тем самым устраняя как ошибки из-за транспонирования, так и псевдоконические ошибки. Для сравнения частотные характеристики конических алгоритмов (в отличие от приведенных характеристик их относительных погрешностей) показаны рис. 4 и 5, где *Relative Coning Response* — относительный отклик на коническое движение.

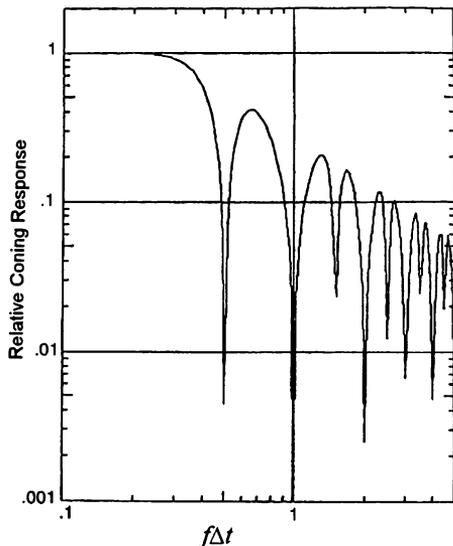


Рис. 4. Характеристика стандартного конического алгоритма

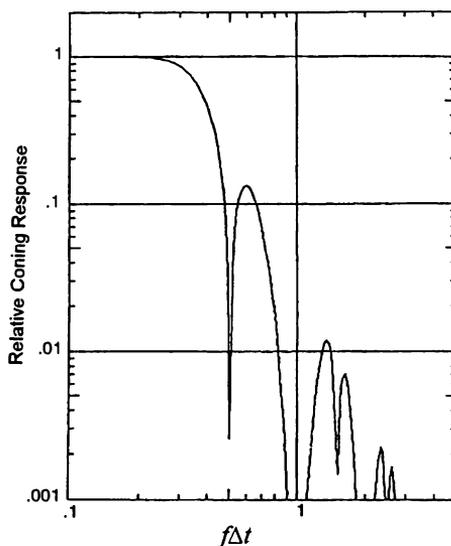


Рис. 5. Характеристика конического алгоритма с улучшенным разрешением

На рис. 4 представлена характеристика четырехшагового конического алгоритма 8-го порядка точности, работающего с неотфильтрованными данными.

На рис. 5 показана характеристика четырехшагового конического алгоритма 8-го порядка точности с использованием данных с улучшенным разрешением. При сравнении этих двух рисунков ясно видно, что алгоритм для отфильтрованных данных имеет более крутую характеристику.

Моделирование

В целях подтверждения свойств конических алгоритмов было проведено моделирование в условиях конического движения. Результаты согласуются с прогнозами. Действительно, на рис. 1 и 2 представлены результаты моделирования, и наклон графиков согласуется с теоретическими оценками, данными в последней колонке таблиц 1 и 2, соответственно.

Дополнительно для алгоритмов 8-го порядка ($m=4$) было проведено моделирование при очень большой угловой скорости конического движения. Этот случай показан на рис. 6 для условия, когда используются данные с улучшенным разрешением.

На этом рисунке демонстрируется отличное совпадение со случаем низкой скорости конического движения, при том, что отличия имеют место только при низких частотах, когда угол раствора конуса является чрезвычайно большим. Даже при этом алгоритм не «прокидывается», а плавно переходит в алгоритм более низкого порядка точности.

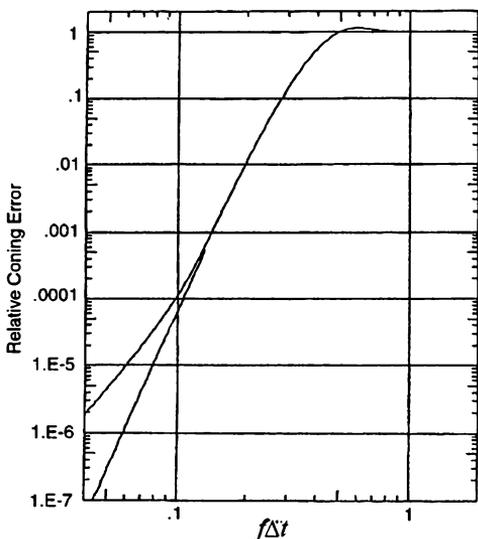


Рис. 6. Характеристика конической погрешности для данных с улучшенным разрешением при интенсивном движении

Заключение

Конические алгоритмы, предназначенные для обработки данных с улучшенным разрешением (или, обобщая, данных, прошедших предварительную фильтрацию) могут быть реализованы в точно такой же форме, как и стандартные алгоритмы, ориентированные на неотфильтрованные данные. Единственное изменение, которое необходимо произвести, сводится к «настройке» коэффициентов при векторных произведениях для согласования с частотной характеристикой выходных сигналов гироскопов. Использование отфильтрованных данных с коническими алгоритмами создает дополнительное преимущество очень крутого среза характеристики вблизи частоты Найквиста со значительно меньшим перерегулированием и перекомпенсацией на частотах выше частоты Найквиста.

ЛИТЕРАТУРА

1. Goodman, L.E., and A. R. Robinson. Effect of Finite Rotations on Gyroscopic Sensing Devices. ASME Paper 57-A-30, 1957, 4 pp.
2. Bortz, J.E. A New Mathematical Formulation for Strapdown Inertial Navigation. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol. AES-7-1, January 1971, pp. 61-66.
3. Miller, R.B. A New Strapdown Attitude Algorithm. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 6, No. 4, 1983, pp. 287-291.
4. Ignagni, M.B. Optimal Strapdown Attitude Integration Algorithms. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 13, No. 2, 1990, pp. 363-369.
5. Lee, J.G., Y.J. Yoon, J.G. Mark, and D.A. Tazartes. Extension of Strapdown Attitude Algorithm for High-Frequency Base Motion. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 13, No.4, July-August 1990, pp. 738-743.
6. Litmanovich, Y. A. Use of Angular Rate Multiple Integrals as Input Signals for Strapdown Attitude Algorithms. Proceedings of Symposium Gyro Technology, Stuttgart, September 1997.
7. Savage P.G. Strapdown Inertial Navigation Integration Algorithm Design Part 1: Attitude Algorithms. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 21, No. 1, January-February 1998, pp. 19-27.
8. Mark, J.G. and D.A. Tazartes. Resolution Enhancement Technique for Laser Gyroscopes. 4th International Conference on Integrated Navigation Systems, St. Petersburg, Russia, 1997.

Abstract. A key parameter of a strapdown inertial navigation system is its response to coning motion. Substantial efforts have gone into the development of sophisticated algorithms which reduce system drift errors in the presence of coning motion. Present-day algorithms use incremental angle outputs from the gyros to form high-order correction terms which reduce net coning errors. These algorithms assume a flat transfer function for the processing of the incremental angle outputs and are structured to yield very high order responses. Techniques such as resolution enhancement shape the frequency response of the gyro data and consequently degrade the performance of the conventional coning algorithms. Likewise, many gyros exhibit complex frequency responses and violate the assumptions used in deriving the previously developed coning algorithms. The mismatch between the assumed and actual frequency response of the gyro data leads to degradation of performance in a coning environment as well as amplification of pseudo-coning errors. This paper discusses a method of deriving algorithms which are tailored to the frequency response of the particular type of gyros used. These algorithms can be designed to arbitrarily high order and can also supply an extremely sharp high-frequency cutoff to minimize pseudo-coning errors. This work was motivated by the desire to use resolution enhanced ZLG data to form the strapdown attitude solution and was heavily influenced by the most recent work in Russia on coning algorithms by Yury Litmanovich. However, the techniques developed equally apply to mechanical, fiber-optic, and other types of gyros. Extensive simulation of the new algorithms has been performed and we are now in a position to incorporate them in the Litton ZLG product line

Вывод конических алгоритмов

Чисто коническое движение можно представить векторным углом

$$\vec{\phi} = \varepsilon \sin(\omega t) \vec{i} + \varepsilon \cos(\omega t) \vec{j}, \quad (1)$$

где ε является углом полураствора конуса, ω - круговая частота и t - время.

Единичные векторы \vec{i} или \vec{j} являются ортогональными и нормальны к эйлеровой оси. Коническое движение можно также представить кватернионом

$$\vec{q} = \left[\cos \frac{\varepsilon}{2}, \sin \frac{\varepsilon}{2} (\sin(\omega t) \vec{i} + \cos(\omega t) \vec{j}) \right]. \quad (2)$$

Вектор угловой скорости $\vec{\Omega}$ можно найти, используя дифференциальное уравнение для кватерниона

$$\frac{d\vec{q}}{dt} = \frac{1}{2} \vec{q} \vec{\Omega} \quad (3)$$

или

$$\vec{\Omega} = 2\vec{q} * \frac{dq}{dt}, \quad (4)$$

где звездочкой обозначен сопряженный кватернион, у которого знак векторных компонент изменен на противоположный.

$$\vec{\Omega} = 2 \left[\cos \frac{\varepsilon}{2}, -\sin \frac{\varepsilon}{2} (\sin(\omega t) \vec{i} + \cos(\omega t) \vec{j}) \right] \omega \left[0, \sin \frac{\varepsilon}{2} (\cos(\omega t) \vec{i} - \sin(\omega t) \vec{j}) \right]; \quad (5)$$

$$\vec{\Omega} = \omega \left[0, \sin \varepsilon \cos(\omega t) \vec{i} - \sin \varepsilon \sin(\omega t) \vec{j} + 2 \sin^2 \frac{\varepsilon}{2} \vec{k} \right]. \quad (6)$$

Выходные данные гироскопов в виде приращения квазиординат определяются как

$$\Delta \vec{\theta} = \int_{(n-\frac{1}{2})\Delta t}^{(n+\frac{1}{2})\Delta t} \vec{\Omega} dt; \quad (7)$$

$$\Delta \vec{\theta} = \omega \Delta t \left[\sin \varepsilon \operatorname{sinc} \frac{\omega \Delta t}{2} \left[\cos(n\omega \Delta t) \vec{i} - \sin(n\omega \Delta t) \vec{j} \right] + 2 \sin^2 \frac{\varepsilon}{2} \vec{k} \right], \quad (8)$$

где введено обозначение $\operatorname{sinc} x = \frac{\sin x}{x}$.

В бесплатформенных системах, кватернион уточняется с использованием корректирующего кватерниона, который вырабатывается по данным гироскопов. Однако, точное значение корректирующего кватерниона можно вычислить для конического движения, описанного выше, используя выражения:

$$\vec{q}^{n+\frac{1}{2}} = \vec{q}^{n-\frac{1}{2}} \vec{q}(\Delta \vec{\phi}) \quad \text{или} \quad \vec{q}(\Delta \vec{\phi}) = \vec{q}^{n-\frac{1}{2}} \vec{q}^{n+\frac{1}{2}}; \quad (9)$$

$$\vec{q}(\Delta \vec{\phi}) = \left[\cos \frac{\varepsilon}{2}, -\sin \frac{\varepsilon}{2} \left(\sin \left[\left(n - \frac{1}{2} \right) \omega \Delta t \right] \vec{i} + \cos \left[\left(n - \frac{1}{2} \right) \omega \Delta t \right] \vec{j} \right) \right] \cdot \left[\cos \frac{\varepsilon}{2}, \sin \frac{\varepsilon}{2} \left(\sin \left[\left(n + \frac{1}{2} \right) \omega \Delta t \right] \vec{i} + \cos \left[\left(n + \frac{1}{2} \right) \omega \Delta t \right] \vec{j} \right) \right]; \quad (10)$$

$$\tilde{q}(\Delta\bar{\phi}) = \left[\begin{array}{l} \cos^2 \frac{\varepsilon}{2} + \sin^2 \frac{\varepsilon}{2} \cos(\omega\Delta t), \sin \varepsilon \sin \frac{\omega\Delta t}{2} (\cos(n\omega\Delta t) \bar{i} - \sin(n\omega\Delta t) \bar{j}) \\ + \sin^2 \frac{\varepsilon}{2} \sin(\omega\Delta t) \bar{k} \end{array} \right] \quad (11)$$

Теперь
$$\tilde{q}(\Delta\bar{\phi}) = \left[\cos \frac{|\Delta\bar{\phi}|}{2}, \sin \frac{|\Delta\bar{\phi}|}{2} \bar{1}_{\Delta\bar{\phi}} \right] \quad (12)$$

Отсюда
$$\Delta\bar{\phi} = 2 \frac{\sin^{-1} \frac{|\Delta\bar{\phi}|}{2}}{\sin \frac{|\Delta\bar{\phi}|}{2}} \left(\sin \frac{|\Delta\bar{\phi}|}{2} \bar{1}_{\Delta\bar{\phi}} \right) \quad (13)$$

Приравнивая значения векторных частей (11) и (12), получаем:

$$\sin \frac{|\Delta\bar{\phi}|}{2} = \sqrt{\sin^2 \varepsilon \sin^2 \frac{\omega\Delta t}{2} + \sin^4 \frac{\varepsilon}{2} \sin^2(\omega\Delta t)} \quad (14)$$

Используя разложение в ряд $\frac{\sin^{-1} x}{x} \cong 1 + \frac{1}{3!} x^2 + \dots$, получаем следующее приближение для уравнения (13)

$$\Delta\bar{\phi} = SF \omega \Delta t \left(\sin \varepsilon \operatorname{sinc} \frac{\omega\Delta t}{2} \cos(n\omega\Delta t) \bar{i} - \sin \varepsilon \operatorname{sinc} \frac{\omega\Delta t}{2} \sin(n\omega\Delta t) \bar{j} + 2 \sin^2 \frac{\varepsilon}{2} \operatorname{sinc} \omega \Delta t \bar{k} \right), \quad (15)$$

где
$$SF = \frac{\sin^{-1} \frac{|\Delta\bar{\phi}|}{2}}{\sin \frac{|\Delta\bar{\phi}|}{2}} \approx 1 + \frac{1}{3!} \left[\sin^2 \varepsilon \sin^2 \frac{\omega\Delta t}{2} + \sin^4 \frac{\varepsilon}{2} \sin^2(\omega\Delta t) \right] \quad (16)$$

Обращаем внимание на то, что масштабный множитель SF в основном зависит только от значения $(\Delta\bar{\phi})^2$ или $(\Delta\bar{\theta})^2$ и ограничен $(\frac{|\bar{\Omega}|}{2} \Delta t)^2$, а не ε или ω , как показано ниже. Из уравнения (6),

$$\frac{|\bar{\Omega}|}{2} \Delta t = \omega \Delta t \sin \frac{\varepsilon}{2}; \quad (17)$$

$$\begin{aligned} \sin^2 \varepsilon \sin^2 \frac{\omega\Delta t}{2} + \sin^4 \frac{\varepsilon}{2} \sin^2(\omega\Delta t) &= (\omega\Delta t)^2 \sin^2 \frac{\varepsilon}{2} \operatorname{sinc}^2 \frac{\omega\Delta t}{2} \left(1 - \sin^2 \frac{\varepsilon}{2} \sin^2 \frac{\omega\Delta t}{2} \right) \\ &= \left(\frac{|\bar{\Omega}|}{2} \Delta t \right)^2 \operatorname{sinc}^2 \frac{\omega\Delta t}{2} \left(1 - \sin^2 \frac{\varepsilon}{2} \sin^2 \frac{\omega\Delta t}{2} \right) \leq \left(\frac{|\bar{\Omega}|}{2} \Delta t \right)^2 \end{aligned} \quad (18)$$

Будем пренебрегать влиянием масштабного множителя в оставшейся части обсуждения, так как на практике граница влияния мала.

Таким образом, величина $\Delta\bar{\phi}$, нужная для использования при уточнении кватерниона, имеет вид

$$\Delta\bar{\phi} = \omega \Delta t \left(\sin \varepsilon \operatorname{sinc} \frac{\omega\Delta t}{2} \cos(n\omega\Delta t) \bar{i} - \sin \varepsilon \operatorname{sinc} \frac{\omega\Delta t}{2} \sin(n\omega\Delta t) \bar{j} + 2 \sin^2 \frac{\varepsilon}{2} \operatorname{sinc} \omega \Delta t \bar{k} \right). \quad (19)$$

Следуя стандартному методу вывода конических алгоритмов, введенному В.В.Миллером ("A New Strapdown Attitude Algorithm", Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol.6, No.4, 1983, pp.287-291), будем рассматривать наиболее важную компоненту разности между $\Delta\bar{\phi}$ и $\Delta\bar{\theta}$ по оси z .

Таким образом, мы хотим, чтобы

$$\Delta\theta_z + \text{компенсация} \cong \Delta\phi_z \tag{20}$$

$$\text{или компенсация} \cong 2 \sin^2 \frac{\varepsilon}{2} (\text{sinc } \omega \Delta t - 1) \omega \Delta t.$$

Компенсация достигается при использовании векторных произведений величин $\Delta\bar{\theta}$ из подынтервалов.

Теперь предположим, что

$$\Delta\bar{\theta} = \omega \Delta t \left(F(\omega) \sin \varepsilon \text{sinc} \frac{\omega \Delta t}{2} [\cos(n\omega \Delta t) \vec{i} - \sin(n\omega \Delta t) \vec{j}] + 2F(0) \sin^2 \frac{\varepsilon}{2} \vec{k} \right), \tag{21}$$

где $F(\omega)$ является передаточной функцией цифрового фильтра, для которой

$$F(0) = 1; \lim_{\omega \rightarrow 0} F(\omega) = 1; |F(\omega)| \leq F_{\max} \text{ для всех } \omega. \tag{22}$$

Далее рассмотрим коническое движение, где угол раствора конуса является функцией частоты, т.е. $\varepsilon = \varepsilon_0 g(\omega)$. Тогда требуемый вектор конечного поворота $\Delta\vec{\phi}$, приблизительно определенный уравнением (15), будет иметь вид

$$\Delta\vec{\phi} = \omega \Delta t \left(\sin(\varepsilon_0 g(\omega)) \text{sinc} \frac{\omega \Delta t}{2} [\cos(n\omega \Delta t) \vec{i} - \sin(n\omega \Delta t) \vec{j}] + 2 \sin^2 \frac{\varepsilon_0 g(\omega)}{2} \text{sinc } \omega \Delta t \vec{k} \right). \tag{23}$$

Теперь приравняем переменные во времени составляющие уравнений (21) и (23)

$$F(\omega) \sin \varepsilon = \sin(g(\omega) \varepsilon_0)$$

и, разрешая относительно $g(\omega)$, получаем

$$g(\omega) = \frac{1}{\varepsilon_0} \sin^{-1}(F(\omega) \sin \varepsilon). \tag{24}$$

Функция $g(\omega)$ определяет кажущийся конус, являющийся результатом фильтрации данных. Член, появившийся в третьей компоненте уравнения (23), являющийся константой, домножается на множитель:

$$\sin^2 \frac{\varepsilon_0 g(\omega)}{2} = \frac{1 - \cos(\varepsilon_0 g(\omega))}{2} = \frac{1 - \cos(\sin^{-1}(F(\omega) \sin \varepsilon))}{2}. \tag{25}$$

При малых ω либо ε вышеупомянутый множитель может быть аппроксимирован во многих случаях следующим образом:

$$\sin^2 \left(\frac{\varepsilon_0 g(\omega)}{2} \right) \approx F^2(\omega) \sin^2 \frac{\varepsilon}{2}. \tag{26}$$

Подставляя уравнение (24) и приближение (26) в уравнение (23), получаем требуемое значение $\Delta\vec{\phi}$.

Теперь с использованием фильтрации имеем

$$\Delta\vec{\phi} = \omega \Delta t (F(\omega) \sin \varepsilon \text{sinc} \frac{\omega \Delta t}{2} [\cos(n\omega \Delta t) \vec{i} - \sin(n\omega \Delta t) \vec{j}] + 2F^2(\omega) \sin^2 \frac{\varepsilon}{2} \text{sinc} \frac{\omega \Delta t}{2} \vec{k}). \tag{27}$$

Компенсация представляет собой разницу между \vec{k} компонентами уравнений (27) и (21)

$$\cong 2\omega \Delta t \sin^2 \frac{\varepsilon}{2} (F^2(\omega) \text{sinc } \omega \Delta t - F(0)) \cong 2\omega \Delta t \sin^2 \frac{\varepsilon}{2} (F^2(\omega) \text{sinc } \omega \Delta t - 1). \tag{28}$$

Следует отметить, что уравнение (28) превращается в уравнение (20) при $F(\omega)=1$.

Обобщенный метод Миллера предлагает разбиение каждого интервала уточнения кватерниона на m подынтервалов длительности Δt . На каждом подынтервале получают $\Delta\bar{\theta}$ и формируют векторные произведения значений $\Delta\bar{\theta}$ с разных подынтервалов в соответствии с шагом между ними. Например, при $m=4$ возможны следующие шаги между подынтервалами – 1, 2 и 3: при шаге, равном одному подынтервалу, имеем век-

торные произведения $\Delta\bar{\theta}_1 \times \Delta\bar{\theta}_2$, $\Delta\bar{\theta}_2 \times \Delta\bar{\theta}_3$ и $\Delta\bar{\theta}_3 \times \Delta\bar{\theta}_4$ категории 1; при шаге, равном двум подынтервалам, имеем векторные произведения $\Delta\bar{\theta}_1 \times \Delta\bar{\theta}_3$ и $\Delta\bar{\theta}_2 \times \Delta\bar{\theta}_4$ категории 2; при шаге, равном трем подынтервалам, имеем векторные произведения $\Delta\bar{\theta}_1 \times \Delta\bar{\theta}_4$ категории 3.

В общем будет $m-1$ возможных шагов между подынтервалами и C_m^2 возможных векторных произведений. Каждая категория векторных произведений описывается величиной

$$C_p(n) = (\Delta\bar{\theta}_{nm} \times \Delta\bar{\theta}_{nm+p})_{\vec{k}}. \quad (29)$$

Можно показать, что все векторные произведения с одним и тем же шагом имеют одну и ту же компоненту по оси \vec{k} . Переменные компоненты (т.е. компоненты по осям \vec{i} и \vec{j}) содержат только члены высшего порядка (т.е. ε^3 и $F^3(\omega)$), и ими можно пренебречь.

Возвращаясь к уравнению (21) и соответствующим образом подставляя выражения для величин $\Delta\bar{\theta}$ в вышеуказанное выражение (29), получаем

$$C_p(n) = -(\omega\Delta t)^2 F^2(\omega) \sin^2 \varepsilon \operatorname{sinc}^2 \frac{\omega\Delta t}{2} \sin(p\omega\Delta t). \quad (30)$$

Заметим, что вышеупомянутое выражение не зависит от n .

В случае данных с улучшенным разрешением (патент США, № 5485273) имеем

$$F(\omega) \cong \operatorname{sinc} \frac{\omega\Delta t}{2}. \quad (31)$$

Из этого следует, что
$$C_p(n) \cong -(\omega\Delta t)^2 \sin^2 \varepsilon \operatorname{sinc}^4 \frac{\omega\Delta t}{2} \sin(p\omega\Delta t). \quad (32)$$

Пусть $\alpha = \omega\Delta t$, тогда
$$C_p(n) \cong -\alpha^2 \sin^2 \varepsilon \operatorname{sinc}^4 \frac{\alpha}{2} \sin(p\alpha). \quad (33)$$

Теперь
$$\operatorname{sinc}^4 \frac{\alpha}{2} = \alpha^{-4} (6 - 8 \cos \alpha + 2 \cos(2\alpha)); \quad (34)$$

$$\begin{aligned} C_p(n) \cong & -\frac{\sin^2 \varepsilon}{\alpha^2} (6 - 8 \cos \alpha + 2 \cos(2\alpha)) \sin(p\alpha) \cong -\frac{\sin^2 \varepsilon}{\alpha^2} \{ \sin[(p-2)\alpha] - 4 \sin[(p-1)\alpha] \\ & + 6 \sin(p\alpha) - 4 \sin[(p+1)\alpha] + \sin[(p+2)\alpha] \} \cong -\frac{\sin^2 \varepsilon}{\alpha^2} \left[\sum_{k=1}^{\infty} (-1)^k ((p-2)^{2k-1} - 4(p-1)^{2k-1} \right. \\ & \left. + 6p^{2k-1} - 4(p+1)^{2k-1} + (p+2)^{2k-1}) \frac{\alpha^{2k-1}}{(2k-1)!} \right]. \end{aligned} \quad (35)$$

Вычисление членов $k=1$ и $k=2$ суммы показывает, что они равны нулю для любого значения p . Таким образом, сумма сводится к

$$C_p(n) \cong \frac{\sin^2 \varepsilon}{\alpha^2} \left[\sum_{k=1}^{\infty} (-1)^k ((p-2)^{2k+3} - 4(p-1)^{2k+3} + 6p^{2k+3} - 4(p+1)^{2k+3} + (p+2)^{2k+3}) \frac{\alpha^{2k+3}}{(2k+3)!} \right] \quad (36)$$

Возвращаясь к уравнению (28), которое дает требуемую компенсацию, получаем

$$\text{требуемая компенсация} \cong 2\omega m \Delta t \sin^2 \varepsilon \left(F^2(\omega) \operatorname{sinc} \omega m \Delta t - 1 \right). \quad (37)$$

Для данных с улучшенным разрешением, подставляем уравнение (31), чтобы получить

$$\text{требуемая компенсация} \cong -2\omega m \Delta t \sin^2 \frac{\varepsilon}{2} \left(1 - \operatorname{sinc}^2 \frac{\omega \Delta t}{2} \operatorname{sinc} \omega m \Delta t \right). \quad (38)$$

Выражение, заключенное в скобки в полученном выше уравнении, раскладывается при помощи тригонометрических тождеств.

$$\begin{aligned} () &= 1 - \frac{4}{m\alpha^3} \left(\frac{1 - \cos \alpha}{2} \right) \sin(m\alpha) = 1 - \frac{1}{m\alpha^3} \{ -\sin[(m-1)\alpha] + 2\sin(m\alpha) - \sin[(m+1)\alpha] \} \\ &= 1 - \frac{1}{m\alpha^3} \sum_{k=1}^{\infty} (-1)^k \left[(m-1)^{2k-1} - 2m^{2k-1} + (m+1)^{2k-1} \right] \frac{\alpha^{2k-1}}{(2k-1)!}. \end{aligned} \quad (39)$$

При $k=1$, выражение внутри суммы обращается в ноль. При $k=2$, выражение, соответствующее сумме, равно 1. Таким образом, выражение, заключенное в скобки, можно переписать

$$() = \frac{1}{m} \sum_{k=1}^{\infty} (-1)^{k+1} \left[(m-1)^{2k+3} - 2m^{2k+3} + (m+1)^{2k+3} \right] \frac{\alpha^{2k}}{(2k+3)!}. \quad (40)$$

В заключение, подставляя (40) в (38), получаем *требуемая компенсация*

$$= 2\omega \Delta t \sin^2 \frac{\varepsilon}{2} \sum_{k=1}^{\infty} (-1)^k \left[(m-1)^{2k+3} - 2m^{2k+3} + (m+1)^{2k+3} \right] \frac{\alpha^{2k}}{(2k+3)!}. \quad (41)$$

Обратите внимание на то, что при $m=1$ компенсация невозможна, и суммарная ошибка будет равна требуемой компенсации с противоположным знаком. Наиболее значимый член, выраженный в виде скорости, равен

$$\text{вычислительный дрейф} = -\frac{1}{2} \omega \sin^2 \frac{\varepsilon}{2} (\omega \Delta t)^2. \quad (42)$$

При $m > 1$ векторные произведения можно найти и использовать для компенсации. Находятся линейные комбинации категорий $(m-1)$ векторных произведений, которые приравниваются к члену $(m-1)$ уравнения для требуемой компенсации. Таким образом, выбираются коэффициенты x_p , такие, что

$$\sum_{p=1}^{m-1} C_p x_p = 2\omega \Delta t \sin^2 \frac{\varepsilon}{2} \sum_{k=1}^{\infty} (-1)^k \left[(m-1)^{2k+3} - 2m^{2k+3} + (m+1)^{2k+3} \right] \frac{\alpha^{2k}}{(2k+3)!}. \quad (43)$$

Это эквивалентно следующей системе уравнений (с использованием уравнений (36) и (43)).

$$\begin{aligned} \sin^2 \varepsilon \sum_{p=1}^{m-1} \left\{ \left[(p-2)^{2k+3} - 4(p-1)^{2k+3} + 6p^{2k+3} - 4(p+1)^{2k+3} + (p+2)^{2k+3} \right] x_p \right. \\ \left. = 2 \sin^2 \frac{\varepsilon}{2} \left[(m-1)^{2k+3} - 2m^{2k+3} + (m+1)^{2k+3} \right] \right\}. \end{aligned} \quad (44)$$

В предположении малости ε уравнения (44) далее приводятся к виду

$$\begin{aligned} 2 \sum_{p=1}^{m-1} \left\{ \left[(p-2)^{2k+3} - 4(p-1)^{2k+3} + 6p^{2k+3} - 4(p+1)^{2k+3} + (p+2)^{2k+3} \right] x_p \right\} \\ = \left[(m-1)^{2k+3} - 2m^{2k+3} + (m+1)^{2k+3} \right]. \end{aligned} \quad (45)$$

При $k=1, \dots, m-1$ это приводит к системе $m-1$ уравнений с $m-1$ неизвестными (x_1, \dots, x_{m-1}) .

При наличии компенсации будет существовать остаточная ошибка, которая является остающейся частью требуемой компенсации. Наибольшим является m -й член разницы между рядом компенсации и требуемым рядом. Можно перейти к дрейфу путем деления на $m\Delta t$. Относительный дрейф ошибки (т.е. вычислительный дрейф, нормированный на скорость конического движения) будет порядка $2m$ при $\omega\Delta t$.

Вычисленные коэффициенты конических алгоритмов x_p даны в табл. 2 для нескольких значений m . Путем компьютерного моделирования современных конических алгоритмов получены графики их характеристик, которые показаны на рис. 2 и 4. При компьютерном моделировании описанных выше конических алгоритмов получены графики их характеристик, приведенные на рис. 3 и 5. Результаты для больших значений угловых скоростей показаны на рис. 6.

Возвращаясь к уравнению (38), требуемую компенсацию для малых углов можно выразить следующим образом:

$$\text{требуемая компенсация} \cong \frac{1}{2} m \alpha \varepsilon^2 (F^2(\alpha) \operatorname{sinc} m\alpha - 1), \quad (46)$$

где $\omega \Delta t$ уже заменено на α .

Применяемая компенсация согласно уравнению (30) равна

$$\text{применяемая компенсация} \cong \sum_{p=1}^{m-1} C_p x_p = -\alpha^2 \varepsilon^2 F^2(\alpha) \operatorname{sinc}^2 \frac{\alpha}{2} \sum_{p=1}^{m-1} \sin(p\alpha) x_p. \quad (47)$$

При сравнении уравнений (46) и (47), видно, что $\alpha \varepsilon^2$ появляется в обоих уравнениях. Отсюда определяем следующее:

$$z(\alpha) = \frac{1}{2} m [F^2(\alpha) \operatorname{sinc} m\alpha - 1]; \quad (48)$$

$z(\alpha)$ является четной функцией α и может быть разложена в ряд Тейлора относительно $\alpha=0$:

$$z(\alpha) = \frac{1}{2} m \sum_{k=0}^{\infty} \frac{\alpha^{2k}}{(2k)!} \frac{d^{2k}}{d\alpha^{2k}} [F^2(\alpha) \operatorname{sinc} m\alpha - 1] |_{\alpha=0}. \quad (49)$$

Так как $\lim_{\alpha \rightarrow 0} F(\alpha) = 1$, член $k=0$ уравнения равен 0. В результате имеем

$$z(\alpha) = \frac{1}{2} m \sum_{k=1}^{\infty} \frac{\alpha^{2k}}{(2k)!} \frac{d^{2k}}{d\alpha^{2k}} [F^2(\alpha) \operatorname{sinc} m\alpha] |_{\alpha=0}. \quad (50)$$

Так же определяем

$$y(\alpha) = \frac{1}{\alpha \varepsilon^2} \sum_{p=1}^{m-1} C_p x_p = -\alpha F^2(\alpha) \operatorname{sinc}^2 \frac{\alpha}{2} \sum_{p=1}^{m-1} \sin(p\alpha) x_p; \quad (51)$$

$y(\alpha)$ тоже является четной функцией α и может быть разложена в ряд Тейлора:

$$y(\alpha) = - \sum_{p=1}^{m-1} \left\{ \sum_{k=0}^{\infty} \frac{\alpha^{2k}}{(2k)!} \frac{d^{2k}}{d\alpha^{2k}} [\alpha F^2(\alpha) \operatorname{sinc}^2 \frac{\alpha}{2} \sin(p\alpha)] |_{\alpha=0} \right\} x_p. \quad (52)$$

Член $k=0$ внутренней суммы равен 0, и следовательно

$$y(\alpha) = - \sum_{p=1}^{m-1} \left\{ \sum_{k=1}^{\infty} \frac{\alpha^{2k}}{(2k)!} \frac{d^{2k}}{d\alpha^{2k}} [\alpha F^2(\alpha) \operatorname{sinc}^2 \frac{\alpha}{2} \sin(p\alpha)] |_{\alpha=0} \right\} x_p. \quad (53)$$

Теперь приравниваем первые $(m-1)$ членов рядов по k уравнений (50) и (53) для получения системы из $m-1$ уравнений с $m-1$ неизвестными x_1, x_2, \dots, x_{m-1} . Для k от 1 до $m-1$ имеем

$$\sum_{p=1}^{m-1} \frac{d^{2k}}{d\alpha^{2k}} [\alpha F^2(\alpha) \operatorname{sinc}^2 \frac{\alpha}{2} \sin(p\alpha)] |_{\alpha=0} x_p = -\frac{1}{2} m \frac{d^{2k}}{d\alpha^{2k}} [F^2(\alpha) \operatorname{sinc} m\alpha] |_{\alpha=0}. \quad (54)$$

Решение этих уравнений позволяет сократить все члены порядка $2m-2$ и выше, оставляя члены порядка $2m$ в выражении для относительного вычислительного дрейфа.

Такой вид анализа можно использовать для разных функций фильтра $F(\omega)$, в том числе фильтров низких частот.

М.Ю.ШАТАЛОВ, Б.С.ЛУНИН

ВЛИЯНИЕ ВНУТРЕННИХ НАПРЯЖЕНИЙ НА ДИНАМИКУ ВОЛНОВЫХ ТВЕРДОТЕЛЬНЫХ ГИРОСКОПОВ

Аналитически исследуется проблема влияния внутренних напряжений на динамику твердотельных волновых гироскопов. На основе анализа нелинейной геометрии полусферы в выражение энергии деформации резонатора вводятся члены, ответственные за внутренние начальные напряжения, и задача решается в линейном приближении. Рассматривается пример важного случая распределения локальных напряжений. Исследуется особый случай влияния центробежных сил на динамику вращающегося гироскопа.

Введение

Внутренние напряжения в резонаторах вибрационных гироскопов появляются из-за напряжений структуры материала в процессе производства. Они могут быть также вызваны интенсивным движением основания, например при его вращении или линейном ускорении. Внутренние напряжения, возникшие при изготовлении, обеспечивают условия для роста микротрещин, особенно в окрестности края резонатора, боковых поверхностей и стержня. Эти трещины могут закрываться, расти, а иногда разрушать резонатор во время работы гироскопа. Внутренние напряжения из-за микротрещин приводят к расщеплению собственных частот резонатора, а также к неоднородному затуханию колебаний резонатора. Внутренние напряжения резонатора могут быть протестированы в лаборатории, что и обуславливает задачу прогнозирования рабочих характеристик гироскопа, основанных на этих измерениях.

Несмотря на очевидную практическую важность затронутой проблемы, имеет место недостаток соответствующих теоретических исследований в этой области. Некоторые авторы [1-4] не смогли должным образом решить проблему влияния центробежной силы на собственные частоты вращающихся конструкций (она была правильно решена Брайаном [5] для случая тонкого вращающегося кольца в 1890 г.!).

Были предприняты некоторые попытки для решения задач динамики вибрационных гироскопов при помощи метода конечных элементов (МКЭ) [6]. Главный недостаток подхода на основе МКЭ — отсутствие теоретического обоснования. Необходимо понять, что для правильного решения *линейной* проблемы динамики резонатора с *внутренними напряжениями* должны учитываться соответствующие дополнительные *нелинейные* члены компонентов деформации. Это обстоятельство в значительной степени усложняет задачу, и оно не учитывалось в вышеупомянутых работах [1-4]. Что касается методики МКЭ, не все они применимы к динамике упругих конструкций с внутренним напряжением. Более того, в МКЭ необходимо изменять модель и снова сцеплять ее для каждого частного распределения внутренних напряжений или вводить угловую скорость, на что, очевидно, требуется время.

Вывод состоит в том, что теоретическое исследование динамики вибрационных гироскопов с внутренним напряжением является очень важным.

Шаталов Михаил Юрьевич (1952). Кандидат технических наук, научный сотрудник CSIR, МАТТЕК, Sensor Systems (Претория, Южная Африка).

Лунин Борис Сергеевич (1956). Старший научный сотрудник Московского государственного университета им. М.В.Ломоносова.

Представленный анализ показывает теоретическую основу и физическую суть этих явлений и дает простой алгоритм измерений внутренних напряжений с последующей оценкой характеристик гироскопа. Вышеописанная проблема была решена для случая волнового твердотельного гироскопа (ВТГ), но этот подход применим для многообразия вибрационных гироскопов, в том числе и микромеханических. Дополнительным преимуществом предложенного подхода является возможность комбинации теоретического исследования с численным экспериментом в тех случаях, когда соответствующие теоретические решения недоступны и результаты аппроксимативных методик типа Рэлея-Ритца являются громоздкими и затруднительными. В данном случае можно решить соответствующую задачу МКЭ только *один раз* для *идеальной* конструкции вибрационных гироскопов без возмущений и вращения. Это решение можно использовать в последовательном теоретическом анализе рассматриваемой проблемы.

Математическая модель

В данной модели геометрические параметры (радиус полусферы, толщина) и физические (плотность, модуль упругости и коэффициент Пуассона) полусферического резонатора принимаются как идеальные. Будем также пренебрегать эффектами затухания. Динамика резонатора рассматривается в виде линейной модели с геометрическими нелинейностями для введения внутренних напряжений. Используется модель Новожилова-Гольденвейзера для тонких оболочек. Дефекты вводятся в модель через неоднородное распространение внутренних напряжений.

Метод анализа основывается на выводе выражений кинетической и потенциальной энергии деформации резонатора, а также выражения для работы внутренних напряжений. Выражения комбинируются с функцией Лагранжа системы с последовательным упрощением для случая с единственной рабочей модой и с выводом уравнений движения. Эти уравнения решаются методом возмущения, и рассматриваются их результаты.

Кинетическая и потенциальная энергии деформации и работа внутренних напряжений

Геометрия полусферического резонатора и система координат, использованные при анализе, показаны на рис. 1, где u , v – тангенциальные, а w – радиальное перемещения элемента резонатора; θ , φ – широтный и продольный (полярный) углы резонатора соответственно; Ω – создаваемая инерциальная угловая скорость основания.

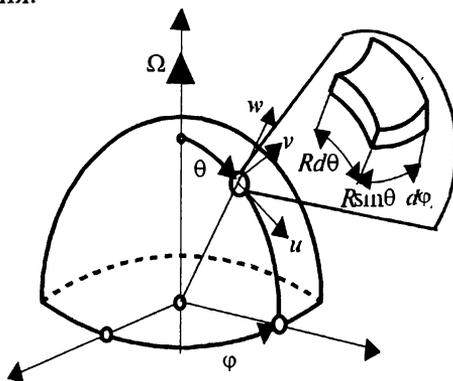


Рис.1

Кинетическая энергия резонатора

$$T = \frac{\rho h R^2}{2} \int_0^{2\pi} \int_0^{\frac{\pi}{2}} V^2(t, \theta, \varphi) \sin \theta d\theta d\varphi. \quad (1)$$

Здесь ρ – плотность материала; h – толщина; R – радиус полусферы поверхности резонатора и

$$\begin{aligned} \vec{V} &= [\dot{u}, \dot{v}, \dot{w}]^T + \vec{\Omega} \times \vec{r}; \quad \vec{\Omega} = [-\Omega \sin \theta, 0, \Omega \cos \theta]^T; \\ \vec{r} &= [u, v, R + w]^T. \end{aligned} \quad (2)$$

Потенциальная энергия деформации резонатора (модель Новожилова – Гольденвейзера для тонких оболочек)

$$P = \frac{EhR^2}{2(1-\nu)} \int_0^{2\pi} \int_0^{\frac{\pi}{2}} \left\{ \left[(\varepsilon_\theta^2 + \varepsilon_\varphi^2) - 2(1-\nu) \left(\varepsilon_\theta \varepsilon_\varphi - \frac{\omega^2}{4} \right) \right] + \right. \\ \left. \left[\frac{1}{12} \left(\frac{h}{R} \right)^2 [(\kappa_\theta^2 + \kappa_\varphi^2) - 2(1-\nu)(\kappa_\theta \kappa_\varphi - \tau^2)] \right] \right\} \sin \theta d\theta d\varphi, \quad (3)$$

где E – модуль упругости; ν – коэффициент Пуассона и соотношения (зависимость) «деформация–перемещения»

$$\begin{cases} \varepsilon_\theta = \frac{1}{R} \left(\frac{\partial u}{\partial \theta} + w \right); \quad \varepsilon_\varphi = \frac{1}{R \sin \theta} \left(\frac{\partial v}{\partial \varphi} + \cos \theta u + \sin \theta w \right); \quad \kappa_\theta = -\frac{1}{R} \left(\frac{\partial^2 w}{\partial \theta^2} - \frac{\partial u}{\partial \theta} \right); \\ \omega = \frac{1}{R \sin \theta} \left(\frac{\partial u}{\partial \varphi} + \sin \theta \frac{\partial v}{\partial \theta} - \cos \theta v \right); \quad \kappa_\varphi = -\frac{1}{R \sin \theta} \left[\frac{1}{\sin \theta} \frac{\partial^2 w}{\partial \varphi^2} + \cos \theta \left(\frac{\partial w}{\partial \theta} - u \right) - \frac{\partial v}{\partial \varphi} \right]; \\ \tau = -\frac{1}{R \sin \theta} \left[\frac{\partial^2 w}{\partial \theta \partial \varphi} - \frac{\partial u}{\partial \varphi} - \text{ctg} \theta \frac{\partial w}{\partial \varphi} - \sin \theta \frac{\partial w}{\partial \theta} - \cos \theta v \right]; \end{cases} \quad (4)$$

Работа внутренних напряжений резонатора:

$$W = -hR^2 \int_0^{2\pi} \int_0^{\frac{\pi}{2}} [\sigma_{\theta\theta}(\theta, \varphi) \Delta e_{\theta\theta} + \sigma_{\varphi\varphi}(\theta, \varphi) \Delta e_{\varphi\varphi} + \sigma_{\theta\varphi}(\theta, \varphi) \Delta e_{\theta\varphi}] \sin \theta d\theta d\varphi, \quad (5)$$

где $\sigma_{\theta\theta}(\theta, \varphi)$, $\sigma_{\varphi\varphi}(\theta, \varphi)$, $\sigma_{\theta\varphi}(\theta, \varphi)$ – внутренние напряжения резонатора и $\Delta e_{\theta\theta}$, $\Delta e_{\varphi\varphi}$, $\Delta e_{\theta\varphi}$ – нелинейные компоненты соотношений «деформация–перемещения» выражаются следующим образом:

$$\begin{aligned} \Delta e_{\theta\varphi} &= \frac{1}{2R^2} \left[\left(\frac{\partial u}{\partial \theta} + w \right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial \theta} \right)^2 + \left(\frac{\partial w}{\partial \theta} - u \right)^2 \right]; \\ \Delta e_{\varphi\varphi} &= \frac{1}{2R^2 \sin^2 \theta} \left[\left(\frac{\partial u}{\partial \varphi} - \cos \theta v \right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial \varphi} + \cos \theta u + \sin \theta w \right)^2 + \left(\frac{\partial w}{\partial \varphi} - \sin \theta v \right)^2 \right]; \end{aligned} \quad (6)$$

$$\Delta e_{\theta\varphi} = \frac{1}{R^2 \sin \theta} \left[\left(\frac{\partial w}{\partial \theta} - u \right) \left(\frac{\partial w}{\partial \varphi} - \sin \theta v \right) + \left(\frac{\partial u}{\partial \theta} + w \right) \left(\frac{\partial u}{\partial \varphi} - \cos \theta v \right) + \left(\frac{\partial v}{\partial \theta} \right) \left(\frac{\partial v}{\partial \varphi} + \cos \theta u + \sin \theta w \right) \right].$$

Функция Лагранжа системы следующая:

$$L = T - P + W = L(\dot{u}, \dot{v}, \dot{w}, u, v, w, u'_{\theta}, v'_{\theta}, w'_{\theta}, u'_{\varphi}, v'_{\varphi}, w'_{\varphi}, w''_{\theta\theta}, w''_{\varphi\varphi}, w''_{\theta\varphi}). \quad (7)$$

На основе этого лагранжиана можно сформулировать систему дифференциальных уравнений в частных производных, а также полный набор граничных условий. Разумеется, эта задача является очень сложной и может быть упрощена и приведена к системе эквивалентных сосредоточенных параметров путем рассмотрения единственной n -рабочей моды следующим образом:

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} u(n, \theta, \varphi, t) \\ w(n, \theta, \varphi, t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_n(\theta) \\ Z_n(\theta) \end{bmatrix} [a_n(t) \cos n\varphi + b_n(t) \sin n\varphi]; \\ v(n, \theta, \varphi, t) = Y_n(\theta) [-a_n(t) \sin n\varphi + b_n(t) \cos n\varphi]. \end{cases} \quad (8)$$

Таким образом, соответствующая кинетическая энергия (1) может быть переписана так

$$T(\dot{a}_n, \dot{b}_n, a_n, b_n) = \pi \rho h R^2 \left\{ I_0 \frac{\dot{a}_n^2 + \dot{b}_n^2}{2} + 2\Omega I_1 (a_n \dot{b}_n - b_n \dot{a}_n) + \Omega^2 \left[I_2 \left(\frac{a_n^2 + b_n^2}{2} \right) \right] \right\}. \quad (9)$$

Соответствующие потенциальная энергия деформации (3) и работа внутренних напряжений (5) имеют вид

$$\begin{cases} P = \frac{\pi E h}{2(1-\nu^2)} \left[I_3 + \frac{1}{12} \left(\frac{h}{R} \right)^2 I_4 \right]; \\ W = -2\pi h \left[\sum_{i=1}^N \left[\sigma_{\theta\theta}^{(0)i} I_5^{(i)} + \sigma_{\varphi\varphi}^{(0)i} I_6^{(i)} \right] \frac{a_n^2 + b_n^2}{2} + \sum_{i=1}^N \left[\sigma_{\theta\theta}^{(c)i} I_7^{(i)} + \sigma_{\varphi\varphi}^{(c)i} I_8^{(i)} + \sigma_{\theta\varphi}^{(s)i} I_9^{(i)} \right] \frac{a_n^2 - b_n^2}{2} + \sum_{i=1}^N \left[\sigma_{\theta\theta}^{(s)i} I_7^{(i)} + \sigma_{\varphi\varphi}^{(s)i} I_8^{(i)} - \sigma_{\theta\varphi}^{(c)i} I_9^{(i)} \right] a_n b_n \right] \end{cases} \quad (10)$$

где N – число слоев, в которых измеряются внутренние напряжения, и I_i являются определенными интегралами:

$$\begin{aligned} I_0 &= \int_0^{\pi/2} \left[X_n^2(\theta) + Y_n^2(\theta) + Z_n^2(\theta) \right] \sin \theta d\theta; \\ I_1 &= \int_0^{\pi/2} Y_n(\theta) \left[X_n(\theta) \cos \theta + Z_n(\theta) \sin \theta \right] \sin \theta d\theta; \\ I_2 &= \int_0^{\pi/2} \left[X_n^2(\theta) \cos^2 \theta + Y_n^2(\theta) + Z_n^2(\theta) \sin^2 \theta + X_n(\theta) Z_n(\theta) \sin 2\theta \right] \sin \theta d\theta; \\ I_3 &= \int_0^{\pi/2} \left\{ \left[\tilde{\varepsilon}_{\theta}(\theta) + \tilde{\varepsilon}_{\varphi}(\theta) \right]^2 - 2(1-\nu) \left[\tilde{\varepsilon}_{\theta}(\theta) \tilde{\varepsilon}_{\varphi}(\theta) - \frac{\omega^2}{4} \right] \right\} \sin \theta d\theta; \\ I_4 &= \int_0^{\pi/2} \left\{ \left[\tilde{\kappa}_{\theta}(\theta) + \tilde{\kappa}_{\varphi}(\theta) \right]^2 - 2(1-\nu) \left[\tilde{\kappa}_{\theta}(\theta) \tilde{\kappa}_{\varphi}(\theta) - \tau^2 \right] \right\} \sin \theta d\theta; \end{aligned} \quad (11)$$

$$\begin{aligned}
 I_5^{(i)} &= \int_{\theta^{(i-1)}}^{\theta^{(i)}} \Delta e_{\theta\theta}^{(0)i}(\theta) \sin \theta d\theta; & I_6^{(i)} &= \int_{\theta^{(i-1)}}^{\theta^{(i)}} \Delta e_{\varphi\varphi}^{(0)i}(\theta) \sin \theta d\theta; \\
 I_7^{(i)} &= \int_{\theta^{(i-1)}}^{\theta^{(i)}} \Delta e_{\theta\theta}^{(c)i}(\theta) \sin \theta d\theta; \\
 I_8^{(i)} &= \int_{\theta^{(i-1)}}^{\theta^{(i)}} \Delta e_{\varphi\varphi}^{(c)i}(\theta) \sin \theta d\theta; & I_9^{(i)} &= \int_{\theta^{(i-1)}}^{\theta^{(i)}} \Delta e_{\theta\varphi}^{(c)i}(\theta) \sin \theta d\theta; \quad (i = 1, \dots, N).
 \end{aligned}$$

Здесь $\theta^{(i)}$ ($i=0, \dots, N$) являются широтными граничными углами слоев $\theta^{(0)}=0$; $\theta^{(N)}=\pi/2$ и

$$\begin{aligned}
 \tilde{\varepsilon}_\theta(\theta) &= \frac{dX_n(\theta)}{d\theta} + Z_n(\theta); & \tilde{\varepsilon}_\varphi(\theta) &= -nY_n(\theta) + \cos \theta X_n(\theta) + \sin \theta Z_n(\theta); \\
 \tilde{\omega}(\theta) &= \frac{1}{\sin \theta} \left[nX_n(\theta) + \sin \theta \frac{dY_n(\theta)}{d\theta} - \cos \theta Y_n(\theta) \right]; & \tilde{\kappa}_\theta(\theta) &= - \left[\frac{d^2 Z_n(\theta)}{d\theta^2} - \frac{dX_n(\theta)}{d\theta} \right]; \\
 \tilde{\kappa}_\varphi(\theta) &= \frac{1}{\sin \theta} \left[\frac{n^2}{\sin \theta} Z_n(\theta) + \cos \theta \left[X_n(\theta) - \frac{dZ_n(\theta)}{d\theta} \right] - nY_n(\theta) \right]; \\
 \tilde{\tau}(\theta) &= \frac{1}{\sin \theta} \left\{ n \left[X_n(\theta) - \frac{dZ_n(\theta)}{d\theta} = \operatorname{ctg} \theta Z_n(\theta) \right] + \sin \theta \frac{dZ_n(\theta)}{d\theta} - \cos \theta Y_n(\theta) \right\}.
 \end{aligned} \tag{12}$$

Внутренние напряжения в i -м слое можно разложить в ряд Фурье. Для наших дальнейших целей требуются постоянная составляющая и $2n$ гармоническая составляющая

$$\begin{bmatrix} \sigma_{\theta\theta}^i(\theta, \varphi) \\ \sigma_{\varphi\varphi}^i(\theta, \varphi) \\ \sigma_{\theta\varphi}^i(\theta, \varphi) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sigma_{\theta\theta}^{(0)i}(\theta) \\ \sigma_{\varphi\varphi}^{(0)i}(\theta) \\ \sigma_{\theta\varphi}^{(0)i}(\theta) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \sigma_{\theta\theta}^{(c)i}(\theta) \\ \sigma_{\varphi\varphi}^{(c)i}(\theta) \\ \sigma_{\theta\varphi}^{(c)i}(\theta) \end{bmatrix} \cos 2n\varphi + \begin{bmatrix} \sigma_{\theta\theta}^{(s)i}(\theta) \\ \sigma_{\varphi\varphi}^{(s)i}(\theta) \\ \sigma_{\theta\varphi}^{(s)i}(\theta) \end{bmatrix} \sin 2n\varphi. \tag{13}$$

Таким образом, из (6) и (8) следует, что

$$\begin{bmatrix} \Delta e_{\theta\theta}(\theta, \varphi, a_n, b_n) \\ \Delta e_{\varphi\varphi}(\theta, \varphi, a_n, b_n) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta e_{\theta\theta}^{(0)}(\theta) \\ \Delta e_{\varphi\varphi}^{(0)}(\theta) \end{bmatrix} \frac{a_n^2 + b_n^2}{2} + \begin{bmatrix} \Delta e_{\theta\theta}^{(c)}(\theta) \\ \Delta e_{\varphi\varphi}^{(c)}(\theta) \end{bmatrix} \frac{a_n^2 - b_n^2}{2} \cos 2n\varphi + \begin{bmatrix} \sigma_{\theta\theta}^{(s)}(\theta) \\ \sigma_{\varphi\varphi}^{(s)}(\theta) \end{bmatrix} a_n b_n \sin 2n\varphi. \tag{14}$$

и
$$\Delta e_{\theta\varphi}(\theta, \varphi, a_n, b_n) = \Delta e_{\theta\varphi}^{(c)}(\theta) a_n b_n \cos 2n\varphi + \Delta e_{\theta\varphi}^{(s)}(\theta) \frac{a_n^2 - b_n^2}{2} \sin 2n\varphi, \tag{15}$$

где из (6) и (8):

$$\begin{aligned}
 \Delta e_{\theta\theta}^{(0)}(\theta) &= \frac{1}{2} \left\{ \left[\frac{dX_n(\theta)}{d\theta} + Z_n(\theta) \right]^2 + \left[\frac{dZ_n(\theta)}{d\theta} - X_n(\theta) \right]^2 + \left[\frac{dY_n(\theta)}{d\theta} \right]^2 \right\}; \\
 \Delta e_{\theta\theta}^{(c)}(\theta) &= \Delta e_{\theta\theta}^{(s)}(\theta) = \frac{1}{2} \left\{ \left[\frac{dX_n(\theta)}{d\theta} + Z_n(\theta) \right]^2 + \left[\frac{dZ_n(\theta)}{d\theta} - X_n(\theta) \right]^2 - \left[\frac{dY_n(\theta)}{d\theta} \right]^2 \right\}; \\
 \Delta e_{\varphi\varphi}^{(0)}(\theta) &= \frac{1}{2 \sin^2 \theta} \left\{ [nX_n(\theta) - \cos \theta Y_n(\theta)]^2 + [nZ_n(\theta) - \sin \theta Y_n(\theta)]^2 + \right. \\
 &\quad \left. [-nY_n(\theta) + \cos \theta X_n(\theta) + \sin \theta Z_n(\theta)]^2 \right\}; \\
 \Delta e_{\varphi\varphi}^{(c)}(\theta) &= \Delta e_{\varphi\varphi}^{(s)}(\theta) = \frac{1}{2 \sin^2 \theta} \left\{ -[nX_n(\theta) - \cos \theta Y_n(\theta)]^2 - [nZ_n(\theta) - \sin \theta Y_n(\theta)]^2 + \right. \\
 &\quad \left. [-nY_n(\theta) + \cos \theta X_n(\theta) + \sin \theta Z_n(\theta)]^2 \right\}; \\
 \Delta e_{\theta\varphi}^{(c)}(\theta) &= -\Delta e_{\theta\varphi}^{(s)}(\theta) = \frac{1}{\sin \theta} \left\{ \left[\frac{dZ_n(\theta)}{d\theta} - X_n(\theta) \right] [nZ_n(\theta) - \sin \theta Y_n(\theta)] + \right. \\
 &\quad \left[\frac{dX_n(\theta)}{d\theta} + Z_n(\theta) \right] [nX_n(\theta) - \cos \theta Y_n(\theta)] + \\
 &\quad \left. \frac{dY_n(\theta)}{d\theta} [-nY_n(\theta) + \cos \theta X_n(\theta) + \sin \theta Z_n(\theta)] \right\}.
 \end{aligned} \tag{16}$$

Форм-факторы $X_n(\theta)$, $Y_n(\theta)$, $Z_n(\theta)$ можно вывести из решения задачи на основе уравнений движения и граничных условиях, выведенных из функции Лагранжа (7). Эти выражения являются довольно громоздкими, и поэтому могут быть использованы альтернативные подходы. Например, можно использовать метод Рэлея-Ритца или смоделировать конструкцию методом конечных элементов и интерполировать форм-факторы при помощи соответствующих функций. В настоящем докладе используется третий подход, который основывается на применении решения Рэлея для нерастяжимых деформаций колоколообразных оболочек

$$X_n(\theta) = -\sin \theta \operatorname{tg}^n \left(\frac{\theta}{2} \right); Y_n(\theta) = \sin \theta \operatorname{tg}^n \left(\frac{\theta}{2} \right); Z_n(\theta) = (n + \cos \theta) \operatorname{tg}^n \left(\frac{\theta}{2} \right). \tag{17}$$

В этом случае (16) можно переписать так:

$$\begin{aligned}
 \tilde{\varepsilon}_\theta &= \tilde{\varepsilon}_\varphi = \tilde{\omega} = 0; \quad \tilde{\kappa}_\theta = -\tilde{\kappa}_\varphi = \tilde{\tau} = -\frac{n(n^2 - 1)}{\sin^2 \theta} \operatorname{tg}^n \left(\frac{\theta}{2} \right); \\
 \Delta e_{\theta\theta}^{(0)}(\theta) &= \frac{1}{2} (n + \cos \theta)^2 \left(\frac{n^2}{\sin^2 \theta} + 1 \right) \operatorname{tg}^{2n} \left(\frac{\theta}{2} \right); \\
 \Delta e_{\theta\theta}^{(c)}(\theta) &= \Delta e_{\theta\theta}^{(s)}(\theta) = \frac{1}{2} (n + \cos \theta)^2 \left(\frac{n^2}{\sin^2 \theta} - 1 \right) \operatorname{tg}^{2n} \left(\frac{\theta}{2} \right); \\
 \Delta e_{\varphi\varphi}^{(0)}(\theta) &= -\Delta e_{\varphi\varphi}^{(c)}(\theta) = -\Delta e_{\varphi\varphi}^{(s)}(\theta) = \frac{1}{2} \left[\frac{n^2(n^2 + 1 + 2n \cos \theta)}{\sin^2 \theta} - (2n^2 - 1) \right] \operatorname{tg}^{2n} \left(\frac{\theta}{2} \right); \\
 \Delta e_{\theta\varphi}^{(c)}(\theta) &= -\Delta e_{\theta\varphi}^{(s)}(\theta) = n(n + \cos \theta) \left[\frac{n(n + \cos \theta)}{\sin^2 \theta} - 1 \right] \operatorname{tg}^{2n} \left(\frac{\theta}{2} \right).
 \end{aligned} \tag{18}$$

Для частного случая $n=2$ интегралы (11) имеют следующие значения:

$$I_0=1,5296; I_1= 0,4237; I_2=1,0592; I_3= 0; I_4= 42(1-\nu); I_5= 3,053; I_6= I_8 =2,1589; I_7= 1,947; I_9= 4. \quad (19)$$

Частный случай осесимметричной деформации, вызванной центробежными силами внешнего вращения

Система уравнений с точностью $O((h/R)^2)$ для определения перемещений полусферической оболочки

$$\begin{cases} \frac{du}{d\theta} + \text{ctg}\theta u + 2w = \frac{1-\nu}{2} \frac{\rho R^3}{E} \Omega^2 \sin^2 \theta; \\ \sin \theta \frac{dw}{d\theta} = \frac{1-\nu}{2} \frac{\rho R^3}{E} \Omega^2 \sin^2 \theta \cos \theta. \end{cases} \quad (20)$$

с граничными условиями $u(0)=0; w(0)=0$. Решением является

$$u(\theta) \equiv 0; v(\theta) \equiv 0; w(\theta) = \frac{1-\nu}{4} \frac{\rho R^3}{E} \Omega^2 \sin^2 \theta. \quad (21)$$

Следовательно, деформации (4) и напряжения полусферы из-за внешнего вращения имеют вид

$$\varepsilon_\theta = \varepsilon_\varphi = \frac{w}{R} = \frac{1-\nu}{4} \frac{\rho R^2}{E} \Omega^2 \sin^2 \theta; \quad \omega \equiv 0; \quad (22)$$

$$\sigma_{\theta\theta} = \sigma_{\varphi\varphi} = \frac{E}{1-\nu} \varepsilon_\theta = \frac{E}{1-\nu} \varepsilon_\varphi = \frac{\rho R^2}{4} \Omega^2 \sin^2 \theta; \quad \sigma_{\theta\varphi} \equiv 0.$$

Соответствующим компонентом работы внутренних напряжений из-за центробежных сил внешнего вращения будет

$$W^{(\Omega^2)} = -\pi \rho h E R^2 \Omega^2 I_{10} \frac{a_n^2 + b_n^2}{2}, \quad (23)$$

где

$$I_{10} = \int_0^{\pi/2} \Delta e_{\theta\theta}(\theta) \sin^3 \theta d\theta. \quad (24)$$

Для случая $n=2$: $I_{10}=2.7178$. Сравним этот результат с $I_2=1.0592$ (см. выражение (19) и третий член выражения (9))

$$T^{(\Omega^2)} + W^{(\Omega^2)} = -\pi \rho h E R^2 \Omega^2 (I_{10} - I_2) \frac{a_n^2 + b_n^2}{2}, \quad (25)$$

отсюда следует, что член потенциальной энергии деформации доминирует над членом кинетической энергии.

Функция Лагранжа и система уравнений

Функция Лагранжа системы уравнения динамики движения

$$L = J_0 \frac{\dot{a}_n^2 + \dot{b}_n^2}{2} + 2\Omega J_1 (a_n \dot{b}_n - b_n \dot{a}_n) - (J_2 - \Omega^2 J_3) \frac{a_n^2 + b_n^2}{2} - J_4 \frac{a_n^2 - b_n^2}{2} - J_5 a_n b_n, \quad (26)$$

где

$$\begin{aligned}
 J_0 &= \pi \rho h R^2 I_0; \quad J_1 = \pi \rho h R^2 I_1; \\
 J_2 &= \frac{\pi E h}{1 - \nu^2} \left[I_3 + \frac{1}{12} \left(\frac{h}{R} \right)^2 I_4 \right] + 2\pi h \sum_{i=1}^N \left[\sigma_{\theta\theta}^{(0)i} I_5^{(i)} + \sigma_{\varphi\varphi}^{(0)i} I_6^{(i)} \right]; \\
 J_3 &= \pi \rho h R^2 (I_{10} - I_2); \quad J_4 = 2\pi h \sum_{i=1}^N \left[\sigma_{\theta\theta}^{(c)i} I_7^{(i)} + \sigma_{\varphi\varphi}^{(c)i} I_8^{(i)} + \sigma_{\theta\varphi}^{(s)i} I_9^{(i)} \right]; \\
 J_5 &= 2\pi h \sum_{i=1}^N \left[\sigma_{\theta\theta}^{(s)i} I_7^{(i)} + \sigma_{\varphi\varphi}^{(s)i} I_8^{(i)} - \sigma_{\theta\varphi}^{(c)i} I_9^{(i)} \right].
 \end{aligned} \quad (27)$$

Уравнения движения можно представить в матричной форме

$$J_0 \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{a}_n \\ \ddot{b}_n \end{bmatrix} + 2\Omega J_1 \begin{bmatrix} 0 & -1 \\ 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{a}_n \\ \dot{b}_n \end{bmatrix} + \left\{ (J_2 + \Omega^2 J_3) \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} J_4 & J_5 \\ J_5 & -J_4 \end{bmatrix} \right\} \begin{bmatrix} a_n \\ b_n \end{bmatrix} = 0. \quad (28)$$

Решение уравнений движения

Решение системы уравнений (28) можно достичь путем преобразования координат $(a_n, b_n, \dot{a}_n, \dot{b}_n) \rightarrow (P_n, Q_n, \theta_n, \psi_n)$

$$\begin{aligned}
 a_n \cos n\varphi + b_n \sin n\varphi &= \\
 P_n \cos n(\varphi - \theta_n) \cos(\lambda - \psi_n) + Q_n \sin n(\varphi - \theta_n) \sin(\lambda - \psi_n);
 \end{aligned} \quad (29)$$

второе уравнение выполняется на основании системы (28). В новых координатах усредненное решение можно представить следующим образом:

$$\left\{ \begin{aligned}
 \dot{P}_n &= -\frac{1}{2} \sqrt{\frac{1}{J_0(J_2 + \Omega^2 J_3)}} Q_n [J_4 \sin(2n\theta_n) - J_5 \cos(2n\theta_n)]; \\
 \dot{Q}_n &= \frac{1}{2} \sqrt{\frac{1}{J_0(J_2 + \Omega^2 J_3)}} P_n [J_4 \sin(2n\theta_n) - J_5 \cos(2n\theta_n)]; \\
 n\dot{\theta}_n &= -\Omega \frac{J_1}{J_0} - \sqrt{\frac{1}{J_0(J_2 + \Omega^2 J_3)}} \frac{P_n Q_n}{P_n^2 - Q_n^2} [J_4 \cos(2n\theta_n) + J_5 \sin(2n\theta_n)]; \\
 \dot{\psi}_n &= -\sqrt{\frac{1}{J_0(J_2 + \Omega^2 J_3)}} \frac{P_n^2 + Q_n^2}{P_n^2 - Q_n^2} [J_4 \cos(2n\theta_n) + J_5 \sin(2n\theta_n)].
 \end{aligned} \right. \quad (30)$$

Это уравнение можно решить для заданных начальных условий при помощи численных методов. В решении описывается эволюция волновой картины в зависимости от амплитуд основных и квадратурных волн (P_n и Q_n) соответственно, угла ориентации (θ_n) и фазы (ψ_n).

Из (28) и (30) можно найти, что внутренние напряжения приводят к расщеплению собственных частот ($\Delta\omega$) и меняют ориентацию основных осей жесткости (угла расположения оси ψ «максимальной частоты»):

$$\Delta\omega = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{J_4^2 + J_5^2}{J_0(J_2 + \Omega^2 J_3)}}; \quad \cos 4\psi = \frac{J_4}{J_4^2 + J_5^2}; \quad \sin 4\psi = \frac{J_5}{J_4^2 + J_5^2}. \quad (31)$$

Пример. Рассмотрим гипотетический резонатор радиусом $R=30$ мм; $h=1,5$ мм, изготовленный из изотропного материала с плотностью $\rho=2,65 \cdot 10^3$ кг/м³, модулем Юнга $E=8 \cdot 10^{10}$ Н·м⁻², коэффициентом Пуассона $\nu=0,27$, вращающийся с угловой скоростью $\Omega=3 \cdot 2\pi$ с⁻¹ и работающий на $n=2$ моде. Выражение (28) показывает, что увеличение собственной частоты равно только $\Delta(\Omega^2)_\omega \approx 2,5 \cdot 10^{-3}$ Гц, отсюда следует, что в основном на создаваемую угловую скорость Ω влияют гироскопические члены (см. второй член в (28)).

Далее будем рассматривать $\Omega=0$. Оценим влияние внутренних напряжений в 5 слоях полусферической оболочки, определенной углами $\theta^{(0)}=0$, $\theta^{(1)}=\pi/10$, $\theta^{(2)}=\pi/5$, $\theta^{(3)}=3\pi/10$, $\theta^{(4)}=2\pi/5$ и $\theta^{(5)}=\pi$. Соответствующими интегралами I_5-I_9 для решения Рэлея (17) являются (см. (11), (14), (16), (18)):

$$\begin{bmatrix} I_5 \\ I_6 \\ I_7 \\ I_8 \\ I_9 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 2,81 \cdot 10^{-3} & 0,0458 & 0,2287 & 0,7468 & 2,0288 \\ 2,75 \cdot 10^{-3} & 0,0421 & 0,1905 & 0,5566 & 1,3669 \\ 2,73 \cdot 10^{-3} & 0,0404 & 0,1750 & 0,4953 & 1,2336 \\ -2,75 \cdot 10^{-3} & -0,0421 & -0,1905 & -0,5566 & -1,3669 \\ 5,481 \cdot 10^{-3} & 0,0825 & 0,3634 & 1,0342 & 2,5144 \end{bmatrix}. \quad (32)$$

Распределение полярных компонентов внутренних напряжений на этих уровнях показаны на рис. 2 (предполагается, что другие компоненты внутреннего напряжения равны нулю).

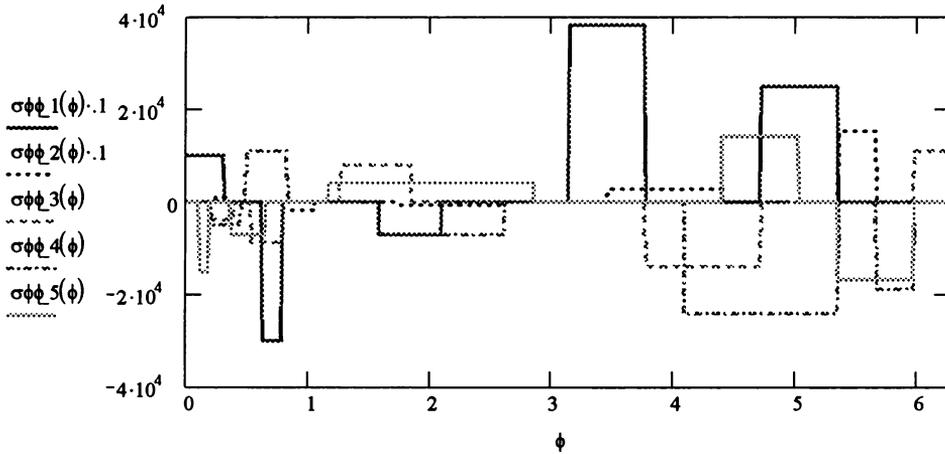


Рис.2

Разложение в ряд Фурье дает следующие значения постоянной и четырех синусных и косинусных компонентов (см. (14)):

$$\begin{bmatrix} \sigma_{\Phi\Phi}^{(0)} \\ \sigma_{\Phi\Phi}^{(c)} \\ \sigma_{\Phi\Phi}^{(s)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 5,4747 \cdot 10^4 & 9,452 \cdot 10^3 & -1,284 \cdot 10^3 & -6,514 \cdot 10^3 & 286,7 \\ 4,6225 \cdot 10^4 & -1,537 \cdot 10^3 & 3,184 \cdot 10^3 & -2,269 \cdot 10^3 & 4,346 \cdot 10^3 \\ 8,3283 \cdot 10^4 & 143,7 & 726,3 & 1,054 \cdot 10^3 & 647,1 \end{bmatrix}. \quad (33)$$

Используя выражения (31), можно оценить расщепление частот, а также ориентацию основных осей: $\Delta\omega = 0,1139$ с⁻¹=0,018 Гц, $\psi=5,29^\circ$ (угол расположения оси «максимальной частоты»).

Алгоритм оценки гиродинамики, обусловленной внутренними напряжениями

Алгоритм оценки гиродинамики, обусловленной внутренними напряжениями, следующий:

выбрать номер рабочей моды (n) и число слоев (N), в которых измеряются напряжения, и их границы $\theta^{(i)}$ ($i=0, 1, \dots, N$);

оценить интегралы I_0-I_{10} (см. (11) и (24)), используя решения Рэлея (17)-(19) или интерполирующие значения реализации МКЭ для всего резонатора и отдельных слоев;

измерить распределение напряжения в N слоях, разложить его в ряд Фурье и учесть значения постоянной и $2n$ гармоник (см. (13));

оценить значения ядра $J_0 \dots J_5$ (см. (27));

подставить $J_0 \dots J_5$ в выражения (30), определить расщепление собственных частот, ориентацию основных осей вибрационной схемы (31) и решить эту систему численным образом для оценки динамики ВТГ для заданного набора начальных условий.

Заключение

Предложен метод анализа вибрационных гироскопов с начальными внутренними напряжениями.

Предложен алгоритм оценки гиродинамики, вызванной внутренними напряжениями в резонаторе.

Установлено, что растягивающие внутренние напряжения увеличивают собственные частоты резонатора, сжимающие внутренние напряжения уменьшают эти частоты.

Для n^{th} операционного режима $2n$ -гармоники распределения внутренних напряжений являются основными и вызывают расщепление собственных частот, а также изменяют ориентацию осей основных частот.

Центробежные силы всегда порождают растягивающие внутренние напряжения и увеличивают собственные частоты вибрационных гироскопов.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Burdess, J.** The Dynamics of a Thin Piezoelectric Cylinder Gyroscope, Proc. Inst. Mech. Eng., 1986, Vol. 200, No. C4, pp. 271-280.
2. **Burdess, J., Wren, T.** The Theory of a Piezoelectric Disc Gyroscope, IEEE Trans. on Aerosp. and El. Syst., July 1986, Vol. AES-22, pp.410-418.
3. **Putty, M.** A Micromachined Vibrating Ring Gyroscope, Ph.D. Dissertation, University of Michigan, 1995, pp. 59-67.
4. **Soedel, W.** Vibrations of Shells and Plates, 2nd revised edition, Marcel Dekker, Inc, New York, 1993, pp. 340-385.
5. **Bryan, G.** On the Beats in the Vibrations of a Revolving Cylinder or Bell, Proc. Cambridge Phil. Soc., Math Phys. Sci., Nov. 24, 1980, Vol. 7, Pt. III, pp. 101-111.
6. **Kagawa, Yu., et. al.** Finite Element Simulation of Piezoelectric Vibrator Gyroscopes, IEEE Trans. on Ferroel and Freq. Cont., July 1996, Vol. 3, No. 4, pp. 509-518.

Abstract. Inner prestresses result from the mechanical treatment of a resonator or from inertial motion of the gyroscope, for example, its rotation. The analysis is complex from the theoretical viewpoint because it is necessary to consider the nonlinear geometry of the shell. It is also difficult from the view point of numerical analysis by means of finite element methods due to infinity of different possibilities for inner prestress distributions. This problem of influence of the prestress on dynamics of a hemispherical resonator gyroscope is investigated analytically. On the basis of analysis of nonlinear geometry of a hemisphere the terms responsible for the prestresses are introduced in the expression for the strain energy of the resonator and the problem is solved in linear approximation. The example of an important case of a particular distribution of local stresses is considered. The special case of influence of centrifugal forces on the dynamics of a rotating gyroscope is investigated.

С.Ф.ПЕТРЕНКО, Ю.А.ЯЦЕНКО, В.В.ВОВК, В.В.ЧИКОВАНИ

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ СОЗДАНИЯ СОСТАВНЫХ ПОЛУСФЕРИЧЕСКИХ РЕЗОНАТОРОВ ДЛЯ МАЛОГАБАРИТНЫХ ВОЛНОВЫХ ТВЕРДОТЕЛЬНЫХ ГИРОСКОПОВ

В работе представлены результаты разработки дешевого составного резонатора для волнового твердотельного гироскопа. При выборе конструктивных и технологических параметров резонатора учитывались в основном добротность и качество поверхности ножки и полусферы. Приведены расчетная зависимость уровня поверхностных потерь от размера неоднородности и профилограмма неровностей поверхности изготовленной полусферы.

Введение

Развитие навигационной техники во многом определяется развитием их ЧЭ, а ее применимость – в основном надежностью, стоимостью и габаритами. Это особенно актуально при разработке дешевых и компактных навигационных систем гражданского применения. Удовлетворение этих требований достигается использованием высокоэффективных технологий, новых принципов построения ЧЭ.

Использование высокоэффективных технологий оптического производства при изготовлении резонаторов волновых твердотельных гироскопов (ВТГ) позволяет в настоящих условиях значительно снизить цену на их производство и сохранить их динамические характеристики.

Особенности конструкции составного резонатора

В целях повышения технологичности и снижения стоимости авторами предложена конструкция составного резонатора [1 – 3], который состоит из полусферической оболочки и ножки. При изготовлении составных частей резонатора используются хорошо отработанные технологии сферической и цилиндрической оптики. Конструктивные параметры элементов резонатора контролируются после каждого этапа технологической цепочки при их производстве, что уменьшает технологическую составляющую погрешности изготовления резонаторов. При этом применяются совершенное оборудование и хорошо отработанные методы контроля. Сочленение элементов конструкции производится с помощью специально разработанных технологических приспособлений, соединение их достигается за счет глубокого оптического контакта (в случае кварцевого стекла КУ1) или клеевого соединения. Ожидается, что добротность разрабатываемых резонаторов будет достаточно высока, а разносторонность и разночастотность, отвечать приборам среднего класса.

Петренко Сергей Федорович (1952). Доктор технических наук, начальник отдела ЦКБ «Арсенал» (Киев, Украина).

Яценко Юрий Алексеевич (1953). Начальник лаборатории ЦКБ «Арсенал».

Вовк Виталий Васильевич (1952). Главный инженер завода «Оптика Арсенала».

Чиковани Валерий Валерианович (1950). Кандидат технических наук, зам. начальника отдела Украинского технологического центра оптического приборостроения.

Основными причинами диссипации энергии в резонаторах являются внутренние потери, потери в поверхностном слое и потери, связанные с креплением резонатора (обусловленные несбалансированными радиальными силами, приводящими к передаче энергии в ножку резонатора и далее в основание [3,5]). Кроме того, в предлагаемой конструкции составного резонатора возникают дополнительные потери в переходном слое, мениск – ножка. Однако, как показали исследования, проведенные нами на 60-мм составных резонаторах [3], эти потери находятся в пределах допуска по сравнению с цельными резонаторами.

Поэтому основной задачей при разработке конструкции составного резонатора является оптимизация конструктивных параметров для обеспечения максимальной добротности, минимальных технологических дефектов изготовления (и сочленения) и минимального влияния внешних возмущений, передаваемых через основание гироскопа и ножку.

Разработка конструкции составного резонатора проводилась на основе выбранной математической модели, которая позволяла определить наиболее важные параметры конструкции в целях разделения резонансных частот полусферической оболочки и ножки во избежания их взаимного влияния и достижения максимальной добротности рабочей формы колебаний. Частоты элементов конструкции в первом приближении находились из рассмотрения моделей идеальной полусферической оболочки [4] и модели балки с одним заземленным концом и массой (полусферической оболочкой с моментом инерции M_i) на свободном конце по формулам:

$$f_{(i)} = \frac{J(i)}{2\pi} \frac{hc_T}{R^2} (1 + 6\zeta_c \frac{R^2}{h^2} + \dots), \quad (1)$$

где $J(i) = i(i^2 - 1) \sqrt{\frac{\xi_{a(i)}}{3\xi_m}}$, здесь ξ_m – безразмерный коэффициент инерции,

$\xi_{a(i)} = \int_{\alpha}^{\pi/2} \frac{\tan^2 i (\frac{\theta}{2})}{\sin^3 \theta} d\theta$ – безразмерные коэффициенты жесткости, учитывающие

связь оболочки с ножкой ($\alpha = \frac{d}{2R}$), $\zeta_{c(i)} = \frac{\eta_{ac}}{4\pi i^2 (i^2 - 1) \xi_{a(i)}}$ – коэффициент,

учитывающий мембранную жесткость оболочки и зависящий также от связи с ножкой;

$$f_{(1)} = \frac{d^2 c_T}{16\pi RL} \sqrt{\frac{3(1+\nu)}{hL} (1 \mp 3 \frac{i_0^2}{L^2})}, \quad (2)$$

$f_{(1)}$ – частота изгибных колебаний ножки. Здесь R, h – радиус и толщина полусферической оболочки, L, d – длина и диаметр ножки, i_0 – радиус инерции оболочки относительно центра тяжести (знак \pm относится к внутренней или наружной ножке соответственно), c_T, ν – скорость изгибных колебаний и коэффициент Пуассона материала.

Другим критерием при выборе конструктивных и технологических параметров резонаторов ВТГ является их добротность, которая зависит как от выбранного материала (внутренние потери ξ_b), так и от качества его поверхности (поверхностные потери ξ_n), а также от суммарной жесткости конструкции, ее сбалансированности и способа крепления резонатора. Кроме того, поскольку рассматриваемая конструкция резонатора представляется в виде двух колебательных систем: полусферической оболочки и ножки, взаимодействующей

щих друг с другом, частоты которых могут считаться независимыми, то результирующая добротность зависит от их взаимной связности. Отметим, что связность частот колебательной системы зависит от разности парциальных частот и коэффициента упругой связи, который в нашем случае носит комплексный характер из-за наличия потерь в переходном слое.

Для качественной оценки влияния внутренних и поверхностных потерь на добротность рабочей формы колебаний применимо выражение

$$Q_i = \frac{1}{\omega_i(\xi_v + \xi_n)}, \quad (3)$$

где $\xi_v = \frac{4}{3} \frac{\delta}{2\pi^2 f}$, $\xi_n = \frac{T\alpha^2 \rho c_T a^2}{\kappa}$, δ – логарифмический декремент затухания,

здесь κ – коэффициент теплопроводности, T – температура, α – коэффициент линейного расширения, a – размер поверхностной неоднородности. Как показывают исследования различных материалов, проведенные разными авторами [2, 5, 9], наиболее подходящим является кварцевое стекло, сочетающее хорошие акустические параметры с высокой прочностью и технологичностью обработки. Логарифмический декремент затухания в них для исследуемых частот составляет величину $(1.3 - 3.4) \cdot 10^{-7}$, что соответствует потенциальной добротности $Q = \frac{\pi}{\delta} = (1 - 2.4) \cdot 10^7$ для стекла марки КУ и $Q \cong (8 - 16) \cdot 10^6$ для стекол марок КВ и КРЛ-1 [9].

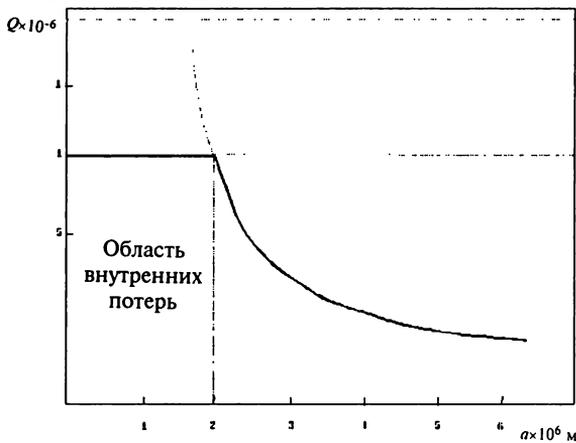


Рис. 1. Зависимость уровня поверхностных потерь от размера неоднородности

Поверхностное состояние резонаторов определяется технологическим процессом обработки стекла, и в частности ее финишной стадией – травлением в химических растворах с целью удаления нарушенного поверхностного слоя. Поглощение упругих колебаний в поверхностном слое связано с потерями на теплопроводность. Этот механизм потерь рассмотрен в [7], где отмечается, что он применим, когда время релаксации много меньше, чем период колебаний, т.е. $\omega \leq \frac{\chi}{a^2}$, где $\chi = \frac{\kappa}{C}$ –

коэффициент температуропроводности (для кварцевого стекла $\chi = 0.0180 \frac{\text{кг}}{\text{м} \cdot \text{с}}$),

что заведомо выполняется для килогерцовых частот.

Расчеты, проведенные по формуле (3) показывают (рис.1), что при размерах поверхностной неоднородности $a \geq 2 \times 10^{-6} \text{ м}$ преобладающими становятся поверхностные потери, ограничивающие добротность на уровне $(1 - 10) \cdot 10^6$.

Технология изготовления элементов составного резонатора

Изготовление менисков из кварцевого стекла КУ-1 осуществлялось по методу глубокой шлифовки и полировки, что является типовым технологическим процессом. После предварительного формообразования сферических поверхностей менисков из КУ-1 они подвергались травлению в смеси плавико-

вой и ортофосфорной кислот в целях стабилизации трещиноватого слоя, который может составлять $(150 - 250) \cdot 10^{-6} \text{ м}$. Величина травленого слоя доводилась до $50 \times 10^{-6} \text{ м}$. При шлифовании электрокорундом, съём материала доводился до $250 \times 10^{-6} \text{ м}$. Таким образом, убирался трещиноватый слой. Однако при шлифовании поверхности абразивами с зёрнами различных размеров на ней появляются нарушения определенной глубины (при доводке поверхности с помощью полирита и воды размер нарушений в поверхностном слое может достигать единиц микрон). Финишное травление мениска производилось в составе резонатора.

Следует отметить, что при травлении менисков фактически меняются радиусы кривизны и поверхности уходят на «бугор». Поэтому контроль сферичности производился с учетом этого ухода, и соответственно рассчитывались припуски на «переходы». Для того чтобы съём стекла на «переходах» был одинаковым по всей поверхности мениска, проводился контроль набором пробных стекол. Так, при шлифовке электрокорундом М10 радиусы пробных стекол отличались от окончательных на $30 \times 10^{-6} \text{ м}$. Затем при шлифовке электрокорундом М10 на смоченных полировальниках, контрольные пробные стекла отличались от окончательных на $20 \times 10^{-6} \text{ м}$. И только затем при окончательной полировке полиритом, контроль производился по номинальным пробным стеклам. При этом отклонение от сферичности на мениске не превышало двух интерференционных полос $N \leq 2$, а локальные отклонения не превышали $\Delta N < 0.2$ интерференционной полосы. В месте сопряжения мениска с ножкой суммарное отклонение от сферичности поверхностей мениска и ножки не превышало 0.2 интерференционной полосы для обеспечения глубокого оптического контакта [6].

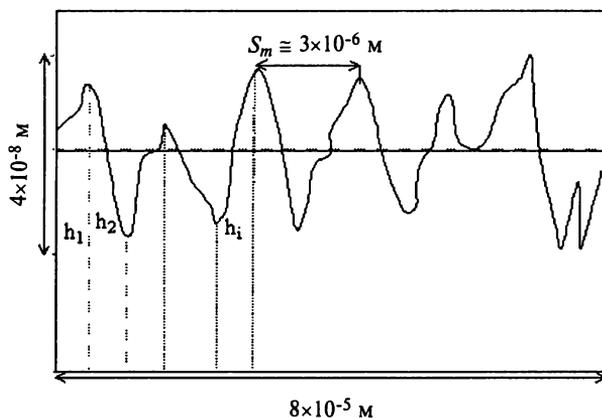


Рис.2. Профилограмма неровностей поверхности мениска

Неровности на полированной поверхности полусферических менисков измеряли при помощи профилометра TALYSURF (при максимальном разрешении $0.02 \times 10^{-6} \text{ м}$). Расшифровка профилограмм показывает, что высота неровностей профиля, оцениваемая по десяти точкам (представляет собой среднее расстояние между 5 высшими точками выступов и 5 низшими точками впадин в пределах базовой линии) составляет величину $R_z = 0.02 \times 10^{-6} \text{ м}$.

Необходимо отметить, что для количественной оценки поверхностных потерь в качестве среднего размера неоднородности следует учитывать среднее значение шага шероховатости S_m , определенной в пределах базовой длины профилограммы (базовая длина для 14 класса чистоты составляет l , равную

0.08 мм), которое рассчитывается из соотношения $S_m = \frac{l_i}{10K_u N}$, здесь N – число максимумов на базовой длине, l_i и K_u – длина обрабатываемого участка профилограммы и коэффициент увеличения профилометра. Как видно из расшифровок профилограмм (см. рис. 2), значение среднего шага неоднородностей составляет $\sim (2 - 3,4) \cdot 10^{-6}$ м, что соответствует добротности мениска на уровне $Q = (2 - 10) \cdot 10^6$.

Изготовление ножек состояло из предварительной вырезки (формообразования), шлифовки и полировки. Для шлифовки и полировки в целях увеличения производительности применялся сепараторный метод обработки. Шлифовка производилась на металлических сепараторах, а полировка – на органических. При этом некруглость и конусность не превышали $0.1 \cdot 10^{-6}$ м. Для обеспечения биений $\leq 0.5 \times 10^{-6}$ м сферической поверхности ножки относительно базовой боковой поверхности обработку проводили на приспособлении, которое имело необходимый радиус и диаметр в 4 раза больше. Контроль биений осуществлялся с помощью оптиметра при опоре на боковую поверхность цилиндра в паспортизованной 90° призме.

Другой важнейшей причиной погрешностей ВТГ являются технологические дефекты резонатора, такие как разнотолщинность мениска, эксцентричность, заклон оси мениска относительно оси ножки. Эти дефекты, кроме разнотолщинности, связаны с точностью сборки резонаторов и определяются погрешностью технологических приспособлений, применяемых для сборки, и погрешностью методов контроля сборки. В связи с этим перед окончательной сборкой резонатора осуществлялся контроль геометрических и динамических параметров элементов резонатора. Контроль динамических параметров мениска производился по методике контроля резонатора. При этом мениск закреплялся в специальных фторопластовых держателях, фиксирующих его положение относительно корпуса. Динамические параметры ножки оценивались по результатам ее пьезоэлектрического возбуждения.

В таблице приведены основные параметры изготовленных элементов резонатора.

Параметры	Величина
Диаметр мениска, м	30×10^{-3}
Разнотолщинность, м	0.5×10^{-6}
Несферичность мениска, интерф.полосы	2
Частота колебаний моды $n=2$, Гц	5500 – 5600
Добротность	$(2 - 3) \cdot 10^5$
Разночастотность, Гц	0.05 – 0.1
Частота колебаний моды $n=3$, Гц	14000 – 14200
Добротность	$(3 - 5) \cdot 10^6$
Разночастотность, Гц	0.05 – 0.1
Частота колебаний моды $n=4$, Гц	24900 – 25200
Добротность	$(2 - 3) \cdot 10^6$
Разночастотность, Гц	0.1 – 0.4
Частота изгибных колебаний ножки, Гц	3750

Как следует из анализа уравнения динамики неидеального симметричного мениска [8], для второй формы колебаний ($n = 2$) первые три гармоники дефекта резонатора приводят к движению центра масс, в результате чего часть энергии колебаний передается на ножку и рассеивается из-за демпфирования. Причем движение центра масс неидеального полусферического мениска наиболее существенно сказывается на второй форме колебаний. Это подтверждается и экспериментальными результатами: добротность третьей формы коле-

баний оказалась выше, чем второй, из-за меньшего влияния колебания центра масс несбалансированного резонатора.

Выводы

Изготовленные элементы составного резонатора обладают потенциально высокой добротностью, превышающей полученную в эксперименте вследствие потерь в устройстве крепления мениска.

Полученные параметры разночастотности менисков, несмотря на их достаточно большой разброс от мениска к мениску, обусловленный в основном методом крепления, подтверждают технологичность изготовления элементов резонатора, основанную на технологии сферической оптики, и демонстрируют их высокую потенциальную точность.

Предварительные исследования динамических параметров менисков показывают, что третья мода колебаний является менее чувствительной к способам его крепления. Этот факт требует детального исследования.

*Работа выполнялась в рамках проекта № 558
Украинского научно-технологического центра.*

ЛИТЕРАТУРА

1. **Вовк В.В.** Способ соединения элементов резонатора / А.С. СССР №1577192 от 12.04.1991, G 01 C 25/00.
2. **Яценко Ю. А., Петренко С.Ф., Чиковани В.В., Вовк В.В.** Сравнительные исследования конструктивных особенностей резонаторов вибрационных гироскопов//IV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. – СПб.:ЦНИИ «Электроприбор», 1997.
3. **Яценко Ю. А., Петренко С.Ф., Чиковани В.В. и др.** Исследование влияния переходного слоя составного полусферического резонатора вибрационного гироскопа на его динамические характеристики// V Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. – СПб.:ЦНИИ «Электроприбор», 1998.
4. **Стретт Дж. В.** (Лорд Рэлей). Теория звука. Т.1. – М.:Изд. технико-теоретической литературы, 1955. – 450 с.
5. **Писаренко Г. С., Яковлев А. П., Матвеев В. В.** Справочник по сопротивлению материалов. – К.: Наукова думка, 1988. – 520 с.
6. **Фатьхова Р.К.** Контроль оптико-механических приборов. – М.: Машиностроение, 1988. – 320 с.
7. **Смагин А.Г., Ярославский М.И.** Пьезоэлектричество кварца и кварцевые резонаторы. М.: Энергия, 1970. – 345 с.
8. **Бодунов Б.П., Лопатин В.М., Лунин Б.С., Линч Д.Д., Ворос А.Р.** Недорогой полусферический резонатор для малогабаритных ВТГ-навигационных систем гражданского назначения// IV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. – СПб.:ЦНИИ «Электроприбор», 1997.

Abstract. The state-of-the-art of technological process of manufacturing of low-cost compound hemispherical resonators is presented in this paper. The compound resonator consists of hemispherical shell (meniscus) and stem, which are made separately with use of the well fulfilled technology of spherical and cylindrical optics. Manufacturing technology of compound resonator elements is described in the paper. Geometrical and dynamic characteristics of meniscus are given.

The use of highly effective technologies of optical production when manufacturing resonators hemispherical resonator gyroscopes (HRG) allows us to considerably reduce the production cost and to save, at the same time, their dynamic characteristics at a level of resonators made of one-piece of glass.

With the purpose of increasing of adaptability to manufacture and cost reduction we offer a construction of a compound resonator [1-3]. For checking the design parameters of resonator's parts during their manufacturing well worked methods and equipment are also applicable [4]. It is expected that the Q -factor of the developed

resonators will be rather high and mismatches in the Q -factor and in frequency will be rather low (Table). This is because one of the main reasons of energy dissipation in hemispherical quartz resonator are the losses in a surface layer [3,5], and in the compound resonator a level of a surface roughness about 0.032 microns can be achieved (Fig.2).

Other major reason of HRG error is the technological defects of a resonator. Due to application of accurate methods of checking of geometric parameters of resonator's parts it is possible to considerably reduce a technological defects during manufacturing, which influence on mismatches in Q -factor and in natural frequency (due to checking of such parameters as difference in thickness of a resonator, eccentricity, tilt of a resonator stem axis etc.).

The dynamic model of a resonator, taking into account its stem and rigidity of connection stem and hemisphere is considered in this work. The analysis of a loss function and relative Q -factor is given, that will allow us to qualitatively evaluate various designs of resonators, and also resonators made of various materials, to define conditions for optimization of the stem parameters, to define the influence of a rigidity of its fixing.

Experimental investigation results of dynamic characteristics of various resonator's design and also made of various materials are analyzed.

The work was executed within the framework of the project 558 of Science and Technology Center in Ukraine (STCU).

◆ СТРАНИЦЫ ИСТОРИИ ◆

УДК 621.395.664

С.А.ШЕСТОВ, С.В.МОКРЫШЕВ

**РАЗВИТИЕ НАЗЕМНЫХ ГИРОКОМПАСОВ,
ПОСТРОЕННЫХ НА ОСНОВЕ ГИРОТАХОМЕТРОВ**

По материалам открытой отечественной и зарубежной печати составлен историко-аналитический обзор развития гирокомпасов (ГК), построенных на основе гиротахометров (ГТ). Систематизирован объем знаний по таким ГК. Проведен анализ различных схем построения ГК и их сравнение по критериям: точности, быстродействия, помехозащищенности и сложности реализации. Приведены технические характеристики некоторых образцов ГК, построенных на основе ГТ.

**Геометрические схемы построения гирокомпасов
на основе гиротахометров**

Родоначальником этой ветви гирокомпасов (ГК) следует считать Л.Фуко, который еще в 1852 г. доказал возможность определения направления на север с помощью изобретенного им прибора – гироскопа, если последний лишить одной степени свободы, а именно возможности поворота ротора вокруг оси внутреннего кольца карданова подвеса. Получившийся гироскоп с двумя степенями свободы (рис. 1) приобрел замечательное свойство - совмещать ось собственного вращения ротора с вектором горизонтальной составляющей скорости вращения Земли ($U \cos \varphi$), направленным по касательной к меридиану в сторону Северного полюса. Такой прибор позднее был назван гирокомпасом Фуко.

Уравнение движения подвижного узла (ПУ) ГК Фуко вокруг оси Oz (т.е. математическая модель ГК Фуко) в первом приближении имеет вид

$$-J_z \ddot{\alpha}^{\text{пу}} - D_z \dot{\alpha} - H \omega_x^{\text{пу}} + M_z = 0, \quad (1)$$

где J_z – момент инерции ПУ относительно его оси Oz ; D_z – коэффициент демпфирования колебаний ПУ; H – кинетический момент гиromотора, M_z – уводящий момент, действующий вокруг оси Oz ; α – угол поворота ПУ отно-

Шестов Станислав Алексеевич (1934). Доктор технических наук, профессор кафедры «Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Москва). Действительный член Академии навигации и управления движением

Мокрышев Сергей Владимирович (1973). Аспирант кафедры «Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации» МГТУ им. Н.Э. Баумана.

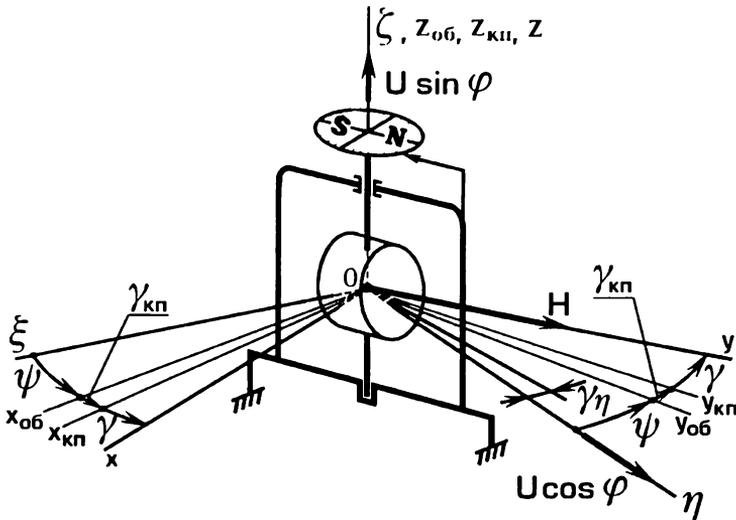


Рис. 1. Схема гирокомпаса Фучо

Математические выражения $\omega_x^{пу}$ и $\omega_z^{пу}$, а следовательно и математическая модель ГК, зависят от постановки задачи и принимаемых допущений. Чтобы показать причины основных погрешностей и трудности, с которыми столкнулись разработчики ГК Фучо, поставим задачу следующим образом. Пусть оси системы координат (СК), связанной с корпусом объекта $Ox_{об}Oy_{об}Oz_{об}$ (на котором установлен ГК Фучо), отклонены от осей опорной географической СК $O\xi\eta\zeta$ на угол курса ψ и малые углы тангажа ϑ и крена α .

Оси, связанные с корпусом прибора $Ox_{кп}Oy_{кп}Oz_{кп}$, в результате технологической неточности его установки на корпусе объекта, сдвинуты в почти горизонтальной плоскости относительно осей объекта на малый угол $\gamma_{кп}$. Относительно корпуса прибора его ПУ может поворачиваться на угол γ (рис. 2).

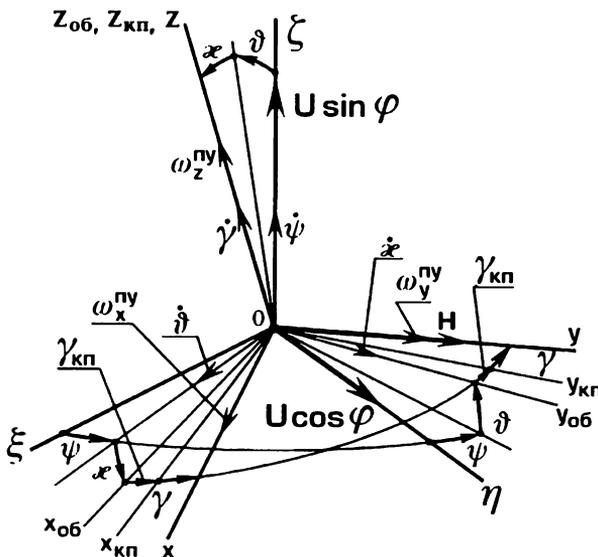


Рис. 2. Системы координат

Считаем также, что объект не имеет поступательного движения относительно поверхности Земли, но может испытывать одиночные сотрясения, вызывающие угловые скорости $\dot{\psi}, \dot{\vartheta}, \dot{\alpha}$ и угловые ускорения $\ddot{\psi}, \ddot{\vartheta}, \ddot{\alpha}$.

Считая углы $\vartheta, \alpha, \gamma_{\text{кп}}, \gamma$ малыми и пренебрегая величинами второго и более высоких порядков малости, на основании рис. 2 получаем:

$$\begin{aligned} \omega_x^{\text{пу}} &= \omega_{\eta} \sin(\psi + \gamma_{\text{кп}} + \gamma) + \dot{\vartheta} - \alpha(\omega_{\zeta} + \dot{\psi}) + (\gamma_{\text{кп}} + \gamma) \dot{\alpha}; \\ \omega_y^{\text{пу}} &= \omega_{\eta} \cos(\psi + \gamma_{\text{кп}} + \gamma) + \dot{\alpha} + \vartheta(\omega_{\zeta} + \dot{\psi}) - (\gamma_{\text{кп}} + \gamma) \dot{\vartheta}; \\ \omega_z^{\text{пу}} &= \omega_{\eta} (\alpha \sin \psi - \vartheta \cos \psi) + \omega_{\zeta} + \dot{\psi} + \dot{\gamma}, \end{aligned} \quad (2)$$

где $\omega_{\eta} = U \cos \varphi$; $\omega_{\zeta} = U \sin \varphi$; U – скорость вращения Земли; φ – широта места установки ГК Фуко.

Предположим, что объект неподвижен относительно поверхности Земли ($\dot{\psi} = \dot{\vartheta} = \dot{\alpha} = 0$; $\ddot{\psi} = \ddot{\vartheta} = \ddot{\alpha} = 0$), а углы $\vartheta = \alpha = \gamma_{\text{кп}} = 0$. Тогда, подставляя (2) в (1), будем иметь

$$J_z \ddot{\gamma} + D_z \dot{\gamma} + H \omega_{\eta} \sin(\psi + \gamma) = M_z. \quad (3)$$

Если предположить, что $M_z = 0$, и при этом условии найти установившееся положение ПУ, характеризуемое углом γ^* , то окажется

$$H \omega_{\eta} \sin(\psi + \gamma^*) = 0, \quad \gamma^* = -\psi. \quad (4)$$

Из уравнения (4) и рис. 2 следует: в установившемся положении продольная ось ротора (вектор H) совпадает с вектором $U \cos \varphi$, направленным на Северный полюс Земли. Следовательно, в идеальном случае по шкале прибора может быть отсчитан точный курс объекта, т.е. ГК Фуко не имеет методических погрешностей.

Поскольку значение D_z обычно не велико, то из уравнения (3) следует, что ПУ ГК Фуко, будучи выведен из положения равновесия, вновь приходит к нему, совершая затухающие колебания с периодом, близким к периоду T незатухающих колебаний

$$T \approx 2\pi \sqrt{\frac{J_z}{HU \cos \varphi}}.$$

Обычно период колебаний ПУ ГК Фуко составляет единицы минут.

В последней трети XIX века начались попытки практического использования этого «компаса без магнита», в частности в 1865 г. Ж. Труве попытался применить ГК Фуко на морском судне [1]. Однако все попытки окончились неудачей. Покажем причины этого. Подставляя (2) в (1), получаем

$$\begin{aligned} J_z \ddot{\gamma} + D_z \dot{\gamma} + H \omega_{\eta} \sin(\psi + \gamma_{\text{кп}} + \gamma) &= M_z + H \alpha (\omega_{\zeta} + \dot{\psi}) - H \dot{\alpha} (\gamma_{\text{кп}} + \gamma) - \\ - H \dot{\vartheta} - J_z \ddot{\psi} - J_z \omega_{\eta} [\alpha \sin \psi - \dot{\vartheta} \cos \psi + \dot{\psi} (\alpha \cos \psi + \vartheta \sin \psi)]. \end{aligned} \quad (5)$$

В правой части уравнения (5) стоят возмущающие моменты, зависящие от угловых скоростей $\dot{\psi}, \dot{\vartheta}, \dot{\alpha}$ качки корабля. Любая из этих угловых скоростей на практике много больше «полезной» угловой скорости $U \cos \varphi$. Поэтому ПУ ГК Фуко, «отзываясь» по координате γ , прежде всего, на возмущающие моменты, находился в постоянных хаотических колебаниях, что не позволяло снимать с него показания. Стало ясно: ГК Фуко может быть использован только на неподвижном относительно Земли основании. Высокую чувстви-

тельность ГК Фуко к угловым скоростям колебаний его корпуса позднее стали называть низкой помехозащищенностью прибора.

Активно развивавшаяся в начале XX века военная и гражданская техника выдвигала множество задач по азимутальной ориентации неподвижных относительно Земли объектов. Для решения таких задач могли быть применены ГК Фуко, поэтому работы по их созданию продолжались. Были установлены причины основных погрешностей ГК Фуко.

При рассмотрении инструментальных погрешностей ГК Фуко удобно представить координату γ как $\gamma = \gamma^* + \gamma_\eta$, где γ_η - погрешность ГК Фуко, т.е. малый угол отклонения ПУ от оси $O\eta$ (см. рис. 1). Для определения только инструментальных погрешностей предположим, что $\dot{\psi} = \dot{\vartheta} = \dot{\alpha} = 0$, $\ddot{\psi} = 0$, но углы ϑ , α и $\gamma_{кп}$ не равны нулю. Тогда, используя выражение (2) и введенную координату γ_η , уравнение (1) приведем к виду

$$J_z \ddot{\gamma}_\eta + D_z \dot{\gamma}_\eta + H \omega_\eta [\sin(\gamma_{кп} + \gamma_\eta) - \alpha \operatorname{tg} \varphi] = M_z. \quad (6)$$

Для установившегося положения ПУ получим математическую модель погрешностей γ_η ГК Фуко

$$\gamma_\eta = \gamma_\eta^M + \gamma_\eta^H + \gamma_\eta^C, \quad (7)$$

где $\gamma_\eta^M = M_z (H \omega_\eta)^{-1}$ - погрешность, определяемая уводящим моментом, действующим вокруг выходной оси прибора Oz ; следуя традиции, идущей от первых отечественных исследователей магнитных компасов, назовем ее погрешностью застоя; $\gamma_\eta^H = \alpha \operatorname{tg} \varphi$ - погрешность наклона, определяемая углом отклонения α входной оси прибора от плоскости горизонта; $\gamma_\eta^C = -\gamma_{кп}$ - погрешность сдвига, определяемая в начальном положении несовпадением в азимутальной плоскости соответствующих осей узлов прибора (корпуса, шкалы и других) с продольной осью объекта.

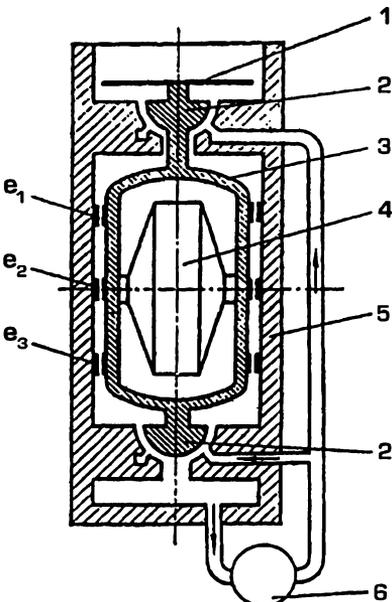


Рис. 3. Схема наземного гирокомпаза Landkompaß

Итак, уже в начале XX века были сформулированы технические задачи, которые нужно решить для создания удовлетворительно работающего ГК Фуко: как повысить помехозащищенность прибора; как снизить погрешности застоя, наклона, сдвига. Эти задачи до конца не решены и в настоящее время, хотя прогресс в их решении несомненно есть.

Первое упоминание о разработке ГК Фуко для целей топографии относится к 1912 году и связано с именем М. Шулера - одного из разработчиков знаменитого морского ГК «Аншютц». В лабораторных условиях погрешность опытного образца ГК Фуко составляла 20 угл. с. Однако прибор не был внедрен в практику из-за сложности его эксплуатации [2].

В 1944 году немецкая фирма Kreiselergeräte создает ГК Фуко под названием Landkompaß - наземный компас. Название ГК оказалось

удачным и в дальнейшем стало широко использоваться. Принципиальная схема наземного ГК широко известна (рис. 3).

Подвижный узел 3, содержащий гиromотор 4, шкалу 1 и полусферические опоры 2, помещен в корпус 5. Для снижения погрешности застоя разработчики ГК применили гидродинамический подвес ПУ, работавший от компрессора 6. Электроэнергия к трехфазному гиromотору подводилась с помощью токоподводов e_1, e_2, e_3 . В результате удалось получить погрешность ГК порядка единиц угловых минут и период собственных колебаний ПУ вокруг выходной оси порядка 1,5 мин. В дальнейшем разработка и производство наземных ГК в ФРГ активно развивались, в чем большая заслуга О.Ролленсмана. В середине 50-х годов в ЛИТМО (Ленинград) П.А.Ильин и М.А.Сергеев провели исследования нескольких образцов ГК Фуко, ПУ которых в целях снижения погрешностей застоя имели сложные бесконтактные гидродинамические, газо- и гидростатические подвесы. Результаты этих работ опубликованы [3], однако сами приборы широкого практического применения не нашли.

В начале 50-х годов для создания наземных ГК начали использовать принцип трехстепенного маятникового ГК. Наиболее активно работы по созданию таких ГК велись в СССР и ФРГ. У первых наземных ГК этого типа ПУ имели гидростатический подвес. В дальнейшем началось производство наземных трехстепенных маятниковых ГК, ПУ которых были подвешены на струнах (конец 50-х годов) [4] и на магнитном подвесе (конец 70-х годов) [5]. Наземные ГК, использовавшие принцип трехстепенного маятникового ГК, позволяли получить высокую точность, но были сложны в устройстве и эксплуатации, имели высокую стоимость и длительное время поиска меридиана. Поэтому работы по созданию более простых, дешевых и быстродействующих ГК, использовавших идею Л.Фуко, продолжались.

Так фирма Teldix (ФРГ) в 1976 г. разработала ГК под названием NSK (Nord Suchen Kreisell) - гироскоп для поиска севера (рис. 4) [5].

По сути - это ГК Фуко, но его техническая реализация весьма совершенна. Для снижения погрешности застоя применен низкомомментный газостатический подвес ПУ 7 ГК. Внутри ПУ установлен гиromотор 6, электроэнергия к которому подводится через гибкие токоподводы 5. Цилиндр 8 с помощью следящей системы, состоящей из датчика угла 4, усилителя (на рис. 4 не показан) и исполнительного двигателя 1, следит за угловым положением ПУ 7. Для снижения погрешности наклона цилиндр 8, как маятник, подвешен в кардановом подвесе 3, обеспечивая горизонтальность входной оси ПУ 7. Показания ГК снимаются с датчика команд 2. Давление газа, необходимое для работы газостатического подвеса, создает установленный в следящем цилиндре малогабаритный компрессор 9, ось ротора которого вертикальна. Помехозащищенность при такой технической реализации ГК Фуко значительно повышается, так как маятниковая подвеска изолирует ПУ от угловых колебаний объекта; наличие следящей системы позволяет фильтровать высокочастотные колебания ПУ; ротор компрессора, создавая

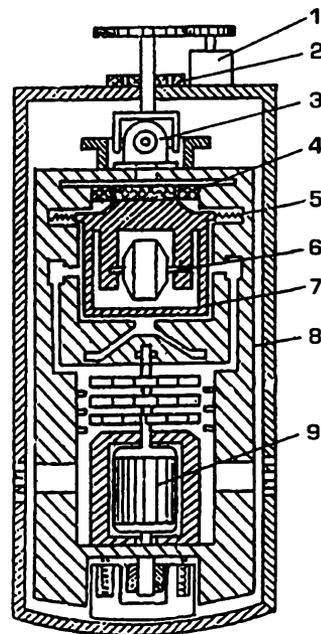


Рис. 4. Схема гироскопа NSK

гиромаятниковый эффект, повышает устойчивость маятниковой подвески ПУ ГК.

Одна из первых модификаций ГК - NSK3 - имела следующие характеристики [6]:

кинетический момент	10^{-2} Нмс
время поиска меридиана	не более 5 мин
погрешность определения угла курса	не более 30 угл. мин
габаритные размеры:	
диаметр корпуса	170 мм
высота корпуса	246 мм
масса ГК	не более 5 кг.

По утверждению фирмы Teldix ГК типа NSK применяются на наземных самоходных объектах (НСО), планерах, вертолетах, самолетах с вертикальным взлетом и посадкой [6].

В [7, 8] приводятся подробности применения ГК типа NSK на НСО. Так, например, в навигационных системах FNA-4, применяемых, в частности, на зенитных самоходных установках «Гепард» (ФРГ), корпуса ГК типа NSK40 и гиropolукомпаса (ГПК) КК40 установлены на общей жесткой раме, а их выходные угломерные устройства - датчики команд (ДК) связаны электрически. ГК NSK40 работает только на стоянках НСО, ГПК КК40 - при его движении. Перед началом движения НСО по показаниям ГК производится начальная выставка ГПК, на остановках во время марша от ГК производится коррекция показаний ГПК.

Одна из последних отечественных разработок ГК Фуко - полуавтоматический ГК типа ГИ-Е1 [9].

В конце 50-х годов началось серийное производство прецизионных двухстепенных гироскопов (ГБ), ПУ которых имели низкомоментные опоры по выходной оси - либо камневые с гидростатической разгрузкой (поплавковые гироскопы), либо трехколесные шарикоподшипники. Такие ГБ оказались очень удобными для создания на их основе наземных ГК, роторы которых, как и ГК Фуко, имели две степени свободы. Действительно: серийное производство ГБ упрощало и удешевляло производство ГК; наличие датчиков угла и момента, установленных на выходной оси ГБ, позволяло охватить ПУ отрицательной электрической обратной связью, т.е. превратить двухстепенной ГБ в измеритель угловой скорости - гироскоп (ГТ).

Прецизионный ГТ открыл широкие возможности для реализации различных схем построения наземных ГК и алгоритмов определения угла курса. Отметим, что наличие обратной связи позволило повысить помехозащищенность ГК, построенных на основе ГТ, так как появилась возможность, увеличивая коэффициент усиления усилителя обратной связи, резко снизить период собственных колебаний ПУ и тем самым обеспечить возможность фильтрации высокочастотных составляющих выходного сигнала ГТ, обусловленных одиночными возмущающими воздействиями.

Одной из первых реализаций ГК, построенных на основе ГТ, является гироскоп ПИМ - прецизионный индикатор меридиана (Англия, 1962 г.) [4], изображенный на рис.5, где ПУ 4 с установленным внутри него гироскопом 5 охвачен электрической обратной связью, включающей датчик угла 10, усилитель 9 и датчик момента 7. Выходной сигнал ГТ U_r снимается с резистора 8 и в данном случае подается на вольтметр. Для снижения погрешности наклона ГК предусмотрены винты 11, с помощью которых ось 2, корпус 3 и вы-

ходная ось 6 ГТ выставляются в вертикальное положение, а входная ось прибора - в горизонтальное. Установив с помощью ГК направление на север, с помощью теодолита 1 определяют направление на ориентир и по шкале 12 находят угол азимута ориентира.

Математическая модель ГК на ГТ получается из уравнения (3), если его левую часть дополнить моментом $M_{\text{дм}} = -K_{\text{дм}} R^{-1} U_{\Gamma}$, создаваемым датчиком момента

$$J_z \ddot{\gamma} + D_z \dot{\gamma} + H \omega_{\eta} \sin(\psi + \gamma) - K_{\text{дм}} R^{-1} U_{\Gamma} = M_z, \quad (8)$$

где $K_{\text{дм}}$ - передаточный коэффициент датчика момента по току управления; R - сопротивление резистора 8.

Для установившегося положения ПУ ГТ имеем

$$U_{\Gamma} = R K_{\text{дм}}^{-1} H \omega_{\eta} \sin(\psi + \gamma) - R K_{\text{дм}}^{-1} M_z. \quad (9)$$

Из уравнения (9) следует, что выходной сигнал ГТ U_{Γ} содержит информацию о величине и направлении угла курса ψ . Член $R K_{\text{дм}}^{-1} M_z$ есть погрешность застоя ГК на ГТ. Угол γ есть методическая погрешность ГК на ГТ, обусловленная статической погрешностью следящей системы, выполненной в виде электрической обратной связи. Методическая погрешность γ может быть учтена в показаниях ГК, но обычно ее сводят до пренебрежимо малых величин, увеличивая коэффициент усиления усилителя 9.

Методика определения направления на север с помощью «ПИМ» предполагала наличие оператора, который, разворачивая корпус 3 ГТ на угол γ_p вокруг вертикальной оси 2, отыскивал угловое положение корпуса ГТ, при котором выходной сигнал ГТ был бы максимален, т.е. вектор кинетического момента ГТ устанавливался по линии запад - восток. Зная направление этой линии уже не трудно определить направление на север. Назовем эту методику «запад-восток» («З-В»). Остроумная идея методики «З-В» основывалась на том, что максимальный направляющий момент ГК $H \omega_{\eta} \sin(\psi + \gamma + \gamma_p)$ всегда больше уводящего момента M_z и, следовательно, максимальный выходной сигнал ГТ, определяемый суммой направляющего и уводящего моментов, всегда соответствует положению вектора H , направленному по линии запад - восток. Таким образом, в методике «З-В» ни величина, ни изменение уводящего момента не влияют на точность определения линии запад - восток.

Однако дальнейшая практика показала неэффективность методики «З-В», так как определение с достаточной точностью углового положения корпуса ГТ, соответствующего действительно максимальному значению выходного сигнала, затруднительно ввиду низкой крутизны выходного сигнала в зоне углов $\psi + \gamma + \gamma_p$, близких к 90° .

Для снижения этого недостатка была предложена методика, которая получила название «равносигнальная зона» («РСЗ») [10]. Ее суть в том, что оператор, разворачивая корпус ГТ, входит в зону максимального выходного сигнала

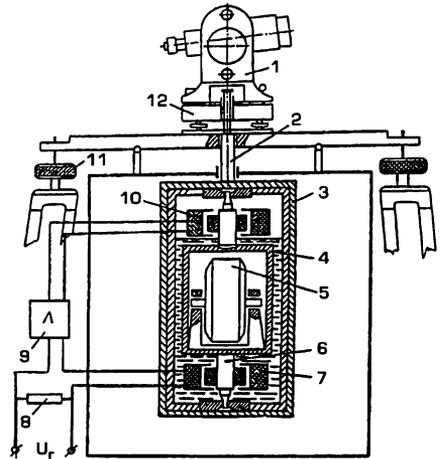


Рис. 5. Схема гироскопа ПИМ

ГТ и отыскивает в этой зоне два угловых положения корпуса ГТ, при которых выходные сигналы равны между собой по модулю, но несколько меньше максимального выходного сигнала. Это значит, что первый замер снят, не доходя линии запад - восток, а второй после перехода этой линии. Поэтому половина угла, заключенного между положениями корпуса ГТ, которым соответствуют равные значения выходного сигнала, может быть использована как поправка для более точного определения направления запад - восток. Методика «РСЗ» позволяет достаточно точно определять направление на север, но требует работы оператора.

В конце 60-х годов системы ориентации и навигации начинают широко внедряться на наземных, подземных, подводных самоходных объектах как военного, так и гражданского назначения. Специфические задачи ориентации возникают при бурении и эксплуатации нефтяных, газовых, геофизических скважин. Малогабаритные и быстродействующие ГК на ГТ рассматриваются как перспективные для решения задач начальной азимутальной ориентации гироскопов и гироскопов. Однако теперь к ГК на ГТ предъявляется еще одно требование - они должны работать автоматически.

С конца 60-х годов в СССР и за рубежом разворачиваются работы по исследованию и созданию ГК на ГТ. В СССР разработка таких ГК велась в крупнейших научно-производственных объединениях: НПО автоматики и приборостроения, НПО прикладной механики, ВНИИ «Сигнал», ЦНИИ автоматики и гидравлики, НИИ импульсной техники, НПО «Завод «Арсенал»» и других. В содружестве с промышленными предприятиями разработка ГК на ГТ велась и в МГТУ им. Н.Э. Баумана [11].

За рубежом наиболее активно разработку ГК на ГТ вели западногерманские фирмы Teldix и Bodenseewerk Gerätetechnik и американская фирма «Vendix», хотя, судя по патентам, разработкой ГК на ГТ занимались фирмы Англии, Франции, Швейцарии, Японии.

В начале 70-х годов появляются многочисленные публикации по теме ГК на ГТ - статьи, авторские свидетельства, патенты, в которых предлагаются всевозможные схемы построения и алгоритмы работы ГК на ГТ. К настоящему времени остались только те схемы и алгоритмы, которые доказали свою практическую пригодность. Попытаемся систематизировать известные положительные результаты.

Схемы построения ГК на ГТ можно разделить на две группы: геометрические и аналитические.

Примером ГК, построенного по геометрической схеме, может служить ГК NSK (см. рис. 4), если на выходной оси его ПУ 7 установить датчик момента и замкнуть обратную связь (как в ПИМ). В этом случае сигнал U_T на исполнительный двигатель 1 следует подавать не с датчика угла 4, а с резистора, установленного в цепи обратной связи. Исполнительный двигатель 1 будет поворачивать корпус ГТ (цилиндр 8) вокруг вертикальной оси до тех пор, пока не прекратится сигнал, снимаемый с резистора. Это наступит только в том случае, если ось собственного вращения ротора гироскопа b (вектор H ГТ) установится в плоскости меридиана.

В такой простейшей реализации ГК, построенный по геометрической схеме, имеет существенные недостатки. Первый из них - низкая помехозащищенность ГК в его положении равновесия, так как в этом случае вектор H ГТ располагается вблизи плоскости меридиана и направляющий момент мал. В результате даже слабые возмущающие воздействия выводят ПУ ГК из по-

ложения равновесия, в которые он возвращается после нескольких периодов колебаний.

Второй недостаток связан с сильным влиянием на характер движения ПУ ГК проекции угловой скорости приведения корпуса ГТ на его входную ось. Эта проекция появляется, если по причине технологических несовершенств ось приведения корпуса ГТ и его входная ось окажутся неортогональными. В зависимости от соотношения направлений вектора H и угла неортогональности может либо резко возрасти тормозной демпфирующий момент в процессе приведения корпуса ГТ, либо наступить явление «захвата гироскопа», проявляющееся в виде нарастающих амплитуд качаний корпуса ГТ около плоскости меридиана, переходящих в непрерывное вращение корпуса ГТ с нарастающей угловой скоростью [12].

Первые два недостатка практически устраняются, а погрешность ГК несколько снижается, если для приведения корпуса ГТ использовать принцип временного разделения процессов измерения сигнала ГТ и приведения его корпуса [13].

В начале 80-х годов в МГТУ им. Н.Э.Баумана с использованием принципа временного разделения был построен и испытан образец ГК на основе поплавкового гироскопа с большим (0,7 Нмс) кинетическим моментом. Дополненный рядом логических устройств, ГК обеспечивал время поиска меридиана не более 4 мин даже при максимальных ($\approx 180^\circ$) начальных углах отклонения вектора H от направления на север. Практически полная помехозащищенность показаний ГК обеспечивалась отключением системы приведения корпуса ГТ после достижения ПУ ГК положения равновесия.

Стабильность приведения ПУ ГК в положение равновесия в одном запуске составляла не более 2 угл. мин, а в различных запусках - не превышала 6 угл. мин. Объяснялось это известным для прецизионных ГБ явлением - изменением величин уводящих моментов от запуска к запуску ГБ. Дальнейшего совершенствования и практического применения этот ГК не получил из-за отказа в поставках поплавкового ГБ.

Математические модели погрешностей ГК, построенных по различным геометрическим схемам, кроме классических погрешностей застоя, наклона и сдвига, имеют специфические составляющие, наиболее существенные из которых - составляющая, определяемая моментом сопротивления опор оси приведения корпуса ГТ, и погрешность работы ДК, применяемого для съема информации с ГК [12].

Существенным недостатком геометрических схем ГК является сложность снижения погрешности, вызванной уводящим моментом, изменяющимся от запуска к запуску ГТ.

Аналитические схемы построения гирокомпасов на основе гиротактометров

С середины 70-х годов началась разработка и исследование аналитических схем построения ГК на ГТ. В них не требовалась материализация направления на север (как в геометрических схемах), а информация об угле курса ψ получалась в результате выполнения по соответствующим методикам и алгоритмам вычислительных операций с помощью вычислительного устройства (ВУ).

В простейшем случае угол курса ψ может быть определен решением уравнения (9), которое, пренебрегая углом γ , запишем в виде

$$\sin \psi = \frac{K_{\text{дм}} U_{\Gamma}}{R H \omega_{\eta}} + \frac{M_z}{H \omega_{\eta}}. \quad (10)$$

Решая уравнение (10), получаем

$$\psi_1 = \arcsin \left(\frac{K_{\text{дм}} U_{\Gamma}}{R H \omega_{\eta}} + \frac{M_z}{H \omega_{\eta}} \right), \quad \psi_2 = 180^{\circ} - \psi_1. \quad (11)$$

Из выражения (11) следует, что простейшая методика малопригодна для практики в основном по двум причинам. Первая – получено два значения угла ψ , и нужна дополнительная информация, чтобы определить, которое из них истинное. Вторая – в прецизионных ГБ постоянная составляющая уводящего момента M_z достаточно велика ($M_z H^{-1} \approx 0,5 \dots 2$ град/ч), что соответствует погрешности застоя на средних широтах порядка $3 \dots 8^{\circ}$. Необходима компенсация погрешности застоя. Причем, компенсация должна проводиться в каждом запуске ГК, чтобы снизить составляющую погрешности застоя, определяемую нестабильностью момента M_z от запуска к запуску.

Для снижения указанных недостатков была предложена методика «север – юг» («С-Ю»). В числе первых исследователей этой методики были сотрудники НПО «Завод «Арсенал»» (Киев). Реализация методики «С-Ю» включает следующие операции (см. рис.5). В исходном (произвольном) положении корпуса 3 ГТ, характеризуемом азимутальным углом $\gamma_{\text{кт}}$, грубо (до 6°) определяют направление на север; разворачивают вокруг выходной оси 2 корпус ГТ на угол $\gamma_{\text{р}}$ так, чтобы вектор H , «привязанный» к нему обратной связью, был бы грубо выставлен на север; в этом положении измеряют и запоминают величину выходного сигнала $U_{\Gamma}^{\text{с}}$; разворачивают корпус 3 ГТ на 180° ; в этом положении вектор H направлен примерно на юг; измеряют и запоминают величину выходного сигнала ГТ в этом положении – $U_{\Gamma}^{\text{ю}}$; определяют разность выходных сигналов $U_{\Gamma}^{\text{с}} - U_{\Gamma}^{\text{ю}}$ и на ее основе вычисляют угол курса ψ объекта.

Для неподвижного относительно Земли основания и установившегося положения ПУ ГТ математическая модель методики «С-Ю» имеет вид:

$$\begin{aligned} U_{\Gamma}^{\text{с}} &= R K_{\text{дм}}^{-1} (H \omega_x^{\text{с}} - M_z^{\text{с}}); \\ U_{\Gamma}^{\text{ю}} &= R K_{\text{дм}}^{-1} (H \omega_x^{\text{ю}} - M_z^{\text{с}} - \Delta M_z), \end{aligned} \quad (12)$$

где $M_z^{\text{с}}$ – уводящий момент в положении ГТ «север»; ΔM_z – изменение момента $M_z^{\text{с}}$, вызванное разворотом ГТ; $\omega_x^{\text{с}}$, $\omega_x^{\text{ю}}$ – проекции абсолютной угловой скорости корпуса ГТ на его входную ось Ox в «северном» и «южном» положениях ГТ, равные:

$$\begin{aligned} \omega_x^{\text{с}} &= \omega_{\eta} \{ \sin(\psi + \gamma_{\text{кп}} + \gamma_{\text{кт}} - \gamma_{\text{р}}) + \text{tg} \varphi [\vartheta \sin(\gamma_{\text{кт}} - \gamma_{\text{р}}) - \text{ae} \cos(\gamma_{\text{кт}} - \gamma_{\text{р}})] \}; \\ \omega_x^{\text{ю}} &= \omega_{\eta} \{ -\sin(\psi + \gamma_{\text{кп}} + \gamma_{\text{кт}} - \gamma_{\text{р}} + \delta_{\text{ю}}) + \text{tg} \varphi [-\vartheta \sin(\gamma_{\text{кт}} - \gamma_{\text{р}} + \delta_{\text{ю}}) + \\ &\quad + \text{ae} \cos(\gamma_{\text{кт}} - \gamma_{\text{р}} + \delta_{\text{ю}})] \}, \end{aligned} \quad (13)$$

где $\delta_{\text{ю}}$ – погрешность разворота корпуса ГТ на 180° ; угол $\gamma_{\text{р}}$ подбирают так, чтобы угол $\psi + \gamma_{\text{кп}} + \gamma_{\text{кт}} - \gamma_{\text{р}} = \gamma_{\eta}$ был бы мал.

Подставляя (13) в (12) и находя разность выходных сигналов ГТ, получаем

$$U_{\Gamma}^c - U_{\Gamma}^{ю} = 2 R K_{\text{дм}}^{-1} H \omega_{\eta} \{ \sin(\psi + \gamma_{\text{кГ}} - \gamma_{\text{р}}) + (\gamma_{\text{кП}} + 0,5 \delta_{\text{ю}}) + \text{tg} \varphi [\vartheta \sin(\gamma_{\text{кГ}} - \gamma_{\text{р}}) - \varepsilon \cos(\gamma_{\text{кГ}} - \gamma_{\text{р}})] + 0,5 \Delta M_z (H \omega_{\eta})^{-1} \}. \quad (14)$$

Из (14) следует, что разность выходных сигналов ГТ содержит полезную информацию об угле курса ψ (первое слагаемое, стоящее в фигурных скобках) и погрешности его измерения - остальные три слагаемых. При этом погрешность застоя (4-е слагаемое) резко снижена ($0,5 \Delta M_z$ вместо M_z^c), а погрешность наклона (3-е слагаемое) и сдвига (2-е слагаемое) несколько изменили свою структуру, по сравнению с (7), но принципиально остались.

Существенный недостаток схемы, реализующей методику «С-Ю», состоит в необходимости точного знания масштабного коэффициента и сохранения его стабильности во время эксплуатации ГК. Пусть ГК, реализующий методику «С-Ю», не имеет погрешностей застоя, наклона и сдвига. Тогда уравнение (14) можно записать в виде

$$\sin(\psi + \gamma_{\text{кГ}} - \gamma_{\text{р}}) = K_{\text{дм}} (2 R H U \cos \varphi)^{-1} (U_{\Gamma}^c - U_{\Gamma}^{ю}). \quad (15)$$

Если считать, что все величины, входящие в правую часть равенства (15), определены с погрешностями Δ , то суммарную погрешность $\Delta\psi$ определения угла курса ψ можно оценить по формуле

$$\Delta\psi = \text{tg}(\psi + \gamma_{\text{кГ}} - \gamma_{\text{р}}) \left(\frac{\Delta K_{\text{дм}}}{K_{\text{дм}}} - \frac{\Delta R}{R} - \frac{\Delta H}{H} - \frac{\Delta U}{U} + \Delta\varphi \text{tg} \varphi + \frac{\Delta U_{\Gamma}^c}{U_{\Gamma}^c - U_{\Gamma}^{ю}} - \frac{\Delta U_{\Gamma}^{ю}}{U_{\Gamma}^c - U_{\Gamma}^{ю}} \right). \quad (16)$$

Теперь становится понятным смысл первой операции при проведении методики «С-Ю» - грубое определение направления на север, т.е. сведение к минимуму угла $\psi + \gamma_{\text{кГ}} - \gamma_{\text{р}}$. Если не вводить угол $\gamma_{\text{р}}$, то $\text{tg}(\psi + \gamma_{\text{кГ}})$ мог бы принимать очень большие значения, и любой отличный от нуля член, стоящий в правой части равенства (16), мог бы вызвать большую погрешность работы ГК. Анализируя (16), отметим также необходимость минимизации погрешностей измерения выходных сигналов ΔU_{Γ}^c и $\Delta U_{\Gamma}^{ю}$, что достигается осреднением величин выходных сигналов в течение некоторого промежутка времени и необходимость достаточно точного знания широты φ места установки ГК.

Итак, основное достоинство методики «С-Ю» - резкое снижение погрешности застоя (погрешности наклона и сдвига сохраняются). Основные недостатки:

необходимость точного знания масштабного коэффициента и сохранение его стабильности во время эксплуатации ГК;

сложность обеспечения стабильности выходных сигналов ГТ U_{Γ}^c и $U_{\Gamma}^{ю}$, так как их измерение производится при расположении вектора H ГТ вблизи плоскости меридиана, а в этом случае направляющий момент ГК мал;

для реализации методики «С-Ю» требуется трехпозиционный режим работы ГК: исходное положение корпуса ГТ; положение «север»; положение «юг».

Практика показала, что трехпозиционные режимы работы ГК плохо поддаются автоматизации, так как для осуществления точного разворота на 180° требуется применение прецизионного датчика команд, безынерционного ме-

ханизма разворота и точного арретира, в противном случае резко возрастает погрешность сдвига $\delta_{ю}$.

По мнению некоторых авторов [5, 14 и др], последний недостаток можно исключить, применив вместо разворота корпуса ГТ на 180° реверсирование вектора H . Однако это предложение является несостоятельным в основном по двум причинам: разработчики гиродвигателей не разрешают их эксплуатацию в реверсивном режиме; после реверса H резко возрастает момент ΔM_z , что связано в основном с изменением вибрационной и электродинамической составляющих уводящего момента.

Продуктивной оказалась идея использования ступенчатого изменения величины кинетического момента H [14]. Измеряя выходные сигналы ГТ при двух значениях кинетического момента H_1 и H_2 и находя их разность, получаем

$$U_{Г1}^{H1} - U_{Г1}^{H2} = R K_{дм}^{-1} [(H_1 - H_2) \omega_{x1}^{пу} + \Delta M_z^{H12}], \quad (17)$$

где ΔM_z^{H12} - изменение уводящего момента ГТ, вызванное изменением величины кинетического момента.

Чтобы иметь возможность в одном запуске изменять величину кинетического момента и свести к минимуму ΔM_z^{H12} , в середине 80-х годов в США и в СССР был создан поплавковый гироскоп, в котором были применены магнитоэлектрический частотно-управляемый гиродвигатель, газодинамические опоры ротора и магнитный подвес в опорах выходной оси ГТ. Разработка магнитного подвеса для такого типа приборов с начала 60-х годов [11, 15] велась под руководством Е.А.Никитина группой сотрудников МГТУ им. Н.Э.Баумана в содружестве с НПО автоматики и приборостроения. На основе этого поплавкового гироскопа был создан высокоточный ГК на ГТ.

Итак, методика «С-Ю» и «ступенчатое изменение кинетического момента», удовлетворительно решая задачу снижения погрешности застоя, вместе с тем не снижают погрешностей наклона и сдвига и погрешностей, обусловленных нестабильностью масштабного коэффициента. Чтобы снизить влияние нестабильности масштабного коэффициента на точность работы ГК, в 1976 году была предложена, а позднее опубликована [16] методика, которую назовем «Тангенс 1» («Т1»). Суть ее в том, что нужно иметь два замера выходного сигнала ГТ: в исходном (произвольном) положении корпуса ГТ $U_{Г1}$ и после разворота корпуса ГТ на 90° $U_{Г90}$, и составить отношение этих сигналов. Математическая модель методики «Т1» имеет вид:

$$\begin{aligned} U_{Г1} &= R K_{дм}^{-1} (H \omega_{x1}^{пу} - M_{z1}); \\ U_{Г90} &= R K_{дм}^{-1} (H \omega_{x90}^{пу} - M_{z90}). \end{aligned} \quad (18)$$

Составляя отношение выходных сигналов и раскрывая значения угловых скоростей $\omega_{x1}^{пу}$ и $\omega_{x90}^{пу}$, получаем

$$\frac{U_{Г1}}{U_{Г90}} = \frac{\sin \psi + (\gamma_{кп*} + \gamma_{кр}) \cos \psi + (\vartheta \sin \gamma_{кр} - c \cos \gamma_{кр}) \operatorname{tg} \varphi - M_{z1} (HU \cos \varphi)^{-1}}{\cos \psi - (\gamma_{кп*} + \gamma_{кр} + \delta_{90}) \sin \psi + (\vartheta \cos \gamma_{кр} + c \sin \gamma_{кр}) \operatorname{tg} \varphi - M_{z90} (HU \cos \varphi)^{-1}}, \quad (19)$$

где δ_{90} - погрешность разворота корпуса ГТ на 90° .

Если в (19) пренебречь погрешностями застоя, наклона и сдвига, то будем иметь

$$\operatorname{tg} \psi_{T1} = U_{r1} \cdot U_{r90}^{-1}; \quad \psi_{T1} = \operatorname{arctg} (U_{r1} \cdot U_{r90}^{-1}). \quad (20)$$

Из (19) и (20) следует, что методика «Т1» исключает влияние масштабного коэффициента на вычисление угла курса.

По формуле (20) угол курса может быть определен, если продольная ось объекта располагается в пределах первого квадранта. Для остальных квадрантов угол курса определяется по известным формулам тригонометрии, а расположение продольной оси объекта в каком-либо квадранте определяется по соотношению знаков выходных сигналов ГТ [16].

На основании (19) определяем математическую модель погрешностей $\Delta \psi_{T1}$ ГК, реализующего методику «Т1» [16]

$$\begin{aligned} \Delta \psi_{T1} = & \gamma_{кп} + \gamma_{кр} + \delta_{90} \sin^2 \psi + [\cos \psi (\vartheta \sin \gamma_{кр} - \alpha \cos \gamma_{кр}) - \\ & - \sin \psi (\vartheta \cos \gamma_{кр} + \alpha \sin \gamma_{кр})] \operatorname{tg} \varphi - (H \omega_{\eta})^{-1} (M_{z1} \cos \psi - M_{z90} \sin \psi). \end{aligned} \quad (21)$$

Из выражения (21) следует, что реализация методики «Т1» в общем случае не приводит к снижению погрешности застоя; погрешности сдвига и наклона также принципиально сохраняются.

Методика «Т1» реализуется при двухпозиционном режиме работы ГК: исходное положение корпуса ГТ и развернутое на 90° . Двухпозиционные режимы достаточно просто поддаются автоматизации, так как разворот корпуса ГТ на 90° может быть осуществлен исполнительным двигателем от упора до упора. Для фиксации корпуса ГТ в двух рабочих положениях он прижимается к упорам тем же двигателем, работающим в заторможенном режиме. Работа в двухпозиционном режиме - большое достоинство методики «Т1».

Методика «Т1» была использована в ГК типа ГКА1 совместной разработки МГТУ им. Н.Э. Баумана и НИИ импульсной техники. ГКА1 предназначался для применения в геофизических скважинах, его чувствительным элементом являлся поплавковый ГБ типа ГПИ5 ($H = 0,04$ Нмс), установленный в маятниковой подвеске. В 1989 г. ГКА1 прошел государственные испытания, показав следующие характеристики:

время поиска меридиана	не более 3 мин
погрешность определения угла курса	не более 30 угл. мин
габаритные размеры:	
диаметр корпуса	150 мм
высота корпуса	250 мм
масса ГК	3 кг

ГКА1 был рекомендован к серийному производству, и была выпущена первая партия 5 шт. Однако начавшийся в начале 90-х годов развал промышленности прекратил дальнейшее производство и совершенствование ГКА1.

Основной недостаток методики «Т1» - отсутствие автоматической компенсации погрешности застоя в течение одного запуска ГК. Для снижения этого недостатка В.А. Бауман в 1985 г. предложил, а в 1988 г. опубликовал [17] методику, которую назовем «Тангенс 2» («Т2»). Суть ее в том, что корпус ГТ разворачивается относительно исходного еще в два положения: на 90° и на 180° . В этих трех положениях измеряют выходные сигналы U_{r1} , U_{r90} , U_{r180} . Математическая модель методики «Т2» имеет вид:

$$\begin{aligned} U_{\Gamma 1} &= R K_{\text{ДМ}}^{-1} (H \omega_{x1}^{\text{пy}} - M_{z1}); \\ U_{\Gamma 90} &= R K_{\text{ДМ}}^{-1} (H \omega_{x90}^{\text{пy}} - M_{z90}); \\ U_{\Gamma 180} &= R K_{\text{ДМ}}^{-1} (H \omega_{x180}^{\text{пy}} - M_{z180}). \end{aligned} \quad (22)$$

На основании трех значений выходного сигнала ГТ формируется следующий алгоритм вычисления угла курса ψ :

$$\psi_{\Gamma 2} = \arctg \frac{U_{\Gamma 1} - U_{\Gamma 180}}{2U_{\Gamma 90} - U_{\Gamma 1} - U_{\Gamma 180}}. \quad (23)$$

Используя формулы (22) и (23), получаем в первом приближении следующую математическую модель погрешности $\Delta \psi_{\Gamma 2}$ ГК, реализующего методику «Т2»

$$\begin{aligned} \Delta \psi_{\Gamma 2} &= [\gamma_{\text{кп}} + \gamma_{\text{кГ}} + \frac{\delta_{90}}{2} + \frac{\delta_{180}}{4} - \frac{\delta_{180}}{4} (\sin 2\psi - \cos 2\psi)] + \\ &+ [\cos \psi (9 \sin \gamma_{\text{кГ}} - \alpha \cos \gamma_{\text{кГ}}) - \sin \psi (9 \cos \gamma_{\text{кГ}} + \alpha \sin \gamma_{\text{кГ}})] \text{tg} \varphi + \\ &+ (2 H \omega_{\eta})^{-1} [(2 \Delta M_{90} - \Delta M_{180}) \sin \psi + \Delta M_{180} \cos \psi], \end{aligned} \quad (24)$$

где δ_{180} - погрешность разворота корпуса ГТ на 180° ; ΔM_{90} и ΔM_{180} - изменения уводящих моментов M_{z90} и M_{z180} по отношению к моменту M_{z1} , вызванные изменением углового положения корпуса ГТ и временной нестабильностью уводящих моментов.

Из анализа выражений (23) и (24) следует, что методика «Т2» исключает влияние на величину погрешности нестабильности масштабного коэффициента и постоянной составляющей уводящего момента ГТ. Однако для реализации методики «Т2» требуется трехпозиционный режим работы ГК, существенные недостатки которого отмечены при описании методики «С-Ю».

С конца 80-х годов прецизионные двухстепенные ГБ начинают вытесняться динамически настраиваемыми гироскопами (ДНГ). Это связано с неоспоримыми достоинствами ДНГ: два измерительных канала, малые габаритные размеры и масса, высокая точность, серийный выпуск, приемлемая стоимость.

В середине 90-х годов появляются первые публикации об использовании ДНГ, включенного в режим ГТ, для построения наземных ГК. Так, в статье С.П.Редькина [18] описан ГК, реализующий методику «Т2», а в статье Г.В.Попова [19] описан ГК, реализующий методику «С-Ю». В обеих статьях делается вывод о перспективности применения ДНГ для создания ГК на ГТ.

В патенте С.П.Редькина [20] предлагается способ повышения точности работы ГК путем увеличения числа разворотов ГК в азимуте на фиксированные углы. Повышение точности ГК дается за счет увеличения времени поиска меридиана.

В статье [21] описана новая методика определения угла курса, в наибольшей степени использующая возможности ДНГ. Назовем ее «Тангенс 3» («Т3»).

Функционально-кинематическая схема ГК, построенного на основе ДНГ и реализующего методику «Т3», приведена на рис. 6.

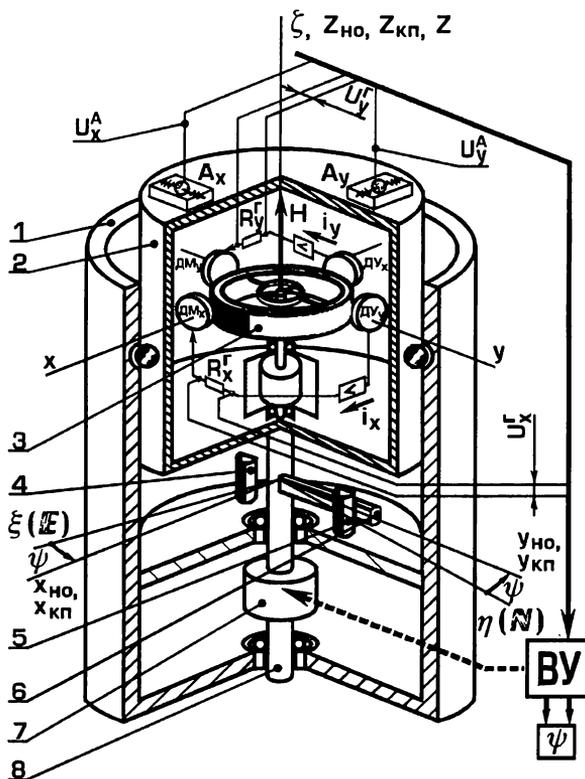


Рис. 6. Схема наземного гирокомпаса на ДНГ

ДНГ, ось вращения маховика 3 которого практически вертикальна, установлен на платформе 2, которая двигателем 7 может разворачиваться относительно корпуса прибора 1 вокруг оси 8, имеющей поводок 6, от упора 5 до упора 4 на 180°. ДНГ включен в режим ГТ, т.е. сигналы об углах отклонения маховика 3 относительно корпуса ДНГ снимаются с датчиков углов $ДУ_x$ и $ДУ_y$ и подаются соответственно на датчики моментов $ДМ_y$ и $ДМ_x$. Выходные сигналы ДНГ U_x^r и U_y^r снимаются с резисторов R_x^r и R_y^r и подаются в ВУ. Корпус 1 ГК установлен на наземном объекте (НО), продольная ось которого $Oy_{но}$ отклонена от направления на север (от оси $Oη$) на угол курса $ψ$.

Методика «ТЗ» предполагает вычисление угла курса по формуле

$$\psi_{ТЗ} = \psi_{кв} + \psi_{в} - \Delta\psi(\psi_{в}), \quad (25)$$

где $\psi_{кв}$ - угол, величина которого зависит от квадранта, в котором находится продольная ось объекта.

Угол $\psi_{в}$ находят

$$\operatorname{tg} \psi_{в} = \frac{U_{y1}^r - U_{y180}^r}{U_{x1}^r - U_{x180}^r}, \quad (26)$$

где U_{x1}^{Γ} , U_{y1}^{Γ} и U_{x180}^{Γ} , U_{y180}^{Γ} - выходные сигналы ДНГ, снятые с его каналов «х» и «у» в исходном (1) положении корпуса ДНГ и при развороте корпуса на 180° ; их математические модели имеют вид:

$$U_{x1}^{\Gamma} = \frac{R_x^{\Gamma}}{K_x^{\text{ДМ}}} (H \omega_{y1}^{\text{пу}} - M_{x1}); \quad U_{y1}^{\Gamma} = \frac{R_y^{\Gamma}}{K_y^{\text{ДМ}}} (H \omega_{x1}^{\text{пу}} + M_{y1});$$

$$U_{x180}^{\Gamma} = \frac{R_x^{\Gamma}}{K_x^{\text{ДМ}}} (H \omega_{y180}^{\text{пу}} - M_{x180}); \quad U_{y180}^{\Gamma} = \frac{R_y^{\Gamma}}{K_y^{\text{ДМ}}} (H \omega_{x180}^{\text{пу}} + M_{y180}), \quad (27)$$

где $\omega_{x,y}^{\text{пу}}$ - проекции переносной угловой скорости на оси Ox и Oy подвижного узла (ПУ), т.е. в данном случае на оси корпуса ДНГ в его исходном положении (1) и развернутом на 180° . Поскольку в общем случае параметры измерительных каналов «х» и «у» ДНГ могут быть не одинаковыми, то необходимо ввести индексы «х» и «у» у величин, относящихся к этим каналам, в частности у передаточных коэффициентов датчиков момента $K_x^{\text{ДМ}}$, $K_y^{\text{ДМ}}$ и уводящих моментов M_x , M_y .

Вычисленное по (26) значение угла курса $\psi_{\text{в}}$ содержит истинное значение угла курса ψ и погрешность его измерения $\Delta \psi (\psi_{\text{в}})$, т.е.

$$\psi_{\text{в}} = \psi + \Delta \psi (\psi_{\text{в}}), \quad \psi = \psi_{\text{в}} - \Delta \psi (\psi_{\text{в}}). \quad (28)$$

Обозначение $\Delta \psi (\psi_{\text{в}})$ подчеркивает, что в методике «ТЗ» погрешность ГК определена не традиционно - через истинное значение угла курса ψ (т.е. истинное, заранее неизвестное) [16, 17, 18 и др.], а через его вычисленное по (26) значение $\psi_{\text{в}}$ (т.е. уже известное), что позволяет использовать принцип алгоритмической компенсации погрешности.

Математическую модель погрешности $\Delta \psi (\psi_{\text{в}})$ определяют, используя выражения (26), (27), (28). Если при этом не делают упрощающих предположений, то получают следующее уравнение для определения угла $\Delta \psi$:

$$A(\psi_{\text{в}}) \sin \Delta \psi + B(\psi_{\text{в}}) \cos \Delta \psi + C(\psi_{\text{в}}) = 0, \quad (29)$$

где $A(\psi_{\text{в}})$, $B(\psi_{\text{в}})$, $C(\psi_{\text{в}})$ - сложные математические выражения, зависящие от характеристик ДНГ и ГК; широты φ и вычисленного значения угла курса $\psi_{\text{в}}$.

Точное решение уравнения (29) возможно лишь численными методами с помощью ВУ.

Если уравнение (29) решить в первом приближении, полагая в том числе $\sin \Delta \psi \approx \Delta \psi$, $\cos \Delta \psi \approx 1$, то можно получить следующий, поддающийся качественному анализу результат [21]

$$\Delta \psi (\psi_{\text{в}}) = (\gamma_{\text{КП}} + \delta_{\text{ДМ}} \sin^2 \psi_{\text{в}}) - (\vartheta \sin \psi_{\text{в}} + \alpha \cos \psi_{\text{в}}) \operatorname{tg} \varphi +$$

$$+ (2H \omega_{\eta})^{-1} (\Delta M_{x180} \sin \psi_{\text{в}} - \Delta M_{y180} \cos \psi_{\text{в}}) + \mu \sin \psi_{\text{в}} \cos \psi_{\text{в}}, \quad (30)$$

где $\delta_{\text{ДМ}}$ – угол неортогональности осей наложения моментов датчиками моментов ДМ_x и ДМ_y ; μ – коэффициент неидентичности измерительных каналов «х» и «у» ДНГ, равный $\mu = \frac{R_y^\Gamma K_x^{\text{ДМ}}}{R_x^\Gamma K_y^{\text{ДМ}}} - 1$. Параметры $\delta_{\text{ДМ}}$ и μ суть кон-

станты для каждого образца ДНГ, определяемые при его калибровке.

Из выражений (26) и (30) следует, что методика «Т3» обладает только положительными качествами методик «Т1» и «Т2», а именно:

реализация методики «Т3» требует двухпозиционного режима работы ГК, т.е. достаточно просто поддается автоматизации;

исключено влияние нестабильности масштабного коэффициента на точность работы ГК;

погрешность застоя определяется лишь изменением уводящих моментов ΔM_{x180} и ΔM_{y180} , вызванным изменением углового положения корпуса ДНГ относительно корпуса ГК и временной нестабильностью уводящих моментов в течение цикла измерений.

Проведенное компьютерное моделирование работы ГК, реализующего методику «Т3», показало, что его максимальная погрешность, определяемая в основном изменением уводящих моментов ΔM_{x180} и ΔM_{y180} , не превосходит 2 угл. мин.

Данный обзор написан на основе открытых отечественных и зарубежных материалов. Авторы понимают, что подобный обзор исчерпывающим быть не может, поэтому будут признательны специалистам, которые дополнят этот материал или аргументированно подвергнут его критике.

ЛИТЕРАТУРА

1. Развитие механики гироскопических и инерциальных систем. - М.: Наука, 1973. - 456 с.
2. История механики гироскопических систем. - М.: Наука, 1975. - 127 с.
3. Сергеев М.А. Наземные гироскопы. - М.: Машиностроение, 1969. - 211 с.
4. Торочков В.Ю. Гиротеодолиты. - М.: Недра, 1970. - 132 с.
5. Воронков Н.Н., Кутырев В.В., Ашимов Н.М. Гироскопическое ориентирование. - М.: Недра, 1980. - 296 с.
6. North Seeking Gyro Type «NSK3»//Проспект фирмы «Teldix». - 1978.
7. Трубицын А.Н., Сазыкина А.Д. Навигационные системы//Обзор № 071. ЦНИИ информации и технико-экономических исследований. - 1979. - 32 с.
8. Стрелков И.Н. Навигационные системы/Обзор//Техника и вооружение. - 1985. - № 3. - С. 21-25.
9. Буров В., Иванов Е. Полуавтоматический гироскоп ГИ-Е1//Техника и вооружение. - 1982. - № 2. - С. 18-21.
10. Иванов В.А. Метрологическое обеспечение гироскопов. - Л.: Судостроение, 1983. - 128 с.
11. Научные школы МГТУ (МВТУ) им. Н.Э. Баумана. История развития. - М.: Изд. МГТУ, 1995. - 437 с.
12. Шестов С.А. Автоматический наземный двухстепенной гироскоп//Изв. вузов. Приборостроение. - 1981. - №2. - С. 87-92.
13. Шестов С.А. Двухстепенной гироскоп//Изв. вузов. Приборостроение. - 1983. - № 5. - С. 73-78.
14. Назаров Б.И. и др. Командно-измерительные приборы. - М.: МО СССР, 1987. - 638 с.
15. Никитин Е.А., Шестов С.А. Магнитный подвес для поплавковых приборов//Изв. вузов. Приборостроение. - 1961. - №6. - С. 87-92.
16. Шестов С.А. Аналитический двухстепенной гироскоп//Изв. вузов. Приборостроение. - 1985. - №3. - С. 46-49.
17. Пельпор Д.С., Михалев И.А., Бауман В.А. и др. Гироскопические системы: Ч. II. Гироскопические приборы и системы: Учеб. для вузов/Под ред. Д.С. Пельпора. - М.: Высш. школа, 1988. - 424 с.

18. Редькин С.П. Аналитическое гироскопирование с использованием датчика угловой скорости на базе динамически настраиваемого гироскопа//I Санкт-Петербургская международная конференция по гироскопической технике. Сб. докл. - 1994. - С. 83-95.

19. Попов Г.В., Наумов А.А., Сорокин А.И. Исследование возможности построения наземного гироскопа на ДНГ по схеме ДУС//IV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. Сб. докл. - 1997. - С. 200-208.

20. Редькин С.П. Способ аналитического гироскопирования с помощью гироскопического датчика угловой скорости. Патент RU, № 2110767, кл. G 01 C 19/34, 1996.

21. Мокрышев С.В., Шестов С.А. Наземный гироскоп на основе динамически настраиваемого гироскопа//Вестник МГТУ. Сер. Приборостроение. - 1999. - № 1. - С. 85-92.

Abstract. On materials of an open domestic and foreign seal [1, 5-8, 18, 19] the historico-analytical the review of development of gyrocompasses (GC'es), constructed on the basis of gyrotachometers (GT'es) is made. Volume of knowledge on such GC'es is systematized. The analysis of the various circuits of construction (Fig. 3, 4, 5, 6) GC'es and their comparison by criteria is carried out: accuracy (7), (16), (21), (24), (29), (30), speed, protection against external influences and complexity of realization. The technical characteristics of some samples GC'es, constructed on the basis of GT'es are given.

Материал поступил 29.10.99

◆ ИНФОРМАЦИЯ ◆

**РОССИЙСКИЕ И МЕЖДУНАРОДНЫЕ
КОНФЕРЕНЦИИ, СИМПОЗИУМЫ И ВЫСТАВКИ**

Ниже приведен перечень планируемых российских и международных конференций, симпозиумов и выставок, которые могут представить интерес для читателей журнала.

Перечень составлен по информации на 1 марта 2000 г.

По мере поступления новых сведений они будут публиковаться в последующих номерах журнала.

1. 28-й международный салон изобретений, новой техники и товаров, 12-16 апреля 2000 г., Женева, Швейцария (факс: (095) 254-50-56, телетайп 112083,114802).

2. 1-я международная конференция по механотронике и робототехнике, посвященная 100-летию Д.А.Завалишина, 22-26 мая 2000 г., С.-Петербург, Россия (e-mail: salk32@aanet.ru, <http://www.MR2000.neva.ru>).

3. VII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, 29-31 мая 2000 г., С.-Петербург, Россия (197046, С.-Петербург, ул. Малая Посадская, 30, тел. (812) 238-82-10, факс (812) 232 33 76, e-mail: erbi@neva.spb.ru).

4. 5-я международная выставка-конгресс “Высокие технологии. Инновации. Инвестиции-2000” 13-16 июня 2000 г., С.-Петербург, Россия (тел.(812) 320-8092, 320-8091, факс: (812) 320-8090, e-mail: sci &ind@restec.spb.su).

5. 3-й симпозиум IFAC по проектированию робастного управления (3rd IFAC Symposium Robust Control Design), 21-23 июня 2000 г., Прага, Чехия (тел.(4202) 6605 2385, факс: (4202) 688 4554, e-mail: rocond@utia.cas.cz).

6. Симпозиум IFAC “Оптимизация и управление” (CAO 2000, IFAC Symposium Control Applications of Optimization), 3-6 июля 2000 г., С.-Петербург, Россия (тел: (812) 428 4237, факс: (812) 428-7189, e-mail: cao2000@apmath.spbu.ru).

7. VI международная многоотраслевая транспортная выставка “Транстек”, 12-15 сентября 2000 г., С.-Петербург, Россия (тел. (812) 119-5276, факс: (812) 119-5277, <http://www.setcorp.ru/transtek>).

8. Симпозиум IFAC по искусственному интеллекту в управлении в реальном масштабе времени (IFAC Symposium on Artificial Intelligence in Real Time Control), 2-4 октября 2000 г., Будапешт, Венгрия (тел.(361)3334513, факс.(361)333 9183, e-mail: rudas@zeus.banki.hu).

9. XXII научно-техническая конференция памяти Н.Н.Острякова, 25-26 октября 2000 г. (197046, С.-Петербург, ул. Малая Посадская, 30, тел. (812) 238-82-10, факс (812) 232 33 76, e-mail: erbi@neva.spb.ru).

10. 6-й симпозиум IFAC по динамике и управлению системами технологических процессов (The 6th IFAC Symposium on Dynamics and Control of Process Systems) 4-6 июня 2001 г., Корея (тел: +82-562-279-2274, факс: +82-562-279-3499, e-mail: dycops6@postech.as.kr).

РЕЦЕНЗИЯ

на монографию "Optical Gyros and their Application"
 edited by D. Loukianov, R. Rodloff, H. Sorg, B. Stieler
 (NATO Research and Technology Organization (RTO),
 1999, RTO AGARDograph 339)

В 1999 г. издательской группой Research and Technology Organization from North Atlantic Treaty Organization (RTO from NATO) была выпущена на английском языке монография "Optical Gyros and their Application" ("Лазерные гироскопы и их применение"), подготовленная к печати большой группой ведущих специалистов России, США, Франции и ФРГ.

Выход подобной книги на рубеже 2000 года отражает современные тенденции широкого практического применения и дальнейшего совершенствования лазерных и волоконно-оптических гироскопов (ЛГ и ВОГ), явившихся прямым результатом достижения фундаментальной науки, разработки новых материалов и использования критических технологий военного и гражданского применения. В свою очередь ЛГ и ВОГ стимулировали развитие бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС), определивших архитектуры интегрируемых навигационных систем ГЛОНАСС/GPS/БИНС. Все это открыло дорогу их широкому использованию для решения задач навигации и управления движением различных объектов – от миниатюрных роботов до межконтинентальных ракет, подводных лодок и прецизионных измерительных и метрологических комплексов.

В монографии, состоящей из 15 глав, можно выделить четыре основных раздела.

Первый из них, включающий главы 2 и 3, дает изложение современной теории лазерных и волоконно-оптических гироскопов, анализ их погрешностей и методы борьбы с ними. Здесь следует особо отметить главу 3, написанную широко известным специалистом F.Agranowitz, в которой последовательно изложены современная теория и результаты экспериментальных исследований кольцевых лазерных гироскопов.

Второй раздел книги (главы 4-6), посвящен анализу различных оптико-физических схем ЛГ. Специалисты американской фирмы Litton C.H.Volk, S.C. Gillespie, J.G.Mark and D.A.Tazartes в главе 4 представили достаточно полный материал по многочастотным ЛГ, позволяющим избавиться от явления захвата частоты встречно бегущих волн и получить линейную выходную характеристику. В главе 5 специалистами российского научно-исследовательского института «Полос» (Москва) В.В.Азаровой, Ю.Д. Голяевым, В.Г.Дмитриевым и др. приведены результаты их многолетней работы в области многочастотных ЛГ с непланарными резонаторами, использующими эффект Зеемана. В главе 6 представители Московского государственного технического университета им. Н.Э.Баумана Ю.В.Бакин, Г.Н.Зюзов и М.Б.Людомирский последовательно изложили интересный материал, посвященный нетрадиционной оптико-физической схеме ЛГ с призмами полного внутреннего отражения.

В третьем разделе книги, включающем главы 7-11, излагаются основные архитектуры построения волоконно-оптических гироскопов, их современная элементная база, используемые интегральные технологии и др.

В главе 7 известным французским специалистом H.C.Lefevre (Euro-FOG-Potonetics) освещены вопросы теории и принципы построения ВОГ. Большое внимание среди различных модификаций ВОГ авторы уделяют миниатюрным интегральным "all fiber" схемам, которые рассмотрены в главе 8 (G.Trommer, Lenkflugkorpersys-teme-GmbH) и главе 9 (В.Листвин, В.Логозинский и В.Соломатин, НТК «Физоптика», Москва).

Глава 10, написанная одним из ведущих специалистов ФРГ W.Auch (SFIM Industries Deutschland), содержит сведения об одно-, двух- и трехкомпонентных БИНС-модулях, разработанных на базе ВОГ для различного практического применения.

Завершается третий раздел монографии главой 11, посвященной последним достижениям в области создания прецизионных ВОГ. Здесь G.A.Sanders and B.Szafranec - сотрудники американской фирмы Honeywell - привели обширный материал по развитию теории ВОГ с деполаризацией излучения встречных волн и результаты практической разработки дешевых образцов ВОГ для инерциальных навигационных систем с точностными характеристиками от 0,01 до 0,001 град/ч и лучше. Если к этому добавить

отмечаемую авторами возможность достижения величины случайного дрейфа на уровне $0,0002$ град/ $\sqrt{ч}$ при стабильности лучше $0,0003$ град/ч, то можно уверенно говорить о научно-техническом «прорыве» волоконно-оптической гироскопии на рубеже 2000 г.

В четвертом разделе монографии (главы 12-15) излагаются вопросы специального применения оптических гироскопов для решения задач оптической гониометрии и метрологии, фундаментальных и прикладных исследований (ядерная физика, контроль профиля железнодорожных путей, деформации длинноразмерных объектов и робототехника).

Глава 12 написана совместно Ю.В.Филатовым, Д.П.Лукьяновым, П.А.Павловым, М.Н.Бурнашевым (Государственный электротехнический университет, С.-Петербург) и представителем ФРГ R.Probst (РТВ, Braunschweig). В ней излагаются принципы динамической гониометрии, реализующие эффективный режим автокомпенсации (самокалибровки), оцениваются точностные характеристики и приводятся результаты метрологических испытаний в России и ФРГ. Рассматриваются возможности использования инерциальных технологий для динамической калибровки объектов, совершающих сложное угловое движение.

В главе 13 показана эффективность использования ZUPT-методики и дифференциальных технологий измерения (DIME) для калибровки масштабного коэффициента и дрейфа нуля ЛГ и ВОГ применительно к задачам робототехники.

Глава 14 посвящена вопросам использования ЛГ в путеизмерительных задачах на железнодорожном транспорте. Здесь авторы Д.П.Лукьянов, А.В.Мочалов (Государственный электротехнический университет, С.-Петербург) и M.Rechel (Центр исследования железных дорог, г.Минден, ФРГ) представили результаты теоретических и экспериментальных исследований специальной аппаратуры на линиях Санкт-Петербургского метрополитена.

В главе 15 А.В.Мочаловым рассмотрены вопросы использования трехосных блоков БИНС на ЛГ для определения деформаций длинноразмерных морских объектов. Приводятся результаты моделирования, оценки погрешностей и натурных испытаний на гидрографическом судне в Балтийском море.

Заканчивая рецензию, хотелось бы отметить, что научная общественность России, Украины и зарубежные специалисты были предварительно информированы через журналы «Гироскопия и навигация» № 2 (21), 1998, «Приборостроение» № 1, 2, 1998, Академию навигации и управления движением, международные конференции и симпозиумы о подготовке и публикации монографии “Optical Gyros and their Application” и имели возможность заказать безвозмездно необходимое количество экземпляров книги без каких-либо ограничений. К чести редакторов книги и ее издателей следует отметить, что все заявки были выполнены.

Помимо распределения монографии по заявкам заинтересованных организаций национальные центры распределения в Бельгии, Канаде, Франции, Германии и других странах (всего 16 стран) получили через RTO NATO необходимое количество экземпляров книги.

Выход в свет монографии “Optical Gyros and their Application” позволит читателю составить объективное представление о современном состоянии и перспективах развития оптической гироскопии в ведущих промышленно развитых странах. Она будет, несомненно, полезной сотрудникам научно-исследовательских организаций, преподавателям, аспирантам и студентам высших учебных заведений.

Д.т.н. проф. А.А.Корниенко

РЕЦЕНЗИЯ
на монографию **М.С.Финкельштейна**
«Модели случайных точечных процессов
в задачах анализа надежности и безопасности»
(СПб: ГНЦ РФ – ЦНИИ «Электроприбор», 1999. – 176 с.)

В настоящее время существует довольно большое количество подходов к решению практических задач оценки надежности и безопасности технических систем. Большинство из них в той или иной форме используют предположение о марковости случайных процессов (или величин), описывающих функционирование этих систем. В то же время реальное функционирование многих объектов не вкладывается в достаточно жесткие рамки марковского подхода.

Одним из путей решения указанной проблемы является рассмотрение более общих случайных процессов. Удобным аппаратом для этого может служить теория случайных точечных процессов.

Монография М.С. Финкельштейна «Модели случайных точечных процессов в задачах анализа надежности и безопасности» посвящена описанию ряда вероятностных моделей функционирования технических систем, использующих теорию случайных точечных процессов как основной математический аппарат.

В этой книге наряду с хорошо известными, классическими результатами приводятся результаты оригинальных исследований автора за последние 10 лет.

Первая глава монографии содержит краткие сведения об основных точечных случайных процессах. Приведены также простейшие примеры применения точечных случайных процессов к анализу ряда простых задач оценки надежности и безопасности.

Вторая глава посвящена теории одномерных и многомерных обрывающихся случайных процессов. Главное внимание здесь уделяется различным приложениям, основным из которых является задача об оценке вероятности прохождения судном заданного маршрута в условиях импульсных воздействий. В качестве таких воздействий выступают препятствия с фиксированными (мели) или движущимися (другие суда) координатами. В этой главе рассматривается разработанный автором оригинальный метод построения интенсивности отказов в многомерном случае при помощи сведения его к одномерному.

В третьей главе автор наряду с кратким описанием существующих методов оценки надежности программного обеспечения предлагает новый метод, использующий случайные процессы типа восстановления для моделирования последовательности стохастически убывающих случайных величин.

Две последние главы посвящены разработке моделей неполного восстановления в технических системах. Здесь впервые приводится систематическое математическое изложение этого вопроса, основанное на введенном автором обобщенном процессе восстановления. М.С. Финкельштейн одновременно с украинскими и американскими исследователями описал в конце 80-х годов понятие виртуального возраста, которое помогло в дальнейшем существенно продвинуться в исследованиях теории неполного восстановления.

Представляется, что монография может быть полезна и математикам, и инженерам. Математик, по-видимому, сможет найти в ней некоторые интересные новые постановки задач, а также увидеть, как рассматриваемый математический аппарат можно применять для решения прикладных задач. Инженер найдет в монографии как решение ряда конкретных задач, так и пути решения других задач подобного класса.

Следует отметить, что основные приложения, рассмотренные Финкельштейном М.С., относятся к задачам навигации.

В заключение подчеркнем, что многие из вопросов, рассмотренные автором книги, имеют тенденцию к развитию, и таким образом данная работа М.С.Финкельштейна может служить базой для дальнейших исследований.

К.т.н. В.И.Зарудный,
к.т.н. М.Б.Розенгауз

РЕФЕРАТЫ ПУБЛИКУЕМЫХ СТАТЕЙ

УДК 621.398.694.3

Ключевые слова: интерферометрические волоконно-оптические гироскопы, микромеханические гироскопы и акселерометры, микрооптические датчики, новые технологии

Направления развития инерциальных датчиков. *Н.Бабур, Дж.Шмидт.* - Гироскопия и навигация.- 2000.- № 1.-С.3-15.

Дается обзор использования инерциальных датчиков в настоящее время, и намечаются перспективы их развития и применения в ближайшем и отдаленном будущем. Обсуждаются текущие направления развития инерциальных датчиков, а именно: интерферометрических волоконно-оптических гироскопов, микромеханических гироскопов и акселерометров, микрооптических датчиков. Предполагается заменить системами с микромеханическими датчиками и улучшенными волоконно-оптическими гироскопами многие современные системы, использующие кольцевые лазерные гироскопы или механические датчики. Успешное внедрение новых технологий стимулируется в основном их сравнительно низкой стоимостью. Даны стоимостные перспективы для систем, использующих эти новые технологии. Сочетание глобальной позиционной системы с инерциальной навигационной системой открыло возможность их использования в системах наведения и управления разнообразных объектов широкого применения, например таких, как управляемые артиллерийские снаряды. Эти новые системы требуют серийного производства датчиков очень низкой стоимости.

УДК 531.383

Ключевые слова: система инерциальная навигационная, гироскоп, карданов подвес, погрешность, калибровка, фильтр Калмана, наблюдаемость

Автоматическая калибровка списывающих устройств гироскопа карданной инерциальной навигационной системы на неуправляемых гироскопах. *Гусинский В.З., Лесючевский В.М., Столбов А.А.* - Гироскопия и навигация.- 2000.- № 1. - С.16-23.

Рассматриваются вопросы разработки алгоритма автоматической калибровки погрешностей списывания углов разворотов кардановых колец гироскопа прецизионной инерциальной навигационной системы (ИНС) на неуправляемых гироскопах. Исследование проведено на примере ИНС, использующей гироскопы с электростатическим подвесом ротора. Получены точные кинематические соотношения, связывающие указанные погрешности с погрешностями выходных данных ИНС. На основе анализа этих соотношений показана возможность прямого измерения погрешностей списывания методом калмановской фильтрации. Наблюдаемость калибруемых параметров обеспечивается поворотами наружного кольца карданова подвеса. Оценка эффективности разработанного алгоритма дана по результатам стендовых испытаний ИНС.

УДК 621.396.988.6

Ключевые слова: инерциальная система, динамика объекта, оптимизация, неинвариантные алгоритмы

Неинвариантные алгоритмы обработки информации инерциальных навигационных систем. *С.П.Дмитриев, О.А.Степанов* - Гироскопия и навигация.- 2000.- № 1.- С. 24-38.

Классический подход к построению алгоритмов инерциальных навигационных систем (ИНС) различного типа основан на использовании кинематических соотношений механики для навигационных параметров (НП) (координат, скорости и углов ориентации подвижного объекта). Существенно, что НП, вырабатываемые в силу этих алгоритмов с использованием безошибочных ("идеальных") измерений, также будут безошибочными. Это и определило применяемое для них название - алгоритмы "идеальной работы". При наличии внешней информации о навигационных параметрах алгоритмы "идеальной работы" дополняются блоками, реализующими решение задачи фильтрации ошибок ИНС на фоне ошибок дополнительных навигационных средств по измерениям, сформированным путем сопоставления показаний ИНС и внешних измерителей. При линейном характере дифференциальных уравнений алгоритма "идеальной работы" описанный подход обеспечивает независимость (инвариантность) ошибок определения оцениваемых параметров (в рассматриваемом случае навигационных параметров) от их реализаций. В силу этого нередко алгоритмы, получаемые на основе этого подхода, называют инвариантными алгоритмами. Достоинства инвариантных алгоритмов заключаются в их сравнительной простоте и малой зависимости ошибок

от характера временного изменения навигационных параметров. Вместе с тем они обладают существенным недостатком, обусловленным неучетом дополнительной информации о временных свойствах НП, определяемых спецификой динамики подвижного объекта, на котором устанавливается ИНС.

В настоящей работе предлагается оптимизировать алгоритмы обработки информации в ИНС на основе привлечения дополнительной информации о динамических свойствах объекта. Отличительная особенность подхода заключается в дополнении уравнений «идеальной работы» уравнениями динамики объекта и решении задачи фильтрации для оценки навигационных параметров. Важно подчеркнуть, что получающиеся в результате алгоритмы в силу зависимости погрешностей фильтрации от динамических свойств объекта теряют свойства инвариантности, что и обосновывает используемое для них в дальнейшем название - "неинвариантные алгоритмы". Вместе с тем эти алгоритмы приобретают адаптивный характер, поскольку они подстраиваются под конкретный объект, на котором устанавливается ИНС. Оптимизация алгоритма ИНС и анализ его точности в предлагаемой работе ориентированы на бесплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС), получающие в последнее время в силу конструктивной простоты и сравнительно низкой стоимости широкое применение.

Эффективность использования предложенного подхода иллюстрируется на примере оценивания НП для морского судна по измерениям БИНС и данных спутниковой системы.

УДК 528.7

Ключевые слова: съемка гравиметрическая, зависимость точности измерений, параметры цифрового сглаживающего фильтра, оценка погрешности измерений

Опыт проведения гравиметрической съемки в условиях выполнения морских сейсмических работ. *А.В.Соколов, С.В.Усов, Л.С.Элинсон.* - Гироскопия и навигация.- 2000.- № 1.-С.39-48.

В работе анализируются результаты гравиметрической съемки, проведенной в процессе выполнения сейсмических работ в одном из районов Северного моря посредством морского гравиметрического комплекса «Чекан-А». Рассматриваются особенности построения комплекса. Исследуется зависимость точности измерений от состояния моря и параметров цифрового сглаживающего фильтра. Дается оценка погрешности измерений по данным опорных измерений и расхождению значений аномалии в свободном воздухе в пунктах пересечения галсов. Проводится сравнение гравиметрических данных с сейсмическим разрезом профиля.

УДК 550.838

Ключевые слова: магнитное поле, трехкомпонентный магнитометр, бесплатформенная инерциальная система ориентации, подвижный объект, система позиционирования, трубопровод

Алгоритмы позиционирования трассы подземного трубопровода с помощью инерциально-магнитометрической системы. *П.К.Плотников, В.Ю.Мусатов, А.И.Синев.* - Гироскопия и навигация. 2000.- № 1.-С.49-64.

Для известных по структуре устройств определения местоположения подземных ферромагнитных трубопроводов [1], [2] конкретизируется их состав в виде БИСО и тройки трехкомпонентных магнитометров, закрепленных на немагнитной части корпуса наземного подвижного объекта. Выводятся соотношения для значений напряженностей магнитного поля в точках установки магнитометров с учетом переменной расстояний от них до трубопровода и углов их ориентации. На основе этих соотношений, а также с учетом кинематических уравнений Эйлера (с введенными в них членами коррекции от акселерометров и магнитометров) функционирования БИСО построены алгоритмы работы системы позиционирования. При их анализе некоторые конечные соотношения заменены на приближенные, обладающие грубостью по отношению к вариациям параметров. Произведено математическое моделирование работы системы позиционирования при движении подвижного объекта по поверхности Земли, которое свидетельствует как о принципиальной реализуемости алгоритмов, так и о приемлемости результатов по точности позиционирования оси подземного трубопровода при наличии реальных погрешностей у элементов системы.

УДК 621.396.988.6

Ключевые слова: бескарданная инерциальная навигационная система, коническое движение, псевдоконическая ошибка, конический алгоритм, минимизация

Конических алгоритмы, учитывающие неидеальность частотной характеристики выходных сигналов гироскопов. *Дж.Марк, Д.Тазартес.* - Гироскопия и навигация.- 2000.- № 1.-С.65-77.

Ключевой характеристикой бескарданной инерциальной навигационной системы (БИНС) является ее реакция на коническое движение. Значительные усилия были затрачены на разработку сложных

алгоритмов, которые уменьшают ошибки системы, обусловленные дрейфом в условиях конического движения. Современные алгоритмы используют выходные сигналы от гироскопов в виде приращений квазиординат (интеграла от угловой скорости) для формирования корректирующих членов высокого порядка, которые уменьшают результирующие ошибки, вызванные коническим движением. Эти алгоритмы предполагают, что предварительная обработка сигналов гироскопов не искажает их частотную характеристику; и синтезированы таким образом, чтобы осуществлять коррекцию очень высокого порядка точности.

Такие методы как повышение разрешающей способности искажают частотную характеристику выходных сигналов гироскопов и, следовательно, ухудшают эффективность традиционных алгоритмов определения угловой ориентации БИНС в условиях конического движения (конических алгоритмов). Подобным образом многие гироскопы имеют неидеальные частотные характеристики и нарушают допущения, которые использовались при выводе ранее разработанных конических алгоритмов. Несоответствие между предполагаемой и фактической частотными характеристиками выходных сигналов гироскопов ведет к понижению эффективности алгоритмов в условиях конического движения, а также к возрастанию псевдоконических ошибок.

В докладе обсуждается метод вывода алгоритмов, которые точно «подогнаны» под частотную характеристику используемых гироскопов. Эти алгоритмы можно синтезировать для произвольно высокого порядка точности, и они могут также обеспечить очень резкое подавление высокочастотных составляющих, чтобы минимизировать псевдоконические ошибки. Эта работа была мотивирована желанием использовать данные зеемановских лазерных гироскопов с улучшенным разрешением для решения задачи определения угловой ориентации в БИНС, и сильное влияние на нее оказала самая последняя работа Ю.Литмановича (Россия) по алгоритмам определения угловой ориентации БИНС. Однако разработанные методы в равной мере применимы к механическим, волоконно-оптическим и другим типам гироскопов. Было проведено обширное моделирование новых алгоритмов. И сейчас мы готовы внедрить их в изделия на основе зеемановских лазерных гироскопов фирмы Litton.

УДК 531.383.001.4

Ключевые слова: динамика, гироскопы твердотельные, нелинейная геометрия оболочки, нелинейная геометрия полусферы, локальные напряжения

Влияние внутренних напряжений на динамику волновых твердотельных гироскопов. *М.Ю.Шаталов, Б.С.Лукин.* — Гироскопия и навигация.- 2000.- № 1.- С.78-87.

Внутренние напряжения являются следствием механической обработки резонатора или инерциального движения гироскопа, например, вращения. С теоретической точки зрения их анализ является сложным, потому что необходимо рассматривать нелинейную геометрию оболочки. Это также является трудным с точки зрения численного анализа с использованием методов конечных элементов из-за бесконечности различных возможностей распределения внутренних напряжений. Эта проблема влияния внутренних напряжений на динамику твердотельных волновых гироскопов исследуется аналитически. На основе анализа нелинейной геометрии полусферы в выражение энергии деформации резонатора вводятся члены, ответственные за внутренние начальные напряжения, и задача решается в линейном приближении. Рассматривается пример важного случая распределения локальных напряжений. Исследуется особый случай влияния центробежных сил на динамику вращающегося гироскопа.

УДК 531.383

Ключевые слова: волновой твердотельный гироскоп, резонатор, конструкция, добротность, цилиндрическая и сферическая оптика

Технологические аспекты создания составных полусферических резонаторов для малогабаритных волновых твердотельных гироскопов. *С.Ф.Петренко, Ю.А.Яценко, В.В.Вовк, В.В.Чиковани.* - Гироскопия и навигация.- 2000.- № 1.-С.88-94.

В работе представлены результаты разработки дешевого составного резонатора для волнового твердотельного гироскопа. С целью повышения технологичности и снижения стоимости авторами предложена конструкция составного резонатора, который состоит из полусферической оболочки и ножки. Составные части резонатора изготавливаются отдельно с использованием хорошо отработанных технологий сферической и цилиндрической оптики. Кроме того, конструктивные параметры элементов резонатора контролируются после каждого этапа технологической цепочки при их производстве, что должно уменьшить технологическую составляющую погрешности изготовления резонаторов. При этом применяются хорошо отработанные методы контроля и оборудование. Сочленение элементов конструкции производится с помощью специально разработанных технологических приспособлений, соединение их достигается за счет глубокого оптического контакта (в случае кварцевого стекла КУ1) или клеевого соединения. Ожидается, что добротность разрабатываемых резонаторов будет достаточно высока, а разнородность и разночастотность, без использования методов балансировки, будет отвечать приборам среднего класса точности.

При выборе конструктивных и технологических параметров резонатора в основном учитывалась добротность и качество поверхности ножки и полусферы. Приведены расчетная зависимость уровня поверхностных потерь от размера неоднородности и профилограмма неровностей поверхности изготовленной полусферы.

Предварительные исследования динамических параметров менисков показывают, что третья мода колебаний является менее чувствительной к способам его крепления. Этот факт требует дополнительного детального исследования.

Изготовленные мениски составного резонатора обладают потенциально высокой добротностью, превышающую полученную в эксперименте вследствие потерь в устройстве крепления мениска, особенно на второй моде колебаний.

УДК 621.395.664

Ключевые слова: гироскопы на основе гиротаксометров, обзор развития ГК, схемы построения, методики работы, математические модели погрешностей, точность, быстродействие, помехозащищенность, сложность реализации

Развитие наземных гироскопов, построенных на основе гиротаксометров. Шестов С.А., Мокрышев С.В. - Гироскопия и навигация.- 2000.- № 1.- С.95-112.

По материалам открытой отечественной и зарубежной печати составлен историко-аналитический обзор развития гироскопов (ГК), построенных на основе гиротаксометров (ГТ). Систематизирован объем знаний по таким ГК. Проведен анализ различных схем построения ГК и их сравнение по критериям: точности, быстродействия, помехозащищенности и сложности реализации. Приведены технические характеристики некоторых образцов ГК, построенных на основе ГТ.

ГИРОСКОПИЯ И НАВИГАЦИЯ, № 1 (28), 2000

Редакторы Л.Б.Баконина, А.К.Крытова

Подписано в печать 29.03.00. Формат 70×108/16. Бумага типографская № 1. Печать офсетная.
Усл.-печл. 10,5. Уч.-издл. 8,41. Тираж 100 экз. Издание подписное.
Заказ № 63 от 29.03.00.

Рег. № 020683 от 23.12.97
Государственный комитет РФ по печати

Государственный научный центр Российской Федерации - ЦНИИ «Электроприбор»
197046, С.-Петербург, ул. Малая Посадская, 30

ПРАВИЛА оформления материалов, направляемых для опубликования в журнале «Гироскопия и навигация»

Для опубликования в журнале принимаются оригинальные статьи объемом до 10-12 стр., статьи обзорно-аналитического характера объемом до 15-20 стр., а также краткие сообщения объемом до 5 стр.

Количество авторов не более 6.

Статья должна иметь индекс УДК и *аннотацию* объемом 500 знаков.

В тексте статьи нужно использовать только международную систему единиц измерений (СИ).

Список использованной литературы должен быть составлен по порядку ссылок в тексте и оформлен в соответствии с ГОСТ.

К статье следует приложить *реферат* объемом до 0,5 стр. с ключевыми словами и *расширенный реферат* на английском языке объемом до 1 стр. со ссылками в нем на ключевые формулы, рисунки, таблицы, характеризующие результаты исследований.

Материалы должны быть подготовлены на компьютере IBM PC AT или совместимом с ним с помощью текстового редактора Word for Windows 6.0 или 7.0 шрифтом Times DL кеглем 10. Интервал между строками – одинарный. Параметры страницы: поля – 2.1, 5.2, 3.8, 3.8 (размеры указаны в сантиметрах); формат листа А4

Формулы должны быть набраны шрифтом Times New Roman и Symbol кеглем 10,5, подстрочные и надстрочные индексы – кеглем 9; латинские буквы следует набирать курсивом, за исключением тригонометрических и гиперболических функций (sin, log и т.п.) и таких терминов, как min, max, opt; русские и греческие – прямым шрифтом.

Иллюстративный материал представляется, по возможности, в компьютерном исполнении в формате *tif* или *wmf*, при этом все элементы на иллюстрациях должны быть четкими, а надписи – свободно читаемыми; подрисовочные подписи должны быть представлены на отдельном листе.

В редакцию высылается дискета с текстами статьи и рефератов и их распечатки. Распечатка статьи, подписанная всеми авторами, представляется в 2 экз.

К статье прилагается *экспертное заключение* о возможности ее открытой публикации.

Вместе с материалами должны быть представлены следующие сведения об авторах: *фамилия, имя и отчество, дата рождения, ученая степень, ученое звание, должность, место работы, почетное звание, а также паспортные данные, номера страхового свидетельства и ИНН.*

Для связи с автором необходимо указать *служебный и домашний адреса и телефоны, факс и e-mail.*

Адрес редакции: Россия, 197046, Санкт-Петербург, ул. Малая Посадская, 30.
Тел. (812) 238 82 93.
E-mail:erbi@neva.spb.ru

