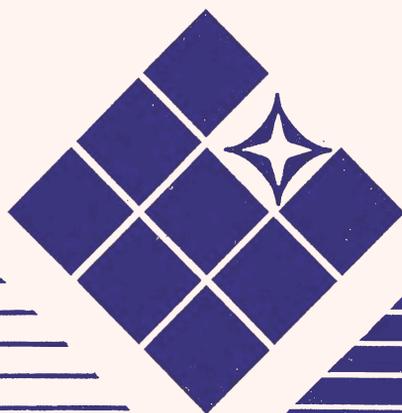


ISSN 0869-7035



# ГИРОСКОПИЯ И НАВИГАЦИЯ



N 4 (15)

1996



ГОСУДАРСТВЕННЫЙ НАУЧНЫЙ ЦЕНТР РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ -  
ЦЕНТРАЛЬНЫЙ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТИТУТ  
"ЭЛЕКТРОПРИБОР"



АКАДЕМИЯ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ

---

---

# ГИРОСКОПИЯ И НАВИГАЦИЯ

№ 4 (15)

1996

---

Санкт-Петербург

*В настоящем номере журнала опубликованы материалы юбилейной XX межотраслевой научно-технической конференции памяти выдающегося конструктора морских гироскопических приборов Н.Н.Острякова, состоявшейся 27 — 28 ноября 1996 г. в Государственном научном центре Российской Федерации-ЦНИИ "Электроприбор" (конференции проводятся с 1956 г.).*

*В конференции приняли участие специалисты 49 предприятий и организаций России и 2 — Украины. На двух пленарных и 10 секционных заседаниях заслушано 80 докладов.*

*Доклады, прочитанные на пленарных заседаниях, публикуются в полном объеме, материалы секционных докладов представлены в виде рефератов.*

*В журнале опубликованы также сообщение о III Общем собрании Академии навигации и управления движением (28 ноября 1996 г.) и тексты докладов, сделанных на этом собрании.*

**Главный редактор В.Г.Пешехонов**

**Редакционная коллегия**

**В.А.Бесекерский, М.В.Гришина, В.З.Гусинский, Г.И.Джанджгава,  
С.П.Дмитриев (зам.главного редактора), Г.И.Емельянцева,  
В.М.Зиненко, Е.А.Измайлов, Д.М.Климов, 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**





STATE RESEARCH CENTER OF RUSSIA -  
CENTRAL SCIENTIFIC & RESEARCH INSTITUTE  
"ELEKTROPRIBOR"



ACADEMY OF NAVIGATION AND MOTION CONTROL

---

# GYROSCOPY AND NAVIGATION

**N 4 (15)**

**1996**

---

Saint Petersburg

*In present issue of the journal the proceedings of anniversary XX interbranch scientific and technical conference in honor of outstanding designer of marine gyros N.N.Ostryakov, which was held on November 27-28, 1996 in the RF State Research Center - CSRI "Elektropribor" (conferences are held from 1956), are published.*

*The specialists of 49 enterprises and organizations of Russia and 2 - Ukraine took part in the conference. In two plenary and 10 section meetings 80 papers were heard.*

*The papers heard in the plenary sessions are published in the whole amount, the proceedings of section papers are presented in the form of abstracts.*

*Information on the 3rd General meeting of the Academy of navigation and motion control (November 28, 1996) and texts of the papers presented in this meeting are published.*

**Editor-in-chief V. G. Peshekhonov**

**Editorial board**

V.A.Besekerskiy, B.Ye.Chertok, M.V.Chichinadze, S.P.Dmitriev (vice editor-in-chief), G.I.Dzhandzhgava, M.S.Finkelstein, M.V.Grishina, V.Z.Gusinskiy, Ye.A.Izmaylov, D.M.Klimov, D.P.Lukiyanov, Yu.G.Martynenko, A.V.Nebylov, L.P.Nesenyuk, A.A.Odintsov, P.K.Plotnikov, V.I.Reshetnikov, S.S.Rivkin, G.I.Yemeliyantsev, V.M.Zinenko



## СОДЕРЖАНИЕ

### ПЛЕНАРНЫЕ ДОКЛАДЫ

<b>В.С.Макода.</b> Проблема создания систем единого информационного обеспечения задач навигации, стабилизации и управления движением кораблей ВМФ .....	13
<b>А.И.Воробьев, В.С.Ворожков, Г.Г.Дешсов, В.Н.Комаров, Р.В.Липыков, Л.С.Привер.</b> Основные результаты исследования неконтактных подвесов и их применения в гироскопии и прецизионном приборостроении .....	19
<b>С.П.Дмитриев, Б.С.Ривкин, С.В.Шепель, З.М.Берман, Б.Л.Шарыгин.</b> Платформенная ИНС в задачах геодезии: модели погрешностей, алгоритмы, первые результаты эксперимента .....	33
<b>Ю.С.Александров, С.Г.Кучерков, В.К.Лукичев, И.Я.Огурцов.</b> Наземная отработка гироскопических систем на полетные воздействия .....	41
<b>В.Н.Кошляков.</b> Об общих преобразованиях дифференциальных уравнений движения гироскопических систем .....	46

### Секция "ЧУВСТВИТЕЛЬНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ СИСТЕМ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ"

#### ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКИЕ ГИРОСКОПЫ

<b>С.М.Дюгуров, Б.Е.Ландау.</b> Сравнительный анализ систем съема угловой информации бесплатформенного электростатического гироскопа .....	47
<b>С.М.Дюгуров, В.П.Угаров, В.Д.Аксененко.</b> О согласовании оптического анализатора с растром ротора электростатического гироскопа .....	—
<b>В.Д.Аксененко, А.Н.Дорофеев.</b> Аппаратно-программная реализация следящего преобразователя фазы в код .....	—
<b>Ф.М.Захарин, И.Г.Сердюк.</b> Программно-алгоритмическое обеспечение задачи идентификации модели систематического дрейфа электростатического гироскопа по результатам испытаний .....	48
<b>С.С.Гуревич, В.И.Загородний, Б.Е.Ландау, С.Л.Левин, С.Г.Романенко.</b> Развитие модели дрейфа и исследование видимого движения свободного ЭСГ при действии консервативных и неконсервативных сил .....	—
<b>А.Б.Голдобян, Л.В.Кудинюв, А.Л.Мерков, Д.О.Тарановский, Э.И.Яровой.</b> Об упрощенной модели ухода ЭСГ в БИНС .....	49
<b>А.С. Анфиногенов, Р.П.Андреев, О.Г.Дряпак, О.И.Парфенов, В.В.Сумароков.</b> Электростатический гироскоп с нулевым опорным напряжением следящей системы подвеса ротора .....	—
<b>А.В.Соловьев.</b> О выборе динамических характеристик системы стабилизации скорости вращения ротора электростатического гироскопа .....	50
<b>Ю.Г.Мартыненко, В.В.Подалков.</b> О необходимости учета высших гармоник при асферизации полого ротора электростатического гироскопа .....	—
<b>С.И.Губаренко, И.В.Меркурьев.</b> Уходы электростатического гироскопа при угловой и поступательной вибрации кожуха прибора .....	51

#### АКСЕЛЕРОМЕТРЫ И ДРУГИЕ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ

<b>А.М.Лестев, И.В.Попова.</b> Современное состояние и тенденции развития механических миниатюрных гироскопов в России .....	—
<b>А.П.Буралев, О.Л.Мумин.</b> О формировании силового базиса в пространственном электромагнитном подвесе .....	52
<b>А.П.Буралев, О.Л.Мумин.</b> Электромагнитный сферический подвес пространственного измерителя линейных ускорений .....	—
<b>О.Л.Мумин, В.Н.Нарвер, В.Д.Приходько, В.И.Стотыка.</b> Методика и результаты экспериментальных исследований влияния угловых ускорений на выходные характеристики акселерометра .....	53
<b>А.В.Тиль.</b> Магнитные гироскопы-акселерометры .....	—
<b>Р.Я.Белоцерковский, В.И.Горин, Н.М.Распопова, В.Я.Распопов.</b> Идентифицированные математические модели импульсных гироскопов .....	—
<b>В.Г.Терешин.</b> Магнитоэлектрический вибрационный гиротаксометр .....	54

### Секция "ГИРОСКОПИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ"

#### ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ И СИСТЕМЫ ГИРОСТАБИЛИЗАЦИИ

<b>В.П.Доронин, Л.З.Новиков, Б.В.Хромов.</b> Основные проблемы создания миниатюрного инерциального измерительного прибора на базе микромеханических чувствительных элементов .....	55
--	----

## CONTENTS

### PLENARY PAPERS

V.S. Makoda. Development of the systems for common data provision of ships' motion navigation, stabilization and control problems of the Navy .....	13
A.I. Vorobyov, V.S. Voronkov, G.G. Denisov, V.N. Komarov, R.V. Linkov, L.S. Priver. Basic results of investigating noncontact suspensions investigation and their application in gyroscopy in precision instrument-making .....	19
S.P. Dmitriev, B.S. Rivkin, S.V. Shepel, Z.M. Berman, B.L. Sharygin. Platform INS in problems of geodesy: error models, algorithms, first results of experiment .....	33
Yu.S. Alexandrov, S.G. Kucherkov, V.K. Lukichev, I.Ya. Ogurtsov. Ground trial of gyroscopic systems for flight influences .....	41
V.N. Koshlyakov. About general transformations of differential equations of gyroscopic system motion .....	46

### Section SENSORS OF NAVIGATION AND CONTROL SYSTEMS

#### ELECTROSTATIC GYROS

S.M. Dyugurov, B.E. Landau. Comparison analysis of angular data pick-up systems of strapdown electrostatic gyro .....	47
S. M. Dyugurov, V.P. Ugarov, V. D. Axenenko. About matching of optical analyzer and rotor raster of electrostatic gyroscope .....	—
V.D. Axenenko, A.N. Dorofeyev. Hardware - software realization of tracking phase - code converter .....	—
F. M. Zakharin, I. G. Serdyuk. Software and algorithm support of identification problems of electrostatic gyro systematic drift model by outcome of a trial .....	48
S.S. Gurevich, V.I. Zavgorodnyi, B.E. Landau, S.L. Levin, S.G. Romanenko. Drift model development and visible motion investigation of free ESG under influence of conservative and nonconservative forces .....	—
A.B. Goldobin, L.V. Kudinov, A.L. Merkov, D.O. Taranovsky, E.I. Yarovoy. About simplified drift model of ESG in SINS .....	49
A.S. Anfinogenov, R.P. Andreyev, O.G. Dryapak, O.I. Parfyonov, V.V. Sumarokov. Electrostatic gyro with zero reference voltage of rotor gimbal tracking system .....	—
A.V. Solovyov. On the choice of dynamic characteristics of rotation rate stabilization system of electrostatic gyro rotor .....	50
Yu.G. Martynenko, V.V. Podalkov. About necessity to take account of overtones during hollow rotor aspherization of electrostatic gyro .....	—
S.I. Gabarenko, I.V. Merkuriev. Drifts of electrostatic gyro at angular and forward vibration of device's case .....	51

#### ACCELEROMETERS AND OTHER SENSORS

A.M. Lestev, I.V. Popova. Present-day state and development prospects of mechanical miniature gyros in Russia .....	—
A.P. Buravlyov, O.L. Mumin. On load-bearing basis formation in space electromagnetic suspension .....	52
A.P. Buravlyov, O.L. Mumin. Electromagnetic spherical suspension of space linear accelerations meter .....	—
O.L. Mumin, V.N. Narver, V.D. Prikhodko, V.I. Stotyka. Method and results of experimental investigations of angular acceleration influence on output characteristics of accelerometer .....	53
A.V. Til. Magnetically suspended gyros - accelerometers .....	—
R.Ya. Belotserkovsky, V.I. Gorin, N.M. Raspopova, V.Ya. Raspopov. Identified mathematical models of pulse gyromotors .....	—
V.G. Tereshin. Magnetolectric vibration rate gyro .....	54

### Section GYROSCOPIC SYSTEMS

#### INERTIAL NAVIGATION AND GYRO STABILIZATION SYSTEMS

V.P. Doronin, L.Z. Novikov, B.V. Khromov, S.A. Kharlamov. Basic problems of miniature inertial meter development on the basis of micromechanical sensors .....	55
--	----

Ю.М.Матросов. Современный подход к построению вычислительных средств навигационных комплексов .....	55
В.М.Лесючевский. Особенности построения алгоритмов задач выставки и калибровки инерциальной навигационной системы на свободных гироскопах .....	56
А.А.Одинцов, В.Б.Васильева. Взаимосвязь погрешностей курса и координат места в морских инерциальных системах .....	—
Ю.С.Александров, В.А.Зелинский, С.Г.Кучерков, Л.В.Московченко, В.И.Паалов. Гироскопическая система для стабилизации и ориентации оптических приборов.....	57
Ю.И.Жуков, М.О.Тихолап. Компьютерная модель задачи параметрического анализа точности системы ориентации.....	—
А.А.Горин, В.И.Горин, В.Я.Распопов. Гироприбор для беспилотного летательного аппарата.....	58
Р.Н.Насибуллин, В.В.Савельев, А.П.Кучеров. Бесплатформенная система ориентации спортивного ружья.....	59
А.Г.Василевская, М.Ф.Конов. Экстренная выставка корабельной системы гироскопической стабилизации.....	—

#### ГИРОКОМПАСЫ И СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЯ УСКОРЕНИЙ

В.М.Коган, Ю.А.Шахов. Опыт разработки и поставки на экспорт гирокомпаса “Яхта” .....	—
Б.В.Дудницын, В.А.Ковин, Ю.М.Матросов, О.Л.Мумин, Л.П.Рябова. Шестиканальная система измерения микроускорений на борту космического аппарата.....	60

#### Секция “ОБРАБОТКА ИНФОРМАЦИИ В СИСТЕМАХ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ”

##### ОБРАБОТКА ИНФОРМАЦИИ

А.В.Чернодаров, Г.В.Сорокин. Гарантирующее оценивание параметров угловой ориентации в бесплатформенных инерциально-спутниковых системах.....	62
В.В.Серегин, М.А.Кирст, В.И.Ющенко. Определение угловой ориентации объекта по доплеровским сдвигам частот сигналов ГЛОНАСС и NAVSTAR.....	—
Д.А.Кошаев. Экономичный алгоритм исключения неоднозначности фазовых спутниковых измерений .....	63

##### МЕТОДЫ ОБРАБОТКИ ГЕОФИЗИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ

В.Л.Гасялов, В.Б.Костоусов. Методы получения и представления эталонной информации о геофизических полях.....	64
Б.Е.Иванов. Изменение погрешности определения уклонения отвесной линии между гравиметрическими галсами.....	65

##### УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ СУДНА

Б.А.Тетюев. Новые международные требования к системам автоматического управления судном по курсу и траектории .....	66
А.Е.Пелевин. Идентификация математической модели движения судна при стабилизации на линии заданного пути .....	—
Г.И.Емельянцева, А.В.Майгов, О.М.Митрофанова. Об информационном обеспечении систем динамического позиционирования поисковых морских судов.....	68
И.Е.Гутнер, В.П.Иванченко, С.В.Пронин, С.В.Угаров. Структура и основные характеристики авторулевого “Ариадна”.....	69
В.М.Корчанов, Г.Д.Остаини. Комплексная система управления интерцепторами и рулевой машиной для быстроходных катеров.....	70

#### Секция “ЛАЗЕРНЫЕ И ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИЕ ГИРОСКОПИЧЕСКИЕ ПРИБОРЫ И СИСТЕМЫ”

В.В.Азарова, Ю.Д.Голяев, В.Г.Дмитриев, М.С.Дроздов, А.А.Казаков, Г.Я.Колодный, А.В.Мельников, М.М.Назаренко, В.Н.Свири, Н.В.Тихменев. Лазерные гироскопические датчики. Перспективы и применения.....	71
В.Н.Логозинский, В.А.Соломатин. Волоконно-оптические гироскопы для промышленного применения.....	72
М.Н.Бурнашев, Ю.В.Филатов. Исследования точностных характеристик лазерных гироскопов со скоростной подставкой.....	73
Ю.И.Жуков, Е.В.Коротыцкий. Микропроцессорная система жизнеобеспечения лазерных гироскопов.....	74
В.Э.Джашитов, В.М.Панкратов. О возможности нерегулярного движения температурно возмущенных нелинейных детерминированных гироскопических систем.....	—
Н.Г.Вахитов, Г.В.Черемисенов. Принципы калибровки БИНС на лазерных гироскопах с вращающимся блоком чувствительных элементов .....	75

<b>Yu.M. Matrosov.</b> Modern approach to the computers construction of navigation complexes.....	55
<b>V.M. Lesyuchevsky.</b> Peculiarities of algorithms construction of inertial navigation system on free gyros alignment and calibration.....	56
<b>A.A. Odintsov, V.B. Vasilieva.</b> Course errors and position coordinates correlation in maritime inertial systems.....	—
<b>Yu.S. Alexandrov, V.A. Zelinsky, S.G. Kucherov, L.V. Moskovchenko, V.I. Pavlov.</b> Gyro system for optical devices stabilization and orientation.....	57
<b>Yu.I. Zhukov, M.O. Tikhoplav.</b> Computer model of parametric analysis of orientation system precision.....	—
<b>A.A. Gorin, V.I. Gorin, V.Ya. Raspopov.</b> Gyro for unmanned aircraft.....	58
<b>R.N. Nasibulin, V.V. Savelev, A.P. Kucherov.</b> Strapdown orientation system of sporting gun.....	59
<b>A.G. Vasilevskaya, M.F. Konev.</b> Extreme alignment of naval gyro stabilization system.....	—

#### GYROCOMPASSES AND ACCELERATION MEASUREMENT SYSTEMS

<b>V.M. Kogan, Yu.A. Shakhov.</b> Development and export delivery experience of “Yakhta” gyrocompass.....	—
<b>B.V. Dudnitsyn, V.A. Kovin, Yu.M. Matrosov, O.L. Mumin, L.P. Ryabova.</b> On-board spacecraft six-channel system of microacceleration measurement.....	60

### Section DATA PROCESSING IN NAVIGATION AND MOTION CONTROL SYSTEMS

#### DATA PROCESSING

<b>A.V. Chernodarov, G.V. Sorokin.</b> Guaranteeing estimation of attitude parameters in strapdown inertial satellite systems.....	62
<b>V.V. Seryogin, M.A. KIRST, V.I. Yuschenko.</b> Determination of object attitude by Doppler frequency shifts of GLONASS and NAVSTAR signals.....	—
<b>D.A. Koshayev.</b> Effective algorithm of uncertainty exclusion of phase satellite measurements.....	63

#### METHODS OF GEOPHYSICAL DATA PROCESSING

<b>V.L. Gasilov, V.B. Kostousov.</b> Production and presentation methods of standard data on geophysical fields.....	64
<b>B.E. Ivanov.</b> Error determination change of vertical deviation between gravimetric tacks.....	65

#### VESSEL MOTION CONTROL

<b>B.A. Tetyuyev.</b> Novel international requirements to automatic systems of vessel directional and trajectory control.....	66
<b>A.E. Pelevin.</b> Mathematical model identification of vessel motion at stabilization on the specified track line.....	—
<b>G.I. Yemelyantsev, A.V. Maigov, O.M. Mitrofanova.</b> On data support of dynamic positioning systems of search sea vessels.....	68
<b>I.E. Gootner, V.P. Ivanchenko, S.V. Pronin, S.V. Ugarov.</b> Structure and basic characteristics of autopilot “Ariadna”.....	69
<b>V.M. Korchakov, G.D. Ostanin.</b> Complex system of interceptors and steering engine control for high-speed boats.....	70

### Section LASER AND FIBRE GYROS AND SYSTEMS

<b>V.V. Azarova, Yu.D. Golyaev, V.G. Dmitriev, M.S. Drozdov, A.A. Kazakov, G.Ya. Kolodny, A.V. Melnikov, M.M. Nazarenko, V.N. Svirin, N.V. Tikhmenev.</b> Laser gyro sensors. Prospects and applications.....	71
<b>V.N. Logozinsky, V.A. Solomatn.</b> Fibre gyros for industry application.....	72
<b>M.N. Burnashev, Yu.V. Filatov.</b> Investigation of precision characteristics of laser gyros with speed dither.....	73
<b>Yu.I. Zhukov, E.V. Korotitsky.</b> Microprocessor life-support system of laser gyros.....	74
<b>V.E. Dzhashitov, V.M. Pankratov.</b> On possibility of irregular motion of nonlinear determinated gyro systems disturbed by temperature.....	—
<b>N.G. Vakhitov, G.V. Cherimisenov.</b> Calibration principles of SINS on laser gyros with oscillating sensor unit.....	75

В.И.Гупалов, Д.П.Лукьянов, А.В.Мочалов, А.Ю.Филатов. Система на лазерных гироскопах и акселерометрах, предназначенная для контроля профиля рельсового пути.....	75
И.А.Матисов, В.А.Николаев, В.Е.Стригалец, Ю.В.Иванов. Исследование источников погрешности статического волоконно-оптического гироскопа.....	76

**Секция “АСТРОНОМИЧЕСКИЕ, ГРАВИМЕТРИЧЕСКИЕ  
И МАГНИТОМЕТРИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ”**

**ГРАВИТАЦИОННЫЕ ГРАДИЕНТОМЕТРЫ И ВАРИОМЕТРЫ**

Г.Б.Вольфсон, Б.И.Денисов, В.И.Кордович, В.Г.Розенцвейг. Результаты экспериментальных исследований чувствительного элемента морского гравитационного вариометра.....	78
Г.Б.Вольфсон. Построение вертикали на космическом летательном аппарате с помощью гравитационных вариометров.....	—
В.М.Субботин. Баллистический метод измерения гравитационного вертикального градиента.....	79
О.А.Жеряков, Л.П.Старосельцев, М.И.Евстифеев. Облик спутникового гравитационного градиентометра.....	—
О.А.Жеряков, Д.А.Егоров. Направления и перспективы развития гравиметрической техники за рубежом.....	80

**АСТРОНОМИЧЕСКИЕ, ГРАВИМЕТРИЧЕСКИЕ И МАГНИТОМЕТРИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ**

Б.А.Блажнов, А.Е.Мавельч, Л.П.Несенюк, Л.С.Элисон. Особенности выработки параметров вертикального движения объекта по данным сильно демпфированного гравиметра.....	—
В.М.Зиленко, В.Ф.Савик, В.Е.Янушкевич. Повышение точности радиооптического секстана путем формирования оптической координатной системы.....	81
Н.А.Минаев, В.Ф.Савик, В.С.Скобло, В.Е.Янушкевич. Оценка возможных характеристик радиооптических астронавигационных систем, работающих по мм-радиоизлучению Солнца и инфракрасному излучению звезд.....	—
П.К.Плотников, А.А.Скрипки. Новые подходы к выполнению девиационных работ на летательных аппаратах.....	82
А.А.Скрипки. О дальнейшем повышении точности геомагнитных измерений с борта летательного аппарата.....	83

**Секция “КОНСТРУИРОВАНИЕ, ТЕХНОЛОГИЯ, МЕТРОЛОГИЯ  
И НАДЕЖНОСТЬ ПРИБОРОВ, УЗЛОВ И ЭЛЕМЕНТОВ”**

**КОНСТРУИРОВАНИЕ, ТЕХНОЛОГИЯ, МЕТРОЛОГИЯ ТОЧНЫХ ПРИБОРОВ**

В.В.Бернадский, В.Н.Монахов. Коррекция формы в процессе сферошлифовки.....	84
В.И.Гаврюсов, В.В.Ковейкин. Разработка технологии микросварки монтажных соединений.....	—
Ю.Н.Иванов, В.Ф.Горшков. Соединение проводов моточных изделий вакуумных гироскопических приборов методом импульсной лазерной сварки.....	85
В.И.Гаврюсов, Л.Г.Жукова, О.М.Малиновская, В.Н.Павлова, Л.В.Скрипчалкин, Т.В.Цирлина. Исследование вакуумных характеристик полимерных материалов электрических машин.....	86
В.А.Гинзбург, А.К.Гуттовская, Н.В.Пермянова. Проекционный способ изготовления расправленных рисунков на сферических роторах бескарданных электростатических гироскопов.....	—
А.А.Галактионов. Вопросы обеспечения теплового режима гироскопа, находящегося в условиях орбитального полета на космическом аппарате.....	—
В.Е.Шабанов. Плата-прототип для разработки цифровых устройств.....	87
В.В.Савельев, Я.Г.Федоров. Измерение моментной неуравновешенности твердого тела путем применения вращающегося упругого подвеса.....	88
В.Д.Приходько. Методика калибровки датчиков угла и контроля геометрических параметров карданова подвеса гироскопов с помощью трехкомпонентного измерителя ускорений.....	89
Л.А.Булатов, В.П.Бухонов, В.С.Кутепов, Е.П.Сабашевский, Я.Н.Берштам. Низкочастотный стенд для испытаний гироскопических систем.....	—

**ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИЕ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛИ**

Л.А.Бархатов. Модель элементарного преобразователя перемещений индукционного типа.....	90
Л.А.Бархатов. Математическая модель индукционного преобразователя перемещений.....	—
В.А.Горбачевский, И.Е.Гутьер. Результаты разработки малогабаритного двухотчетного вращающегося трансформатора.....	91

V.I. Gupalov, D.P. Lukyanov, A.V. Mochalov, A.Yu. Filatov. System on laser gyros and accelerometers for rail track profile control .....	75
I.A. Matisov, V.N. Nikolaev, V.E. Strigalev, Yu.V. Ivanov. Investigation of error sources of static fibre gyrocompass .....	76

## Section ASTRONOMICAL, GRAVIMETRIC AND MAGNETOMETRIC SYSTEMS

### GRAVITY GRADIOMETERS AND VARIOMETERS

G.B. Volfson, B.I. Denisov, V.I. Kordovich, V.G. Rozentsvein. Results of experimental investigations of marine gravity variometer sensor.....	78
G.B. Volfson. Construction of on-board spacecraft vertical with the help of gravity variometers.....	—
V.M. Subbotin. Ballistic method of gravity vertical gradient measurement .....	79
O.A. Zhernakov, L.P. Staroseltsev, M.I. Evstifejev. Appearance of satellite gravity gradient.....	—
O.A. Zhernakov, D.A. Egorov. Development trends and prospects of gravimeasuring technology abroad.....	80

### ASTRONOMICAL, GRAVIMETRIC AND MAGNETOMETRIC SYSTEMS

B.A. Blazhnov, A.E. Manevich, L.P. Nesenjuk, L.S. Elnson. Peculiarities of parameters generation of object vertical motion by data of heavily-damped gravimeter .....	—
V.M. Zinenko, V.F. Savik, V.E. Yanushkevich. Increase of radiooptical sextant precision by formation of optical coordinate system .....	81
N.A. Minaev, V.F. Savik, V.S. Skoblo, V.E. Yanushkevich. Estimation of probable characteristics of radiooptical astronavigational systems operating by Sun millimeter radio emission and stars infrared radiation.....	—
P.K. Plotnikov, A.A. Skripkin. New approaches to on-board aircraft deviation works carrying out.....	82
A.A. Skripkin. On further precision increase of on-board aircraft geomagnetic measurements .....	83

## Section DESIGN, PROCESS, METROLOGY AND RELIABILITY OF INSTRUMENTS, UNITS AND ELEMENTS

### DESIGN, PROCESS, METROLOGY OF PRECISION INSTRUMENTS

V.V. Bernadsky, V.N. Monakhov. Correction of shape during sphere grinding .....	84
V.I. Gavryusev, V.V. Kopelkin. Process development of erection joint microwelding.....	—
Ya.N. Ivanov, V.F. Gorshkov. Connection of skein article wires of vacuum gyros by pulse laser welding .....	85
V.I. Gavryusev, L.G. Zhukova, O.M. Malinovskaya, V.N. Pavlova, L.V. Skrizhalin, T.V. Tsirlina. Investigation of polymer material vacuum characteristics of electric machines .....	86
V.A. Ginzburg, A.K. Guttovskaya, N.V. Perminova. Projection method of raster pattern formation on sphere rotors of strapdown electrostatic gyros.....	—
A.A. Galaktionov. Problems of gyro thermal mode provision in conditions of on-board spacecraft orbital flight.....	—
V.E. Shabanov. Board-prototype for development of digital devices.....	87
V.V. Savellev, Ya.G. Fyodorov. Measurement of solid state moment disbalance using oscillating elastic gimbal.....	88
F.D. Prikhodko. Technique of pick-off calibration and geometric parameters control of gyros gimbal using three component accelerometer.....	89
L.A. Bulatov, V.P. Bukhonov, V.S. Katepov, E.P. Sabadashevsky, Ya.N. Bershtam. Low frequency test bed for gyro systems.....	—

### ELECTROMECHANICAL CONVERTERS

L.A. Barkhatov. A model of elementary converter of induction type movements.....	90
L.A. Barkhatov. Mathematical model of movement induction converter.....	—
V.A. Gorbachevsky, I.E. Gootner. Development results of small double-reading rotary transformer .....	91

<b>Н.А.Баранова, В.М.Лесючевский, В.Н.Нарвер, В.Д.Приходько, В.И.Стотыка.</b> Результаты экспериментальных исследований погрешности информационно-преобразующего устройства, используемого для списывания угла поворота вала .....	91
<b>Н.Н.Егоров, М.И.Малгинский, Н.А.Музыка, Ю.А.Музыка, И.С.Паламарчук, В.В.Сятый.</b> Синхронный электрический генератор на постоянных магнитах .....	92

**АКАДЕМИЯ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ**  
(Официальная информация)

Информационное сообщение о третьем Общем собрании Академии навигации и управления движением .....	93
<b>А.Н.Шеломков, В.П.Дорожин, И.А.Идрисов, К.А.Андрянов.</b> Разработка и внедрение в серийное производство поплавковых приборов для систем ракетно-космической техники .....	96
<b>А.С.Анфиногенов, В.З.Гусевский, В.М.Лесючевский, Ю.А.Литманович, О.И.Парфенов, А.Д.Пушкарев.</b> Прецизионная корабельная инерциальная навигационная система на электростатических гироскопах .....	103
<b>И.В.Прангавиали, А.Н.Ануаишвили.</b> Фоновый принцип обнаружения подвижного объекта .....	109

<b>N.A. Baranova, V.M. Lesynchevsky, V.N. Narver, V.D. Prikhodko, V.I. Stotyka. Results of experimental investigations of data-converting device for shaft turn angle writing off .....</b>	<b>91</b>
<b>N.N. Egorov, M.I. Maltinsky, N.A. Musyka, Yu.A. Musyka, I.S. Palamarchuk, V.V. Svyaty. Synchronous electric generator on permanent magnets.....</b>	<b>92</b>

## **ACADEMY OF NAVIGATION AND MOTION CONTROL**

### **(Official information)**

<b>Information on the third general meeting of the Academy of Navigation and Motion Control.....</b>	<b>94</b>
<b>A.N. Shelomkov, V.P. Doronin, I.A. Idrisov, K.A. Andrianov. Development and introduction of floated gyroscopic devices in serial production for missile-space technology .....</b>	<b>96</b>
<b>A.S.Anfinogenov, V.Z.Gusinsky, Yu.A.Litmanovich, V.M.Lesynchevsky, O.I.Parfyonov, A.D.Pushkaryov. Precision shipborne inertial navigation system based on electrostatic gyros.....</b>	<b>103</b>
<b>I.V. Prangishvily, A.N. Anuashvily. Background detection principle of dynamic application .....</b>	<b>109</b>

УДК 656.61.052:681.321

В.С.МАКОДА

(Государственный научно-исследовательский навигационно-гидрографический институт МО РФ, С.-Петербург)

### **ПРОБЛЕМА СОЗДАНИЯ СИСТЕМ ЕДИНОГО ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЗАДАЧ НАВИГАЦИИ, СТАБИЛИЗАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ КОРАБЛЕЙ ВМФ**

*В настоящее время целесообразно проведение исследований по проблеме создания для кораблей ВМФ различных классов унифицированного ряда интегральных систем ориентации и навигации на базе приемной аппаратуры спутниковой системы ГЛОНАСС ( НАВСТАР ) и бескарданных инерциальных измерительных модулей, обеспечивающих выработку стандартного набора навигационных и динамических параметров движения корабля в интересах корабельных потребителей. Предлагаются пути решения данной проблемы.*

#### **Введение**

Прогресс современного кораблестроения, совершенствование средств и системы обеспечения корабельного вооружения предъявляют все более высокие требования к бортовым измерительно-информационным системам. Такие системы должны обладать высокой точностью, быть дешевыми и надежными в эксплуатации.

Наиболее полно этим требованиям удовлетворяют бесплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС) и бесплатформенные инерциальные системы ориентации (БИСО). Автономные инерциальные системы позволяют вырабатывать непрерывные значения линейной скорости, координат места и параметров угловой ориентации движущегося корабля. Для технической реализации таких систем требуется соответствующая элементная база.

Известно, что автономные инерциальные системы могут работать с заданной точностью лишь в течение ограниченного промежутка времени, а для уменьшения ошибок в таких системах необходимо осуществлять периодическую и непрерывную коррекцию по информации, вырабатываемой другими бортовыми информационно-измерительными системами.

В настоящее время в мировой практике наблюдается тенденция увеличения заказов на производство БИНС, связанная с тем, что именно БИНС обладает рядом преимуществ над системами, построенными на базе гиросtabilизированной платформы (ГСП). Стоимость корабельных ИНС на ГСП достаточно велика, в то время как начальная стоимость БИНС (без учета разработки) составляет 75% этой суммы, а расходы на эксплуатацию всего 20%.

Это обуславливается тем, что отсутствие в БИНС сложных электромеханических узлов, карданова подвеса и связанных с ним элементов (стабилизирующих двигателей, подшипников и т. д.) приводит к упрощению конструкции этих систем, снижает стоимость производства и технического обслуживания, повышает надежные характеристики БИНС.

Таким образом, высокая надежность и сравнительно низкая эксплуатационная стоимость БИНС и БИСО в течение всего срока службы являются существенными преимуществами по сравнению с традиционными ИНС и предполагают широкое использование таких систем в ВМФ, системах вооружения, авиации в качестве основы современных систем информационного обеспечения интегрированных систем навигации и ориентации подвижных объектов.

Практическое внедрение вышеуказанных требований к перспективному навигационному вооружению кораблей реализовано при разработке корабельного навигационного комплекса Ship integrated Navigation System (SINS) американской корпорации Kearffott Guidance and Navigation Corporation, предназначенного для надводных кораблей и подводных лодок. В состав комплекса входят две ИНС Mikrosin 2, сопряженные с ПИ СНС GPS. ИНС вырабатывает и выдает потребителю текущие значения координат, курса, углов качек, угловых скоростей качек и рыскания,  $E$ ,  $N$ , вертикальной составляющих линейной скорости, вертикального ускорения с пересчетом для четырех особых точек корабля.

К числу основных информационных задач, решаемых в настоящее время на кораблях и морских судах, относятся задачи навигации управления движением, стабилизации и начальной выставки бортовых приборов различных корабельных потребителей, например палубной авиации.

Для решения этих задач требуется соответствующее информационное обеспечение. Рассмотрим современное состояние с информационным обеспечением данных задач, а также новую постановку в их решении.

### **Задача навигации**

Для обеспечения навигационной безопасности кораблевождения и корабельного оружия выработка навигационных параметров на кораблях традиционно базировалась на использовании метода счисления пути по данным лага и гиросуказателя. Информация от внешних средств (РНС, НРЛС, СНС) используется для периодической или квазинепрерывной коррекции счислимых координат места.

Однако ужесточение требований со стороны потребителей навигационной информации, потребность выработки динамических параметров, возникновение проблемы их выработки в месте установки потребителя, а также повышение уровня естественных и искусственных радиопомех, особенно в условиях радиоэлектронного противодействия, потребовало радикального пересмотра состава навигационного оборудования.

Наиболее целесообразным построением контура навигации перспективных кораблей ВМФ является использование функциональных модулей (ФМ). Особенности такой структуры следующие:

- распределенность на уровне ФМ;
- магистральность организации обмена информацией между ФМ;
- стандартизация интерфейса и доступа к ФМ.

Модульность стандартизация интерфейса и доступа позволяет изменять состав ФМ без существенного изменения аппаратных и программных средств.

Функциональная и пространственная распределенность позволяет повысить живучесть в целом, упростить ФМ и снизить требования к производительности их вычислительной среды. Последовательная однопроводная магистраль контура должна объединять навигационное вооружение, автоматизированные рабочие места командира (АРМ-К), штурмана (АРМ-Ш), управления оружием (АРМ-О), систему управления движением в единое целое. Управление магистрально может быть возложено на ЦВМ АРМ-Ш или специальный контроллер.

Состав и структура АРМ-Ш должны обеспечивать штурману отображение места корабля, навигационных параметров, документирование и т.п. в реальном масштабе времени.

Проведенный сравнительный анализ различных структур построения контура навигации надводных кораблей по критерию эффективности, учитывающему требования по точности и информационной автономности при обеспечении высоких эксплуатационных характеристик (надежности, времени готовности при запуске из холодного состояния, ремонта и техобслуживания), а также снижения МГХ и стоимости, показал, что основу современного навигационного оборудования кораблей с УРО должны составлять интегрированные системы ориентации и навигации (ИСОИ), содержащие БИНС средней точности, информационно интегрированные с приемной аппаратурой КНС НАВСТАР, ГЛОНАСС и электронными картографическими навигационно-информационными системами (ЭКНИС). Это, прежде всего, БИНС на лазерных (ЛГ) и электростатических (ЭСГ) гироскопах.

Данный вывод подтверждается и мировой практикой. Исследования, проведенные в США в начале 80-х годов по инициативе ВМС, ВВС и НАСА показали, что наиболее перспективными ЧЭ в ближайшее время являются ЭСГ и ЛГ. К аналогичным результатам пришла и Франция. В Российской Федерации в настоящее время активно ведутся разработки БИНС, где в качестве ЧЭ используются ЭСГ и ЛГ. ЭСГ характеризуется наибольшей потенциальной точностью, малыми габаритами. Для ЛГ характерно малое время готовности (несколько минут), сравнительно невысокие стоимость и эксплуатационные расходы, а также высокая надежность (наработка на отказ ЛГ фирмы Honeywell составляет 100000 ч).

Теоретические исследования в области разработки ЧЭ для перспективных навигационных систем получили практическое воплощение при создании БИНС. Так, на вооружение кораблей НАТО в 1990 г. поступила в качестве стандартной навигационной системы БИНС на ЛГ Mk.49 разработки фирм Sperry и Honeywell (США). Ее стоимость порядка 200-300 тыс. дол. США.

Анализ состояния разработок ИНС за рубежом и в нашей стране позволяет выявить тенденцию в части структуры построения ИНС постепенный переход от платформенных систем к БИНС.

С появлением более дешевой гироскопической элементной базы (динамически настраиваемые, волоконно-оптические и твердотельные волновые гироскопы и акселерометры) неизбежно появление ИСОИ и на кораблях ПМО, КДПП и вспомогательных судах ВМФ — высоконадежных интегрированных систем, содержащих дешевые (20-30 тыс. дол. США) малогабаритные БИНС, приемники КНС, ЭКНИС.

Отличительной чертой контура навигации, содержащего БИНС, является то, что в нем вырабатываются как навигационные параметры (курс, координаты места, составляющие линейной скорости), характеризующие движение центра масс корабля, так и высокочастотные динамические параметры (углы

и угловые скорости качки и рыскания, динамические составляющие вектора линейной скорости), которые характеризуют угловое линейное движение точки расположения БИНС. Используется на кораблях данная информация или нет, но она все равно вырабатывается в алгоритмах БИНС и навигационного контура, что облегчает возможность универсального использования ИСОН.

### **Задача начальной выставки и стабилизации**

Как известно, грубый режим начальной выставки бортовых систем корабельных потребителей использует эталонные данные о курсе и углах бортовой и килевой качек. Он базируется на использовании метода векторного согласования линейных скоростей или перемещений, т.е. первых или вторых интегралов от действующих на объекте ускорений.

Формально постановка задачи сводится к задаче оценки на конечном интервале времени параметров модели погрешностей бортовых систем потребителя информации по методу наименьших квадратов или алгоритму фильтра Калмана разности измерений составляющих в географических осях векторов линейной скорости или линейных перемещений от бортовой системы потребителя и эталонной корабельной системы. При этом модель погрешностей бортовой системы при использовании МНК аппроксимируется полиномами 1-го и 2-го порядков на интервале времени выставки и калибровки бортовой системы.

Оценка погрешностей бортовой системы по скорости используется для задания начальных условий, а по ускорению для выработки поправок на горизонтирование приборных географических осей. Эталонная информация от корабельной системы должна быть приведена к месту установки бортовой системы с учетом вектора отстояния бортовой системы от корабельной. Таким образом, для решения рассматриваемой задачи необходимо располагать информацией как о навигационных, так и о динамических параметрах движения объекта.

В настоящее время выработка навигационных и динамических параметров на кораблях осуществляется различными измерителями. Так, данные о линейной скорости центра масс корабля поступают от лагов, а для измерения углов, угловых скоростей качки, рыскания и динамических составляющих вектора линейной скорости используются специальные гироскопические компасы.

При ужесточении требований к точности начальной выставки бортовых систем оружия это бесперспективный путь решения задачи. Анализ показывает, что более эффективным является решение задачи при наличии в контуре навигации корабля БИНС. В этом случае данные вырабатываются в БИНС. В отличие от других навигационных измерителей БИНС информацию о векторах скорости или перемещении в месте установки корабельных потребителей вырабатывают с требуемой точностью как в низкочастотном, так и в высокочастотном спектре движения корабля.

В процессе передачи информации от корабельной ИНС потребителям возникают дополнительные погрешности, обусловленные следующими причинами:

погрешностями пересчета из точки расположения ИНС в точку расположения потребителя из-за погрешности определения матрицы преобразования информации из корабельной системы координат в географическую при больших отстояниях элемента, вырабатывающего информацию, и потребителя (на больших надводных кораблях до 50-100 м);

деформациями корпуса корабля (статической и переменной). Постоянная (или статическая) составляющая углового рассогласования может возникнуть в процессе строительства корабля, монтажа оборудования, при загрузке. Переменные составляющие углового рассогласования обусловлены жесткостью конструкции и могут быть разделены на два вида: низкочастотные, обусловленные старением материала или изменением температуры, и высокочастотные, обусловленные изгибом корпуса под воздействием волнения моря;

отличием параметров вибрации в точках установки ИНС и потребителя;

погрешностями синхронизации при передаче набора информации в дискретном режиме, что вызывает погрешности во временном соответствии получаемой информации. На практике корабль при своем движении совершает кроме линейного и орбитальное движение, которое характеризуется радиусом и периодом. Погрешность из-за временного несоответствия возникает двух видов: при неучтенном перемещении в результате разности значений в  $k$  и  $k+1$  моменты времени и при добавлении неучтенного перемещения, возникающего в результате орбитального движения.

Проведенные исследования показали, что организация взаимодействия корабельной БИНС с бортовой системой потребителя на уровне вторых интегралов от действующих ускорений снижает влияние таких возмущений, как вибрация, деформации корпуса корабля, погрешности синхронизации и т.д.

### **Задача управления движением**

В настоящее время в состав АСУ многих типов кораблей и морских судов включены авторулевые (АР) или системы автоматического управления движением и системы динамического позиционирования (СДП), обеспечивающие решение таких задач, как удержание корабля на заданной траектории движения, динамическое позиционирование корабля в заданной точке и т.п.

С целью минимизации отклонений корабля от заданной траектории движения при различных условиях эксплуатации в закон управления современных АР и СДП вводят не только стандартные данные о курсе и координатах места, но и информацию об их производных и оценках возмущающих сил и моментов. В настоящее время адаптивные АР и СДП с оптимальным законом управления пока не нашли применения на кораблях, хотя актуальность в их создании несомненна, особенно для высокоманевренных кораблей. На морских судах эксплуатируются аналогичные АР и СДП, однако из-за отсутствия дешевых БИНС для их информационного обеспечения используется стандартное навигационное оборудование, дополненное применением гидроакустического лага, гировертикали, датчика угловой скорости изменения курса и др., что увеличивает его массогабаритные характеристики и снижает надежность.

Проведенный анализ информационного обеспечения, необходимого для решения задач навигации, стабилизации и управления движением на современном уровне, а также состояния с их реализацией в настоящее время на кораблях ВМФ РФ и зарубежных стран позволяет сделать следующие выводы:

информационное обеспечение рассматриваемых задач требует непрерывной выработки универсального набора навигационных (низкочастотных, характеризующих движение центра масс корабля) и динамических (высокочастотных, характеризующих угловые и линейные перемещения заданной точки корабля с учетом качки и орбитального движения) параметров. Различие имеет место только в численных значениях требований по точности;

в настоящее время для выработки требуемых навигационных и динамичес-

ких параметров в масштабе одного корабля применяются различные гироскопические приборы и системы, а также другие измерители параметров движения, решающие частные задачи. Необходимость в разнообразии таких приборов и систем слабо аргументирована и не имеет научного обоснования;

на корабле в настоящее время отсутствует единая информационная сеть, что обуславливает практически индивидуальное информационное обеспечение каждого контура корабля и неоправданное увеличение массогабаритных характеристик и стоимость корабельного вооружения;

эффективным и универсальным измерителем параметров движения корабля как в низкочастотной, так и в высокочастотной области спектра его линейных и угловых перемещений в интересах всех корабельных потребителей являются ИСОН на базе инерциальных навигационных систем; с учетом необходимости обеспечения высоких эксплуатационных характеристик (надежности, времени готовности, энергопотребления, ремонтпригодности, простоте обслуживания и т.п.) это должны быть ИСОН на базе БИНС.

С научной и практической точек зрения в настоящее время целесообразно проведение исследований по проблеме создания для кораблей ВМФ различных классов унифицированного ряда ИСОН на базе приемной аппаратуры спутниковой системы ГЛОНАСС (НАВСТАР) и бескарданных инерциальных измерительных модулей, обеспечивающих выработку стандартного набора навигационных и динамических параметров движения корабля в интересах корабельных потребителей.

На основе изложенного предлагаются следующие пути решения данной проблемы:

провести разработку стандартного перечня навигационных и динамических параметров, вырабатываемых на кораблях различных классов;

выполнить унификацию алгоритма взаимодействия единой общекорабельной ИСОН с корабельными потребителями в рамках кораблей одного класса;

использовать в качестве общекорабельной информационной системы наиболее эффективную ИСОН на базе БИНС, комплексированную с приемной аппаратурой СНС ГЛОНАСС. Для больших надводных кораблей с информационной автономностью 24 ч и более целесообразно использовать ИСОН на БИНС на электростатических гироскопах, а для кораблей с информационной автономностью 6 — 8 ч ИСОН на базе лазерной БИНС;

размещение ИСОН резервированной для обеспечения надежности ИСОН целесообразно производить в постах корабля в непосредственной близости от основных потребителей динамических параметров с целью уменьшения погрешностей, обусловленных влиянием деформации корпуса корабля; при невозможности соблюдения указанных требований должна быть предусмотрена система, обеспечивающая пересчет необходимых параметров, вырабатываемых ИСОН, в место установки потребителей информации;

трансляцию информации от ИСОН всем корабельным потребителям целесообразно осуществлять через общекорабельную систему обмена данными, выполненную в виде кольцевой магистрали с распределенной схемой управления передачи информации. Подключение потребителей к магистрали должно осуществляться через интерфейсные блоки, содержащие микропроцессоры, одной из задач которых является пересчет при необходимости данных от места размещения ИСОН к потребителю.

Учитывая существенные различия в частотных диапазонах навигационных и динамических параметров, целесообразно на корабле строить две информационные сети.

## ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ НЕКОНТАКТНЫХ ПОДВЕСОВ И ИХ ПРИМЕНЕНИЯ В ГИРОСКОПИИ И ПРЕЦИЗИОННОМ ПРИБОРОСТРОЕНИИ

*Приводятся результаты работ отдела динамики твердого тела НИИ ПМК с 1960 г. по настоящее время. В частности: предложен и реализован на магнитном подвесе (МП) способ автовращения несбалансированного или несферичного ротора; выявлен и изучен механизм возникновения обката ротора неконтактного гироскопа в аварийных ситуациях; для контроля узлов МП и магнитных материалов созданы прецизионные приборы для измерения анизотропии, вращательного гистерезиса и малых моментов; предложено и реализовано на МП двойное вращение ротора, позволяющее существенно снизить уходы неконтактных гироскопов; выявлена возможность поддержания такого вращения самим подвесом; разработана методика расчета силового и моментного взаимодействия чувствительных элементов гироскопов с вывешивающим полем; проведен анализ и синтез нелинейного робастного управления в системах стабилизации МП; разработан МП для маятникового гироскопа, обеспечивающий точность 2-3 угл.с при повышении надежности; разработан и создан на базе МП макет гравитационного вариометра с погрешностью измерения  $\sim 0.25$  Этв и стабильностью 1-2 Этв в диапазоне  $\pm 300$  Этв; разработаны и применены в действующих макетах и приборах точные и стабильные оптико-электронные датчики углового положения вывешенного ротора.*

С момента образования в НИИ прикладной математики и кибернетики отдела динамики твердого тела и по настоящее время предметом исследований его сотрудников является взаимодействие твердых и упругих тел с полями различной физической природы - гравитационным, электрическими, магнитными. Большая часть полученных при этом результатов так или иначе касалась разработок гироскопических и других прецизионных приборов на новых физических принципах, а именно с применением неконтактных подвесов чувствительных элементов (ЧЭ) — электростатического, криогенного, магнитного.

Если работы для первых двух типов подвесов носили чисто теоретический характер, то магнитный подвес был в центре пристального внимания и теоретиков и экспериментаторов: проводились работы по усовершенствованию существующих подвесов, созданию новых, исследованию как процессов в самом подвесе, так и обусловленных его воздействием поступательных и угловых движений ЧЭ различных приборов: гироскопов, гироскопов, градиентометров, анизометров, весов и т.п.

Инициатором многих из перечисленных работ был д.т.н. проф. Ю.И.Неймарк.

Успешное проведение исследований во многом определялось, с одной сто-

роны, сильным творческим коллективом (доктора наук Г.Г.Денисов, В.Н.Комаров, О.Д.Поздеев, Ю.М.Урман; кандидаты наук А.И.Воробьев, В.С.Воронков, Р.В.Линьков, Л.С.Привер) и, с другой стороны, многолетними тесными контактами с такими организациями, занимающимися разработкой прецизионных приборов, как "Дельфин" (Москва), НПО "Азимут" (Санкт-Петербург), "Арсенал" (Киев), другими организациями.

Многие из результатов докладывались на конференциях, посвященных памяти Н.Н.Острякова. Остановимся лишь на некоторых из них, попытавшись при этом осветить как решаемую проблему, так и полученные результаты.

Прежде всего о некоторых общих задачах, решение которых во многом определяло решение других, конкретных задач.

1. Изучено пондеромоторное взаимодействие вращающегося проводящего сферического тела с магнитным полем. Оно основано на строгом решении электродинамической задачи в достаточно общей постановке. С единых позиций рассмотрены многочисленные конкретные ситуации взаимодействия движущегося проводящего тела с неоднородным магнитным полем, и изучены возникающие динамические эффекты [1-7]. Отметим некоторые из них.

Так, торможение проводящего шара в постоянном магнитном поле сменяется при определенных условиях на раскрутку при вращении в переменном. Точно так же тормозящая скоростная сила, действующая на проводник в постоянном магнитном поле, может смениться на разгоняющую в переменном поле. Это явление, в частности, служит причиной неустойчивости бесконтактной вывески проводника в переменном магнитном поле. Отрицательное трение возникает не только в переменном магнитном поле, но и в том случае, когда быстро вращающийся проводник колеблется в постоянном поле. Еще одним дестабилизирующим фактором является циркуляционная сила, возникающая в аксиальном поле, если проводник вращается вокруг собственной оси параллельно оси поля. Характерной особенностью здесь является то, что знак циркуляционной силы не зависит от конфигурации аксиального поля. Знак силы таков, что в постоянном магнитном поле она стремится придать телу движение в форме прямой прецессии. Отметим также смену характера других сил, возникающих при движении проводника.

Известно, что проводящий ферромагнетик в переменном магнитном поле достаточно высокой частоты ведет себя как диамагнетик. Но если он еще и вращается, то в некотором диапазоне скоростей вращения сила вновь приобретает ферромагнитный характер.

Наличие ускоряющего момента в переменном поле приводит к большому разнообразию возможных стационарных движений проводящего симметричного волчка. Так, кинетический момент может ориентироваться по оси внешнего поля или прецессировать под постоянным углом к ней. Тело может устойчиво вращаться либо только вокруг оси с большим или меньшим моментом инерции, либо вокруг любой из них (в зависимости от начальных условий). Возможно также устойчивое вращение при ненулевом угле нутации.

На основе решенных задач были получены оценки возмущающих моментов, обусловленных токами Фуко, в прецизионных приборах с магнитным подвесом ротора (гироскоп, градиентометр).

2. При решении многих гироскопических задач можно пренебречь связью угловых и поступательных движений ротора и рассматривать его угловые и вращательные движения вокруг неподвижного центра масс под действием моментов различной физической природы. Предположение об осесимметричности поверхности ротора и поля подвеса позволило представить силовую

функцию консервативных моментов в виде ряда по полиномам Лежандра [8], каждый член которого отвечает за взаимодействие с полем соответствующей гармоники эквивалентной несферичности ротора:  $n = 1$  соответствует действию остаточной намагниченности или небаланса;  $n = 2$  отвечает за эллипсоидальность ротора или его анизотропию;  $n = 3$  вызвана грушевидностью ротора и т.д. Применение же неприводимых представлений группы вращений к задачам о прецессионном движении твердого тела с закрепленной точкой под действием моментов, имеющих силовую функцию  $W$  [9,10], позволило упростить применение метода усреднения и рассмотреть более широкий класс задач, и не только в гироскопии.

Другой важный шаг был сделан при изучении прецессионного движения под действием неконсервативных моментов, обусловленных тангенциальными относительно поверхности ротора силами. Здесь удалось ввести аналог силовой функции  $V$  [11], производная которой по соответствующим координатам определяет величину углового момента, а направление его определяется взаимной ориентацией ортов оси подвеса  $\bar{n}$  и кинетического момента  $\bar{k}$ .

Все это позволило придать прецессионным уравнениям движения кинетического момента гироскопа при действии произвольных консервативных ( $W$ ) и диссипативных ( $V$ ) моментов при учете вращения Земли вид

$$\frac{d\bar{K}}{dt} + [\bar{\Omega} \times \bar{K}] = -W'[\bar{n} \times \bar{k}] - V'[\bar{n} \times \bar{k}] \times \bar{k},$$

позволяющий анализировать движение при различных сочетаниях моментов.

Благодаря этому удалось, с одной стороны, решить ряд частных задач и, с другой стороны, установить некоторые общие закономерности, присущие прецессионным траекториям.

Использование этого аппарата позволяет увидеть ясный физический смысл сложных взаимодействий, легко проводить преобразования из одной системы координат в другую, повернутую относительно первой и, как уже говорилось, существенно упрощается применение асимптотических методов нелинейной механики.

3. Использование упомянутого математического аппарата позволило разработать модель силового и моментного взаимодействия вывешивающего магнитного поля подвеса с ферромагнитным квазисферическим якорем ЧЭ (рис.1). В этой модели потенциал невозмущенного вывешивающего магнитного поля  $V$  и функция, описывающая поверхность квазисферического якоря, представлены в виде разложений в ряд по сферическим функциям. При этом неизвестные в общем случае коэффициенты разложения потенциала в ряд могут быть найдены численным расчетом магнитных сил на ЭВМ или моделированием поля электромагнита полем точечного магнитного заряда [12]. Первые три коэффициента этого разложения могут быть определены по экспериментально измеренным подъемной силе подвеса, горизонтальной жесткости и магнитной индукции на поверхности вывешенного якоря [13]. Как показали дальнейшие исследования, поверхность квазисферического якоря достаточно аппроксимировать трехосным эллипсоидом. В этом случае коэффициенты разложения функции, описывающей поверхность якоря, определяются по величинам анизотропии и механическим измерениям поверхности якоря.

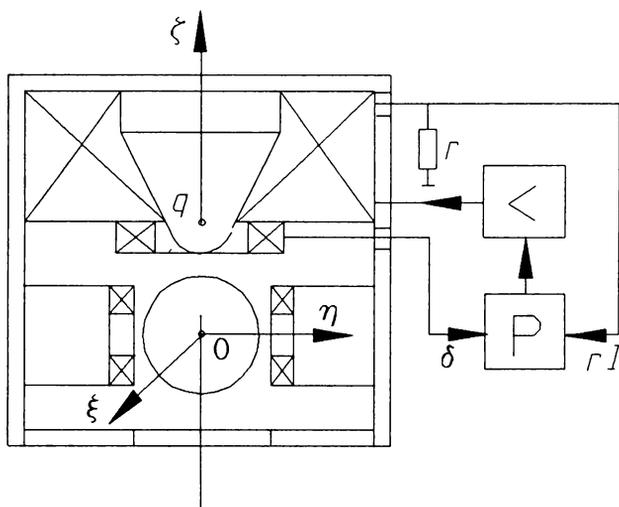


Рис.1

4. Много внимания было уделено исследованию динамики магнитного подвеса с целью оптимизации его параметров и улучшения качества работы.

Для разработки системы стабилизации магнитного подвеса необходимо знание алгоритма управления, обеспечивающего устойчивость равновесного состояния и приведение в него ЧЭ из любого положения в пределах допустимых перемещений по зазору. В [14, 15] аналитически решены задачи синтеза управления в магнитном подвесе ЧЭ как твердого тела, так и с учетом его упругих свойств по критерию максимальной области притяжения  $V$  равновесного состояния, расположенного в начале координат фазового пространства  $X$ , при допустимых управлениях, принадлежащих некоторой замкнутой области  $U$ . В наиболее простом случае безразмерная математическая модель магнитного подвеса ЧЭ как твердого тела может быть представлена в виде [14]

$$\frac{dx}{dt} = Ax + Bu, \quad A = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & -1 \\ 0 & \frac{h}{T} & \frac{1}{T} \end{pmatrix}, \quad B = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \frac{1}{T} \end{pmatrix}.$$

При исследовании модели учтено, что область допустимых управляющих напряжений на электромагните  $U: u^- \leq u \leq u^+$  является ограниченной из-за возможного пробоя изоляции и выходных транзисторов усилителя мощности.

Использование упомянутого критерия позволяет находить робастное управление, допускающее изменения его нелинейной зависимости в угле Гурвица, как показано на рис.2, где изображена структурная схема системы стабилизации магнитного подвеса ЧЭ.

Анализ динамики системы стабилизации магнитного подвеса при релейном управлении, в том числе с учетом малой динамической погрешности  $\epsilon$  обратной связи по скорости перемещения ЧЭ, проведенный в [16], позволил оценить допустимые отклонения параметров системы управления, при которых отсутствуют неустойчивые периодические движения, резко сокращающие область притяжения стабилизируемого равновесного состояния.

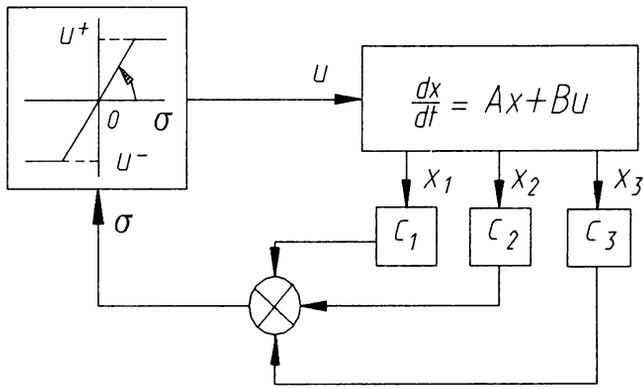


Рис.2

Если вернуться к изображенному на рис.1 магнитному подвесу, то следует сказать, что он нашел применение в наземных маятниковых гирокомпасах [17, 18], различные варианты ЧЭ которых приведены на рис.3 а, б, в, где указано расстояние  $l$  от центра масс  $C$  до центра ферромагнитного якоря  $O$ , определяющее маятниковость.

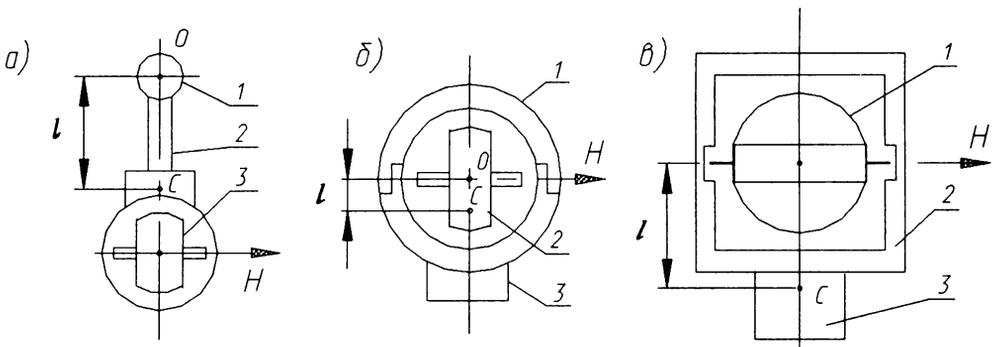


Рис. 3

В варианте (а) конструкция ЧЭ имеет много общего с конструкцией ЧЭ маятникового гирокомпаса с торсионным подвесом и состоит из ферромагнитного шарового якоря 1, за который ЧЭ вывешивается в поле электромагнита, штанги 2, соединяющей ферромагнитный якорь с гирокамерой, внутри которой расположен гиромотор 3.

В варианте (б) ферромагнитная сфера 1 совмещает функции якоря, за который ЧЭ вывешивается в поле электромагнита, и гирокамеры, внутри которой расположен гиромотор 2. Маятниковость ЧЭ создается грузом 3.

В варианте (в) конструкция ЧЭ не содержит гиромотора. Его функции выполняет ферритовый якорь 1, по форме близкий к шару и укрепленный на оси в неферромагнитной камере 2. Снизу камеры расположен груз 3, создающий маятниковость ЧЭ. Магнитный подвес ЧЭ осуществляется за якорь 1, который вращается на оси камеры 2 за счет эффекта автовращения [19, 20] и создает необходимый гирокомпасу кинетический момент.

Основные параметры магнитного подвеса рассматриваемых вариантов ЧЭ (рис.3) и самих наземных маятниковых гирокомпасов приведены в таблице. (Три последних из приведенных в этой таблице параметров определяют точность и быстродействие наземного маятникового гирокомпаса).

Параметр (Обозначение)	Размерность	Вариант а	Вариант б	Вариант в
Масса ЧЭ ( $m$ )	кг	1-1,5	1,75	0,3 - 0,5
Воздушный зазор ( $\delta_0$ )	мм	1-2	1 - 1,5	2 - 4
Радиус ферромагнитного якоря ЧЭ ( $R_0$ )	мм	12,5-15	42	2,5 - 20
Отрицательная осевая жесткость подвеса ( $a$ )	Н/мм	15 - 18	7,8	0,8 - 1,0
Крутизна силовых характеристик по току ЭМ ( $b$ )	Н/А	18 - 21	18	1,2
Поперечная жесткость подвеса ( $c$ )	Н/мм	0,35 - 0,4	0,3	0,12 - 0,2
Активное сопротивление катушки электромагнита ( $R_0$ )	Ом	7 - 14	7,85	10
Индуктивность катушки электромагнита ( $L$ )	Гн	0,1 - 0,2	0,15	0,12
Ограничения управляющего напряжения ( $u$ )	В	25 - 30	25 - 30	15 - 30
Уровень вредных моментов ( $\Delta M$ )	дин·см= $=10^{-7}$ Нм	$10^{-3}$	$10^{-1}$	$10^{-2}$
Кинетический момент ( $H$ )	кгм <sup>2</sup> /с	0,1 - 1	0,2	0,013
Период прецессионных колебаний ЧЭ ( $T_p$ )	мин	$\leq 10$	$\leq 45$	$\leq 10$

Достижимый уровень вредных моментов магнитного подвеса во многом зависит от используемых материалов и технологии изготовления его магнитной системы.

Работы в этом направлении нацелены на минимизацию моментного взаимодействия ЧЭ с полем подвеса. Быстродействие наземного маятникового гирокомпыаса, т.е. время, необходимое для ориентирования с требуемой точностью, зависит не только от его параметров, но и от системы съема показаний. При съеме показаний в режиме прецессионных колебаний ЧЭ относительно плоскости меридиана быстродействие определяется их периодом, уменьшение которого достигается увеличением маятниковости ЧЭ. При съеме показаний в компенсационном режиме используется система стабилизации ЧЭ в азимуте. В этом случае время ориентирования определяется временем приведения ЧЭ в заданный датчиком угла азимут, и быстродействие зависит уже от эффективности датчика момента.

Применение компенсационного режима при съеме показаний совместно с применением системы демпфирования поступательных перемещений ЧЭ в горизонтальной плоскости с помощью демпферных катушек (см рис.1) позволяет увеличить помехозащищенность наземного маятникового гирокомпыаса, что дает возможность его работы при наличии вибраций основания [21]. Это направление исследований отличает более комплексный подход к разработке наземных гирокомпыасов с магнитным подвесом ЧЭ.

5. Экспериментальные исследования возможностей осесимметричного МП были продолжены при разработке гравитационного вариометра (ГВ) с магнитным подвесом ЧЭ, макет которого был разработан и создан. Структурная

схема измерительного блока макета представлена на рис.4. Здесь показана магнитная система МП, состоящая из вывешивающего электромагнита 1 и якоря 2, закрепленного в чувствительном элементе 3, который содержит коромысло с закрепленными на его концах пробными массами 4, датчик перемещения 5. Электронные системы макета на рисунке не приведены.

Полезным сигналом гравитационного вариометра является крутящий момент, действующий на коромысло ЧЭ. Этот момент пропорционален эффективному моменту инерции ЧЭ, который, в свою очередь, зависит от величины пробных масс и их удаления от оси ЧЭ, и величин вторых производных гравитационного потенциала в месте нахождения ЧЭ.

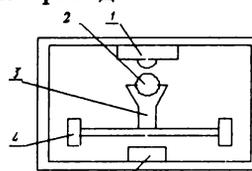


Рис.4

При величине вторых производных в 1 Этв и эффективном моменте инерции ЧЭ, равном  $4,7 \cdot 10^{-3}$  кг·м<sup>2</sup> момент будет равен  $4,7 \cdot 10^{-12}$  Нм.

Эксперименты на макете проводились с помощью калиброванных масс 20, 1,4, 0,14 и 0,01 кг, устанавливаемых в расчетное место относительно корпуса ГВ, путем сравнения расчетных и измеренных на макете величин момента, обусловленного присутствием калиброванных масс. Погрешность измерений на макете в пересчете на величины вторых производных гравитационного потенциала составила 0,25 Этв в диапазоне  $\pm 300$  Этв.

Проведенные теоретические и экспериментальные исследования причин возникновения и путей уменьшения вредного момента подвеса, методов измерения и контроля этого момента, методов юстировки магнитных систем, экспериментальные исследования непосредственно на макете ГВ позволяют сделать вывод о перспективности создания современного ГВ на основе МП [22]. Эта идея в настоящее время воплощается в разработке горизонтального градиентометра на предприятии "Геологоразведка" (Санкт-Петербург).

6. Хотя магнитный подвес и характеризуется малым уровнем вредных моментов, однако, при производстве МП по одной и той же технологии наблюдается сравнительно большой разброс величин этих моментов, ограничивающих точность приборов с МП. Теоретические и экспериментальные исследования выявили необходимость, в частности, точного определения величин и направлений осей анизотропии сферического якоря подвеса и тщательной выставки его в ЧЭ прибора.

Для определения величин и направлений осей анизотропии ферромагнитных образцов используются анизометры. В известных приборах исследуются образцы в виде пленок или малых шаров диаметром менее 2 мм. В приборах с магнитным подвесом используются ферромагнитные шары диаметром 10-40 мм и, кроме того, достигнутая в известных анизометрах точность не соответствовала требованиям, предъявляемым к МП.

В НИИ ПМК разработан анизометр на основе МП [23, 24], в котором определяется величина анизотропии у шаров диаметром 10 - 40 мм с повышенной в 5 - 10 раз точностью, а оси анизотропии отмечаются на поверхности образца с погрешностью 2 - 3°, что тоже превосходит известные приборы. В анизометре, схема которого показана на рис.5, используется неконтактное вывешивание шара в поле двух соосных осесимметричных электромагнитов. Ферромагнитный шар ориентируется осью анизотропии по оси магнитного поля. Поворачивая образец, отмечают все три оси анизотропии.

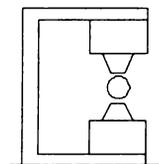


Рис.5

Величина анизотропии определяется по периодам колебаний шара вокруг выбранной оси анизотропии, ориентированной перпендикулярно оси магнитного поля.

Уточнение положения якоря в ЧЭ прибора проводится по специальной технологии на разработанном для этой цели стенде для измерения моментов [25], основой которого также является осесимметричный подвес. Для МП, предназначенного для использования в соответствующем приборе, определяются вредные моменты, величина которых зависит от ориентации ферромагнитного якоря относительно вывешивающего магнитного поля.

При весе ЧЭ 10 - 20 Н точность определения момента  $10^{-12}$  Нм при амплитуде  $10^{-7}$  -  $10^{-8}$  Нм. По результатам измерений проводится отбраковка отдельных элементов магнитных систем МП, если они не удовлетворяют заданным параметрам, проводится юстирование магнитных систем МП, а остаточные величины момента паспортизируются.

7. В первую очередь для проведения собственных экспериментов были разработаны два типа оптико-электронных измерителей угловых отклонений время-импульсного типа [26, 27] (рис.6 а, б) с прямым отсчетом показаний с точностью до  $10^{-2}$  -  $10^{-3}$  угл.с при быстродействии  $\sim 10^{-2}$  - 1 с, линейным участком шкалы  $\sim \pm 15$  угл. мин и зоной захвата  $\sim \pm 1^\circ$ . При этом электронная схема преобразования информации в аналог и код обеспечивает защиту от внешних наводок со входа, а также независимость показаний от изменений амплитуд импульсов с фотодиодов, обусловленных виньетированием.

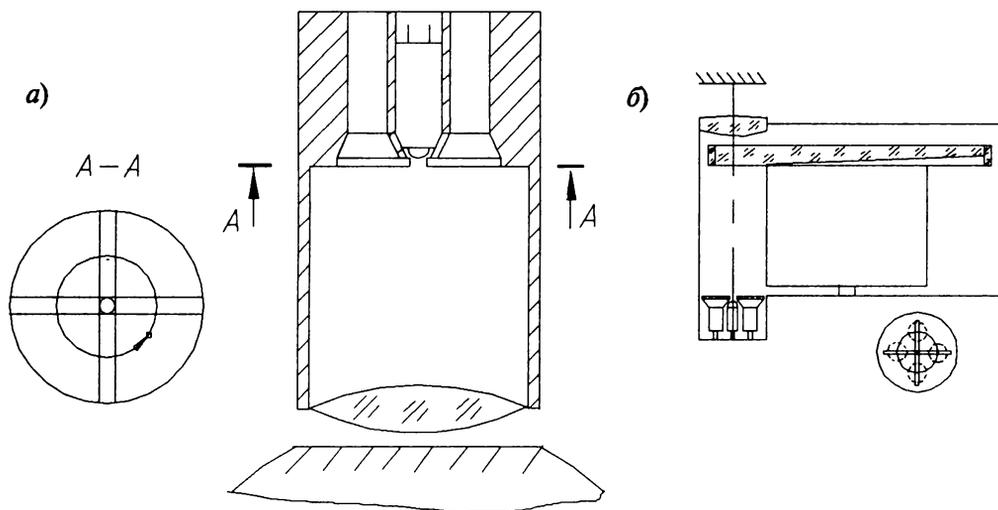


Рис.6

Первый тип двухкоординатных измерителей предназначен для съема показаний с роторов гироскопов с неконтактным подвесом. При этом сканирование осуществляется с помощью наклонного зеркала на роторе гироскопа или рисунка в его полярной области. Эти датчики, в принципе, могут использоваться в гироскопах с различными типами неконтактных подвесов как при обычном, так и двойном вращении ротора. В частности, с их помощью проводились эксперименты по исследованию моментных характеристик макетов гироскопов с магнитодинамическими и магниторезонансными подвесами.

Второй тип измерителей предназначен для съема показаний с объектов, на

которых установлено плоское или многогранное зеркало. В качестве сканера здесь использован вращающийся клин, установленный на торце гиromотора. Образцы этих измерителей изготовлены малой серией и применяются, в частности, в макете ГВ с магнитным подвесом.

8. Нельзя не сказать о некоторых нетривиальных эффектах, открытых и изученных в ходе исследований. Прежде всего несколько слов об одной интересной задаче. Решена она была очень давно, но закрытый характер публикации о ней [19] не раз приводил и других авторов к ее повторному решению. Речь идет об одном из замечательных свойств неконтактных гироскопов, состоящем в возможности появления авторотации - автоматического вращения ротора, обусловленного специфической реакцией системы регулирования подвеса на неоднородности ротора. Это присуще всем активным (регулируемым) подвесам. Неровности поверхности ротора при его вращении влияют на сигнал, идущий с датчика положения в систему подвеса. В результате поддерживающее поле оказывается промодулированным с периодом вращения ротора синхронно с его угловым положением и, следовательно, стробоскопически воздействует на неоднородности поверхности. Возникающий при этом момент синхронной наводки с ненулевым средним имеет составляющие как по оси вращения ротора (что приводит к торможению или разгону), так и перпендикулярные к ней (появляются уведящие моменты).

Несмотря на чрезвычайно малое отклонение поверхности ротора от сферы, моменты синхронной наводки, действующие на ротор в условиях вакуума и очень малых других неконсервативных воздействий, часто оказываются определяющими, приводят к снижению точности гироскопа и изменению его рабочего режима.

Опуская подробности, опишем здесь явление авторотации применительно к магнитному подвесу, представленному на рис. 7а.

При вращении ротора с выступами или со смещенным центром масс (различные роторы приведены на рисунке) сигнал с датчика модулируется с частотой, определяемой угловой скоростью ротора и числом выступов на нем.

Усиленный сигнал подается в обмотку электромагнита, модулируя воздействие на ротор синхронно с его вращением.

Раскручивающий момент возникает в случае, если ток в электромагните возрастает при приближении выступа к сердечнику электромагнита и убывает при удалении от него. Ротор разгоняется или тормозится в зависимости от того, больше или меньше этот момент (средний за оборот), чем момент сил сопротивления, обусловленный вихревыми токами, гистерезисными потерями в материале ротора и газовой средой. Нужная разность фаз между током в электромагните и прохождением выступа около сердечника осуществляется за счет фазовой характеристики усилителя. Меняя ее, можно регулировать скорость вращения ротора.

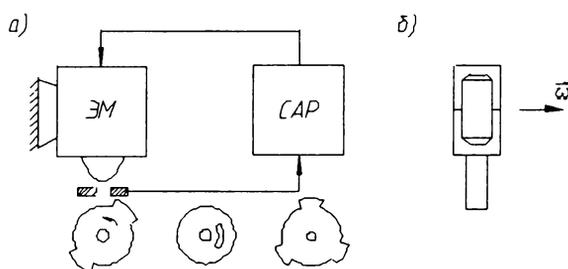


Рис.7

Эффект был изучен и осуществлен на магнитном подвесе в 1962 г., о чем в свое время было доложено на секции навигационных систем при Президиуме АН СССР.

Кроме роторов, представленных на рис.7, а, было осуществлено авторотация ферромагнитного левитирующего ротора, с которым через подшипники соединена камера (см.рис.7, б), изолирующая вращающийся ротор от окружающей среды и неподвижных деталей и определяющая маятниковость ЧЭ. Такой ЧЭ может служить одним из основных узлов малогабаритного надежного гироскопа.

С момента осуществления авторотации (1962 г.) прошло много времени и появилось значительное число работ как теоретического плана [28-33], так и по практическому осуществлению авторотации [34, 35].

9. Интересные результаты получены при рассмотрении движений ротора гироскопа в аварийных ситуациях, возникающих либо при резких ударах по корпусу прибора, либо при нарушении условий устойчивости подвеса. В этих случаях сильные ударные взаимодействия между быстровращающимся ротором и корпусом прибора приводят к существенному изменению движения центра масс ротора и к возможности появления огромных разрушающих ротор реакций.

Суть явления состоит в том, что при ударе ротора об окружающие его неподвижные детали, возникает импульсная реакция, имеющая составляющую, противоположно направленную по отношению к скорости поверхности ротора в месте контакта. В силу сказанного каждое последующее соударение сопровождается увеличивающимся тангенциальным импульсом и уменьшением времени межконтактного движения. В результате при достаточно большой начальной скорости центра масс ротора возможно в итоге его безотрывное движение по ограничивающей поверхности с интенсивным увеличением силовых воздействий.

Этот режим характеризуется тем, что ротор из-за действия сил сухого трения начинает прецессировать с возрастающей скоростью в сторону, противоположную вращению, скользя по ограничивающей поверхности со скоростью в точке контакта  $V = R\omega + \delta\Omega$  ( $\omega, \Omega$  — угловые скорости вращения ротора и его прецессии,  $R$  — радиус ротора,  $\delta$  — радиальный зазор). За весьма малое время он может перейти в качение без проскальзывания (обкат) по этой поверхности, при котором  $V = 0$ . Сказанное иллюстрирует рис.8, а. Процесс перехода ротора из режима скольжения в обкат ( $\Omega = \Omega_*$ ) в зависимости от начальных условий показан на рис.8, б.

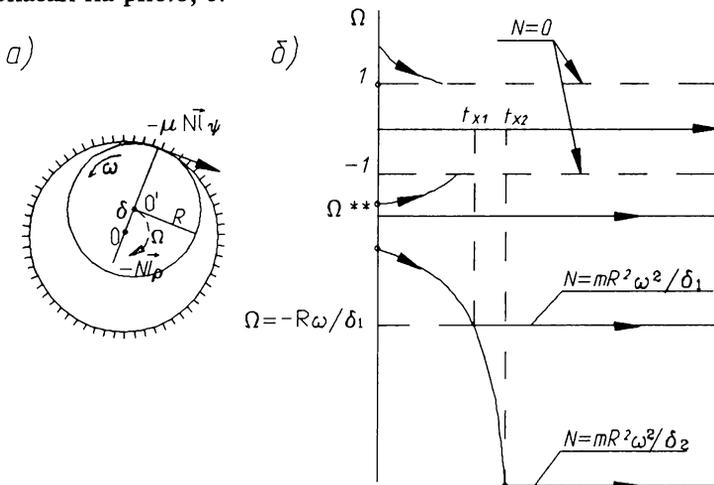


Рис.8

При возникающем обкате скорость прецессионного движения  $\Omega_p = -R\omega/\delta$ . Нагрузка  $N$  на опоры при этом, если только не произойдет их разрушения или упругого смещения, превосходящего размеры зазора, равна  $N \approx m\Omega_p^2\delta = \frac{mR^2\omega^2}{\delta}$  и может достигать громадных значений, поскольку обычно  $\delta \ll R$ .

Например, для ротора массой 30 г, вращающегося со скоростью 1000 об/с при  $R = 1$  см,  $\delta = 0,01$  см  $N = 1,2 \cdot 10^6$  Н.

Таким образом, жесткое ограничение поступательных перемещений роторов машин таит в себе опасность возникновения разрушающих реакций.

Физическое объяснение этого явления состоит в том, что происходит очень быстрая перекачка энергии вращающегося ротора в движение его центра масс. Большая скорость перекачки обусловлена интенсивным ростом сил воздействия на ротор ( $N \sim \Omega^2$ ). В силу сказанного понятно значение исследования условий перехода быстровращающегося ротора в обкат по ограничивающей поверхности.

Теоретическое исследование позволило сформулировать следующие основные результаты.

Безаварийному движению ротора при сильных (ударных) воздействиях или при нарушениях функционирования подвеса способствуют :

увеличение центрирующих и демпфирующих ротор сил;

уменьшение коэффициента  $k$  восстановления скорости при ударе ротора о корпус подвеса;

уменьшение коэффициента  $\mu$  сухого трения между поверхностями ротора и корпуса подвеса (в особенности).

В процессе создания гироскопа с магниторезонансным подвесом ротора при нарушении условий устойчивости или при случайных отключениях питания подвеса быстровращающийся ротор приходил в соприкосновение с окружающими его полюсами подвеса, что весьма часто сопровождалось скоротечным разрушением ротора и всего гироскопа.

В НПО "Азимут" были выполнены работы по созданию специального устройства, препятствующего появлению обката, на основе рекомендаций [36]. Это устройство представляет собой антиударные предохранительные кольца из титана, незначительно выступающие относительно ферритовых полюсов подвеса. Поскольку коэффициент сухого трения пары "титан — феррит" существенно меньше, чем пары "феррит — феррит", введенное устройство кардинально изменило поведение ротора гироскопа при отключениях питания подвеса и практически исключило появление обката, тем самым существенно повысив надежность прибора.

Несколько позднее устройства того же назначения были созданы и для электростатического свободного гироскопа.

Процесс создания и усовершенствования технических устройств, исключаящих возникновение обката, и модификацию математических моделей для исследования этого явления можно проследить по работам [37-40].

10. Особо следует отметить, что в НИИ ПМК родилось предложение о придании ротору неконтактного гироскопа движения с углом нутации, близким не к нулю, что является общепринятым в гироскопии, а к  $90^\circ$  [41-43]. При таком движении ротора, известном сейчас как двойное вращение, происходит непрерывная автокомпенсация уводящих моментов. В чем же механизм автокомпенсации или автоматического усреднения моментов при таком дви-

жении ротора?

Прежде всего следует сказать, что двойное вращение ротора возможно благодаря допустимости его произвольной угловой ориентации относительно подвеса, что характерно только для неконтактных гироскопов. Движение ротора складывается из медленного (единицы и доли оборотов в секунду) вращения ротора вокруг оси динамической симметрии и быстрого вращения (сотни и тысячи оборотов в секунду) этой оси вокруг направления кинетического момента  $\vec{K}$ , почти перпендикулярного оси симметрии ротора.

При таком движении кинетический момент описывает относительно ротора сильно развернутый конус с углом при вершине  $2\vartheta \approx \pi$  и периодом обращения, равным периоду медленного вращения. Так как ротор при этом занимает существенно различные положения относительно кинетического момента и корпуса прибора, то действующие на него консервативные моменты преобразуются в знакопеременную функцию времени с малой постоянной составляющей, что и уменьшает систематический дрейф гироскопа.

Если говорить об уводах, вызванных, например, небалансом ротора, то их величина при соответствующей выставке прибора может достигать значения

$$\dot{\sigma} = \frac{mg\varepsilon_0}{K} \cos \vartheta,$$

где  $\dot{\sigma}$  — угловая скорость прецессии гироскопа,  $m$  — масса ротора,  $g$  — ускорение силы тяжести,  $\varepsilon_0$  — осевая компонента вектора небаланса,  $K$  — величина кинетического момента и, наконец,  $\vartheta$  — угол нутации или угол между кинетическим моментом и осью ротора.

Из этой формулы видно, что при малом отклонении угла  $\vartheta$  от прямого уходы гироскопа существенно меньше (в сотни раз) по сравнению со случаем ненулирующего ротора.

Как уже было сказано, действующие на ротор консервативные моменты можно рассматривать как моменты, обусловленные некоторой эквивалентной несферичностью ротора, и использовать для их записи ряды по сферическим функциям или полиномам Лежандра.

Введем с учетом этого коэффициент автокомпенсации

$$\eta_n = \frac{\dot{\sigma}_n(\vartheta = 0)}{\dot{\sigma}_n(\vartheta \approx \pi/2)},$$

показывающий, во сколько раз угловая скорость прецессии гироскопа при двойном вращении ротора, обусловленная действием  $n$ -й гармоники формы, меньше, чем при обычном вращении ротора.

Легко видеть, что

$$\eta_1 = (\cos \vartheta)^{-1}; \quad \eta_2 = -2; \quad \eta_3 = -\frac{2}{3}(\cos \vartheta)^{-1}; \quad \eta_4 = \frac{8}{3}; \quad \eta_5 = \frac{8}{15}(\cos \vartheta)^{-1}; \dots$$

Для произвольных  $n$  можно получить:

$$\begin{aligned} \text{для нечетных} \quad \eta_{n=2k+1} &= (-1)^k \frac{(2k)!!}{(2k+1)!! \cos \vartheta}; \\ \text{для четных} \quad \eta_{n=2k} &= (-1)^k \frac{(2k)!!}{(2k-1)!!}. \end{aligned}$$

Видно, что при  $\vartheta \approx \pi/2$  происходит не только уменьшение амплитуды уходов, но и смена их направления при действии моментов гармоник с номерами  $n = 4m + 2$ ;  $n = 4m + 3$  ( $m = 0, 1, 2, \dots$ ).

Таким образом, движение ротора с большим углом нутации приводит к существенному уменьшению уходов гироскопа по сравнению со случаем обычного вращения ротора при  $\vartheta \approx 0$ .

Из сказанного следует, что принципиальным отличием описанного способа автокомпенсации уводящих моментов в СГ от известных ранее заключается в том, что вместо общепринятого в гироскопии вращения ротора с нулевым углом нутации используется сильно нутирующий ротор, кинетический момент которого почти перпендикулярен динамической оси, вокруг которой ротор медленно вращается.

Реализация метода автокомпенсации на практике сталкивается с необходимостью поддержания постоянными угловых скоростей вращения и угла нутации при всегда имеющихся неконсервативных моментах, что требует создания моментов управления.

При этом необходимо приложить один момент управления вдоль оси симметрии подвеса - для поддержания быстрого вращения, а другой - для стабилизации медленного вращения - вдоль оси динамической симметрии, быстро вращающейся вокруг кинетического момента. Так как и тот и другой моменты создаются неподвижными относительно подвеса устройствами, то наибольшая трудность заключается в поддержании стабильным медленного вращения.

В этой ситуации наиболее подходящими представляются модуляционные и автомодуляционные способы создания момента  $\vec{M}_{упр}$  [44-46], когда управляющее воздействие на ротор изменяется по некоторому закону в зависимости от его углового положения относительно подвеса.

Некоторые из способов были не только изучены теоретически, но и реализованы в макетах гироскопа с магнитным подвесом. Изучена и перспективная возможность стабилизации двойного вращения за счет поля подвеса, моментное воздействие которого на ротор обусловлено естественными или специально вносимыми неидеальностями последнего, например небалансом, анизотропией, несферичностью.

В частности, показано [46], что если передаточная функция системы автоматического регулирования подвеса обладает определенными свойствами, то при автомодуляции поля подвеса несбалансированным ротором возможна стабилизация движения с углом нутации, близким к прямому, или так называемое двойное автовращение ротора, что можно считать дальнейшим развитием идей об авторотации ротора.

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке РФФИ по проектам 94-01-00214, 95-01-00002 и 96-01-00927.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Ляньков Р.В., Урман Ю.М. Вращающийся шар в магнитном поле // ЖТФ.-1973.-Т.43, N 12. - С. 2472-2480.
2. Ляньков Р.В., Урман Ю.М. Пондеромоторное взаимодействие вращающегося проводящего шара с переменным неоднородным магнитным полем // ЖТФ.-1974.-Т.44, N 11. - С. 2255-2263.
3. Ляньков Р.В., Урман Ю.М. Силы и моменты, действующие на проводящую оболочку, вращающуюся в магнитном поле // ЖТФ.-1977.-Т.47, N 5. - С. 889-896.
4. Ляньков Р.В., Урман Ю.М. Силовое воздействие на проводящий шар, движущийся в магнитном поле // ЖТФ.-1977.-Т.47, N 4. - С. 716-723.
5. Ляньков Р.В., Урман Ю.М. Быстрые вращения проводящего магнитного волчка в неоднородном переменном магнитном поле // ЖТФ.-1978.-Т.48, N 6. - С. 1123-1131.
6. Ляньков Р.В. О неустойчивости проводящих тел, подвешенных в переменном магнитном поле // ЖТФ.-1979.- т.49, N 5. - С. 1037-1041.

7. **Кувшин В.И., Ляньков Р.В.** О циркуляционной силе в магнитной опоре // РАН, Проблемы машиностроения и надежности машин.-1992.- N 2. - С. 37-43.
8. **Денисов Г.Г., Комаров В.Н.** О траекториях гироскопа с осесимметричным подвесом ротора при учете вращения Земли // Изв. вузов, Приборостроение.-1975.-Т.XVIII, N 5. - С. 88-91.
9. **Денисов Г.Г., Урман Ю.М.** Прецессионные движения твердого тела под действием моментов, имеющих силовую функцию // Изв. АН СССР, МТТ.-1975.-N 6. - С. 5-14.
10. **Урман Ю.М.** Неприводимые тензоры и их применение в задачах движения твердого тела в силовых полях // Республ. межвед. сб., МТТ.- Киев: Наукова думка.-1983.-Вып.15. - С. 75-87.
11. **Денисов Г.Г., Комаров В.Н.** Неконсервативные моменты и их влияние на прецессию неконтактного гироскопа // Изв. АН СССР, МТТ.-1979.- N 3. - С. 15-23.
12. **Воронков В.С., Поздеев О.Д.** Определение сил, действующих на сферическое ферромагнитное тело в осесимметричном магнитном подвесе // Изв. вузов, Электромеханика.-1992.-N 3. - С. 3-8.
13. **Воробьев А.И., Поздеев О.Д.** Оценка моментов магнитного подвеса гравитационного вариометра, вызванных несферичностью якоря и погрешностью изготовления электромагнита // Сб. Судостроительная промышленность, серия Навигация и гироскопия.-1988.-Вып.14. - С. 9-16.
14. **Воронков В.С.** Синтез системы стабилизации магнитного подвеса и экспериментальное исследование ее динамики // Изв. вузов, Приборостроение.-1984.-Т.27, N 8. - С. 32-37.
15. **Воронков В.С., Поздеев О.Д.** Динамика системы стабилизации магнитного подвеса чувствительного элемента градиентометра // Изв. РАН, МТТ.-1995.-N 1. - С. 25-32.
16. **Воронков В.С., Поздеев О.Д.** Исследование динамики системы стабилизации магнитного подшипника // Изв. АН СССР, МТТ.-1980.-N 4. - С. 30-39.
17. **Беркутов В.В., Борисов А.А., Денисов Г.Г., Кузнецов А.С., Неймарк Ю.И., Поздеев О.Д., Тиль А.В.** Гироскоп с магнитодинамическим подвесом чувствительного элемента // Вопросы кораблестроения, сер. Навигация и гироскопия.-1974.- Вып.4. - С. 39-47.
18. **Воронков В.С., Поздеев О.Д.** Практика применения магнитного подвеса в маятниковых гироскопах // II Санкт-Петербургская международная конференция по гироскопической технике и навигации. - С.-Петербург: ЦНИИ Электроприбор.-1995. ч.1. - С. 38-45.
19. **Неймарк Ю.И., Денисов Г.Г., Поздеев О.Д., Цветков Ю.В.** // О магнитном подвесе с автовращением ротора // Вопросы специальной радиоэлектроники.-1964.-серия XIX, Гироскопические приборы и системы стабилизации.-Вып.2. - С. 3-12.
20. **Voronkov V.S., Denisov G.G.** The effect of a body's autorotation in the active magnetic bearings // Proc. 4-th Int. Symp. on Magnetic Bearings.-1994.-Zurich: ETH. - P. 339 - 342.
21. **Voronkov V.S.** Antidisturbance protection of pendulous gyrocompass with magnetically suspended sensor // The 3-rd Saint Petersburg Int. Conf. on Integrated Navigation Systems. St. Petersburg: CSRI Elektropribor.-1996.-part II. - P. 154-159.
22. **Вольфон Г.Б., Воробьев А.И., Денисов Г.Г., Поздеев О.Д.** Силовые и моментные характеристики магнитного подвеса гравитационного вариометра // Гироскопия и навигация.-1993.- N 1. - С. 58-64.
23. **Воробьев А.И., Ляньков Р.В., Поздеев О.Д., Неймарк Ю.И., Романычев Ю.А., Химин Ю.А.** Устройство для определения осей и величин анизотропии сферических образцов // А.С. N 748306.-1980.
24. **Денисов Г.Г., Ляньков Р.В., Поздеев О.Д., Романычев Ю.А., Химин Ю.А.** Анизометр с магнитным подвесом образца // ПТЭ.-1981.-N 5. - С. 245.
25. **Алексеев В.А., Воробьев А.И., Денисов Г.Г., Кугушев А.П., Поздеев О.Д., Привер Л.С.** Устройство для измерения возмущающего момента // А.С. N 1391278. 1988.
26. **Привер Л.С.** Фотоэлектрический датчик угловых координат с возможностью съема показаний в любой точке обзора // Вопросы кораблестроения.-1977.-Вып.27. - С. 129.
27. **Привер Л.С.** Опико электронные короткофокусные автоколлиматоры // ПТЭ РАН.-1994.- N 6. - С. 154-160.
28. **Мартыненко Ю.Г.** Уходы электростатического гироскопа, вызываемые несферичностью ротора // Изв. АН СССР, МТТ.-1974.- N 4. С. 13-19.
29. **Гусанский В.З., Парфенов О.И.** О вращательном движении гироскопа с неконтактным подвесом // Морское приборостроение.-1970.-Вып.4. - С. 55-61.
30. **Ляньков Р.В., Урман Ю.М.** Влияние системы регулирования подвеса на угловые движения несбалансированного ротора неконтактного гироскопа // Изв. АН СССР, МТТ.-1986.-N 4. - С. 5-12.
31. **Комаров В.Н., Урман Ю.М.** Влияние инерционности подвеса на уходы неконтактного гироскопа // Изв. АН СССР, МТТ.-1986.-N 5. - С. 22-29.
32. **Денисов Г.Г., Неймарк Ю.И., Поздеев О.Д. и др.** Свободный гироскоп с осесимметричным подвесом // Вопросы кораблестроения.-1971.-N 6. - С. 48-56.
33. **Комаров В.Н., Урман Ю.М.** О влиянии неконтактного подвеса на движение гироскопа // Прикладная механика.-1986.-Т.XXII, N 10. - С. 109-114.
34. **Duncan R.R.** A strapdown inertial navigation using miniature electrostatic gyro // Proc. of the National Aerospace Meeting. Washington.-1973. - p. 13.

35. Алексеев В.А., Воронков В.С., Денисов Г.Г. и др. Маятниковый гироскопас // А.С. N 163573.-1981.
36. Денисов Г.Г., Неймарк Ю.И., Сандалов В.М., Цветков Ю.В. Об обкате ротора по жесткому подшипнику // Изв. АН СССР, МТТ.-1973.-N 6. - С.4-13.
37. Сандалов В.М., Цветков Ю.В. Об обкатке нагруженного ротора по жесткому подшипнику // Изв. АН СССР, МТТ.-1979.-N 3. - С. 52-56.
38. Баркан М.В., Геркус А.А., Гутников А.Л. и др. Торможение ротора при обкатке в гироскопе с неконтактным подвесом // Вопросы кораблестроения, сер. Навиг. и гироскопия.-1981.-Вып.56. - С. 44-47.
39. Гутников А.Л. Особенности обката ротора гироскопа в неконтактном подвесе при ударе // Вопросы кораблестроения, сер. Навигация и гироскопия.-1983.-Вып.71. - С. 29-37.
40. Позняк Э.Л. Крутильный удар в валопроводе при внезапной и сильной разбалансировке одного из роторов // Машиноведение.-1987. -N5. - С. 66-74.
41. Денисов Г.Г., Комаров В.Н., Неймарк Ю.И., Поздеев О.Д., Привер Л.С. Способ автокомпенсации уводящих моментов свободных гироскопов // А.С. N 6546.- 1972.
42. Денисов Г.Г., Комаров В.Н. Об автокомпенсации паразитных моментов в безпорных гироскопах // Морское приборостроение.-1971. -сер. II-III, N 4. - С. 122-132.
43. Денисов Г.Г., Комаров В.Н. Автокомпенсация уводящих моментов в гироскопах с сильно нутрирующим ротором // II Санкт-Петербургская международная конференция по гироскопической технике и навигации. С.-Петербург: ЦНИИ Электроприбор.-1995. ч.1. - С. 87-91.
44. Комаров В.Н. О движении проводящего твердого тела во вращающихся магнитных полях // Изв. АН СССР, МТТ.-1989.-N 1. - С. 17-22.
45. Комаров В.Н. Импульсный двигатель для двойного вращения ротора в гироскопах с магнитным подвесом // Судостроительная промышленность.-1990.-Вып.25с. - С. 52-58.
46. Комаров В.Н., Денисов Г.Г. Двойное автовращение роторов неконтактных гироскопов // Изв. ВУЗов, Приборостроение.-1993.- т.36, N 9-10. - С. 52-57.

УДК 528.5

С.П.ДМИТРИЕВ, Б.С.РИВКИН, С.В.ШЕПЕЛЬ, З.М.БЕРМАН, Б.Л.ШАРЫГИН

(ГНЦ РФ-ЦНИИ "Электроприбор", С.-Петербург)

## **ПЛАТФОРМЕННАЯ ИНЕРЦИАЛЬНАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА В ЗАДАЧАХ ГЕОДЕЗИИ: МОДЕЛИ ПОГРЕШНОСТЕЙ, АЛГОРИТМЫ, ПЕРВЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТА"**

*Рассматривается специфика решения задач инженерной геодезии с использованием платформенной ИНС. Обсуждаются модели погрешностей такой системы и алгоритмы обработки измерений в реальном масштабе времени и апостериори. Приводятся результаты испытаний инерциальной геодезической системы "Геомер" на различных испытательных трассах в Германии.*

### **Задачи инженерной геодезии**

В последние 10-15 лет инерциальные системы нашли применение в новой для них области — геодезической съемке местности. При этом была предпринята попытка использовать (с привлечением специальной технологии, о которой речь пойдет ниже) морские или авиационные ИНС, для решения прежде всего задач так называемой "инженерной геодезии". Под "инженерной геодезией" обычно понимают прецизионное трехмерное определение координат точек местности, необходимое для прокладки путепроводов и автомобильных дорог, штреков в забоях и туннелей в горах, для обустройства месторождений и строительства плотин, оконтуривания водоемов и кадастровой съемки земель и т.д.

В процессе геодезической съемки местности объект на котором устанавливается ИНС, — например, автомобиль, — перемещается по заданной кривой

произвольной формы из начальной точки  $P_0$  в конечную  $P_k$ . Для этих точек считаются эталонно известными широта  $\varphi$ , долгота  $\lambda$  и высота  $h$ , задаваемые относительно некоторого эллипсоида, аппроксимирующего геоид. В процессе съемки требуется определить координаты  $\varphi^*$ ,  $\lambda^*$ ,  $h^*$  ряда точек  $P^*$ , лежащих на траектории, причем сами эти траектории бывают "замкнутыми" (точки  $P_0$  и  $P_k$  совпадают) и "открытыми", когда точки эти — разные.

Инерциальная технология геодезической съемки предполагает, что в процессе движения транспортного средства оно периодически останавливается (в том числе и в точках  $P^*$ ), поставляя так называемые ZUPT-измерения (zero velocity update), характеризующие нулевую скорость носителя. Второй тип измерений — CUPT-измерения (coordinate update) мы имеем в точках  $P_0$  и  $P_k$ , а также в тех точках на трассе, где координаты известны с эталонной точностью. Для инерциальной геодезии характерны трассы длиной до 20-30 км со временем их прохождения порядка 1 ч и менее. Легко понять, что при таких временах использования в ИНС не только не проявляется суточный контур колебаний, но и шулеровский контур перестает выполнять характерную для морских систем, например, роль эффективного фильтра, сглаживающего флюктуационные составляющие погрешностей гироскопов и акселерометров. В силу этого, а также при учете специфических для инерциальных систем ZUPT-измерений представляется целесообразным говорить об ИНС, используемых для геодезической съемки, как о специальных инерциальных геодезических системах (ИГС).

Наконец, нельзя обойти молчанием вопрос об использовании в задачах инженерной геодезии спутниковых навигационных систем (СНС) GPS и ГЛОНАСС. Известно, что кинематические методы их применения в режиме дифференциальных фазовых измерений обеспечивают определение координат места на субдециметровом уровне. Однако в силу малой длины волны излучаемых СНС сигналов даже листва деревьев является для них непреодолимым препятствием, приводя к перерывам в приемке сигналов СНС и срыву кинематического режима. Вот почему для геодезической съемки с использованием транспортных средств обычно осуществляют комплексирование приемника СНС и ИГС. Наконец, в тех случаях, когда применение СНС неэффективно, например при работе в штреках и забоях или при определении аномалий гравитационного поля Земли, необходимом в ряде приложений, автономному использованию ИГС нет альтернативы.

### Модель погрешностей платформенной ИГС и алгоритмы обработки

В общем случае ZUPT-измерения описываются соотношением вида

$$Z_v = \Delta V(T_i + 0) + V_{\text{вibr.}}, \quad (1)$$

где  $T_i$  — время движения после предыдущей остановки на  $i$ -м интервале;  $\Delta V$  — погрешность ИГС в определении скорости объекта;  $V_{\text{вibr.}}$  — составляющая скорости объекта, порождаемая на остановке вибрациями, вызванными работой его двигателя.

Здесь и далее  $V = (V_N, V_E)^T$  и  $S = (S_N, S_E)^T$ , где  $V_N, V_E$  и  $S_N, S_E$  — северные и восточные составляющие скорости и координат объекта.

В равенстве (1) именно величина  $\Delta V$  связана с погрешностью в выработке координат  $\Delta S$ , которая может быть частично компенсирована по наблюдениям  $\Delta V$ , но для этого необходимо всемерно уменьшить влияние  $V_{\text{вibr.}}$ . Последнее, как показано в работе [1], может быть реализовано с помощью алгоритма сглаживания со специально подобранной весовой функцией.

В этой же работе показано, что по наблюдениям (1) удается:

компенсировать составляющие погрешности в определении  $S$ , порождаемые постоянными на интервале  $T_i$  уходами гироскопов и дрейфами нуля акселерометров;

ослабить влияние флуктуационных компонентов погрешностей ИГС, прежде всего погрешностей гироскопов, акселерометров и гироскопических следящих систем (в платформенных ИГС).

Вместе с тем измерения (1) не позволяют уменьшить составляющие погрешностей в выработке  $S$ , вызванные погрешностями в знании курса  $\alpha_z(t)$  и масштабных коэффициентов акселерометров  $m = (m_N, m_E)^T$ . Действительно, для случая равномерного и прямолинейного движения на интервале  $T_i$  между остановками величина  $\Delta V(t)$  удовлетворяет равенству [1]

$$\Delta V(t) = \alpha_z(t)V_{\perp} + mV(t), \quad t \in T_i, \quad (2)$$

где  $V_{\perp}$  — скорость в направлении, перпендикулярном задаваемому соотношением (2). Так, если оно записано для северной составляющей, то  $V_{\perp}$  — скорость в восточном направлении. Из равенства (2) следует, что при  $t \in \bar{T}$ , где  $\bar{T}$  — время остановки,  $\Delta V(t) = 0$  и, следовательно, компоненты  $\alpha_z(t)$  и  $m$  по ZUPT-измерениям ненаблюдаемы.

Ранее было указано, что измерения (1) компенсируют погрешности, связанные с постоянными уходами гироскопов и дрейфом нуля акселерометров. Заметим, что для платформенных ИГС, о которых здесь идет речь, такое постоянство наблюдается лишь при движении объекта на интервале  $T_i$  неизменным курсом. При изменении курса в силу румбовых погрешностей ИГС, вызванных несимметрией в платформенных системах тепловых и магнитных полей, постоянные составляющие погрешностей гироскопов и акселерометров практически "скачком" переходят на новый уровень.

В этих условиях марковские модели, традиционно применяющиеся для описания погрешностей ИНС, оказываются неадекватными практической ситуации, что снижает эффективность алгоритмов калмановского типа. Вот почему для обработки ZUPT-измерений предлагается использовать алгоритм, опирающийся на кусочно-постоянные модели погрешностей, например, предложенный К. Леондесом и близкий к примененному в работе [2] для ИГС "волновому алгоритму". Заметим, наконец, что в силу априорной заданности трассы всегда можно организовать ZUPT-измерения таким образом, чтобы выделить участки движения постоянным курсом.

Ранее обсуждалась специфика обработки ZUPT-измерений, проводимой в реальном времени в процессе движения объекта по заданному маршруту. Рассмотрим теперь особенности использования СУРТ-измерения в конечной точке (СУРТ- и ZUPT-измерения в начальной точке трассы сводятся к вводу в ИГС начальных значений  $\varphi_0, \lambda_0, h_0$ , а также к калибровке и выставке ИГС) выполняемого по завершении маршрута и используемого при апостериорной обработке.

Запишем для этого погрешность ИГС в определении координат в реальном времени  $\Delta S(t)$  в виде

$$\Delta S(t) = \Delta S_1(t) + \Delta S_2(t), \quad (3)$$

где  $\Delta S_1(t)$  — составляющая, порождаемая ошибками ZUPT-коррекции при компенсации уходов гироскопов и дрейфов нуля акселерометров, а  $\Delta S_2(t)$  — компонента, связанная с погрешностями в знании  $\alpha_z(t)$  и  $m$ . Можно показать [1], что эти составляющие могут быть описаны равенствами

$$\Delta S_1(t_i) = \Delta S_1(t_{i-1}) + \delta S_1(T_i), \quad \Delta S_1(0) = 0; \quad (4)$$

$$\Delta S_2(t_i) = \Delta S_2(t_{i-1}) + \alpha_z(0)S_{\perp}(T_i) + \omega_z t_{i-1}S_{\perp}(T_i) + mS(T_i), \quad (5)$$

где  $\delta S_1(T_i)$  — практически некоррелированные для различных  $T_i$  величины погрешностей ZUPT-коррекции, порождающие винеровскую последовательность (4) и определяемые в основном флюктуационными компонентами погрешностей ИГС и времени  $T_i$ ;  $t_i, t_{i-1}$  — время на конец текущего и предыдущего интервалов движения между остановками;  $\alpha_z(0)$  — погрешность выставки ИГС по курсу в начальной точке трассы;  $\omega_z$  — уход азимутального гироскопа;  $S(T_i), S_{\perp}(T_i)$  — отстояния по соответствующим направлениям от точки предыдущей остановки.

Для конечной точки трассы равенство (5) может быть записано в виде

$$\Delta S_2(t_n) = \alpha_z(0)S_{\perp}(t_n) + mS(t_n) + \omega_z \sum_{i=1}^n t_{i-1}S_{\perp}(T_i), \quad (6)$$

где  $t_n$  — время движения по трассе,  $S(t_n)$  и  $S_{\perp}(t_n)$  — отстояния конечной точки от начальной.

Заметим, что равенство типа (6) было получено в работе [3].

Исходя из равенств (4) и (6), СУРТ-измерение в конечной точке трассы можно записать в виде [1]

$$Z_c(t_n) = \Delta S_2(t_n) + \Delta S_1(t_n) = H(t_n)a + W(t_n), \quad (7)$$

где  $a = [\alpha_z(0), m_N, m_E, \omega_z]^T$  — постоянный вектор с априорной ковариационной матрицей  $L$ ;  $W = [W_n, W_E]^T = \left[ \sum_{i=1}^n \delta S_N(t_i), \sum_{i=1}^n \delta S_E(t_i) \right]^T$  — погрешность измерений с априорной ковариационной матрицей  $R$ ;

$$H(t_n) = \begin{pmatrix} S_E(t_n) & S_N(t_n) & 0 & \sum_{i=1}^n t_{i-1}S_E(T_i) \\ -S_N(t_n) & 0 & S_E(t_n) & \sum_{i=1}^n t_{i-1}S_N(T_i) \end{pmatrix}$$

Тогда задача апостериорной обработки, по существу, сводится к оптимальной оценке по измерению  $Z_c(t_n)$  вектора  $a$  с последующей оценкой величин  $\Delta S_2(t_k^*)$ , в силу равенств (6) при  $t_n = t_k^*$ , где  $t_k^*$  соответствуют моментам остановок в тех точках трассы, координаты которых подлежат определению. Величины  $\Delta S_2(t_k^*)$  используются для компенсации в показаниях ИГС квазидетерминированных составляющих, не устраняемых в реальном времени работы системы при обработке ZUPT-измерений.

Заметим, что при необходимости определения всех четырех компонент вектора  $a$ , возникающей при близких априорных уровнях из неопределенности, одного СУРТ-измерения (7) в конечной точке, поставляющего два измерения  $Z_{cN}(t_n)$  и  $Z_{cE}(t_n)$ , недостаточно, ибо оказывается невыполненным условие наблюдаемости этих компонент. В этом случае необходимо формирование второго реперного пункта на трассе для получения еще двух измерений:  $Z_{cN}(t_{n+1})$  и  $Z_{cE}(t_{n+1})$ .

С близкой проблемой приходится иметь дело и при работе на "замкнутых" трассах, когда в силу  $S(t_n) = S_{\perp}(t_n) = 0$  исключается возможность определения по измерениям (7) оценки вектора  $a$ . В этом случае апостериорная обработка не дает повышения точности определения координат по сравнению с результатами обработки в реальном времени.

Наконец, необходимо сделать следующее замечание. В ряде случаев, прежде всего тогда, когда  $\alpha_z(0)$  имеет значительный уровень, оказывается значительным и уровень погрешностей ИГС в выработке выходных параметров в реальном масштабе времени. Последнее обуславливает:

увеличение погрешностей линеаризации уравнений "идеальной работы" ИГС при замыкании обратных связей по результатам обработки ZURT-измерений;

понижение точности вычислений переносных и кориолисовых ускорений;

увеличение погрешностей вычисления  $S(T_i)$  и  $S_{\perp}(T_i)$ , используемых при апостериорной обработке.

Для борьбы с этим явлением можно рекомендовать использование при начальной выставке ИГС по курсу процедуры двукратного гирокомпасирования или организацию на начальном участке трассы дополнительного реперного пункта (до или после начальной точки), позволяющего с помощью СУРТ-измерения уменьшить  $\alpha_z(0)$  [2].

### Инерциальная геодезическая система "Геомер"

В 1994 — 1996 гг. в ЦНИИ "Электроприбор" была создана ИГС "Геомер", в состав которой входят:

инерциальный измерительный модуль (ИИМ);

прибор управления;

специализированный цифровой вычислитель, реализующий алгоритм "идеальной работы" ИГС;

"note-book" типа IBM PC-486, в котором размещаются программы калибровки и выставки ИГС, а также обработки ZURT- и СУРТ-измерений.

ИГС "Геомер" — инерциальная система полуаналитического типа, при этом ИИМ, — представляет собой трехосный стабилизатор с безредукторными следящими системами на двухступенных поплавковых интегрирующих гироскопах типа ДПГ и поплавковых акселерометрах Д-10. Эти чувствительные элементы имеют следующие погрешности (3):

#### Гироскопы:

нестабильность уходов в пуске для горизонтирующих гироскопов .....  $\omega \leq 10^{-2}$  град/ч

уход в пуске азимутального гироскопа .....  $\omega_z \leq 2 \cdot 10^{-2}$  град/ч

#### Акселерометры:

нестабильность смещения нуля в пуске .....  $a \leq 1$  угл.с

погрешность масштаба .....  $m \leq 5 \cdot 10^{-5}$

Применяемая в ИГС "Геомер" процедура начальной выставки по курсу (однократное гирокомпасирование) приводит к значению ее погрешности ( $3\sigma$ )  $\alpha_z(0) \leq 10$  угл.мин. Учитывая вклад величин  $\alpha_z(0)$ ,  $m_N$ ,  $m_E$  и  $m_z$  в погрешность  $\Delta S_2$ , задаваемую равенством (6), легко показать, что в ИГС "Геомер" определяющей является величина  $\alpha_z(0)$  — именно она и учитывалась в составе вектора  $a$  при апостериорной обработке. Более того, для уменьшения погрешностей реального времени, порождаемых значительным уровнем величины  $\alpha_z(0)$ , в ИГС "Геомер" применяется процедура введения дополнительного СУРТ на начальном участке трассы.

Наконец, можно показать [1], что с теоретической точки зрения для ИГС с характеристиками системы "Геомер" для трасс, проходимых за 1 ч, должны выполняться следующие условия:

уменьшение в реальном времени (ZUPT-измерения) погрешностей в определении координат места  $\varphi^*$ ,  $\lambda^*$  по сравнению с погрешностями некорректируемой в 30-50 раз;

уменьшение этих же погрешностей после апостериорной обработки по сравнению с погрешностями реального времени в 40-60 раз.

### Результаты испытаний

В заключение приведем результаты испытаний ИГС "Геомер", проводившихся в октябре 1996 г. на полигонах, оборудованных Институтом физической геодезии Высшей технической школы г. Дармштадта (ФРГ). ИГС была размещена в микроавтобусе MD100 фирмы "Мерседес-Бенц".

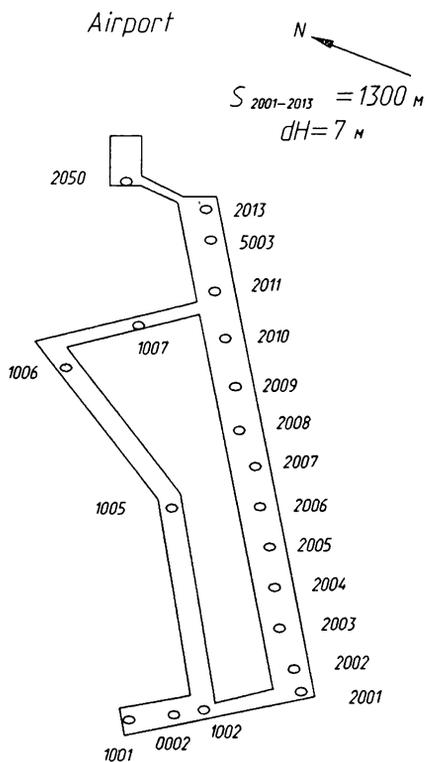


Рис.1

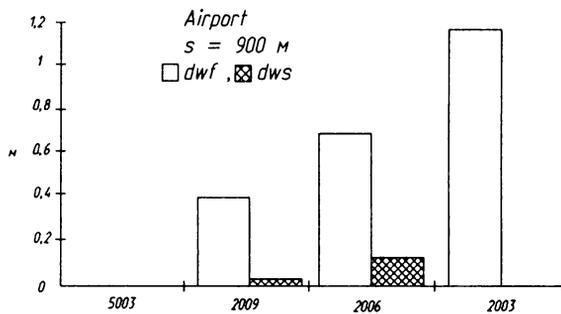


Рис.2

Первые испытания проводились в районе аэропорта Грисхайм на трассе, представленной на рис.1, где 1001-2050 — номера контрольных точек, координаты которых были определены с предельной погрешностью 5 см, длина трассы 2001-2013 равна 1300 м и перепад высот  $dH = 7$  м. Результаты одного из экспериментов на трассе 5003-2003 длиной 900 м с промежуточными ZUPT-измерениями в контрольных точках 2009 и 2006 приведены на рис.2 и 3, где  $dwf$  и  $dff$  — погрешности в определении  $w$  и  $\varphi$  в режиме реального

времени (фильтрация);  $dws$  и  $dfs$  — после апостериорной обработки (сглаживание);  $w = (\lambda - \lambda_0) \cos \varphi$  — отшествие.

Из этих рисунков следует, что погрешность ИГС "Геомер" в определении координат на трассах длиной  $\sim 1$  км в реальном времени не более 1,0-1,3 м, а после апостериорной обработки 10-15 см.

Второй цикл испытаний проводился в гористом районе Оденвальд на трассе (рис.4) длиной 36 км с перепадом высот  $dH$  360 м. При работе на этой трассе скорость микроавтобуса достигала 70 км/ч, время  $T_i$  между ZUPТ-измерениями составляло в среднем 3 мин, а время остановки  $\bar{T} = 30$

с. Результаты одного из экспериментов на трассе 6-8 длиной 6,7 км, характеризующейся практически постоянным курсом, иллюстрируются рис. 5 и 6. Из них следует, что погрешность ИГС в этом случае не превышала в реальном времени 10 м, а после апостериорной обработки — 25 см.

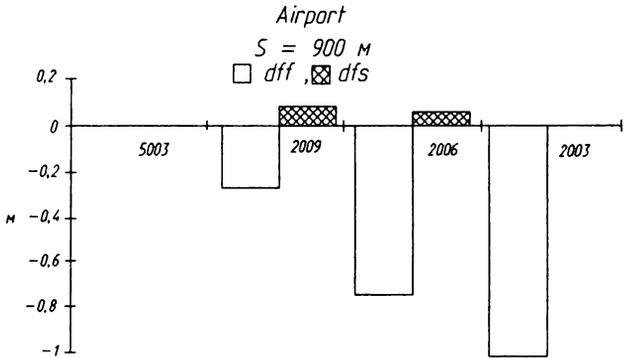


Рис.3

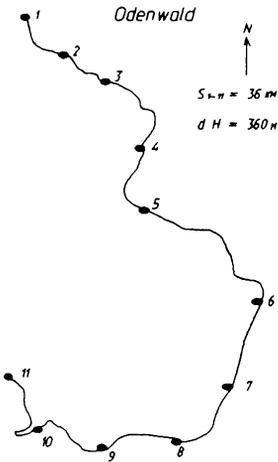


Рис.4

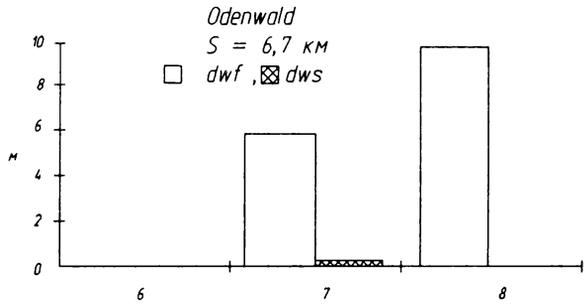


Рис.5

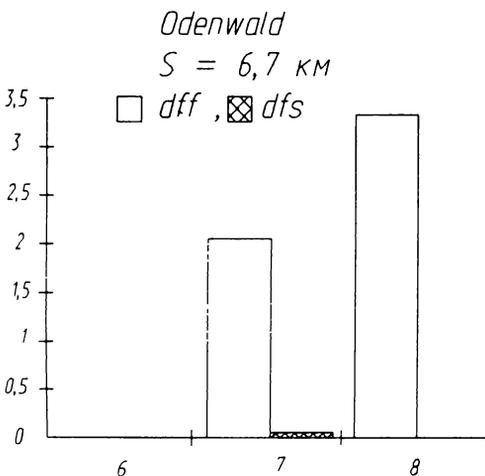


Рис.6

Результаты испытаний на трассе 2-7 длиной 18 км, время движения по которой составило 50 мин, приведены на рис. 7 и 8. В этом случае погрешность ИГС в реальном времени была менее 18 м, а после апостериорной обработки — 50 см.

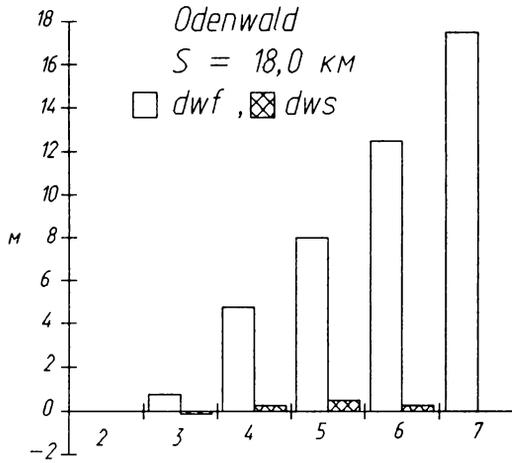


Рис.7

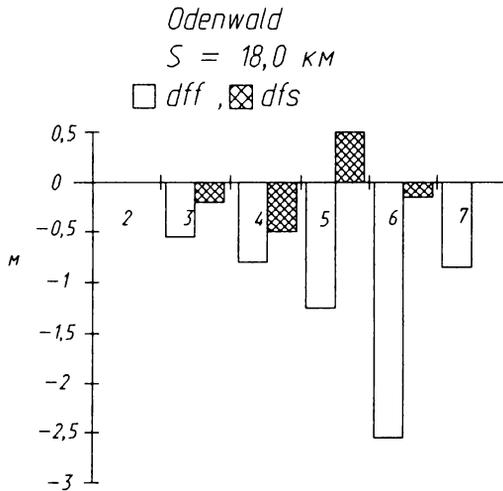


Рис.8

Здесь не даны результаты испытаний ИГС "Геомер" по вертикальной координате. Заметим лишь, что в районе аэропорта точность определения ее была идентичной результатам, полученным по горизонтальным координатам. Что касается района Оденвальд, где имеют место существенные аномалии гравитационного поля Земли, то как в реальном времени, так и после апостериорной обработки наблюдалось двукратное повышение погрешностей по отношению к погрешностям в определении  $w$  и  $\phi$ .

Подводя итоги изложенному, отметим, что система "Геомер" удовлетворяет по точности требованиям, предъявляемым к ней при решении задач инженерной геодезии, сформулированным в начале доклада.

## ЛИТЕРАТУРА

1. **Дмитриев С.П.** Инерциальные методы в инженерной геодезии. - СПб.: ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электронприбор", 1996.
2. **Saltchev O.S., et al.** IT-2A Russian Generation of Inertial Survey Systems//Proc. of the Inter. 1 Symposium on Vinematic Systems in Geodesy, Geomatics and Navigation, Banff, 1994.
3. **Forslerg R.** Experience with the ULISS-30 ISS for local geodetic and cadastral network control//Proc. of the Inter. Symposium on Kinematics systems in Geodesy, Servicing and Remote Sensing, Banff, 1990.

УДК 531.383:629.13

Ю.С.АЛЕКСАНДРОВ, С.Г.КУЧЕРКОВ, **В.К.ЛУКИЧЕВ**, И.Я.ОГУРЦОВ

(НИИ командных приборов, С.-Петербург)

### НАЗЕМНАЯ ОТРАБОТКА ГИРОСКОПИЧЕСКИХ СИСТЕМ НА ПОЛЕТНЫЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ

*Рассматривается модель вибрационных и ударных воздействий в полете при наземных испытаниях гироскопических комплексов. Определены способы задания нагружающего воздействия. Выдвигаются основные положения методологического оценивания погрешностей гироскопического комплекса в условиях механических воздействий.*

Проблема подтверждения требуемых точностных характеристик гироскопических систем в реальных условиях эксплуатации всегда являлась одной из центральных при проектировании систем управления подвижными объектами. Особое значение эта проблема приобрела при создании автоматических систем управления высокой точности для беспилотных объектов.

С учетом определенной сложности и высокой стоимости натуральных испытаний особое внимание в процессе проектирования и отработки уделяется наземным испытаниям гироскопических комплексов (ГК) в условиях механических воздействий (вибрация, удары и т.д.), максимально приближенных к реальным условиям полета. В отличие от испытаний электронных блоков и исполнительных устройств систем управления основной задачей испытаний ГК является не только подтверждение прочности конструкции и функциональной устойчивости при механических воздействиях, но прежде всего количественная оценка возникающих при этом погрешностей, т.е. степени влияния эксплуатационных факторов на точность решения задачи управления объектом. При этом оценке подлежат параметры ГК, определяющие точность реализации на борту базовой системы координат (уходы ГСП, динамика системы стабилизации), а также параметры гиросприборов, влияющие на определение вектора линейной скорости объекта.

Очевидно, что решение этих задач требует использования существенно отличных от прочностных испытаний методов. Прежде всего это относится к способам задания вибрационных и ударных воздействий. Как правило, для прочностных испытаний оказывается достаточным задание механических воздействий в виде типовых процессов определенного энергетического уровня - моногармоническая вибрация с "бегущей" частотой, случайная вибрация с заданной спектральной плотностью, ударные импульсы "простой" формы. Причем при задании интенсивности этих воздействий разработчики объекта, исходя из соображений гарантированного обеспечения прочности конструкции, используют метод "огibaющей", или оценки сверху, т.е. формируют не-

которые обобщенные характеристики воздействия. Как показал опыт разработок ГК, испытания на задаваемые таким образом воздействия, как правило, приводят к существенному завышению, по сравнению с натурными, испытаниями оценок погрешностей ГК.

В целях устранения этого несоответствия совместно с разработчиками объекта был проведен большой объем работ по анализу данных телеметрических измерений механических воздействий непосредственно в местах установки ГК, позволивший создать и успешно использовать при формировании исходных данных на разработку и при наземных испытаниях ГК достаточно достоверную модель как вибрационных, так и ударных воздействий в полете.

В соответствии с этой моделью вибрационные нагрузки в местах установки ГК в полете представляются суммой квазистационарной (на отдельных участках полета) широкополосной (20-2000 Гц) случайной вибрации (ШСВ) и нескольких существенно нестационарных по интенсивности и частоте узкополосных случайных вибраций (УСВ). Такой способ представления, иллюстрируемый рис.1, обусловлен самой природой возникновения воздействия. Именно ШСВ являются результатом прохождения через упругую конструкцию объекта к местам крепления ГК аэродинамических воздействий и воздействий от работы двигательных установок, а УСВ обусловлены воздействиями определенных агрегатов объекта (насосов, компрессоров и т.д.), работающих в переменном режиме.

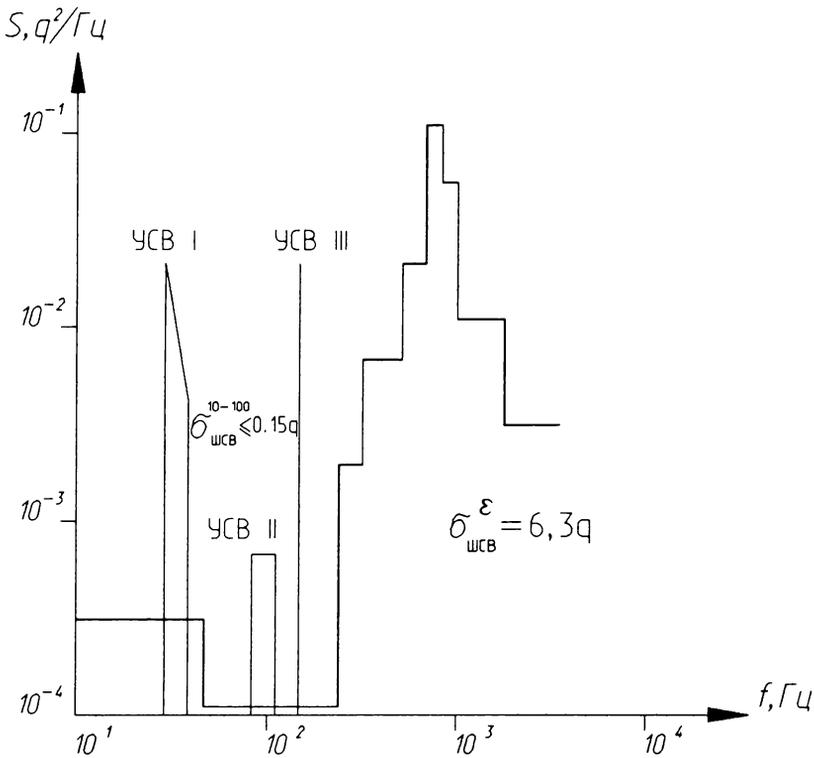


Рис.1

При этом анализ телеизмерений показывает, что интенсивность ШСВ в диапазоне опасных для ГК частот относительно невелика, вследствие чего накопление погрешностей ГК, вызываемых постоянным возбуждением на резонансных частотах его приборов и систем, не превышает значений основ-



ного соответствия между заданным ударным спектром и реализуемым при испытаниях виброударным процессом, в то время как погрешности ГК зависят от конкретной реализации этого процесса как функции времени.

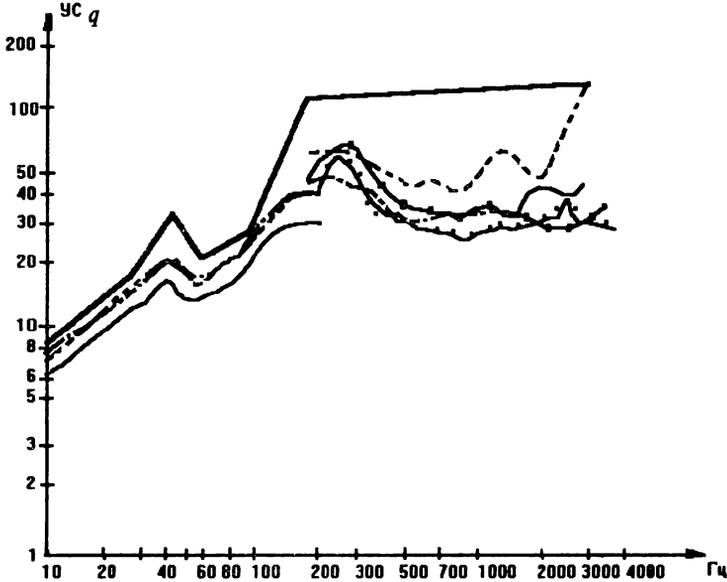


Рис.3

Ударные воздействия на ГК в полете возникают в результате срабатывания пиротехнических средств в условиях влияния на объект факторов окружающей среды. Очевидно, что в месте крепления ГК это воздействие преобразуется упругой конструкцией объекта в нестационарный вибропроцесс со временем затухания 0,2-0,3 с. При этом воздействие носит пространственный характер.

Теоретически эта проблема может быть решена уточнением самого понятия ударного спектра путем дополнения его соответствующими временными характеристиками - например, временем достижения наибольших абсолютных значений ускорения. Однако в практическом плане эта проблема остается нерешенной.

Поэтому при оценке точностных характеристик ГК и его основных приборов применяются следующие два, отличные от упомянутого выше, способа задания нагружающего воздействия. Первый способ состоит в формировании с помощью системы управления электродинамического вибростенда воздействия в виде суммы нескольких (от 3 до 15) одновременно действующих быстро затухающих вибропроцессов с общим ударным спектром, соответствующим заданному. Такой способ нагружения решает вопрос достижения требуемой длительности воздействия, однако допускает неопределенность в выборе параметров составляющих вибропроцессов, что влияет на точность оценки погрешностей ГК.

Второй способ сводится к воспроизведению с помощью системы управления электродинамического вибростенда конкретной реализации виброударного процесса, принимаемого за эталонный. Формирование необходимого управления вибростендом с учетом его передаточной функции осуществляется по итерационной процедуре в соответствии со схемой, изображенной на рис.4.

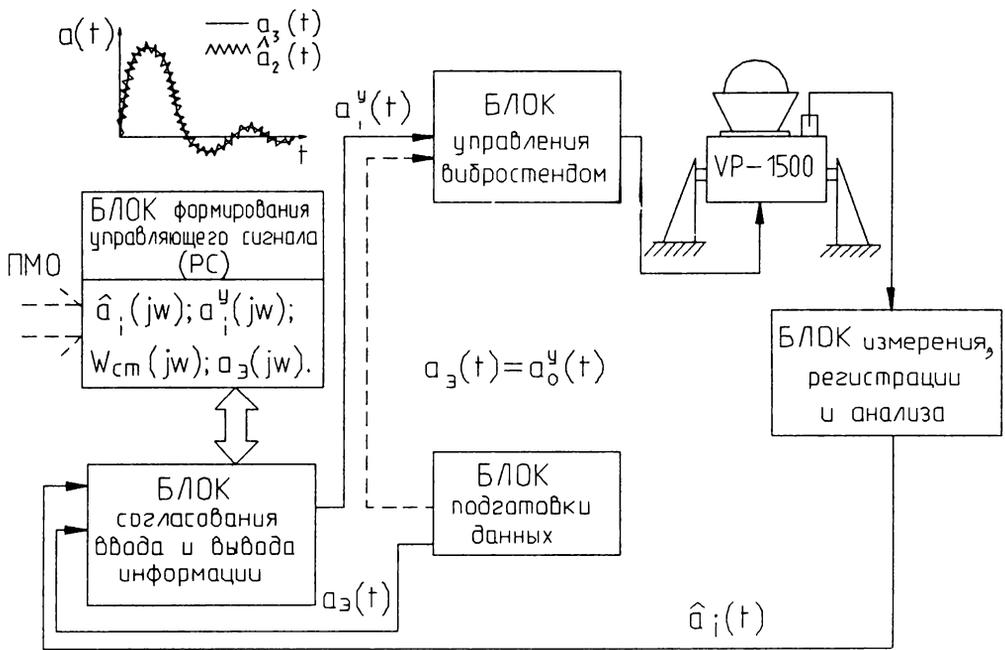


Рис.4

Этот способ обеспечивает получение наиболее качественной оценки погрешностей ГК при испытаниях, но, естественно, в тех случаях, когда имеется телеметрическая информация о воздействиях. Применение же этого способа на этапе разработки объекта требует выбора необходимой эталонной реализации при отсутствии телеметрической информации, что связано с определенными трудностями. Следует отметить, что программно-математическое обеспечение и испытательная база НИИ командных приборов позволяют проводить комплексные испытания ГК на одном вибростенде в виде последовательности соответствующих вибрационных и виброударных воздействий как функций времени полета. Методологически оценивание погрешностей ГК при наземных испытаниях в условиях механических воздействий базируется на следующих основных положениях.

В качестве источников информации для решения задачи используются только измерители, входящие в состав ГК и используемые в полете для решения задач управления объектом. Оценка погрешностей ГК производится путем сопоставления результатов обработки указанной информации с расчетными значениями ускорения силы тяжести и составляющих угловой скорости Земли, известными с высокой точностью для места проведения испытаний.

Основными источниками информации являются установленные на гиросtabilизированной платформе ГК акселерометры или интеграторы линейных ускорений и датчики углов, установленные на осях карданова подвеса платформы. При размещении на гиросtabilизированной платформе ГК оптического устройства его информация также может быть использована для оценки погрешностей. Наибольший эффект достигается при проведении комплексной обработки всех имеющихся источников.

В тех случаях, когда требуется лишь убедиться в отсутствии аномальных ошибок в процессе воздействия, достаточно проведения анализа информации в одной-двух ориентациях платформы. При этом оцениваются некоторые обобщенные параметры, являющиеся линейной комбинацией отдельных точ-

ностных параметров ГК. Если же влияние воздействий оказывается значимым и требуется выявление физической природы этого влияния, испытания должны быть проведены в нескольких (5-7) ориентациях платформы.

Каждое отдельное испытание включает три участка наблюдения: измерение до воздействия, в процессе воздействия и после воздействия. По информации, получаемой на первом участке, оцениваются параметры ГК в данном запуске, которые сопоставляются с оценками, получаемыми на втором участке. Таким образом, исключается влияние на результаты оценки разброса погрешностей от запуска к запуску. Наличие третьего участка измерений позволяет дать оценку сохранения точностных параметров после воздействия.

Отметим, что указанная методика позволяет оценить изменение точностных параметров не в каждый отдельный момент времени, а изменение среднего значения параметра за интервал наблюдения, что и требуется для практических целей.

Математическое содержание методики состоит в следующем. Фиксируемые на персональном компьютере функции — выходные сигналы источников информации — представляются в виде линейного разложения по вектору точностных параметров. Далее для его оценки используются известные методы оценивания — от метода наименьших квадратов до фильтра Калмана.

На основе приведенных методов воспроизведения нагружений и оценки точностных параметров разработана и успешно эксплуатируется автоматизированная система испытаний ГК при механических воздействиях.

Опыт проектирования показал, что наряду с автономными испытаниями ГК при механических воздействиях целесообразно на этапе наземной отработки проведение комплексных испытаний в составе сборок объекта с реальным воспроизведением работы пиросредств, разделения элементов, отделения частей объекта и т.п. С этой целью разработчиками объекта были созданы специальные стенды, позволяющие реализовать испытания, максимально приближенные к полетным условиям.

Для оценки точностных параметров ГК в процессе таких испытаний используется та же методология, что и при автономных испытаниях.

Разработанные и описанные выше способы определения механических воздействий на ГК в полете и методология наземной отработки ГК успешно применяются и показали свою эффективность при проектировании ГК для объектов различного назначения.

УДК 431.381

В.Н.КОШЛЯКОВ

(Институт математики НАН Украины, Киев).

## **ОБ ОБЩИХ ПРЕОБРАЗОВАНИЯХ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫХ УРАВНЕНИЙ ДВИЖЕНИЯ ГИРОСКОПИЧЕСКИХ СИСТЕМ**

Рассматривается общая методика структурных преобразований уравнений движения механических систем с гироскопическими силами, приводящая к исключению гироскопических членов из исходных уравнений возмущенного движения. не изменяя условий устойчивости и качественных свойств исходных уравнений, эта методика упрощает их исследование. Изложение иллюстрируется примерами из динамики твердого тела и прикладной теории гироскопов. (*Реферат доклада*).

---

## Секция “ЧУВСТВИТЕЛЬНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ СИСТЕМ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ”

### ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКИЕ ГИРОСКОПЫ

УДК 531.383.1:537.2

**С.М.ДЮГУРОВ, Б.Е.ЛАНДАУ (ГНЦ РФ - ЦНИИ “Электроприбор”, С.-Петербург).** Сравнительный анализ систем съема угловой информации бесплатформенного электростатического гироскопа. Дается обзор разработок систем съема угловой информации о положении ротора бесплатформенного электростатического гироскопа. Анализируются тенденции развития таких систем в России и за рубежом. Приведен сравнительный анализ разработок, доведенных до промышленно реализованных образцов. Обосновывается предпочтение применения оптических систем растрового типа по сравнению с емкостными системам, работающими по сигналам электростатического подвеса.

УДК 531.383-1:537.2

**С.М.ДЮГУРОВ, В.П.УГАРОВ, В.Д.АКСЕНЕНКО (ГНЦ РФ - ЦНИИ “Электроприбор”, С.-Петербург).** О согласовании оптического анализатора с растром ротора электростатического гироскопа. Рассматривается оптико-электронная система съема угловой информации о положении ротора бесплатформенного электростатического гироскопа. На основе математического представления растра ротора как векторного поля комплексных амплитуд модуляции яркости и поля зрения оптического датчика как пространственного интегратора выводятся уравнения, описывающие спектральный состав выходного сигнала датчика. Показано влияние соотношения размеров оптического анализатора и контрастной полосы растра на статическую погрешность преобразования “фаза—код”. Приведены расчеты статической погрешности системы съема для различных типов растра роторов большого и малого диаметра.

УДК 681.325.3

**В.Д.АКСЕНЕНКО, А.Н.ДОРОФЕЕВ (ГНЦ РФ - ЦНИИ “Электроприбор”, С.-Петербург).** Аппаратно-программная реализация следящего преобразователя фазы в код. Рассматривается следящий преобразователь фазы в код, в котором функции части узлов реализованы программно в вычислителе. Преобразователь разработан для использования в системе съема информации об угловом положении ротора электростатического гироскопа в бескарданной инерциальной системе. Преобразователь содержит две электронные следящие сис-

темы, в каждой из которых напряжение рассогласования, пропорциональное разности фаз входного сигнала и сигнала обратной связи, с помощью аналого-цифрового преобразователя преобразуется в код. Коды рассогласования передаются в вычислитель, где по заданной программе формируются коды начальной фазы сигналов обратной связи следящих систем. Сигналы обратной связи формируются аппаратно путем сдвига опорного сигнала по фазе на углы, пропорциональные кодам начальной фазы, полученным из вычислителя. Разность кодов начальной фазы соответствует угловому положению вектора кинетической энергии ротора гироскопа относительно оси, заданной расположением в корпусе гироскопа пары оптико-электронных датчиков, формирующих пару входных сигналов преобразователя.

Сравниваются основные характеристики преобразователя с соответствующими характеристиками преобразователей с чисто аппаратной реализацией. Показываются преимущества рассматриваемой реализации по точности, разрешающей способности, массогабаритным характеристикам.

Приводятся результаты моделирования и экспериментального исследования преобразователя в статическом и динамическом режимах.

УДК 629.7.05

**Ф.М.ЗАХАРИН, И.Г.СЕРДЮК** (*Киевский институт военно-воздушных сил*). **Программно-алгоритмическое обеспечение задачи идентификации модели систематического дрейфа электростатического гироскопа по результатам испытаний.** Рассматриваются два подхода программно-алгоритмического обеспечения указанной задачи. В первом случае задается структура причинно-следственной модели дрейфа и решается задача оценки параметров модели фиксированной структуры по эмпирическим данным с использованием двух вариантов процедур: 1) обобщенной нелинейной регрессионной процедуры типа Гаусса-Ньютона с использованием специальной операции псевдообращения матриц; 2) модифицированной процедуры одношаговой итерационной нелинейной фильтрации. Во втором случае задается общий класс описаний для неизвестной модели систематического дрейфа электростатического гироскопа и восстанавливается неизвестная функциональная зависимость по ограниченному выборкам эмпирических данных путем упорядоченной минимизации критерия среднего риска с использованием двух вариантов процедур: 1) процедуры упорядоченной по координатной минимизации критерия риска с использованием регрессионного алгоритма оценивания на базе процедуры Гревилля псевдообращения матриц или с использованием алгоритма ортогонализации по Граму-Шмидту; 2) процедуры минимизации риска с полным перебором вариантов.

УДК 531.383-1:537.2

**С.С.ГУРЕВИЧ, В.И.ЗАВГОРОДНИЙ, Б.Е.ЛАНДАУ, С.Л.ЛЕВИН, С.Г.РОМАНЕНКО.** (*ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электроприбор", С.-Петербург*). **Развитие модели дрейфа и исследование видимого движения свободного ЭСГ при действии консервативных и неконсервативных сил.** На базе существующих представлений о природе консервативных и неконсервативных моментов, действующих на ротор свободного ЭСГ, получена модель дрейфа такого гироскопа для практически значимого случая, когда на его ротор действует стацио-

нарное однородное магнитное поле и существуют моменты, обеспечивающие стабилизацию угловой скорости вращения ротора.

Приведены общие уравнения движения свободного ЭСГ на неподвижном основании с учетом представленной модели дрейфа. Рассмотрены некоторые стандартные ориентации корпуса ЭСГ и начального положения его ротора относительно географической системы координат (полярные и экваториальная) и получены приближенные аналитические решения уравнений движения гироскопа. Проведен анализ влияния параметров модели дрейфа на характер видимого движения гироскопа.

Полученные результаты достаточно хорошо согласуются с экспериментальными данными и являются базой для разработки практических методов идентификации параметров модели дрейфа свободного ЭСГ для алгоритмической компенсации его уходов.

УДК 629.7.05

**А.Б.ГОЛДОБИН, Л.В.КУДИНОВ, А.Л.МЕРКОВ, Д.О.ТАРАНОВСКИЙ, Э.И.ЯРОВОЙ (ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электронприбор", С.-Петербург). Об упрощенной модели ухода ЭСГ в БИНС.** Рассматривается возможный подход к математическому описанию ухода (дрейфа) ЭСГ со сплошным ротором как датчика БИНС. При этом учитывается детерминированная часть консервативных моментов взаимодействия поля подвеса с гармониками формы ротора. Используется информация об углах разворота ротора ЭСГ относительно корпуса.

Модель ухода выражается в терминах производных инерциальных параметров - углов склонения и прямого восхождения. Аппроксимация ведется по критерию минимума среднего квадратичного отклонения с использованием ортогональных полиномов Чебышева. Приводятся результаты моделирования.

УДК 531.383 - 1:537.2

**А.С.АНФИНОГЕНОВ, Р.П.АНДРЕЕВ, О.Г.ДРЯПАК, О.И.ПАРФЕНОВ, В.В.СУМАРОКОВ (ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электронприбор", С.-Петербург). Электростатический гироскоп с нулевым опорным напряжением следящей системы подвеса ротора.** Рассмотрены уходы электростатического гироскопа при использовании подвеса с линейным управлением; показано, что при наличии несферичности формы ротора основным источником случайного ухода гироскопа является высокое опорное напряжение и заряд на роторе. Проведена оценка уходов ЭСГ с нулевым опорным напряжением следящей системы подвеса. Показаны преимущества использования такого подвеса как в земных, так и в космических условиях. Разработана электрическая схема электростатического подвеса ротора, отличительной особенностью которого является наличие выходного высоковольтного усилителя с расширенным диапазоном выходного сигнала. При этом обеспечивается режим, в котором ненагруженные оси подвеса имеют на силовых электродах практически нулевое напряжение при взвешенном роторе. Корректирующие цепи в обратной связи подвеса, учитывая нелинейный характер системы управления, выбраны такими, чтобы была обеспечена устойчивость подвеса как в "большом", так и в "малом". Приведены результаты испытаний макета ЭСГ с нулевым опорным напряжением подвеса.

**А.В.СОЛОВЬЕВ** (ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электронприбор", С.-Петербург). **О выборе динамических характеристик системы стабилизации скорости вращения ротора электростатического гироскопа.** Рассмотрены проблемы, связанные с выбором динамических характеристик системы стабилизации скорости вращения ротора электростатического гироскопа (ЭСГ).

Для обеспечения высокой точности стабилизации частоты вращения ротора система стабилизации строится на основе системы фазовой автоподстройки частоты. Разность фаз между сигналом скорости вращения и сигналом задатчика частоты поддерживается постоянной. В этом случае ускоряющий (тормозящий) момент, вырабатываемый системой стабилизации, компенсирует тормозящий (ускоряющий) момент, возникающий в электростатическом подвесе, который, как показывает эксперимент, изменяется во времени очень медленно. Движения корпуса ЭСГ являются быстрыми по отношению к изменениям тормозящего момента. Для обеспечения независимости вышеназванной разности фаз от движения корпуса ЭСГ предлагается выбирать частоту среза системы стабилизации меньшей, чем характерные частоты, соответствующие движению корпуса ЭСГ. Рассмотрены особенности, возникающие при синтезе такой системы. Приведены результаты испытания системы, в котором в качестве возмущающего воздействия использовалось вращение привода автокомпенсации ( $T=4$  мин,  $\omega \approx 2,62 \times 10^{-2}$  с). При этом получено уменьшение модуляции сигнала ошибки (разности фаз), вызванной действием привода автовращения, в 4 раза.

УДК 531.383.1: 537.2

**Ю.Г.МАРТЫНЕНКО, В.В.ПОДАЛКОВ** (Московский энергетический институт). **О необходимости учета высших гармоник при асферизации полого ротора электростатического гироскопа.** Рассматривается полый ротор электростатического гироскопа, представляющий собой осесимметричную тонкую упругую оболочку переменной толщины. (Наружная поверхность оболочки является сферой, а внутренняя - вытянутым эллипсоидом вращения, причем отклонения внутренней поверхности от сферы предполагаются малыми по сравнению со средней толщиной оболочки.) С помощью метода малого параметра построено асимптотическое решение дифференциальных уравнений безмоментной теории оболочек в двух случаях. В первом случае оболочка находится под действием центробежных сил, возникающих при ее вращении с постоянной угловой скоростью вокруг оси симметрии. Во втором случае оболочка деформируется равномерно распределенным внешним давлением постоянной интенсивности - сжимающими силами гидростатического давления. (Давление прикладывается к ротору во время его изготовления - этот процесс используется при асферизации ротора, которая заключается в изготовлении ротора таким образом, чтобы его внешняя поверхность имела форму вытянутого эллипсоида вращения. Величина эксцентриситета этого эллипсоида выбирается такой, чтобы при достижении ротором номинальной угловой скорости центробежные силы превратили его внешнюю поверхность в идеальную сферу.) В обоих случаях оболочка деформируется так, что ее внешняя поверхность становится близкой к сплюснутому сфероиду. Найдена величина давления, при которой амплитуды второй гармоники в разложении формы оболочки в ряд по полиномам Лежандра оказываются одинаковыми. При этом пока-

зано, что четвертую гармонику в форме ротора скомпенсировать не удастся. В докладе проводится анализ зависимости амплитуды четвертой гармоники в форме оболочки от геометрических и массовых характеристик ротора электростатического гироскопа.

УДК 531.383

**С.И.ГУБАРЕНКО, И.В.МЕРКУРЬЕВ** (*Московский энергетический институт*). Уходы электростатического гироскопа при угловой и поступательной вибрации кожуха прибора. Исследовано движение ротора электростатического гироскопа (ЭСГ) при бесплатформенном способе применения. Рассматриваются два случая. В первом случае кожух гироскопа совершает поступательную вибрацию вдоль некоторого неподвижного в его осях направления. В рамках прецессионной теории гироскопов получено дифференциальное уравнение для единичного вектора, направленного по оси динамической симметрии ротора ЭСГ. При поступательной вибрации упреждающие напряжения на электродах подвеса будут содержать дополнительные гармонические сигналы с частотой, равной частоте поступательной вибрации основания ЭСГ. Проведено осреднение уравнений движения ротора ЭСГ по высокочастотной вибрации кожуха гироскопа для нерезонансного случая, т.е. когда частота вибрации основания не совпадает с частотой вращения ротора ЭСГ. Показано, что дополнительные уходы ЭСГ из-за вибраций кожуха обусловлены только четными гармониками в форме ротора. Нечетные гармоники, а также радиальный дебаланс ротора и неравножесткость каналов следящей системы ЭСГ к дополнительным уходом из-за вибраций корпуса гироскопа не приводят. Уходы ЭСГ для диапазона частот вибрации кожуха 200-500 Гц составляют: 0.03 град/ч для второй гармоники; 0.0015 град/ч для четвертой.

Во втором случае исследовано влияние угловой вибрации (качки) кожуха гироскопа на уходы ЭСГ. Угловая вибрация совершалась вокруг оси, задаваемой единичным вектором с постоянными в осях кожуха проекциями. Проведено осреднение уравнений движения ротора ЭСГ по высокочастотной угловой вибрации (качке) кожуха. Показано, что дополнительные уходы ЭСГ из-за угловых колебаний кожуха определяются только амплитудой вибрации и не зависят от частоты вибрации, наличие осевого дебаланса ротора не влияет на уходы гироскопа. Посчитаны дополнительные уходы из-за угловой качки кожуха, которые при амплитуде качки 45° могут достигать 0.334 град/ч.

#### АКСЕЛЕРОМЕТРЫ И ДРУГИЕ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ

УДК 531.383.

**А.М.ЛЕСТЕВ, И.В.ПОПОВА** (*АО "Гирооптика", С.-Петербург*). Современное состояние и тенденции развития механических миниатюрных гироскопов в России. Дается обзор исследований по теории механических миниатюрных гироскопов - динамически настраиваемых и волновых твердотельных гироскопов. Анализируются математические модели и модели погрешностей гироскопов этих типов. Рассматривается развитие конструкций механических миниатюрных гироскопов в России и приводятся их технические характеристики. Указываются области применения гироскопов, в частности, в качестве чувствительных элементов корректируемых бесплатформенных инерциальных систем, инерциальных систем локальной навигации, робототехнических комплексов и медицинских диагностических систем. Анализируются тенденции развития механических миниатюрных гироскопов.

**А.П.БУРАВЛЕВ, О.Л.МУМИН (ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электроприбор", С.-Петербург).** **О формировании силового базиса в пространственном электромагнитном подвесе.** Рассматриваются некоторые особенности формирования результирующей пондеромоторных сил восьмиэлектродного электромагнитного подвеса.

Нарушения правильной пространственной и магнитной структур подвеса, обусловленные теми или иными факторами, могут вызывать смещение его силового нуля, появление высших гармоник в характеристиках при изменении ориентации действующей нагрузки и, кроме того, нарушение ортогональности силового базиса. В частности, разброс магнитной проводимости цепей силовых элементов подвеса приводит к образованию некоторого косоугольного базиса, формируемого пондемоторными силами в результате реакции на внешние воздействия. Приводятся соотношения, характеризующие погрешности измерителя линейных ускорений, основанного на применении рассматриваемого подвеса.

УДК 531.383-1:538

**А.П.БУРАВЛЕВ, О.Л.МУМИН (ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электроприбор", С.-Петербург).** **Электромагнитный сферический подвес пространственного измерителя линейных ускорений.** Рассматриваемый подвес представляет собой эктаэдрическую структуру, образованную системой регулируемых источников магнитного поля, в которой размещена свободно левитирующая измерительная масса (ИМ). Чувствительный элемент измерителя содержит ИМ в виде правильной сферы из магнитомягкого материала, 8 электромагнитных силовых элементов и такое же число датчиков положения емкостного типа, системе автоматического центрирования, включающую аналитический построитель ортогонального трехгранника.

Анализ силовых характеристик показывает, что в диапазоне малых смещений ИМ подвес является линейным и изотропным. Вместе с тем введение в систему управления астатизма по смещению может привести к нарушению устойчивости подвеса из-за наличия существенных перекрестных связей между его каналами. Эта проблема может быть решена изменением структуры системы управления подвесом, а именно:

преобразованием сигналов, вырабатываемых совокупностью датчиков положения, в ортогональную систему координат;

формированием электрических нулей и требуемых передаточных функций в трехканальной системе;

обратным преобразованием сигналов управления в систему физических осей подвеса.

Кроме того, целесообразность преобразования сигналов, вырабатываемых системой датчиков положения восьмиэлектродного подвеса, обусловлена необходимостью формирования информации об ускорениях в системе измерительных осей акселерометра. Реализация указанных структурных изменений на основе современной элементной базы существенного усложнения системы управления не вызывает.

О.Л.МУМИН, В.Н.НАРВЕР, В.Д.ПРИХОДЬКО, В.И.СТОТЫКА (*ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электроприбор", С.-Петербург*). **Методика и результаты экспериментальных исследований влияния угловых ускорений на выходные характеристики акселерометра.** При экспериментальной оценке погрешности линейного акселерометра, обусловленной воздействием на него угловых ускорений, возможны два подхода. В первом случае погрешность оценивается на качающемся основании путем сравнения информации, снимаемой с акселерометра, с эталонными значениями ускорений, рассчитанными по данным угла наклона качающегося основания.

Анализ уравнений движения акселерометра на качающемся основании показывает, что оценка инструментальной погрешности акселерометра, связанной с наличием угловых ускорений, практически невозможна с требуемой точностью. В связи с этим более целесообразным представляется методика, базирующаяся на поэлементном анализе влияния отдельных составляющих углового ускорения, направленных вдоль осей прямоугольной системы координат, ориентированной так, что одна из ее осей совпадает с осью подвеса акселерометра. Показано, что в этом случае достижимая методическая погрешность не превышает  $10^{-5}$  g.

Для проведения испытаний акселерометров, в соответствии со второй методикой, был разработан и изготовлен стенд на базе автоматизированного прецизионного поворотного устройства с электромеханическим приводом и датчиком угла типа ВТ-5. Испытания, проведенные на данном стенде, показали, что реакция акселерометра на угловые ускорения соответствует расчетным значениям с погрешностью, не превышающей инструментальную погрешность стенда.

УДК 531.768

А.В.ТИЛЬ (*АО "Момент", С.-Петербург*). **Магнитные гироскопы-акселерометры.** Рассматриваются результаты разработок фирмой "Момент" семейства гироскопов-акселерометров. Основой гироскопов-акселерометров является магниторезонансный подвес сферического вращающегося ротора, одновременно выполняющего функции инерционного тела акселерометра.

Акселерометрические сигналы вырабатываются в виде разностей токов электромагнитов подвеса, противоположно расположенных относительно ротора. Поскольку такие гироскопы-акселерометры используются фирмой в разнообразных устройствах, то свойства конкретных типов гироскопов адаптированы к условиям их эксплуатации. В состав семейства магнитных гироскопов-акселерометров входят как гироскопы с допустимыми перегрузками до 15—20g и умеренными точностями, так и гироскопы с неучтенными скоростями ухода менее 0,01 град/ч и временем готовности менее 2 мин. Разнообразие свойств гироскопов достигнуто при высокой степени унификации конструктивных технологических и схемотехнических решений.

УДК 531.383

Р.Я.БЕЛОЦЕРКОВСКИЙ, В.И.ГОРИН, Н.М.РАСПОПОВА, В.Я.РАСПОПОВ. (*Тульский государственный университет, Конструкторское бюро приборостроения, Тула*). **Идентифицированные математические модели импульсных гиromоторов.** Рассматриваются математические модели импульсных гиromоторов, пригодные на всех этапах их разработки (проектирование, изготовление, испытания). Импульсные гиromоторы работают в режиме выбега и входят в

состав бортовых гиросприборов управляемых изделий с малым временем работы. В тепломеханических гиросмоторах для разгона ротора используется энергия порохового заряда или сжатого холодного газа. В механических - практически только энергия спиральной заведенной пружины. Математические модели тепломеханических гиросмоторов с пороховым зарядом учитывают горение заряда электровоспламенителя, зависимости горения порохового заряда от его состава и формы, температуру окружающей среды, переменность свободного объема камеры сгорания, центробежные перегрузки. Учтены потери на теплоотдачу, потери расхода газа в каналах неправильной формы и из-за косо-го среза сопел. Математические модели тепломеханических гиросмоторов на сжатом холодном газе учитывают конструкцию гиросмотора (совмещенный с газогенератором или разобщенный), а также особенности течения газа из газогенератора, полости ротора и взаимодействия газа с лунками по периметру ротора (разобщенный тип). Совместное решение уравнений тепломеханики и вращения ротора при разгоне позволили установить рациональные соотношения между геометрическими размерами ротора и энергоисточника для всех известных и используемых на практике типов тепломеханических гиросмоторов. Математические модели механических гиросмоторов с пружинным заводом включают геометрические и кинематические соотношения, характерные для "нормального" пружинного двигателя и уравнение динамики разгона гиросмотора с учетом потерь на межвитковое трение, гистерезис и обусловленных неточностью изготовления пружины.

Идентифицированные по основным эксплуатационным параметрам математические модели позволили разработать импульсные гиросмоторы для многих образцов бортовых гиросприборов.

УДК 581.383

**В.Г.ТЕРЕШИН** (*Уфимский государственный авиационный технический университет*). **Магнитоэлектрический вибрационный гироскопический вибротометр.** Изучаются особенности динамики магнитоэлектрического одноосного вибрационного гироскопического вибротометра с приводом подвеса. С использованием уравнения Лагранжа—Максвелла для электромеханических систем получена и проанализирована математическая модель данного гироскопического устройства. Последняя свидетельствует о колебательном характере выходного сигнала и о возможности определения угловой скорости отклонения основания в плоскости чувствительности прибора. Получены решения, характеризующие реакцию магнитоэлектрического вибрационного гироскопического вибротометра на различные воздействия, а также его передаточная функция и частотные характеристики. Рассмотрены методические и инструментальные погрешности прибора, а также указаны способы их минимизации. С помощью специального стенда, позволяющего создавать одновременно качку и вращение, были сняты необходимые осциллограммы и построена экспериментальная зависимость чувствительности испытуемого магнитоэлектрического вибрационного гироскопического вибротометра от частоты принудительного вращения платформы стенда. Полученные соотношения и рекомендации могут использоваться при проектировании приборов данного типа и служить определенными критериями для выбора его параметров. Отмечается возможность применения рассматриваемого гироскопического устройства в системе угловой стабилизации летательного аппарата, вращающегося вокруг своей продольной оси.

---

## Секция “ГИРОСКОПИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ”

### ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ И СИСТЕМЫ ГИРОСТАБИЛИЗАЦИИ

УДК. 621.396.988.6

**В.П.ДОРОНИН, Л.З.НОВИКОВ, Б.В.ХРОМОВ (НПК “Вектор” , Москва), С.А.ХАРЛАМОВ (НИИ прикладной механики им.акад.В.И.Кузнецова, Москва).** Основные проблемы создания миниатюрного инерциального измерительного прибора на базе микромеханических чувствительных элементов. Рассматриваются проблемы создания миниатюрного инерциального измерительного прибора для широкого спектра практических применений. Прибор, выдающий результаты измерений кинематических параметров произвольного пространственного движения в дискретной форме, рассматривается на двух иерархических уровнях. На уровне чувствительных элементов (гироскопов и акселерометров) рассмотрены проблемы механики, съема и преобразования информации, стыковки с электронной частью каналов управления, технологии изготовления и идеологии испытаний. На уровне прибора сформулированы задачи объединения чувствительных элементов в измерительные триады, формирования выходной информации с применением микропроцессорной техники и организации интерфейса с автономными или корректируемыми навигационными системами.

УДК 621.396.98:681.3

**Ю.М.МАТРОСОВ (ГНЦ РФ-ЦНИИ “Электронприбор” С.-Петербург).** Современный подход к построению вычислительных средств навигационных комплексов. Рассмотрены результаты проработок на основе импортной элементной базы. Необходимость интегрироваться в мировую кооперацию производителей и потребителей вычислительной техники поставила перед разработчиками задачу поиска оптимальных вариантов построения вычислительных средств НК. В мире накоплен богатейший опыт создания магистрально-модульных систем на основе международных стандартов. В то же время в России формируется богатый рынок импортной вычислительной техники. Ориентация на этом рынке и грамотное использование этой техники способствуют совершенствованию вычислительных средств НК, повышению их технических характеристик и конкурентоспособности навигационных систем в целом.

Работы по исследованию и освоению импортной вычислительной техники проводится в двух направлениях. Первое направление ориентировано на вычислительную технику, выполненную в стандарте MICRO PC фирмой OCTAGON SYSTEM (США). Второе направление ориентировано на вычислительную технику, разрабатываемую в рамках ОКР “Багет”.

Детальная проработка с привязкой к конкретным навигационным системам показала эффективность такого подхода.

**В.М.ЛЕСЮЧЕВСКИЙ (ГНЦ РФ-ЦНИИ "Электроприбор" С.-Петербург).** Особенности построения алгоритмов задач выставки и калибровки инерциальной навигационной системы на свободных гироскопах. Рассмотрены основные положения, принятые при построении алгоритмов задач ускоренного горизонтирования, демпфирования шулеровских колебаний построителя вертикали и калибровки погрешностей гироскопического трехгранника корабельной инерционной навигационной системы (ИНС) на двух электростатических гироскопах. При этом учитывается, что такая ИНС должна эффективно выполнять функции ведущей системы, обеспечивающей выработку опорной информации для выставки и калибровки ведомых ИНС на борту подвижного объекта. Критериями эффективности являются:

максимальная точность выработки навигационной и опорной информации;

минимальное время готовности опорной информации от момента запроса на ее выдачу;

минимальное время восстановления точности навигационной и опорной информации после устранения отказов ИНС в процессе эксплуатации.

Рассмотрена проблема реализации алгоритмов задач выставки и калибровки с использованием методов линейной оптимальной фильтрации при наличии упрощений в описании модели погрешностей ИНС. Проведено исследование устойчивости процедуры фильтрации на коротких и длительных интервалах наблюдения с использованием разнородных средств коррекции ИНС.

Оценка длительности переходных процессов и устойчивости дается по результатам моделирования алгоритмов для полной математической модели ИНС, а также по результатам стендовых исследований опытных образцов ИНС.

УДК 621.396.988 6

**А.А.ОДИНЦОВ, В.Б.ВАСИЛЬЕВА (ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электроприбор", С.-Петербург).** Взаимосвязь погрешностей курса и координат места в морских инерциальных системах. При разработке технических заданий на создание навигационных комплексов, содержащих в качестве основных измерителей инерциальные навигационные системы, требования к точности выработки курса и координат места задаются исходя из требований, необходимых заказчику и основным потребителям без учета достаточно жесткой взаимосвязи между погрешностями координат места и ошибками выработки курса. В результате в ряде случаев получение необходимых точностей вызывает большие трудности и иногда оказывается просто невыполнимым.

В работе анализируется взаимосвязь погрешностей выработки курса и координат места для различных инерциальных систем в зависимости от широты места и интервала между коррекциями. Приводятся требования к средствам коррекции инерциальных систем. Показано, что в ряде случаев коррекция может ухудшить точностные характеристики инерциальных систем. На примере инерциальной системы полуаналитического типа приводятся численные оценки погрешностей выработки курса и координат места в зависимости от условий проведения коррекции по координатам.

Даются рекомендации по учету поправок.

**Ю.С.АЛЕКСАНДРОВ, В.А.ЗЕЛИНСКИЙ, С.Г.КУЧЕРКОВ, Л.В.МОСКОВЧЕНКО, В.И.ПАВЛОВ** (*НИИ командных приборов, С.-Петербург*). **Гироскопическая система для стабилизации и ориентации оптических приборов.** Представляются основные результаты разработки системы, устанавливаемой на летательном аппарате (самолете, вертолете и т.п.) и предназначенной для выработки видеoinформации, обеспечивающей обнаружение различных объектов на фоне подстилающей поверхности, а также определение угловых координат объекта в базовой системе координат.

Ближайшим аналогом является семейство систем AN/AAQ фирмы Hughes Aircraft, в которых обеспечивается стабилизация оси визирования оптического блока. Отличительными особенностями разработанной системы являются полная стабилизация изображения посредством стабилизации оптического блока по трем осям, а также обеспечение работоспособности системы в условиях набегающего потока, соответствующего скорости полета до 600 км/ч.

Основными проблемами проектирования явились минимизация действующих на систему стабилизации аэродинамических моментов, а также создание конструкции карданова подвеса, обеспечивающего возможность обзора в полете всей нижней полусферы.

Особенностью разработанной системы управления ориентацией оси визирования оптического блока является решение задачи создания системы с требуемыми динамическими характеристиками при моментах инерции подвижной системы до  $1,5 \text{ Нмс}^2$  и кинетических моментах применяемых двухступенных гироскопов на уровне  $0,01 - 0,02 \text{ Нмс}$ .

При этом достигается погрешность стабилизации блока в инерциальном пространстве на уровне 30 угл.с и обеспечивается скорость переориентации оси визирования при управлении через датчики моментов гироскопов до 30 град/с. Разработанные методики юстировки аппаратуры обеспечивают точность определения углового положения оси визирования на уровне 3-4 угл.мин.

УДК 681.3 + 531.383

**Ю.И.ЖУКОВ, М.О.ТИХОПЛАВ** (*Государственный морской технический университет, С.-Петербурге*). **Компьютерная модель задачи параметрического анализа точности системы ориентации.** Расширение областей использования бесплатформенных систем ориентации делает актуальной проблему создания инструмента предварительного анализа возможностей таких систем, построенных на различной элементной базе.

Цель работы — создание компьютерной модели для анализа точностных характеристик бесплатформенной системы ориентации, позволяющей исследовать влияние основных параметров измерительного и обрабатывающего блоков на выходные показатели системы. Результатом работы является программное обеспечение модульного типа, включающее 17 подпрограмм на языке Turbo Pascal и обеспечивающее диалоговое взаимодействие с пользователем.

Решается задача определения углов ориентации в заданный момент времени, а также величины погрешности, на которую действительные значения углов ориентации отличаются от значений, полученных в результате математического моделирования.

В ходе начального диалога пользователь задает режим движения, значения углов ориентации в момент старта, географическую широту места старта, характеристики датчиков угловых скоростей, метод и шаг интегрирования, а также продолжительность наблюдения, интервал выдачи результатов и вид их представления.

Результаты вычислений записываются в файлы данных, а также представляются на экране дисплея. Пользователь может просмотреть на экране абсолютные значения углов ориентации, значения погрешностей вычислений и другое.

Разработанная программа позволяет произвести анализ точности математической модели в зависимости не только от режимов движения и численных методов интегрирования, но и от технических характеристик датчиков угловых скоростей.

Для оценки влияния параметров обработчика информации на выходные характеристики системы программное обеспечение тестируется на аппаратных средствах модульной архитектуры типа MicroPC с переменным составом оборудования, что позволяет уже на предварительных этапах исследования выбрать оптимальный состав аппаратных средств для обработчика информации.

УДК 531.383

**А.А.ГОРИН, В.И.ГОРИН, В.Я.РАСПОПОВ** (*Тульский государственный университет, Конструкторское бюро приборостроения, Тула*). **Гиросприбор для беспилотного летательного аппарата.** В состав бортовой аппаратуры управления беспилотных летательных аппаратов входит датчик углов крена и тангажа. Одним из вариантов подобного гиросприбора может быть прибор, состоящий из двух трехстепенных гироскопов, соединенных пространственной шарнирной связью и помещенных в дополнительный карданов подвес. Гиросприбор является механической системой с шестью степенями свободы, из которых независимыми являются четыре вследствие пространственной шарнирной связи между гироскопами. Конструкция гиросприбора позволяет реализовать следующие режимы работы: непосредственный гиросtabilизатор, маятниковая гировертикаль, физический маятник.

Реализация указанных режимов обеспечивается специальной конструкцией арретирующего устройства, представляющего электромагнитную систему с переменным ходом якоря, смонтированную на внутреннем кольце дополнительного карданова подвеса. В режиме непосредственного стабилизатора гиросприбор сбалансирован, в режиме гировертикали арретирующее устройство обеспечивает маятниковость, в режиме физического маятника арретирующее устройство блокирует гироскопы, оставляя прибору две степени свободы дополнительного карданова подвеса. В зависимости от характера траектории полета летательного аппарата (старт, набор высоты, прямолинейный полет на одной высоте, полет по "коробочке" с виражами при изменении курса) программное устройство может переводить прибор в один из рабочих режимов. Режим физического маятника используется для коррекции прибора на прямолинейных участках полета летательного аппарата без ускорения и для первоначальной выставки.

Математическое моделирование и лабораторные эксперименты с образцами гиросприбора, изготовленными в заводских условиях, показали реализуемость всех режимов работы гиросприбора с ожидаемыми точностями.

**Р.Н.НАСИБУЛИН, В.В.САВЕЛЬЕВ, А.П.КУЧЕРОВ** (*Тульский государственный университет*). **Бесплатформенная система ориентации спортивного ружья.** Приводятся сведения о макетном образце бесплатформенной системы ориентации (БСО), предназначенной для измерения параметров движения спортивного ружья при стендовой стрельбе. БСО содержит блок чувствительных элементов, пульт, персональную ЭВМ. Блок чувствительных элементов монтируется на ружье и состоит из трех миниатюрных гироскопов и акселерометра, что позволяет измерять угловые скорости ружья относительно трех взаимно перпендикулярных осей и продольное ускорение ружья при выстреле. В пульте расположены блоки питания, фазочувствительные выпрямители, аналогово-цифровой преобразователь, изготовленные из элементов, применяемых в бытовой технике. БСО работает от бытовой электросети и выдает информацию об угловых скоростях и углах поворота ружья по отношению к его исходному положению в виде таблиц или графиков на дисплее ЭВМ. Применение такой БСО позволит индивидуализировать процесс тренировок спортсменов высокого класса, объективно осуществлять отбор начинающих спортсменов-стрелков, получить исходные данные на проектирование тренажеров по стендовой стрельбе и на разработку новых спортивных ружей. Работа выполнена в рамках программы "Конверсия и высокие технологии".

УДК 521.396.988.6-752.3

**А.Г.ВАСИЛЕВСКАЯ, М.Ф.КОНЕВ** (*ГНЦ РФ-ЦНИИ "Электронприбор", С.-Петербург*). **Экстренная выставка корабельной системы гироскопической стабилизации.** Рассматриваются алгоритм, составляющие погрешностей и результаты математического моделирования экстренной выставки корабельной системы гироскопической стабилизации (КСГС). При экстренной выставке измерение углов качек производится относительно наклоненной системы координат гиросtabilизированной платформы, по интегралам сигналов акселерометров вычисляются оценки поправок к измеренным углам качек совместно с дисперсиями погрешностей этих оценок. При маневрировании курсом и скоростью корабля необходимо привлечение информации курсоуказателя и лага. Разработанный математический аппарат моделирования позволяет вырабатывать рекомендации по продолжительности выставки и оценивать ограничения по маневрированию корабля в зависимости от требований к точности выработки углов качек, условий проведения выставки, погрешностей КСГС, курсоуказания и лага.

#### ГИРОКОМПАСЫ И СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЯ УСКОРЕНИЙ

УДК 629.12.053.13

**В.М.КОГАН, Ю.А.ШАХОВ** (*ЦНИИ "Дельфин", Москва*). **Опыт разработки и поставки на экспорт гироскопа "Яхта".** Приводятся основные эксплуатационно-технические характеристики гироскопа (ГК) "Яхта", разработанного в ЦНИИ "Дельфин". Прибор построен по схеме корректируемого двухрежимного ГК с использованием малогабаритного динамически настраиваемого гироскопа, кварцевых акселерометров и безредукторных систем стабилизации. При весьма малых габаритах и массе ГК обеспечивает точность, превышающую

щую требования Морского Регистра России и ИМО. Гирокомпас удобен в эксплуатации, не требует обслуживания, имеет малое время готовности и может с успехом использоваться на морских и речных судах всех типов и классов независимо от их тоннажа, скорости и назначения.

Несмотря на резкое сокращение программы отечественного судостроения и насыщенность мирового рынка навигационной аппаратуры, ГК “Яхта” заинтересовал многих отечественных и зарубежных потребителей. Для обеспечения внутренних и экспортных поставок предусмотрено сопряжение со всеми типами лагов, разработан ряд трансляционных приборов, обеспечивающих подключение основных типов цифровых, аналоговых и шаговых приемников курса, используемых отечественными и зарубежными потребителями, в том числе предусмотрен цифровой выход по стандарту RS232C в формате NMEA-0183. Созданы комплектации, позволяющие устанавливать ГК на различных судах вместо ранее выпускавшихся моделей курсоуказателей. Для обеспечения экспортных поставок обращено особое внимание на выполнение требований МЭК в части электромагнитной совместимости, подвергнуты доработке органы индикации, упаковка и маркировка приборов и т.д.

ГК “Яхта” имеет сертификаты Морского Регистра и Госстандарта России, успешно прошел испытания и получил сертификаты ведущих зарубежных классификационных обществ.

#### Основные эксплуатационные характеристики ГК “Яхта”

Максимальная скорость судна .....	99 уз
Максимальная широта плавания .....	75°
Статическая погрешность .....	0,2 секφ (3 σ)°
Динамическая погрешность .....	0,6 секφ (3 σ)°
Время автоматического приведения в меридиан .....	30-60 мин
Масса центрального прибора .....	9 кг
Габариты центрального прибора .....	200×200×200 мм
Судовая сеть .....	=24 В или ~50/60 Гц 220 В
Потребляемая мощность базового комплекта .....	не более 30 Вт
Срок службы .....	не менее 12 лет
Ресурс .....	не менее 30000 ч

УДК 629.196.2

**Б.В.ДУДНИЦЫН, В.А.КОВИН, Ю.М.МАТРОСОВ, О.Л.МУМИН, Л.П.РЯБОВА (ГНЦ РФ - ЦНИИ “Электроприбор”, С.-Петербург). Шестиканальная система измерения микроускорений на борту космического аппарата.** Работа посвящена созданию системы измерения микроускорений, предназначенной для контроля микрогравитационной обстановки на борту космических аппаратов типа “Фотон” в процессе производства специальных материалов и научных исследований в условиях невесомости.

В процессе эксплуатации система измерения микроускорений должна выполнять следующие функции:

определять проекции действующих на космический аппарат микроускорений на ортогональные оси координат;

проводить спектральный анализ процессов изменения проекций микроускорений;

проводить статистическую обработку результатов спектрального анализа;

запоминать и хранить результаты статистической обработки.

Разработанная система состоит из двух трехкоординатных преобразователей проекций микроускорений в электрический сигнал и многоканального цифрового вычислительного устройства, предназначенного для преобразования электрических сигналов в цифровой код, проведения спектрального анализа процессов изменения сигналов, статистической обработки результатов спектрального анализа и долговременного хранения результатов статистической обработки.

В качестве преобразователей микроускорений используются трехкоординатные акселерометры с электромагнитным подвесом сферической измерительной массы.

Вычислительное устройство разработано на основе блоков "Micro Pc", включающих в себя процессор 486 и запоминающее устройство на флеш-дисках.

Представлены результаты разработки системы в целом и ее частей ( акселерометров, вычислительного устройства, алгоритма обработки информации акселерометров), а также методики и результаты испытаний в наземных условиях.

---

## Секция “ОБРАБОТКА ИНФОРМАЦИИ В СИСТЕМАХ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ”

### ОБРАБОТКА ИНФОРМАЦИИ

УДК 629.7.05

**А.В.ЧЕРНОДАРОВ, Г.В.СОРОКИН** (*Военно-воздушная инженерная академия им.проф.Н.Е.Жуковского, Москва*). **Гарантирующее оценивание параметров угловой ориентации в бесплатформенных инерциально-спутниковых системах.** Рассматриваются состояние и перспективы применения оценивающих фильтров в бесплатформенных системах инерциально-спутниковой навигации (БСИСН), функционирующих в условиях статистической и параметрической неопределенности. Цель работы — обоснование единого методологического подхода к синтезу алгоритмов робастного, адаптивно-робастного и гарантирующего оценивания состояния нелинейных динамических систем вообще и БСИСН в частности. Достижение поставленной цели базируется на развитии теории оптимизации Р.Шридера, основанной на принципе максимума Л.С.Понтрягина и методе инвариантного погружения, а также на теории Н.. Такой подход позволяет синтезировать оценивающие фильтры с защитными свойствами, обеспечивающими функционирование БСИСН в изменяющейся информационной и помеховой обстановке. Разработанные алгоритмы доведены до вычислительно устойчивых  $U-D$  модификаций. Эффективность их применения проверена на модели всеширотной БСИСН высокоманевренного летательного аппарата. При этом в качестве промежуточного хранителя инерциального базиса использован вектор Эйлера, а для его коррекции - информация от четырех антенн ГЛОНАСС (GPS). Полагалось, что реальные сигналы датчиков первичной информации имеют неизвестные динамические ошибки. Дана оценка вычислительных и аппаратурных затрат при реализации разработанных алгоритмов в системах традиционной (фон-неймановской) и потоковой (систолической) архитектуры.

УДК 629.783:527

**В.В.СЕРЕГИН, М.А.КИРСТ, В.И.ЮЩЕНКО** (*Государственный институт точной механики и оптики, С.-Петербург*). **Определение угловой ориентации объекта по доплеровским сдвигам частот сигналов ГЛОНАСС и NAVSTAR.** Современное состояние средств навигации и ориентации подвижных объектов характеризуется практически исчерпанными возможностями дальнейшего повышения точности, надежности и технико-экономической эффективности систем, использующих гироскопические, магнитометрические и астрономические методы получения первичной информации. Некоторый прогресс в этом направлении может обеспечить построение комплексных и интегриро-

ванных систем ориентации и навигации. Однако этот путь также ограничен технологическими возможностями производства, а его реализация требует значительных финансовых затрат.

В то же время возможности сетевых спутниковых радионавигационных систем ГЛОНАСС и NAVSTAR возросли настолько, что потребителями координатно-временной информации могут стать любые высокодинамичные объекты, на которых необходимо решать задачи ориентации и навигации. При этом весьма перспективным оказывается расширение возможностей использования сетевых спутниковых радионавигационных систем за счет реализации режимов измерений, дополняющих штатные процедуры, предусмотренные в системе, а также комплексирование радионавигационных измерителей с элементами навигационных средств других типов.

В периодической литературе описаны некоторые принципы определения угловой ориентации объектов с использованием системы ГЛОНАСС и NAVSTAR. При этом возможность определения угловой ориентации объекта связывается с использованием интерферометров с короткой базой и измерением вектора скорости в трехмерном пространстве. Однако все они имеют некоторые ограничения при практической реализации, в том числе по дискретности получения информации во времени.

Предлагается метод определения угловой ориентации объекта, несущего многоантенную приемную аппаратуру сетевых спутниковых радионавигационных систем, по измеряемым доплеровским сдвигам частот. В основу построения алгоритмов положен принцип определения взаимной ориентации координатных трехгранников, в которых известна ориентация двух независимых векторов. В данной постановке такими трехгранниками являются: связанная с объектом система координат и горизонтная географическая система. Векторами с известной ориентацией могут служить разности измеренных приемной аппаратурой скоростей.

Работы, проведенные в рамках гранта 1994 г. по фундаментальным исследованиям в области авиационной и авиационно-космической техники, и анализ полученных результатов позволяют сделать вывод, что использование информации о скорости движения объекта, получаемой многоантенной приемной аппаратурой систем ГЛОНАСС и NAVSTAR, обеспечивает определение его пространственной ориентации как при наличии на борту измерителей угловых скоростей, так и при их отсутствии.

УДК 621.396.98:629.195

**Д.А.КОШАЕВ (ГНЦ РФ-ЦНИИ "Электронприбор", С. -Петербург). Экономичный алгоритм исключения неоднозначности фазовых спутниковых измерений.** При использовании данных фазового канала спутниковых навигационных систем для определения координат подвижных объектов с высокой точностью возникает необходимость решения задачи исключения неоднозначности. Эта задача состоит в определении целого числа периодов принимаемых сигналов на начальном этапе их обработки либо при появлении пропусков или сбоев в приеме сигналов. Задача исключения неоднозначности может быть решена с привлечением данных кодового канала спутниковой навигационной системы и/или показаний какой-либо внешней навигационной системы. Для оптимального решения данной задачи необходимо располагать апостериорными вероятностями гипотез о возможных значениях вектора  $\eta$  восстанавливаемых периодов.

Для получения таких вероятностей ранее было предложено использовать значения гауссовской плотности  $f(\eta/Z)$ , соответствующие гипотезам для вектора  $\eta$ . Параметры этой плотности формируются путем обработки всех имеющихся измерений  $Z$  с помощью фильтра Калмана. При этом вектор  $\eta$  включается в вектор состояния  $\eta$ . Для реализации указанного метода требуется определить все существенно отличные от нуля значения плотности  $f(\eta/Z)$ , соответствующие гипотеза  $\eta$  для вектора  $\eta$ . Получение таких значений путем непосредственного перебора гипотез связано с выполнением большого объема вычислений. Это обуславливает потребность в экономичных, с точки зрения вычислительных затрат, алгоритмах, выполняющих указанную задачу.

В докладе предлагаются такие алгоритмы для случаев использования фазовых измерений на одной и на двух частотах. В этих алгоритмах используется рекуррентный способ вычисления квадратичных форм, необходимых для получения значений гауссовской плотности  $f(\eta/Z)$ . При этом на каждом шаге производится анализ промежуточного результата вычислений для выбора наиболее рациональных действий на последующих шагах. Дается оценка вычислительных затрат, связанных с реализацией предложенных алгоритмов.

## МЕТОДЫ ОБРАБОТКИ ГЕОФИЗИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ

УДК 519.67:528.8:527

**В.Л.ГАСИЛОВ, В.Б.КОСТОУСОВ** (*Институт математики и механики УрО РАН, Екатеринбург*) **Методы получения и представления эталонной информации о геофизических полях.** Обсуждается проблема подготовки эталонной информации для навигации летательных аппаратов и других движущихся объектов по физическим полям земной поверхности. Описывается эффективный алгоритм сжатия и восстановления информации о высотах рельефа и об изображениях земной поверхности, имеющей большой исходный объем. Развиваются предложенные ранее методы автоматизированной подготовки эталонных карт геофизических полей (поля рельефа, поля оптического, радиолокационного и радиотеплового контрастов) на основе космофотоснимков. Предлагаемые методы включают параллельные алгоритмы предварительной обработки изображений, сегментации и распознавания объектов на изображении. Описываются программы, работающие на многопроцессорном вычислительном комплексе, которые реализуют рассматриваемые алгоритмы.

Вычислительные процедуры анализа изображений, используются в специальном программном комплексе САДКО, предназначенном для автоматизированного дешифрирования черно-белых космических снимков. САДКО включает информационную подсистему, подсистему дешифрирования, ввода снимков и вывода результатов. Информационная подсистема управляет базами данных и позволяет хранить и сопровождать дешифровочную информацию (дешифровочные признаки, эталонные изображения и др.), а также обеспечивает работу экспертной подсистемы дешифрирования изображений. Подсистема дешифрирования позволяет проводить обработку полутоновых изображений в целях повышения их визуального качества, сегментировать изображения, распознавать топографические объекты в автоматическом режиме или с привлечением экспертной системы. Результаты дешифрирования фор-

мируются в виде, совместимом с известными форматами электронных карт геоинформационных систем.

Описанные алгоритмические и программные средства могут быть использованы при подготовке эталонной информации для высокоточных систем навигации по геофизическим полям.

УДК 528.2

**Б.Е.ИВАНОВ** (*Государственный научно-исследовательский навигационно-гидрографический институт, С.-Петербург*). **Изменение погрешности определения уклонения отвесной линии между гравиметрическими галсами.** В работах Пеллинина Л.П., Павловой М.В. и Дмитриева С.П. показано различие между погрешностями определения продольной (направленной вдоль галса) и поперечной (направленной перпендикулярно галсу) составляющими уклонения отвесной линии при использовании гравиметрического метода. В данном докладе рассматривается изменчивость погрешностей определения указанных составляющих между гравиметрическими галсами.

С использованием корреляционной функции аномалии ускорения силы тяжести получены значения ковариации погрешностей интерполяции в совокупности точек, образующих область интегрирования при вычислении уклонения отвесной линии. Задача решалась при линейной и оптимальной интерполяции ускорения силы тяжести между гравиметрическими галсами. С использованием полученных значений ковариации и формулы Вининг-Мейнеса вычислены значения средних квадратических погрешностей определения продольной и поперечной составляющих уклонения отвесной линии в различных точках между галсами при различных средних квадратических погрешностях измерения ускорения силы тяжести, расстоянии между галсами и пространственной изменчивости гравитационного поля.

Оказалось, что во всех случаях вычисленные значения погрешностей определения уклонения отвесной линии симметричны относительно середины отрезка между галсами, относительная величина изменения погрешностей достигает 0,8. При движении от галса к середине отрезка между галсами погрешность определения продольной составляющей в подавляющем большинстве случаев возрастает, а при малых расстояниях между галсами уменьшается. Для поперечной составляющей наблюдается противоположная тенденция. Погрешность определения продольной составляющей, как правило, сначала меньше погрешности определения поперечной составляющей, затем они принимают равные значения и при приближении к середине отрезка между галсами погрешность определения продольной составляющей превышает погрешность определения поперечной составляющей. В большинстве случаев осредненная на отрезке между галсами погрешность определения продольной составляющей меньше осредненной погрешности определения поперечной составляющей. Выигрыш в точности определения уклонения отвесной линии при использовании оптимальной интерполяции ускорения силы тяжести по сравнению с линейной интерполяцией не превышает 1-5 %, в отдельных случаях на середине отрезка между галсами достигает 10-20%.

Коэффициент корреляции погрешностей определения продольной и поперечной составляющих оказался равным нулю. Если рассматривать две ортогональные составляющие уклонения отвесной линии, направленные под углом к галсу, то коэффициент корреляции погрешностей их определения не будет равен нулю. Наибольшее значение его модуля превышает 0,8.

В связи с тем что отклонение отвесной линии связывается с асимметрией аномального гравитационного поля Земли, оценены средние квадратические погрешности определения продольной и поперечной составляющими градиента ускорения силы тяжести, полученные по данным морской гравиметрической съемки. Оказалось, что характер изменения этих погрешностей между галсами соответствует характеру изменения погрешностей определения продольной и поперечной составляющих отклонения отвесной линии.

Полученные в данной работе зависимости могут использоваться при планировании морской гравиметрической съемки, направленной на обеспечение навигационных комплексов данными об отклонении отвесной линии.

#### УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ СУДНА

УДК 681.5:656.61.052

**Б.А.ТЕТЮЕВ** (*ЦНИИ морского флота, С.-Петербург*). **Новые международные требования к системам автоматического управления судном по курсу и траектории.** Рассмотрены технико-эксплуатационные требования Международной морской организации (ИМО), Международной электротехнической комиссии (МЭК) и Международной организации по стандартизации (ИСО) к системам автоматического управления судном по курсу и траектории.

Приводится краткий анализ подготовленных изменений к действующей Конвенции по охране человеческой жизни на море "СОЛАС-74", а также Резолюции А.342 (9) Комитета безопасности на море ИМО, содержащей эксплуатационные и технические требования к авторулевым.

Даны основные положения новой редакции стандарта 945 Международной электротехнической комиссии, определяющего требования к нормам и методам испытаний морского навигационного оборудования и проекта стандарта ИСО 11674, содержащего технико-эксплуатационные требования к перспективным авторулевым, а также нормы и методы их испытаний.

УДК 629.12.053

**А.Е.ПЕЛЕВИН** (*ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электронприбор", С.-Петербург*). **Идентификация математической модели движения судна при стабилизации на линии заданного пути.** Задача идентификации параметров математической модели движения судна рассматривается применительно к задаче оптимальной стабилизации на линии заданного пути (ЛЗП) в целях непрямого адаптивного управления.

Предполагается, что по конструктивным характеристикам судна рассчитаны априорные параметры математической модели движения судна и в соответствии с этой моделью построен оптимальный закон управления, удовлетворяющий некоторому критерию качества.

Проблема адаптивного управления состоит в необходимости сочетания управления судном с его идентификацией. Стремление уточнить модель по условиям наибольшего соответствия процессов в модели и на натурном объекте при управлении им приводит к задаче идентификации. Представление о близости формализуется с помощью некоторого функционала.

Имеются следующие подходы к решению задачи идентификации. Пусть  $U$  и  $X$  - реализации входного и выходного процессов, полученные на натурном

объекте, а  $U_M$  и  $X_M$  входной и выходной сигналы математической модели судна, имеющей вид

$$X_{Mk+1} = A X_{Mk} + B U_{Mk},$$

где  $A$  и  $B$  матрицы соответствующих размерностей, отдельные элементы которых подлежат уточнению.

Первый подход состоит во введении невязки  $E$  модели на экспериментально полученных процессах

$$E_k = X_{k+1} - Q \Phi_k,$$

где матрица  $Q = (A, B)$ ,  $\Phi_k = (X_k, U_k)$ . При этом уточнение параметров модели находится из условия минимума функционала

$$J = 1 / N \sum_{k=0}^N E_k^T E_k. \quad (1)$$

Обоснование методов подобного типа опирается на предположение об эквивалентности принятой математической модели и объекта, а экспериментальные оценки входа и выхода объекта не удовлетворяют уравнениям модели лишь в силу случайных возмущений и ошибок измерений.

Второй подход применяется большей частью к объектам, модель которых носит приближенный характер. В этих ситуациях уточнение параметров модели производится из условия минимума функционала

$$J = 1 / N \sum_{k=0}^N e_k^T e_k, \quad (2)$$

где  $e_k = X_k - X_{Mk}$  - отклонение экспериментальной траектории  $X$  от расчетной  $X_M$ , определенной в силу уравнений модели при подстановке в правую часть  $U_{Mk} = U_k$ ,

$$X_M = A X_M + B U.$$

Последний функционал характеризует степень близости расчетной траектории  $X_M$  и истинной  $X$ , поэтому определение параметров модели из условия его минимума позволяет построить модель, реакция которой на входной сигнал  $U$  наилучшим образом приближается к  $X$ .

Отметим, что в первом подходе используются рекуррентные алгоритмы, позволяющие осуществить идентификацию в режиме нормальной работы объекта. Но управление объектом, когда оно является линейной комбинацией элементов вектора состояния, приводит к вырождению информационной матрицы

$$P_N = \sum_{k=0}^N \Phi_k \Phi_k^T$$

и тем самым препятствует идентификации объекта.

Во втором подходе использование функционала (2) приводит к системе уравнений, нелинейной по параметрам. Таким образом, минимизация этого функционала более сложная, чем функционала (1), для этого используются различные градиентные процедуры, требующие достаточно много времени для решения и трудно реализуемые в реальном времени.

В работе предлагается величину  $e$  — погрешность модели — использовать для уточнения параметров математической модели. Оценки уточняющих членов математической модели можно оптимально оценить с помощью рекуррентного метода наименьших квадратов так, чтобы обеспечить наилучшее согласование прогнозируемой погрешности модели и оценки погрешности модели. Такой подход позволяет исключить числовые градиентные процедуры и получить легко реализуемый алгоритм для расчета в реальном времени.

УДК:623.4.01

**Г.И.ЕМЕЛЬЯНЦЕВ, А.В.МАЙГОВ, О.М.МИТРОФАНОВА** (*Государственный научно-исследовательский навигационно-гидрографический институт МО РФ, С.-Петербург*). **Об информационном обеспечении систем динамического позиционирования поисковых морских судов.** В настоящее время на морских судах специального назначения — поисковых, буровых, трубо- и кабелеукладчиках и т.п. — устанавливаются системы автоматического управления движением (САУД). Эти системы обеспечивают решение задачи динамического позиционирования-удержание судна в заданной точке океана без постановки на якорь. При этом точностные требования по удержанию в точке довольно высоки и составляют 3-5 м. Для обеспечения заданных точностей необходимо определенное информационное обеспечение, которое должно с высокой точностью устанавливать истинное положение центра масс судна и измерять малые значения проекций скорости поступательного движения относительно неподвижной базовой поверхности (дна).

Сегодня информационную основу САУД составляют стандартное навигационное оборудование: гирокомпас, лаг, приемоиндикаторы радиотехнических наземных и спутниковых систем, а также дополнительные приборы и системы. Проведенный анализ показывает, что при таком информационном обеспечении не обеспечивается минимальная погрешность в точке позиционирования.

В целях оптимизации информационного обеспечения, т.е. выбора средств измерения необходимых навигационных и динамических параметров, а также средств измерения необходимой гидрометеорологической информации проведены исследования на основе разработанной математической модели.

Модель учитывает:

динамику движения судна при позиционировании с учетом возмущающих воздействий: гидродинамических, аэродинамических, волновых и управляющих;

критерий качества для расчета оптимального управления;

алгоритм расчета коэффициентов матрицы управления;

алгоритм оценки погрешностей удержания корабля на программной траектории;

модели внешних измерителей.

В качестве критерия для расчета оптимального управления был выбран критерий, представляющий собой сумму двух квадратичных форм, учитывающий как допустимые ошибки управления, так и ограничения на управляющие воздействия. Оптимизация навигационного вооружения сводится к выбору требуемых измерений, обеспечивающих минимальный (или допустимый) уровень погрешностей удержания судна в точке позиционирования.

Рассматривалось три варианта состава навигационного вооружения:

стандартное НВ: гироскоп, лаг, ПИ СНС ГЛОНАСС с дифференциальным режимом и измеритель параметров ветра;

то же, но вместо гироскопа включен гироскоп горизонткомпас (ГГК), вырабатывающий угловую скорость рыскания, линейные ускорения и углы качки;

то же, но вместо ГГК - БИНС среднего уровня точности.

Анализ результатов позволяет сделать следующие выводы:

для обеспечения требований по удержанию судна в точке позиционирования в состав его навигационного вооружения необходимо включить ГГК или ИНС среднего уровня точности, информационно комплексированные с ПА СНС ГЛОНАСС с дифференциальным режимом или высокоточных РНС;

использование малогабаритной ИНС является более предпочтительным, так как в этом случае обеспечивается выработка оценок параметров движения судна и действующих на него возмущений с более высокой точностью из за сглаживания высокочастотных составляющих погрешностей СНС ГЛОНАСС.

УДК 629.12.014

**И.Е.ГУТНЕР, В.П.ИВАНЧЕНКОВ, С.В.ПРОНИН, С.В.УГАРОВ (ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электроприбор", С.-Петербург).** Структура и основные характеристики авторулевого "Ариадна". "Ариадна" — цифровой адаптивный авторулевой, предназначенный для судов с неограниченным районом плавания, имеющих гидравлическую рулевую машину с насосом переменной подачи.

Основной предпосылкой разработки авторулевого "Ариадна" явилось появление на российском рынке средств вычислительной техники, по своим массогабаритным и эксплуатационным характеристикам удовлетворяющих требованиям, предъявляемым к судовому электрооборудованию. С другой стороны, требовали реализации результаты интенсивных теоретических исследований в области управления движением, проводимых в последние годы в ЦНИИ "Электроприбор" и подкрепленных разработкой прикладных программ.

Программное обеспечение предусматривает три режима работы авторулевого "Ариадна":

стабилизация курса заданного и ограничение рыскания;

стабилизация заданной угловой скорости (циркуляция);

стабилизация на заданной траектории с минимальным боковым смещением.

Кроме того, возможны режим простого дистанционного управления и режим местного ручного управления.

Ввод информации осуществляется с помощью клавиатуры, а в качестве интегрированного средства отображения информации служит электролюминесцентный матричный цветной дисплей с размерами 210 × 160 мм, на котором изображены курсовая шкала (картушка), линейные шкалы поворота пера руля и угловой скорости, а также другая необходимая навигационная информация в цифровом виде. Такой способ ввода и представления информации при наличии достаточных вычислительных ресурсов и соответствующего программного обеспечения предоставляет широкие возможности адаптации законов управления к типу судна и его загрузке, условиям плавания, критериям качества, а также способствует созданию необходимого комфорта для судоводителя.

Аппаратные средства авторулевого "Ариадна" состоят из трех подсистем: основной и выносные пульты управления;

система управления рулевым следящим приводом со стандартными цифровым и аналоговым интерфейсами, состоящая из электронного усилительно-преобразовательного блока и электрогидравлического распределителя;

система указателей положения пера руля, состоящая из рулевого датчика и комплекта рулевых указателей.

Каждая подсистема благодаря наличию стандартных интерфейсов может рассматриваться как изделие самостоятельно применения.

По проектным техническим характеристикам авторулевой "Ариадна" отвечает всем отечественным и международным требованиям и правилам.

УДК 656.61.052

**В.М.КОРЧАНОВ, Г.Д.ОСТАНИН (НПО "Аврора", С.-Петербург). Комплексная система управления интерцепторами и рулевой машиной для быстроходных катеров.** Система предназначена для автоматического управления носовыми и кормовыми интерцепторами и электромеханической рулевой машиной, устанавливаемыми на быстроходных катерах в целях улучшения их ходовых, мореходных, маневренных и эксплуатационных характеристик. Система обеспечивает: автоматическую стабилизацию катера по курсу с обеспечением адаптации к параметрам возмущений и характеристикам катера; автоматический выдвиг интерцепторов в зависимости от скорости хода; умерение бортовой и килевой качки; встроенный контроль каналов управления по критериям неисправности; уборку всех интерцепторов за обводы днища при отказах в каналах крена или дифферента; выключение из работы парных (симметричных относительно диаметральной плоскости катера) интерцепторов при отказе следящего привода, а также изменение коэффициентов в алгоритмах управления пропорционально углам и угловым скоростям крена и дифферента, скорости движения катера. Выбор структуры системы и ее элементной базы выполнен на основе следующих проектных критериев: минимизация массогабаритных характеристик, снижение трудоемкости изготовления и испытаний, повышение эксплуатационной надежности. Этим требованиям соответствуют микроконтроллеры CS166-104 с микропроцессором SIEMENS 80C16X. В контроллере применена передовая технология обработки и мегабитная интеграция ОЗУ, ядро с высоким быстродействием RISK типа и мощная сбалансированная периферийная система.

Систему отличают: высокие показатели по качеству и надежности управления, полный контроль аппаратуры и сопрягаемого оборудования, наличие внутрисистемных и внешних связей по уплотненным стандартным помехозащищенным каналам обмена информацией, что снижает количество и вес кабельных трасс, позволяет легко наращивать систему и сопрягать с дополнительным оборудованием по стандартным цифровым интерфейсам.

---

## Секция “ЛАЗЕРНЫЕ И ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИЕ ГИРОСКОПИЧЕСКИЕ ПРИБОРЫ И СИСТЕМЫ”

УДК 621.398.694

В.В.АЗАРОВА, Ю.Д.ГОЛЯЕВ, В.Г.ДМИТРИЕВ, М.С.ДРОЗДОВ, А.А.КАЗАКОВ, Г.Я.КОЛОДНЫЙ, А.В.МЕЛЬНИКОВ, М.М.НАЗАРЕНКО, В.Н.СВИРИН, Н.В.ТИХМЕНЕВ (НИИ “Полюс”, Москва). **Лазерные гироскопические датчики. Перспективы и применения.** Представлены результаты разработки и исследований лазерных гироскопических датчиков с магнитной частотной подставкой. Главным преимуществом таких датчиков является отсутствие движущихся частей в конструкции. Благодаря этому отличию от других типов гироскопических датчиков, лазерные гироскопы с магнитной частотной подставкой обладают преимуществом при использовании в областях применения с повышенными температурными, механическими и акустическими воздействиями, в частности в высокоскоростных летательных аппаратах, в системах контроля, в системах стабилизации и т.д.

В НИИ “Полюс” ведутся разработки лазерных датчиков с магниточастотной подставкой нескольких типов. Это прежде всего серия зеemanовских датчиков с 4-зеркальным неплоским резонатором и с He-Ne активной средой. К этой серии относятся 2- и 4-частотные датчики, каждый из которых имеет свои преимущества и недостатки.

Перспективы развития зеemanовских датчиков связаны с развитием новых элементов и технологией, в их числе: резонаторные зеркала с ионно-лучевым методом нанесения диэлектрических покрытий, которые обеспечивают существенное увеличение добротности резонатора и уменьшение обратного рассеяния света; метрология и специальное оборудование для контроля параметров и юстировки высокодобротных лазерных резонаторов датчиков; электронные системы контроля и управления обратно рассеянной волной в резонаторе. Рассмотрены эти пути и результаты их реализации.

Другим типом магнитных датчиков является твердотельный миниатюрный лазерный датчик с полупроводниковой накачкой. Его преимущество — в отсутствии сложных вакуумных технологий при изготовлении и малых размерах. В основе его функционирования лежит создаваемая автомодуляция интенсивности встречных волн, частота которой однозначно связана с угловой скоростью вращения датчика.

В докладе обсуждаются итоги исследования этого типа датчиков.

**В.Н.ЛОГОЗИНСКИЙ, В.А.СОЛОМАТИН (НТК "Физоптика", Москва).** Волоконно-оптические гироскопы для промышленного применения. Приведены результаты разработок волоконно-оптических датчиков угловой скорости (гироскопических систем) для промышленного применения, проведенных в НТК "Физоптика" за последние годы. Кратко описана оптическая схема волоконно-оптического гироскопа (ВОГ) и принцип его работы. Представлены характеристики, особенности и области применения для основных выпускаемых моделей ВОГ. Приведено краткое описание модульной гироскопической системы на основе ВОГ с цифровым выходным сигналом.

### Основные технические характеристики

Тип системы		ВГ910	ВГ941 (А & Б)	ВГ951
Параметр	Единица			
Масштабный коэффициент (МК)	мВ/град/с	50	10 ... 30	270
Диапазон измерений	град/с	100 ... 300	400 ... 1000 (до 10000 - опция)	40
Воспроизводимость МК	%	0.2 ... 0.4	0.2 ... 0.4	0.1 ... 0.3
Воспроизводимость сдвига нуля	град/ч	20 ... 60	360	1 ... 3
Стабильность сдвига нуля	град/ч	5 ... 15	30 ... 100	0.3 ... 1
Выходной шум в полосе 1 Гц	град/ч	4 ... 6	30 ... 60	1
Полоса частот	Гц	0 ... 1000	0 ... 1000 (до 4 кГц - опция)	0 ... 60
Габариты	мм	∅ 80 x 23	∅ 25 x 58 (3-осная система - 75 x 80 x 110)	∅ 150 x 30

### Основные области применения стандартных систем

ВГ910	ВГ941 (А & Б)	ВГ951
Электронные автомобильные карты	Диагностическое оборудование	Прецизионное тестовое оборудование Навигационное оборудование
Робототехника	Тестовое оборудование для измерения быстрых угловых движений	
Управление и стабилизация кино и видеокамер	Управление движением летательных аппаратов	
Диагностическое оборудование GPS интегрированные системы		

В НТК "Физоптика" разработана модульная гироскопическая система на основе ВОГ, удовлетворяющая следующим требованиям:

- модульная конструкция;
- взаимозаменяемость компонентов системы;
- возможность сборки системы потребителем;
- возможность подключения к стандартной аппаратуре (РС, низковольтное питание);

широкая номенклатура ВОГ (диапазон, точность, конструктивные особенности).

Соединение модулей осуществляется плоскими кабелями с разъемами. Возможно подключение до трех ВОГ с платами обрабатывающей электроники. Система комплектуется дискетой с демонстрационной и регистрирующей программой. Отдельными модулями системы являются:

- ВОГ - чувствительный элемент гироскопической системы;
- плата обрабатывающей электроники, формирующая выходное напряжение, пропорциональное скорости вращения ВОГ, и имеющая аналоговый выход ;
- плата аналого-цифрового преобразователя с процессором первичной обработки, совместимая с последовательным портом ( RS232 );
- плата блока питания системы;
- источник питания (+5 В, 1 А ) - опция.

УДК 621.378

**М.Н.БУРНАШЕВ, Ю.В.ФИЛАТОВ (СПб. государственный электротехнический университет).** **Исследования точностных характеристик лазерных гироскопов со скоростной подставкой.** В последнее время в лазерной гироскопии все чаще используется так называемая "скоростная подставка", позволяющая наилучшим образом применять достоинства лазерного гироскопа (ЛГ). С использованием этого метода борьбы с зоной захвата разработаны наиболее точные инерциальные навигационные системы на ЛГ.

Другим направлением использования скоростной подставки является разработка лазерных гониометров для измерения углов и угловых перемещений, в которых в качестве инерциального датчика угла используется вращающийся ЛГ.

При использовании гониометра для аттестации датчиков, установленных на крупноразмерных объектах (большие телескопы, антенны), а также датчиков с высокой информационной емкостью вблизи нижней границы диапазона скоростей вращения (менее 0,1 рад/с) использование калибровки ЛГ становится затруднительным ввиду резкого увеличения времени накопления информации. При этом так же, как и в навигационных системах, основным источником погрешности становится накопление за время измерения случайных флуктуаций фазы выходного сигнала ЛГ. Это обусловлено тем фактом, что измерение угла производится посредством интегрирования числа периодов выходного сигнала ЛГ. При этом одновременно происходит накопление "случайного дрейфа", причиной которого является широкополосный шум, и фликкер-шума частоты выходного сигнала ЛГ.

В работе проводится исследование структуры и компонент случайной погрешности ЛГ в гониометрическом методе, разработка алгоритмов их разделения, анализ их источников и выработка рекомендаций по экспериментальному определению этих параметров. Основной метод исследования - дисперсионный анализ результатов измерений с использованием в качестве параметра времени измерения.

**Ю.И.ЖУКОВ, Е.В.КОРОТИЦКИЙ** (*Государственный морской технический университет, С.-Петербург*). **Микропроцессорная система жизнеобеспечения лазерных гироскопов.** Тенденции перехода к однородной элементной базе в системах жизнеобеспечения лазерных гироскопов делают актуальной задачу использования микропроцессоров для их построения.

Цель работы — обоснование выбора микропроцессорного комплекта интегральных микросхем для решения возможно более полного набора задач, реализуемых в системе жизнеобеспечения лазерных гироскопов, и апробация предлагаемых решений.

Вариант системы разработан на базе микропроцессора 8Х196КС. В состав системы входят два лазерных датчика угловой скорости, система жизнеобеспечения, блок первичной обработки аналогового сигнала, микроконтроллер 80196КС, блок счетчиков.

Одноплатный универсальный контроллер — это совокупность программно-аппаратных средств для проектирования микропроцессорных систем на базе наиболее совершенных однокристальных микроконтроллеров фирмы Intel - MCS96. Микросхемы этого семейства обладают широким набором инструментальных средств для построения на их основе компактных, высокоэффективных систем сбора и обработки информации. Сочетание многофункциональных и легко адаптируемых аппаратных средств контроллера с высоким быстродействием и возможностью обработки аналоговой информации самого процессора, позволяет разрабатывать высокоэффективные системы.

Основой системы является микроконтроллер 8ХС196КС с тактовой частотой до 16 МГц, возможной разрядностью процессора 16 или 8, объемом внешнего ПЗУ до 32 Кбайт и внутреннего ПЗУ до 32 Кбайт, объемом внешнего ОЗУ до 8 Кбайт и внутреннего ОЗУ до 1 Кбайта, а также широким набором периферийных устройств: параллельный порт, процессорный порт, последовательный порт, блок быстрого ввода-вывода, блок процессора событий, аналого-цифровой преобразователь, широтно-импульсный модулятор, трехфазный генератор, генератор меандра, сторожевой таймер, детектор падения частоты.

После подачи питания микроконтроллер выполняет следующие операции: тестирует ОЗУ и микросхемы для подключения внешних устройств, проверяет состояние лазерных гироскопов, выдает сигналы управления системе жизнеобеспечения гироскопов, частотной подставке, генератора высокой частоты. После запуска гироскопов информация об угловой скорости в виде число-импульсного кода накапливается в счетчиках и считывается микроконтроллером, который решает прикладную задачу. В процессе работы системы контролируются основные параметры гироскопов.

**В.Э.ДЖАЩИТОВ, В.М.ПАНКРАТОВ** (*Институт проблем точной механики и управления РАН, Саратов*). **О возможности нерегулярного движения температурно возмущенных нелинейных детерминированных гироскопических систем.** Рассматривается возможность возникновения динамического хаоса при определенном сочетании параметров в температурно возмущенных гироскопических приборах и системах, описываемых нелинейными обыкновенными диф-

ференциальными уравнениями, при действии детерминированных внешних возмущений.

В последние годы благодаря новым теоретическим результатам и использованию современной вычислительной техники стало ясно, что явление детерминированного хаоса (нерегулярного движения, порожденного нелинейными детерминированными системами) достаточно часто встречается в природе и технике и имеет важное значение как для фундаментальных, так и для прикладных исследований. Так, к нелинейным системам, в которых проявляется детерминированный хаос, можно отнести периодически возбуждаемый маятник, жидкость вблизи порога возникновения турбулентности, приборы нелинейной оптики и другие.

Построена и исследована аналитическими и численными методами, на предмет выявления хаотического движения, новая нелинейная математическая модель теплового дрейфа одного из наиболее чувствительных к температуре инерциальных датчиков — волоконно-оптического гироскопа с реверсивной системой терморегулирования на батареях Пельтье. Показано, что при определенных сочетаниях параметров такой нелинейной диссипативной системы и гармоническом изменении температуры окружающей среды угловая скорость теплового дрейфа гироскопа может носить хаотически - детерминированный характер.

Для системы с конкретными параметрами проведены компьютерные эксперименты, проверены критерии хаотичности движения по виду автокорреляционной функции, спектру мощности и сечению Пуанкаре, получены качественные и количественные оценки параметров дрейфа прибора, выявлено наличие странного аттрактора на фазовой плоскости.

УДК 629.7.05

**Н.Г.ВАХИТОВ, Г.В.ЧЕРЕМИСЕНОВ (НИИ "Полюс", Москва).** Принципы калибровки БИНС на лазерных гироскопах с вращающимся блоком чувствительных элементов. Один из вариантов построения БИНС на лазерных гироскопах это использование реверсивно вращающегося блока чувствительных элементов. Поскольку вращение создает и частотную подставку для лазерных гироскопов, то оно не может быть остановлено, что осложняет задачу калибровки. Кроме того при использовании вращения с быстрым реверсом становятся существенными инерционность акселерометров и несовпадение их чувствительных масс с осью вращения. Поэтому при калибровке должны также определяться постоянные времени акселерометров и радиусы отклонений их чувствительных масс от оси вращения.

Рассматриваются общие принципы проведения калибровки данного варианта построения БИНС. Эти принципы практически применялись при калибровке экспериментального образца БИНС с вращающимся блоком чувствительных элементов.

УДК 625.173.1(430.1)

**В.И.ГУПАЛОВ, Д.П.ЛУКЬЯНОВ, А.В.МОЧАЛОВ, А.Ю.ФИЛАТОВ (Государственный электротехнический университет, С.-Петербург).** Система на лазерных гироскопах и акселерометрах, предназначенная для контроля профиля рельсового пути. В последнее время инерциальные чувствительные элемен-

ты, приборы и системы находят все более широкое применение при разработке автоматизированных путеизмерительных средств. В условиях растущих скоростей и плотности железнодорожного движения, а также повышающихся требований к точности измерений наиболее перспективными представляются системы на лазерных гироскопах (ЛГ) и акселерометрах компенсационного типа. Высокие динамические характеристики ЛГ, их вибро- и ударопрочность, устойчивость к климатическим воздействиям позволяют устанавливать их непосредственно на буксе колесной пары, что позволяет исключить необходимость измерения и компенсации колебаний вагона на рессорах во время движения.

В докладе развиты концепции построения таких систем в зависимости от их назначения и требований по точности и обобщается опыт их разработки, испытаний и опытной эксплуатации. Рассмотрены варианты одноканальных, двух- и трехканальных систем контроля. Получены кинематические соотношения, позволяющие определить состав и структуру системы и сформулировать требования к чувствительным элементам. Проведены исследования и испытания макета системы в различных режимах работы, в том числе в режиме начальной выставки.

Разработан и изготовлен макет одноканальной системы контроля поперечного профиля пути для метрополитена С.-Петербурга. При минимальных массогабаритных характеристиках и стоимости она обеспечивает определение наклона пути с погрешностью не более 2,5 угл.с и возвышения одного рельса по отношению к другому с точностью не хуже  $\pm 1$  мм. Опыт четырехмесячной эксплуатации подтвердил качественную работу системы.

Обсуждаются перспективы развития системы, расширения ее функциональных возможностей, путей повышения точности за счет использования априорной информации о параметрах и состоянии пути, использования оптимальной фильтрации и комплексирования с дополнительными источниками навигационной и другой информации.

УДК 62-752.4:681.7.068

**И.А.МАТИСОВ, В.А.НИКОЛАЕВ, В.Е.СТРИГАЛЕВ, Ю.В.ИВАНОВ (СПб. государственный университет телекоммуникаций им.проф. М.А.Бонч-Бруевича).** Исследование источников погрешности статического волоконно-оптического гирокомпаса. Рассмотрена статическая схема гирокомпаса, использующая высокочувствительный волоконно-оптический гироскоп (ВОГ), регистрирующий вращение Земли. Проведен теоретический анализ и получены зависимости влияния собственного шума и дрейфа сигнала ВОГ на точность гирокомпаса в зависимости от алгоритма измерения сигнала ВОГ и расчета угла относительно направления на север. Проанализированы экстремумы этих зависимостей и определены оптимальные условия проведения измерений сигнала ВОГ и расчета угла относительно направления на север.

Предложена методика экспериментального определения погрешности статической схемы гирокомпаса и выбора оптимального алгоритма измерения сигнала ВОГ и расчета угла относительно направления на север. Она включает предварительное определение предельной точности гирокомпаса и оптимального времени измерения сигнала ВОГ посредством компьютерного моделирования с использованием реального сигнала шума и дрейфа используемого ВОГ. На следующем этапе экспериментально определяется оптимальный алгоритм посредством сравнения погрешности расчетов, проведенных разными

ми способами. Затем определяется экспериментальная зависимость погрешности гирокомпаса как функции его показаний и определяется оптимальная ориентация ВОГ по отношению к оси “север — юг” в процессе использования гирокомпаса.

Данная методика была реализована и были получены для действующей модели гирокомпаса предельная точность  $0,6^\circ$ , оптимальное время измерения порядка 10 с, реально измеренная точность  $0,8^\circ$  при оптимальном расчетном угле относительно направления на север —  $30^\circ$ .

---

## Секция “АСТРОНОМИЧЕСКИЕ, ГРАВИМЕТРИЧЕСКИЕ И МАГНИТО- МЕТРИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ”

### ГРАВИТАЦИОННЫЕ ГРАДИЕНТОМЕТРЫ И ВАРИОМЕТРЫ

УДК 528.5

Г.Б.ВОЛЬФСОН, Б.И.ДЕНИСОВ, В.И.КОРДОВИЧ, В.Г.РОЗЕНЦВЕЙН (ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электронприбор", С.-Петербург). **Результаты экспериментальных исследований чувствительного элемента морского гравитационного вариометра.** Приводятся результаты экспериментальных исследований образцов чувствительного элемента морского гравитационного вариометра. Чувствительный элемент содержит коромысло гравитационного вариометра 1-го рода (один из образцов экспериментальной партии выполнен по схеме вариометра 2-го рода), вывешенное в вакуумированной камере с помощью управляемого МП, элементы индикации положения и управления движением коромысла.

Образцы подвергались испытаниям в условиях неподвижного основания на долговременную стабильность показаний, влияние возмущений окружающей среды; определение пороговой чувствительности. Показано, что класс точности прибора составляет 1-2 Этв. Аналогичные результаты получены в условиях гиросtabilизированного основания, в том числе и на качающемся стенде.

УДК 62.13.053.13

Г.Б.ВОЛЬФСОН (ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электронприбор", С.-Петербург). **Построение вертикали на космическом летательном аппарате с помощью гравитационных вариометров.** Дается схема гировертикали, реализующей на низкоорбитальном космическом объекте плоскость, ортогональную направлению силы тяготения, в условиях невесомости. В качестве элемента позиционирования предлагается использовать гравитационные вариометры, сигналы которых зависят от положения чувствительных элементов относительно горизонтной системы координат в месте установки приборов на космическом аппарате. Уровень этих сигналов, формирующих направляющие силы гировертикали, определяется разностями вертикального градиента и кривизн гравитационного поля Земли, которые на низких орбитах составляют тысячи этвеш, несущественно отличаясь от аналогичных величин на поверхности Земли. Поэтому класс точности орбитальной гировертикали обусловлен качеством чувствительных элементов гравитационных вариометров подобно тому, как в устройствах наземных гировертикалей - точностью схемы акселерометрической коррекции.

**В.М.СУББОТИН** (*Пермский государственный технический университет*). **Баллистический метод измерения гравитационного вертикального градиента.** Измерение вертикального градиента позволит использовать полученные данные в геодезической гравиметрии, в разведке полезных ископаемых, в изучении физики и фигуры Земли, а также для целей автономной навигации.

Предложен баллистический метод измерения гравитационного вертикального градиента. Теоретической основой метода является закон ускоренного движения свободно падающего тела. Получено точное решение дифференциального уравнения в виде трансцендентных уравнений и по нескольким измерениям пройденного пути и времени свободно падающего тела определяется значение вертикального градиента. Требования к конструктивным параметрам измерителя рассматриваются для случая движения падающего тела при нулевых начальных условиях. Очевидно, что указанные требования не зависят от начальных условий. Для этого случая найден вид замены переменной, и по двум измерениям пройденного пути и соответствующих промежутков времени удалось найти теоретическое соотношение для определения вертикального градиента.

Найдены теоретические соотношения для исследования инструментальных погрешностей и некоторых методических погрешностей. Показано, что при использовании опыта баллистического метода измерения гравитационных ускорений, можно создать полевой гравитационный градиентометр с абсолютной погрешностью измерения не более 3 Этв.

УДК 528.56

**О.А.ЖЕРНАКОВ, Л.П.СТАРОСЕЛЬЦЕВ, М.И.ЕВСТИФЕЕВ** (*ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электроприбор"*). **Облик спутникового гравитационного градиентометра.** Проблема создания моделей гравитационного поля Земли (ГПЗ) в интересах обеспечения навигационных систем высокоточными параметрами и решения фундаментальных и прикладных задач геодезии может быть решена путем создания спутникового гравитационного градиентометра (СГГ) с погрешностями определения вторых производных гравитационного потенциала  $10^{-2}$ - $10^{-3}$  Этв.

Исследования, проведенные в ЦНИИ "Электроприбор", показали принципиальную возможность создания СГГ на основе схем и технологий криогенных гравитационных градиентометров. Аналогичные исследования выполняются за рубежом в рамках программ "Aristotel" и "Gravsat", которые приблизились к этапу проведения экспериментов на борту ИСЗ. Обоснована схема и конструкция ЧЭ СГГ, построенного на базе трехосного связанного сверхпроводящего магнитного подвеса (ССМП) двух сферических пробных тел, позволяющая измерять одновременно три компоненты тензора вторых производных гравитационного потенциала. На основе трех таких ЧЭ может быть создан тензорный СГГ. Для уменьшения динамического диапазона возмущений, вызываемых угловыми движениями корпуса прибора, необходима стабилизированная платформа. Требования к стабилизированной платформе становятся реальными при использовании выходных данных тензорного СГГ.

В предложенной конструкции тензорного СГГ все ЧЭ размещены на одной платформе в сферическом сверхпроводящем магнитном подвесе. Платформа с

ЧЭ расположена внутри криостата. Положение сферической платформы с ЧЭ СГГ относительно внешней прецизионной гиросtabilизированной платформы измерятся с помощью оптических датчиков угла.

УДК 528.56

О.А.ЖЕРНАКОВ, Д.А.ЕГОРОВ (ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электронприбор", С.-Петербург). **Направления и перспективы развития гравиметрической техники за рубежом.** За последние 10 лет значительно улучшены характеристики абсолютных и относительных гравиметров. Сверхпроводящие гравиметры имеют дрейф не хуже 3—15 мкГал/г и точность выше 1 мкГал. С 1994 г. сверхпроводящие гравиметры начали работать в рамках Глобального геодинимического проекта (GGP). В начале 1995 г. функционировало уже более 20 приборов. В 1994 г. Университет Колорадо приобрел абсолютный гравиметр IC5 с точностью 1 мкГал и временем готовности 1 ч. Абсолютный баллистический гравиметр FG5 с точностью 1 мкГал производится на коммерческой основе, за 1993-1994 гг. введены в строй 10 приборов. Таким образом, обозначилась проблема разработки метрологических приборов для относительных измерений с точностью выше 1 мкГал.

Судя по публикациям 1993-1995 гг., в большинстве новых конструкций относительных гравиметров механические упругие элементы заменяются бесконтактными подвесами пробных тел (электростатическим или сверхпроводящим магнитным подвесами). Наряду с появлением новых перспективных конструкций продолжают использовать в региональных гравиметрических сетях относительный гравиметр Ла Коста-Ромберга с точностью около 10 мкГал в паре с абсолютным гравиметром JLAG (предшественником гравиметра FG5), обладающим точностью 10 мкГал.

В конце 1980-х годов прошли испытания гравитационного градиентометра фирмы Bell Aerospace. Градиентометрическая система была установлена на самолете. Высота полета - 700 м. Испытания показали при усреднении за 10 с точность 10 Эгв. Французская космическая система GRADIO реализовала точность измерения вторых производных гравитационного потенциала 0,01 Эгв.

В настоящее время в программах STEP, GGP и др. при разработке градиентометров приборам традиционной конструкции на базе крутильных весов предпочитают конструкции, базирующиеся на парах акселерометров. Потенциальная чувствительность таких градиентометров в условиях ИСЗ - порядка  $10^{-4}$  Эгв. Для обеспечения точности измерений первых и вторых производных гравитационного потенциала выше 1 мкГал и 0,001 Эгв соответственно необходимо использование криогенных температур и эффектов сверхпроводимости и сверхтекучести. Особоточные гравиметрические приборы для проведения фундаментальных физических исследований, как правило, проектируются в криогенном исполнении.

#### АСТРОНОМИЧЕСКИЕ, ГРАВИМЕТРИЧЕСКИЕ И МАГНИТОМЕТРИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

УДК 528.56

Б.А.БЛАЖНОВ, А.Е.МАНЕВИЧ, Л.П.НЕСЕНЮК, Л.С.ЭЛИНСОН (ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электронприбор", С.-Петербург). **Особенности выработки параметров вертикального движения объекта по данным сильно демпфированного гравиметра.** При разработке современных навигационных комплексов одной из

актуальных проблем является выработка параметров вертикального движения (ПВД) объекта. В работе рассматриваются особенности решения этой задачи при использовании в качестве измерителя кажущегося ускорения сильно демпфированного гравиметра, отличающегося от акселерометров на порядок более высокой инструментальной точностью.

Приводится структурная схема выработки ПВД, основанная на восстановлении исходного входного сигнала с его последующим двойным интегрированием. При этом одновременно вырабатывается ускорение силы тяжести посредством сглаживания выходных данных гравиметра фильтром Баттерворта 3-го порядка.

На основе анализа погрешности интегрирования дискретного сигнала производится выбор частоты обработки данных в специализированном цифровом вычислителе (СВЦ). Дается анализ погрешности, вносимой восстанавливающим фильтром и общей задержкой выходной информации относительно момента измерения входного сигнала.

На основе результатов машинного моделирования рекомендуется способ вычисления экстраполяционной поправки, вводимой для компенсации временной задержки.

Исследуются причины возникновения и спектральный состав методической погрешности, обусловленной отклонением частоты измерения от частоты работы СЦВ.

Приводятся результаты экспериментальной проверки, выполненной на стенде вертикальных перемещений. Экспериментальные данные подтвердили перспективность использования гравиметрического датчика и рассмотренной схемы обработки для решения задачи выработки параметров вертикального движения объекта.

УДК 621.396.98

**В.М.ЗИНЕНКО, В.Ф.САВИК, В.Е.ЯНУШКЕВИЧ. (ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электроприбор", С.-Петербург). Повышение точности радиооптического секстана путем формирования оптической координатной системы.** Рассматривается применение в конструкции радиооптического секстана нерасстраиваемых оптических элементов типа БС-О, БкР-180 и БП-90 для создания оптических шарниров, они в сочетании с телевизионными измерительными коллиматорами позволяют сформировать оптическую координатную систему, в которой погрешности измерения, вызванные механической осевой системой секстана, учитываются в качестве поправок непосредственно в процессе обсервации. Показано, что такое решение позволяет повысить точность секстана без увеличения конструктивных требований к точности изготовления механической осевой системы.

УДК 621.396.982

**Н.А.МИНАЕВ, В.Ф.САВИК, В.С.СКОБЛО, В.Е.ЯНУШКЕВИЧ. (ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электроприбор", С.-Петербург). Оценка возможных характеристик радиооптических астронавигационных систем, работающих по мм-радиозлучению Солнца и инфракрасному излучению звезд.** Исследованы и оценены точностные, вероятностные, массогабаритные и эксплуатационные характеристики радиооптических астронавигационных систем, работающих по мм-

радиоизлучению Солнца и инфракрасному излучению звезд, и проведено обоснование целесообразности разработки такой системы. Цель исследований — определение возможности улучшения массогабаритных характеристик радиооптической астронавигационной системы (РС) при сохранении достигнутых в существующих системах точности и вероятности использования. Проведены исследования, направленные на уточнение и оптимизацию возможных рабочих диапазонов при различных метеоусловиях, а также исследованы вероятностные характеристики их использования. Проведены теоретический анализ и расчет составляющих пеленгационной ошибки РС в мм-диапазоне волн при обсервации по Солнцу. Исследуются возможные оптимальные поддиапазоны, предельные значения высот источников и параметры метеоусловий, при которых возможно пеленгование с необходимой в настоящее время точностью. Рассматривается возможность создания совмещенной антенно-оптической системы, обеспечивающей прием излучения миллиметрового и инфракрасного диапазонов.

УДК 629.7.05.004(075.3)

**П.К.ПЛОТНИКОВ, А.А.СКРИПКИН** (*Саратовский государственный технический университет*). **Новые подходы к выполнению девиационных работ на летательных аппаратах.** Девиационные работы являются обязательными регламентными работами, проводимыми обычно на всех типах летательных аппаратов (ЛА) с периодичностью 1—2 раза в год. Они предназначены для повышения безопасности полета ЛА за счет увеличения точности работы курсовых и навигационных систем.

По существующим методикам девиационные работы выполняются одновременно на всех компасах и курсовых системах ЛА на специально подготовленных для этой цели девиационных площадках. Девиационные работы в основном сводятся к вычислению коэффициентов девиации по определенным с помощью датчика магнитного поля проекциям магнитного поля на горизонтальные оси объекта при различных курсовых положениях ЛА (от 18 до 24), либо к компенсации магнитной девиации магниточувствительных датчиков с помощью эталонного магнитного поля, формируемого на объекте с помощью магнитомягких и магнитотвердых материалов.

Недостатками существующих способов является неполное и неточное определение коэффициентов девиации, недостаточный учет изменения коэффициентов девиации от изменяющихся условий ориентации и местоположения объекта, значительная трудоемкость выполнения девиационных работ, особенно для крупногабаритных ЛА.

Предлагаются новые подходы к выполнению девиационных работ на ЛА, свободные от недостатков существующих и направленные на повышение точности работы курсовых систем за счет снижения геометрических и динамических погрешностей из-за применения бескарданных датчиков магнитного поля, уменьшения уровня магнитных девиаций, а также на повышение экономической рентабельности эксплуатации усовершенствованных курсовых систем. По одному из предлагаемых подходов компенсация девиации курсового указателя подвижного объекта осуществляется в результате предстартового определения коэффициентов Пуассона и компонентов постоянного магнитного поля ЛА по результатам обработки показаний бортового трехкомпонентного бескарданного магнитометра в различных пространственных положениях объекта, осуществляемых как на Земле, так и в полете и использовании полу-

ченных зависимостей для определения магнитного курса в процессе движения объекта.

По другому подходу, основанному на концепции многоточечных магнитометрических измерений, благодаря размещению на объекте определенного количества трехкомпонентных магнитометров и знанию углов их ориентировки на ЛА, обеспечивают идентификацию местоположения источников магнитного поля объекта и, кроме того, обеспечивают идентификацию параметров как геомагнитного поля, так и курса объекта с помощью предложенных формул и алгоритмов и бортового компьютера.

УДК 629.12.053.13

**А.А.СКРИПКИН** (*Саратовский государственный технический университет*).  
**О дальнейшем повышении точности геомагнитных измерений с борта летательного аппарата.** Основной задачей бортовых магнитометрических измерений для целей навигации и геофизики является задача определения вектора напряженности геомагнитного поля как в системе координат, связанной с объектом, так и в географической системе координат. Причем чем выше точность определения северной, восточной и вертикальной составляющих геомагнитного поля, тем точнее можно определить его аномалии и произвести коррекцию собственного местоположения или оценку наличия либо полезных ископаемых, либо объектов искусственного происхождения.

Задача определения с высокой точностью геомагнитного поля не может быть решена без знания магнитного поля объекта (МПО). Аналитически это сводится к определению матриц индуктивной составляющей ( $S$ ), постоянной составляющей ( $T$ ) и вихревой составляющей ( $F$ ) МПО. Задача идентификации МПО в смысле определения матриц  $S$  и  $T$  с использованием прямого метода параметрической идентификации решалась авторами путем расширения вектора состояния системы до размерности, совпадающей с числом идентифицируемых параметров. Расширение производилось за счет дискретизации процесса измерения во времени при движении летательного аппарата и фиксации результатов измерений компонент вектора результирующего магнитного поля в бортовой ЦВМ.

Рассматривается подход к дальнейшему повышению точности геомагнитных измерений с борта летательного аппарата (ЛА). Предлагаемый подход основан на модифицированной процедуре идентификации собственного МПО, причем на первом этапе производится определение параметров матриц  $S$  и  $T$  летательного аппарата, а на втором этапе определение параметров матрицы вихревой составляющей  $F$  магнитного поля аппарата.

Разработана методика и алгоритмы определения параметров матрицы вихревой составляющей магнитного поля ЛА, а также алгоритмы определения с ее учетом горизонтальной и вертикальной компонент вектора напряженности геомагнитного поля. Приведена численная оценка повышения точности определения компонент вектора напряженности геомагнитного поля с учетом параметров матрицы  $F$  вихревой составляющей магнитного поля ЛА.

---

## Секция “КОНСТРУИРОВАНИЕ, ТЕХНОЛОГИЯ, МЕТРОЛОГИЯ И НАДЕЖНОСТЬ ПРИБОРОВ, УЗЛОВ И ЭЛЕМЕНТОВ”

### КОНСТРУИРОВАНИЕ, ТЕХНОЛОГИЯ, МЕТРОЛОГИЯ ТОЧНЫХ ПРИБОРОВ

УДК 621.923.4:666.3

**В.В.БЕРНАДСКИЙ, В.Н.МОНАХОВ** (ГНЦ РФ-ЦНИИ “Электроприбор”, С.-Петербург). **Коррекция формы в процессе сферошлифовки.** Рассматриваются отклонения от круглости, возможности повышения точности сферошлифовки и возможности асферизации на сферошлифовальном станке. Приводятся результаты сферошлифовки керамических головок эндопротезов тазобедренного сустава  $\varnothing$  50 мм. Выглаживание шлифуемой поверхности, состоящее из нескольких проходов без подачи, снижает шероховатость и волнистость, но не приводит к повышению точности формы в меридиальных сечениях. Профилограмма в меридиальном сечении имеет специфическую форму, характеризующуюся увеличением радиус-вектора от экватора к полюсу головки. Отклонение от круглости в меридиальном сечении колеблется в пределах от 30 до 100 мкм. Причина такой значительной “недошлифовки” зоны полюса заключается в прогибе консольно закрепленной головки. Величина консоли постепенно увеличивается по мере перемещения зоны обработки к полюсу, и постепенно увеличивается недошлифовка в зоне обработки.

Предлагается улучшать сферическую форму головки за счет смещения оси вращения головки относительно оси вращения стола. Величина смещения определяется на основании двух измерений диаметра головки в экваториальном и косом сечениях. Измерения проводятся без съема головки со стола станка. Используя этот прием удалось снизить некруглость головки в меридиальном сечении в 4-6 раз. Этим же приемом можно пользоваться в случаях асферизации наружных поверхностей деталей. Возможно получение поверхностей как с увеличенным, так и с уменьшенным размером по экватору. Форма обработанной поверхности близка к оживалу с недошлифовкой в направлении к полюсу или по мере увеличения консоли.

УДК 528.56.002

**В.И.ГАВРЮСЕВ, В.В.КОПЕЙКИН** (ГНЦ РФ - ЦНИИ “Электроприбор”, С.-Петербург). **Разработка технологии микросварки монтажных соединений.** При изготовлении современных навигационных приборов к электромонтажным соединениям предъявляются различные требования: высокая вакуумная гигиена, сверхпроводимость, ограничения по температурным воздействиям. Требованию высокой вакуумной гигиены удовлетворяют методы контактной точечной микросварки и лазерной сварки.

Цель работы — разработка технологии выполнения монтажных соединений криогенного гравитационного градиентометра и датчика ОДГ-2. Для обеспечения стабильного качества и свойств сверхпроводимости соединений при выполнении монтажа чувствительного элемента криогенного гравитационного градиентометра разработана и изготовлена специальная оснастка. Оснастка позволяет выполнить сварку соединений монтажа всех узлов чувствительного элемента методом контактной точечной микросварки. Лепестки свариваемого узла перемещаются механизмом вращения в место сварки, в котором располагаются электроды сварочных клещей и обеспечивается защита инертным газом. Для обеспечения качественной защиты свариваемых элементов спроектировано и изготовлено специальное защитное сопло, гарантирующее ламинарный поток инертного газа. Разработанная технология контактной микросварки монтажных соединений обеспечивает высокие сверхпроводящие свойства.

При разработке технологии выполнения монтажных соединений датчика ОДГ-2 решены вопросы присоединения проводов к молибденовым гермовводам и к катодному кольцу светодиода. Для обеспечения возможности выполнения монтажных соединений к молибденовым гермовводам введены никелевые втулки, привариваемые контактной микросваркой к гермовводу. При присоединении вывода к катодному кольцу светодиода основной сложностью было ограничение по максимально допустимой температуре перегрева кристалла в течение 1 с — 100° С. Разработана технология лазерной сварки вывода из никелевой ленты к катодному кольцу светодиода с сохранением его свойств.

УДК 531.383:537.2

**Ю.Н.ИВАНОВ, В.Ф.ГОРШКОВ (АО “Пирометр”, С.-Петербург). Соединение проводов моточных изделий вакуумных гироскопических приборов методом импульсной лазерной сварки.** В вакуумных гироскопических приборах межсекционное соединение проводов моточных изделий и их соединение к штырям гермовыводов (ГВ) выполняется, как правило, методами пайки серебро-содержащими припоями или контактной сваркой через переходные никелевые пластины. Эти способы соединения проводов имеют ряд существенных недостатков. Основные из них: сложность зачистки лаковой изоляции медных проводов малого сечения и обеспечение надежного контакта; невозможность исключения появления дефектов в ГВ из-за механических воздействий; наличие источника дополнительного газоотделения и разрушения проводов из-за остатков флюса после пайки.

На АО “Пирометр” опробовано и внедрено в производство соединение проводов моточных изделий методом импульсной лазерной сварки.

Технология выполнения соединений состоит в следующем. Концы моточных проводов свиваются вместе, подрезаются и вставляются в никелевую трубочку до совпадения торцов. Затем трубочки обжимаются, фиксируя положение проводников. Далее по торцам трубочки и проводникам производится импульсная лазерная сварка. Количество и энергия импульсов, а также размеры трубочки подбираются опытным путем в зависимости от диаметров проводников.

Приведенный способ соединения проводов моточных изделий вакуумных гироскопических приборов полностью исключает недостатки соединений, получаемые методами пайки и контактной сварки.

**В.И.ГАВРЮСЕВ, Л.Г.ЖУКОВА, О.М.МАЛИНОВСКАЯ, В.Н.ПАВЛОВА, Л.В.СКРИЖАЛИН, Т.В.ЦИРЛИНА (ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электронприбор", С.-Петербург).** **Исследование вакуумных характеристик полимерных материалов электрических машин.** Для приборов, работающих в условиях вакуума, в том числе космоса, регламентируются характеристики газовыделения и загрязняемости вакуумного пространства оптически не прозрачными продуктами обезгаживания. Указанные характеристики зависят от выбранных материалов и технологии изготовления изделий. Наиболее неблагоприятными являются пропиточные и полимерные материалы.

Цель работы - исследование влияния процессов очистки и обезгаживания на газовыделение и загрязнение вакуумного пространства продуктами обезгаживания полимерных материалов, применяемых в узлах электрических машин. Для исследования процесса обезгаживания и определения газовыделения применен метод накопления, основанный на изменении давления продуктов газовыделения исследуемого изделия в известном объеме. Оценка степени загрязнения пространства молекулами органических веществ осуществлялась определением оптической прозрачности и веса контрольных образцов из оптического стекла. Полученные результаты позволили дополнить имеющиеся сведения о поведении полимерных материалов в специальных условиях и разработать рекомендации по технологии очистки и обезгаживания узлов электроэлементов.

УДК 531.383-1:537.2.002

**В.А.ГИНЗБУРГ, А.К.ГУТТОВСКАЯ, Н.В.ПЕРМИНОВА (ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электронприбор", С.-Петербург).** **Проекционный способ изготовления растровых рисунков на сферических роторах бескарданных электростатических гироскопов.** Рассматривается один из способов формирования светового изображения на сферической поверхности ротора бескарданного электростатического гироскопа. Формирование светового изображения на фоторезистивном слое, нанесенном на подложку (в данном случае поверхность ротора), является одним из основных этапов фотолитографического процесса, принятого на предприятии для изготовления растровых рисунков на роторах бескарданных электростатических гироскопов. Обсуждаются достоинства и недостатки метода. Устанавливаются граничные условия его применения. Определяются требования к технологическому оснащению и оборудованию и параметры фотохимических процессов, протекающих при осуществлении способа. На основании проведенных исследований разработан маршрутный технологический процесс и изготовлена опытная партия роторов, успешно прошедшая испытания в составе изделия. Намечены пути дальнейшего совершенствования способа, позволяющие расширить границы его применения.

УДК 531.383.001.4

**А.А.ГАЛАКТИОНОВ (ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электронприбор", С.-Петербург).** **Вопросы обеспечения теплового режима гироскопа, находящегося в условиях орбитального полета на космическом аппарате.** Рассматриваются вопросы обеспечения теплового режима гироскопа, эксплуатируемого на геостациона-

нарном спутнике Земли вне герметичного термостатируемого отсека. Исследована степень влияния тепловых возмущающих факторов, таких, как солнечное излучение, космический вакуум, нестабильность температуры астроплиты на температуру гиросприбора. Показана возможность использования системы обеспечения теплового режима (СОТР), основанной на лучистом теплообмене между окружающим космическим пространством и поверхностью гиросприбора при соответствующей ориентации последней.

Описывается комплекс средств, предложенный для пассивной термостабилизации гиросприбора, включающий в себя: экранно-вакуумную теплоизоляцию, отражающий экран, специальные покрытия. Приводятся различные варианты устройства крепления гиросприбора к астроплите, обеспечивающие при достаточной жесткости необходимую тепловую развязку.

К достоинствам рассматриваемой пассивной СОТР можно отнести ее надежность и долговечность ввиду отсутствия механических частей, а также ее автономность ввиду отсутствия энергопотребления. Приведенная СОТР может быть использована для обеспечения теплового режима и других устройств, эксплуатируемых на геостационарных и некоторых низкоорбитальных спутниках, при соблюдении определенных требований к ориентации теплоизлучающей поверхности.

УДК 681.323: 681.327

**В.Е.ШАБАНОВ** (*Российский институт радионавигации и времени, С.-Петербург*). **Плата-прототип для разработки цифровых устройств.** Исторически сложившийся метод разработки электронных устройств, который за последние десятилетия не претерпел существенных изменений, состоит в следующем. Идея реализации каких-либо алгоритмов подтверждается математическим аппаратом или дополнительно проводится функциональное моделирование. Затем производится оценка и предварительный выбор требующихся аппаратных и вычислительных ресурсов, поскольку обычно для решения большинства задач требуется аппаратно-программный подход. Выбирается конкретная элементная база для реализации аппаратуры. Далее, на этапе реализации разрабатывается схемотехника и изготавливаются макеты и разрабатывается программное обеспечение. Обычно макетируют те функциональные устройства, которые предполагается реализовать на БМК или заказных СБИС. Реализация макетов функциональных цифровых устройств на ИС малой и средней степени интеграции достаточно трудоемка в изготовлении и настройке и к тому же имеет очень низкую надежность.

В качестве альтернативы подобному методу работы предлагается метод, основанный на использовании программируемых пользователем вентильных матриц (ППВМ – FPGA). Наиболее эффективно ППВМ применяются при создании опытных и экспериментальных образцов цифровых устройств. Поскольку, как было отмечено ранее, традиционная разрабатываемая система состоит из вычислительной структуры и некоторой цифровой аппаратной части, то с использованием СБИС ППВМ предлагается структура, претендующая на значительную универсальность – плата-прототип, состоящая из микроконтроллера и ППВМ. Выбор конкретных типов ППВМ и микроконтроллера остается за разработчиком.

В качестве примера рассмотрим конкретную структуру платы-прототипа. Плата содержит микроконтроллер 80C188ЕС фирмы Intel и ППВМ XC4003Е

фирмы Xilinx. Объемы FLASH-памяти – 128К байт, ОЗУ – 32 кбайт и ППВМ – около 3 тыс. вентилях позволяют размещать программное обеспечение и данные для большинства приложений, где может быть использована эта плата, и реализовать сложные и высокоскоростные автоматы предпроцессорной обработки данных. Для увеличения возможностей платы можно предложить использование следующего поколения микроконтроллеров фирмы Intel – 386EX и дальнейшего их развития (программа разработки 486EMV) и ППВМ большего объема – XC4004E – 4020 или микроконтроллеров и ППВМ других фирм. В дальнейшем после проведения разработки и настройки структуры в ППВМ и отладки программного обеспечения микроконтроллера создается рабочий вариант аппаратуры.

В качестве примеров использования платы-прототипа предлагается: аппаратура потребителя (АП) ИФРНС: в ППВМ реализован синхронизатор, представляющий собой программируемый автомат для формирования сложной временной диаграммы управления АЦП; второй пример – АП ФРНС: здесь, кроме формирователя временной диаграммы, в ППВМ реализованы КИХ-фильтры предварительной цифровой фильтрации. В третьем примере – приемнике корректирующей информации для диф.режима СРНС, – реализуется еще более сложный автомат, который, кроме того, что было показано в предыдущем примере, выполняет еще функции цифрового гетеродина.

Преимущества предлагаемого метода: не требуется изготовление макета и его настройка; существенно повышается надежность прототипа; объем прототипа близок к рабочему варианту аппаратуры; прототип аппаратуры работает на реальных рабочих частотах. Далее используется либо та же ППВМ, либо переходят на БМК или масочный вариант. Несмотря на некоторые сложности в освоении, на сегодня это один из высокоэффективных методов разработки цифровых систем.

УДК 621.7

**В.В.САВЕЛЬЕВ, Я.Г.ФЕДОРОВ** (*Тулский государственный университет*). **Измерение моментной неуравновешенности твердого тела путем применения вращающегося упругого подвеса.** Рассматривается устройство, состоящее из обоймы, установленной во вращающемся упругом подвесе. В обойме жестко закрепляется деталь, моментную неуравновешенность которой необходимо измерить. Получены уравнения движения обоймы с деталью, учитывающие угловую и линейную вибрации основания, технологические погрешности изготовления установки, моментную неуравновешенность элемента подвеса. Показано, что установившиеся значения углов поворота обоймы с деталью как по отношению к вращающейся, так и по отношению к неподвижной системам координат пропорциональны моментной неуравновешенности детали и могут служить мерой этой неуравновешенности. Выполнен анализ погрешностей в измерении моментной неуравновешенности детали. Даны рекомендации по выбору соотношений моментов инерции обоймы и элемента подвеса, скорости вращения подвеса, угловой жесткости упругих элементов, выполнение которых позволяет получить необходимую чувствительность устройства и удовлетворительную точность измерения моментной неуравновешенности детали.

**В.Д.ПРИХОДЬКО (ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электроприбор", С.-Петербург). Методика калибровки датчиков угла и контроля геометрических параметров карданова подвеса гиросприборов с помощью трехкомпонентного измерителя ускорений.** Предложенная методика основана на использовании выходной информации измерителя ускорения, работающего в режиме измерения углов поворота относительно вектора силы тяжести Земли. Измеритель ускорений устанавливается на внутреннее кольцо карданова подвеса гиросприбора.

Параметры гиросприбора определяются комплексной обработкой выходной информации датчиков угла гиросприбора и измерителя ускорений при последовательных разворотах кардановых колец относительно плоскости горизонта в диапазоне от 0 до 360° с дискретностью, необходимой для контроля датчика угла. При этом определяются следующие параметры гиросприбора:

коэффициенты преобразования, смещение нулей, нелинейность выходной характеристики, неортогональность осей чувствительности измерителя ускорений;

случайная и систематическая составляющие инструментальной погрешности датчиков угла;

биение и неортогональность осей карданова подвеса.

Данная методика может быть успешно применена для контроля параметров гиросприбора как на стенде, так и на объекте.

УДК 528.563

**Л.А.БУЛАТОВ, В.П.БУХОНОВ, В.С.КУТЕПОВ (Тульский государственный университет), Е.П.САБАДАШЕВСКИЙ, Я.Н.БЕРШТАМ (ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электроприбор", С.-Петербург). Низкочастотный стенд для испытаний гироскопических систем.** Имитация натуральных возмущений в лабораторных условиях ограничивается в настоящее время заданием моногармонических колебаний. В то же время в реальных условиях качка корабля и возникающие при этом линейные ускорения представляют собой более сложный процесс.

Рассматривается схема низкочастотного стенда для испытаний гироскопических систем, задающего перемещения, близкие к реальным условиям эксплуатации, в основу которого положена механическая система стенда "Нормаль СЗ".

Предлагаемый стенд содержит платформу, транслятор (шарнирно-рычажный подвес) и приводной механизм с устройством изменения амплитуды перемещения рабочего стола. Последнее выполнено в виде двух кулисных механизмов с общим шатуном, дифференциала и задатчика угловых перемещений. Шатун кинематически связан транслятором с платформой, а кулисой первого кулисного механизма через дифференциал, с задатчиком угловых перемещений и электроприводом.

Изменение амплитуды перемещений платформы производится как дискретно, так и по закону, требуемому условиями испытаний на ходу без останова стенда. Это позволяет приблизить условия испытаний к реальным возмущениям. Кроме того, существенно улучшается безопасность обслуживания и значительно снижается время на проведение испытаний приборов.

УДК 681.518.3.08

**Л.А.БАРХАТОВ (ГНЦ РФ-ЦНИИ "Электроприбор", С.-Петербург).** **Модель элементарного преобразователя перемещений индукционного типа.** Постоянно растущие требования к параметрам индукционных преобразователей перемещений требуют дальнейшего их совершенствования. Это возможно только на основе наличия математической модели, адекватно отражающей взаимосвязи между функцией выходного сигнала преобразователя от перемещения в зависимости от параметров его электромагнитной системы. Вследствие сложности физических процессов, происходящих в преобразователе, существующие математические модели построены при значительных упрощениях, что приводит к ограниченной достоверности результатов их применения.

Первым этапом дальнейшего развития теории преобразователей индукционного типа может служить рассматриваемая модель элементарного преобразователя перемещений (ЭППИ). Физическая модель ЭППИ в наиболее общем виде описывает минимально необходимую составную часть любого преобразователя индукционного типа. Разработка его математической модели основана на использовании уравнений Лоренца для электромагнитного поля и методов тензорного анализа. Полученная математическая модель ЭППИ аналитическое выражение, устанавливающее функциональную связь между функцией выходной ЭДС от перемещения и параметрами электромагнитной системы.

УДК 681.518.3.08

**Л.А.БАРХАТОВ (ГНЦ РФ-ЦНИИ "Электроприбор", С.-Петербург).** **Математическая модель индукционного преобразователя перемещений.** Разнообразие и постоянный рост требований к преобразователям перемещений привело к появлению большого числа принципиальных и конструктивных построений. Для каждого из конструктивных построений разработана своя математическая модель. Все эти модели имеют ряд существенных допущений, свойственных конструкции, которую они описывают и режим в котором они должны работать. Эти модели сложно использовать для анализа работы преобразователя в каких-либо отличающихся от заданных в допущениях условиях.

Для решения задачи получения обобщенной математической модели индукционного преобразователя рассматривается обобщенный преобразователь перемещения (ОППИ). В качестве его физической модели рассматривается модель, объединяющая произвольное число элементарных преобразователей перемещений, причем источниками электромагнитной энергии являются источники напряжения, с внутренними сопротивлениями и произвольной функцией изменения ЭДС во времени, в качестве выходных сигналов рассматриваются падения напряжения на сопротивлениях нагрузки. Для данной физической модели получена математическая модель. Математическая модель ОППИ может быть использована для получения модели любого реально существующего преобразователя перемещений индукционного типа.

В качестве примера использования математической модели ОППИ получена математическая модель индукционного фазового преобразователя параметрического типа.

**В.А.ГОРБАЧЕВСКИЙ, И.Е.ГУТНЕР (ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электронприбор", С.-Петербург).** **Результаты разработки малогабаритного двухотсчетного вращающегося трансформатора.** Решение проблемы миниатюризации приборов систем автоматического управления непосредственно связано с решением задачи улучшения массогабаритных показателей используемых электроэлементов и в том числе широко применяемых в качестве датчиков угла вращающихся трансформаторов (ВТ). Радикальный путь уменьшения их габаритов, существенного упрощения конструкции устройств списывания и снижения их стоимости - создание двухотсчетных ВТ, в которых системы многополюсных обмоток точного отсчета и двухполюсных обмоток грубого отсчета размещены на общем магнитопроводе. Сложность достижения этой цели заключается, во-первых, в преодолении конструктивных и технологических ограничений в выборе многополюсной системы, обеспечивающей необходимую точность, и, во-вторых, в сохранении этой точности, т.е. в устранении электромагнитного влияния между разнополюсными системами, которое приводит к потере точности.

Сообщается о результатах решения этих задач, на основе которых разработан эскизный проект малогабаритного двухотсчетного вращающегося трансформатора ДВТ-60. ДВТ-60 выполнен в виде плоской встраиваемой конструкции с наружным диаметром 60 мм. Точность ДВТ-60 составляет 20 угл. с, что втрое выше точности отечественных серийно изготавливаемых ВТ сопоставимых габаритов.

Приводятся основные теоретические предпосылки решения поставленных задач, результаты экспериментальных исследований, технические характеристики и намечены возможные пути дальнейшего снижения погрешности. Конструкция ДВТ-60 обеспечивает его эксплуатацию в условиях жестких внешних воздействий, что делает его перспективным для широкого применения.

УДК 621.398.694.4-531.4

**Н.А.БАРАНОВА, В.М.ЛЕСЮЧЕВСКИЙ, В.Н.НАРВЕР, В.Д.ПРИХОДЬКО, В.И.СТОТЫКА (ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электронприбор", С.-Петербург).** **Результаты экспериментальных исследований погрешности информационно-преобразующего устройства, используемого для списывания угла поворота вала.** Представлены результаты исследований погрешности информационно-преобразующего устройства (ИПУ), обусловленные цепями коррекции его систематической составляющей. Для измерения погрешности использовался прецизионный углоизмерительный прибор УМ-1Ц.

Показана возможность точной коррекции систематической составляющей ИПУ по экспериментально измеренной с дискретом  $1/2048$  на полный оборот функции его погрешности.

Получено уменьшение результирующей погрешности ИПУ в 3 раза. Аналогичный результат получен авторами при компенсации наиболее существенных гармонических составляющих спектра функции ошибок ИПУ.

Н.Н.ЕГОРОВ, М.И.МАЛТИНСКИЙ, Н.А.МУЗЫКА, Ю.А.МУЗЫКА, И.С.ПАЛАМАРЧУК, В.В.СВЯТЫЙ (ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электроприбор", С.-Петербург). **Синхронный электрический генератор на постоянных магнитах.** Рассматриваются результаты разработки и внедрения в серийное производство унифицированного ряда синхронных электрических машин с возбуждением от постоянных магнитов, применяемых в качестве генераторов электроэнергии, работающих в широком диапазоне скоростей при нестабильном приводе ограниченной мощности. Разработка электрических генераторов проводилась на базе технологии двойного применения по программе конверсии предприятия.

Дан краткий обзор выпущенных в России и за рубежом электрических машин подобного типа, приведены теория и инженерные методы расчета генераторов, даны описание конструкции, технологии, областей их применения. Представлены расчеты и схема оригинальной электрической машины подобного класса с двойной обмоткой статора. Рассматривается использование таких электрических машин в ветроэнергетике, приводятся схемы и описание ветроэлектрических установок, их технические характеристики и результаты стендовых и натурных испытаний.

---

## АКАДЕМИЯ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ (Официальная информация)

---

### ИНФОРМАЦИОННОЕ СООБЩЕНИЕ О ТРЕТЬЕМ ОБЩЕМ СОБРАНИИ АКАДЕМИИ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ

В III Общем собрании, состоявшемся в ГНЦ РФ-ЦНИИ "Электроприбор", приняло участие 128 членов Академии из всех ее отделений.

Собрание открыл Президент Академии член-корреспондент РАН В.Г.Пешехонов. Он рассказал о развитии структуры Академии и ее качественном росте, о новых значительных результатах, достигнутых Академией за полгода с предыдущего Общего собрания. В соответствии с уставом Академия активно способствует развитию теории и средств навигации и управления движением, выступает с собственными проектами и программами, публикациями, поддерживает талантливых ученых. В 1996 г. возрождена существовавшая до 1986 г. почетная премия имени Н.Н.Острякова за выдающиеся достижения в гироскопии и автономной навигации, которая теперь будет присуждаться каждые два года совместным решением Президиума Академии и Министерства оборонной промышленности на основе открытого конкурса\*. Работы могут представлять научные и научно-технические советы предприятий и организаций и все региональные отделения Академии. Премия включает Почетную грамоту, памятную медаль и денежную часть.

Состоялось торжественное вручение премий 1996 г. почетный член Академии, академик РАН А.Ю.Ишлинский, близко знавший Н.Н.Острякова, охарактеризовал его как выдающегося конструктора, внесшего неопределимый вклад в развитие отечественного приборостроения. Президент Академии В.Г.Пешехонов и лауреат премии им.Н.Н.Острякова 1961 г., почетный член Академии В.П.Арефьев вручили премии лауреатам 1996 г.:

А.Н.Шеломкову и В.П.Доронину (НИИ прикладной механики им.акад. В.И.Кузнецова), И.А.Идрисову (предприятие "Звезда"), К.А.Андрианову (НПО автоматики и приборостроения) за работу *"Разработка и внедрение в серийное производство поплавковых гироскопических приборов для систем ракетно-космической техники"*;

А. С. Анфиногенову, В. З. Гусинскому, Ю. А. Литмановичу, В. М. Лесючевскому, О.И.Парфенову, А.Д.Пушкареву (ГНЦ РФ-ЦНИИ "Электроприбор") за работу *"Прецизионная корабельная инерциальная навигационная система на электростатических гироскопах"*;

В.А.Бесекерскому (СПб. государственная академия аэрокосмического приборостроения) за цикл работ по теории и методам проектирования навигационно-управляющих систем.

Награжденные выступили с научными докладами о своих работах.

---

\* Положение о премии имени Н.Н.Острякова опубликовано в журнале "Гироскопия и навигация", 1996, № 2, с. 89-90.

Научная сессия Академии включила также выступление почетного члена Академии, члена-корреспондента РАН Б.Е.Чертока о достижениях и проблемах управления движением космических аппаратов и доклады действительных членов Академии:

И.В.Прангишвили “Фоновый принцип обнаружения и распознавания подвижных объектов”;

Г.Ф.Молоканова “Кинематические алгоритмы управления движением летательных аппаратов при выходе в заданную точку”;

Ю.А.Лукомского “Методы теории оптимальных процессов в практике исследовательского проектирования систем управления морскими подвижными объектами”.

С отчетом Президиума о работе Академии выступил Главный ученый секретарь А.В.Небылов. В отчете отмечен рост научного потенциала Академии, в которую на индивидуальной основе по личным научным результатам избраны 180 членов, в том числе: 46 — по Московскому отделению, 11 — по Московскому областному отделению, 14 — по Поволжскому отделению, 62 — по Санкт-Петербургскому отделению, 9 — по Тульскому отделению, 19 — по Украинскому отделению, 19 — вне отделений, включая иностранных ученых из США, Германии и Польши.

В Академии созданы условия для выполнения серьезных исследований, получены необходимые лицензии. Усилилось взаимодействие Академии с Отделением проблем машиностроения, механики и процессов управления РАН, возглавляемым академиком-секретарем Д.М.Климовым, с тремя секциями Научного совета РАН по проблемам управления движением и навигации, возглавляемыми академиком А.А.Красовским, членами-корреспондентами РАН В.Г.Пешехоновым, Б.Е.Чертоком, являющимися активными членами Академии, с другими научными организациями.

Развивается издательская деятельность Академии, издается научно-технический журнал, вышел в свет подготовленный Академией “Русско-английский словарь терминов” по навигации и управлению движением.

Состоялась свободная дискуссия членов Академии.

Следующее Общее собрание Академии решено провести 28 мая 1997 г.

---

Ниже опубликованы три доклада из шести, заслушанных на научной сессии Академии. Остальные доклады предполагается опубликовать в следующем номере журнала.

## **INFORMATION RELEASE ON THE THIRD GENERAL MEETING OF THE ACADEMY OF NAVIGATION AND MOTION CONTROL**

In the Third General meeting, which was held in the State Research Center of Russia - the CSRI “Elektropribor” 128 Academy members took part representing all its branches.

The President of the Academy, the Corresponding member of the Russian Academy of Sciences, professor V.G.Peshkhonov opened the meeting. He told about scheme development of the Academy and its qualitative growth, about new significant results achieved by the Academy for half a year from the last General meeting. In accordance with its Regulations the Academy actively promotes the development of theory and navigation and motion control aids, represents its own projects and programs, publications, supports talented scientists. In 1996 Ostryakov’s honorary prize existed up to 1986 was revived for outstanding achievements in gyroscopy and autonomous navigation, which at present will be awarded

every two years by a joint decision of Academy Presidium and Ministry of Defense Industry on the basis of open competition.\* Papers can be submitted by scientific councils and scientific and technical ones of enterprises and organizations and all regional departments of the Academy. The prize comprises a Diploma, memorable medal and money part.

Grand presentation of prizes for 1996 took place. The honorary member of the Academy, academician of the Russian Academy of Sciences A.Yu.Ishlinsky (was familiar with N.N.Ostryakov) described him as outstanding designer, who made invaluable contribution to development of domestic instrument engineering. The President of the Academy V.G.Peshekhonov and N.N.Ostryakov prize-winner of 1961, the honorary member of the Academy V.P.Arefiev presented prizes to the prize-winners of 1996:

A.N.Shelomkov and V.P.Doronin (SRI of Applied Mechanics named after academician V.I.Kuznetsov), I.A.Idrisov (enterprise "Zvezda"), K.A.Andrianov (SPA of automatics and instrument engineering) for the work *"Development and introduction of floated gyroscopic devices in serial production for missile-space technology"*;

A.S.Anfinogenov, V.Z.Gusinsky, Yu.A.Litmanovich, V.M.Lesyuchevsky, O.I.Parfyonov, A.D.Pushkaryov (RF SRC - CSRI "Elektropribor") for the work *"Precision shipborne inertial navigation system based on electrostatic gyros"*;

V.A.Besekersky (St. Petersburg State Academy of space instrument engineering) for *"Series of works on theory and methods of navigation controlling system designing"*.

The recipients of the award presented their papers.

Also, the Academy session comprised a report of the honorary Academy member, the Corresponding member of the Russian Academy of Sciences B.E.Chertok on achievements and problems of spacecraft motion control and papers of the Academy full members:

I.V. Prangishvili "Background detection principle of mobile objects";

G.F. Molokanova "Kinematic algorithms of aircraft motion control at reaching the desired point";

Yu.A.Lukmsky "Methods of optimal process theory in practice of control system investigative designing for marine mobile objects".

Main scientific secretary A.V.Nebylov presented the Presidium's report on the work of the Academy. In this report it's drawn attention to scientific potential increase of the Academy, in which 180 members were elected by individual scientific results on the private basis, where 46 — of Moscow branch, 11 — of Moscow region branch, 14 — of Povolzhsk branch 62 — of Saint Petersburg branch, , 9 — of Tula branch, 19 — of Ukrainian branch, 19 — outside of branches, including foreign scientists from USA, Germany and Poland.

Conditions for carrying out of serious investigations are provided, necessary licenses are obtained in the Academy. Cooperation of the Academy with Department of mechanical engineering, mechanics and control problems of the Russian Academy of Sciences, headed by academician-secretary D.M.Klimov, three sections of Scientific Council of the Russian Academy of Sciences on motion control and navigation, headed by academician A.A.Krasovsky, Corresponding members of the Russian Academy of Sciences, professor V.G.Peshekhonov, B.E.Chertok (active members of the Academy) and other scientific organizations is enhanced.

Publishing activity of the Academy is developed, scientific and technical journal is published, "Russian - English dictionary of terms" on navigation and motion control was prepared and issued by the Academy.

Free discussion of the Academy members took place.

The next General meeting of the Academy is decided to be held on May 28, 1997.

---

Three papers are published below from six heard at the Academy scientific session. The remaining papers are supposed to be published in the next issue of the journal.

---

\* The Regulations on prizes in honor of Ostryakov is given in journal "Gyroscopy and Navigation", 1996, №2, p. 91-92.

А.Н.ШЕЛОМКОВ, В.П.ДОРОНИН (НИИ прикладной механики им. академика В.И.Кузнецова, Москва), И.А.ИДРИСОВ (предприятие "Звезда", г. Осташков), К.А.АНДРИАНОВ (НПО автоматтики и приборостроения, Москва)

## РАЗРАБОТКА И ВНЕДРЕНИЕ В СЕРИЙНОЕ ПРОИЗВОДСТВО ПОПЛАВКОВЫХ ПРИБОРОВ ДЛЯ СИСТЕМ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

*Обосновывается задача снижения трения в опорах подвеса гироскопических приборов. Рассматривается развитие поплавковых гироскопических приборов, приведены конструктивные схемы наиболее распространенных из них. Обсуждаются проблемы, решенные при разработке поплавковых приборов. Даны результаты их разработки.*

### Введение

Гироскопическое приборостроение является одной из отраслей, в которых Россия (Советский Союз), начиная с конца 40-х годов занимала одно из ведущих мест в мире. Продукция этой отрасли — гироскопические чувствительные элементы, акселерометры и создаваемые на их основе приборы и системы — обеспечивают решение огромного количества задач управления движущимися объектами: ракетными комплексами, космическими станциями и аппаратами, самолетами и вертолетами, морскими судами (как надводными, так и подводными), а также наземными движущимися объектами. Эти приборы широко используются в маркшейдерском деле и в инклинометрии — при бурении нефтяных и газовых скважин, в строительной технике. Гироскопические приборы, занимая по объему и стоимости в составе управляемых комплексов доли процента, в большинстве случаев абсолютно необходимы для обеспечения функционирования таких комплексов и во всех случаях они позволяют резко повышать их эффективность.

Гироскопическое приборостроение, имеющее в первую очередь прикладное значение, является чрезвычайно наукоемкой отраслью, оказывающей большое стимулирующее влияние на развитие смежных научных дисциплин и отраслей техники. Без преувеличения можно сказать, что успешно развивающееся гироскопическое приборостроение вносит существенный вклад в обеспечение военной, экономической, а в конечном счете и политической независимости страны. Состояние развития данной техники может характеризовать страну либо как передовую и великую, либо как отсталую и слабую. В этой связи показательно, что десятки фирм в таких странах, как США, Великобритания, Франция, Германия, а в последнее время Япония, Южная Корея и КНР уделяют развитию гироскопического приборостроения самое серьезное внимание.

Можно утверждать, что наряду с информатикой и средствами коммуникаций гироскопия сегодня является в мире одним из приоритетных соревновательных полигонов научной и технической мысли.

Задача снижения трения в опорах подвеса гироскопических приборов является одной из старейших в этой отрасли техники. Идея гидростатической разгрузки опор подвижной части гироскопических приборов не нова и, по видимому, принадлежит В.Томсону (1884 г.). Впервые она реализована для практического применения в 1908 г. в гироскопе Г.Аншютцем — Кемпфе (Германия).

Конец XX века ознаменовался созданием плавающей сферической платформы (AIRS), в которой все чувствительные элементы, как и сама гиросфера, имеют гидростатическую разгрузку опор подвеса. Таким образом, XX век в некотором смысле является веком поплавковых гироскопов.

Идея гидростатической разгрузки опор оказалась достаточно "здоровой" и прошла все возможные проверки на живучесть и плодотворность. Но одного "здоровья" исходной идеи всегда оказывается мало, чтобы получились работоспособные приборы. "Технология" воплощения идеи в изделие поясняется табл.1, в которой показаны основные этапы разработки, а также цели и средства, используемые на каждом из этапов.

Т а б л и ц а 1

Основные этапы разработки поплавковых приборов

Основные этапы разработки	Средства	Цель	Отчетность
НИР	Макет прибора	Знания	Научно-технический отчет или эскизный проект
ОКР	Опытные образцы	Умения	Комплект рабочей документации
Серия	ТПП производство	Товарная продукция	Прибыль от реализации продукции

В конце цикла разработки, когда производство и сбыт изделий организованы, информацией о новом изделии овладевает широкий круг специалистов — конструкторы, технологи, производственники, управленцы, а разработчик приобретает новое качество: для него разработка такого рода изделий переходит из разряда искусства в разряд ремесла. Чисто материальные затраты при создании такого рода техники столь велики, что под силу только сильному развитому государству.

### Развитие поплавковых гироскопов

Разработка поплавковых приборов для практических применений в НИИ прикладной механики начата в 1956 г. для применения в системах управления полетом изделий П-5, П-10 разработки Главного конструктора В.Н.Челомея — гироблок КИ99-6 и двойной интегратор линейных ускорений КИ99-7. При их разработке и освоении в производстве были сформулированы основные требования к конструкции и технологии и сделаны первые шаги по их реализации в опытно-экспериментальном производстве. На начальном этапе разработки возникли существенные трудности в обеспечении поставленных требований в производстве и технологии. В 1958 г. специальным постановлением Правительства создается специализированное производство поплавковых приборов в г. Осташкове — филиал N 1 НИИ ПМ.

Основная цель, поставленная перед филиалом, состояла в том, чтобы в тесном сотрудничестве со специалистами-разработчиками НИИ прикладной механики были созданы новые технологические процессы изготовления деталей и узлов, сборки, испытаний приборов, созданы производственные участки, подобраны требуемые кадры. Следует отметить, что работа эта для филиала была новой, но выполнялась она с большим энтузиазмом и изобретательностью. Предприятие и по сей день является ведущим в нашей стране по поплавковой тематике. Здесь уместно упомянуть неопределимый вклад Г.Б.Недошивина, работавшего в то время директором предприятия.

Далее, в период развертывания массового серийного производства с 1961 г. производство поплавковых приборов было развернуто почти одновременно на

целом ряде заводов отрасли (Минобщемаша и других министерств): Саратовский машиностроительный завод, Раменский приборный завод, Томский приборный завод, Московский завод электромеханической аппаратуры (в течение ряда лет являвшийся опытным и серийным заводом НИИ прикладной механики), Миасский электромеханический завод, Киевский завод автоматики им. Петровского (по морской тематике).

Внедрение в серийное производство на таком количестве заводов и на целый ряд изделий практически в одно время после опыта, полученного на основной производственной базе — предприятии "Звезда", проходило уже легче, но даже в этом случае потребовало от разработчиков приборов колоссальных напряжений как физических, так и моральных.

На этапах разработки и серийного внедрения уместно отметить неоценимую помощь со стороны министра судостроительной промышленности Б.Е. Бутомы, а позже министра общего машиностроения С.А. Афанасьева и Главного конструктора НИИ автоматики и приборостроения Н. А. Пилюгина, практически первым применившего в своих разработках поплавковые приборы. С 1965 г. НИИ автоматики и приборостроения начинает собственные разработки поплавковых приборов для нужд своего предприятия. Основу этого коллектива разработчиков составили специалисты, ранее разрабатывавшие поплавковые приборы в НИИ прикладной механики. Значительная помощь в развитии поплавковых приборов оказывалась Главным конструктором НИИ прикладной механики В.И.Кузнецовым.

#### **Основные типы поплавковых приборов, разработанных и разрабатывавшихся в НИИ прикладной механики**

Основные типы разрабатывавшихся поплавковых приборов следующие:

двухстепенные поплавковые гироблоки — интеграторы угловой скорости для платформ систем управления движением и ориентации (средства выведения космических аппаратов, боевые ракетные комплексы, морские навигационные системы, наземные гироскопы для автономного наведения ракетно-космической техники);

двухстепенные поплавковые гироблоки — измерители угловой скорости в основном для бесплатформенных систем ориентации и управления движением космических аппаратов;

гироскопические интеграторы линейных ускорений для систем управления движением средств выведения космических объектов и ракетной техники;

двойные интеграторы линейных ускорений — измерители пройденного пути;

поплавковые акселерометры — измерители линейных ускорений;

трехстепенные поплавковые гироскопы для инерциальных навигационных систем, в основном для гиropлатформ авиационного применения.

На рис. 1 и 2 для примера приведены конструктивные схемы наиболее распространенных поплавковых гироскопов: интегратора угловой скорости и интегратора линейных ускорений.

В качестве датчиков угла в поплавковых приборах наибольшее применение нашли индуктивные трансформаторные датчики с встречно включенными катушками ротора, не содержащего магнитных материалов.

В качестве датчиков момента наиболее удачными применениями явились магнитоэлектрические системы, как наиболее прецизионные преобразователи тока в момент (до  $10^{-2}$  —  $10^{-3}\%$ ).

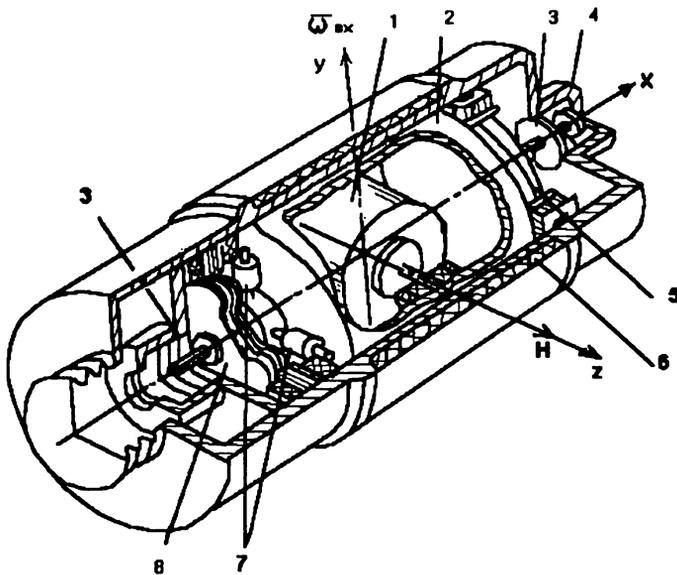


Рис.1. Конструктивная схема поплавкового интегратора угловой скорости:  
 1-гироскоп, 2-поплавок, 3-опора подвеса поплавка, 4-корпус гироблока, 5-датчик момента,  
 6-обмотки термодатчика и обогрева, 7-балансировочные грузы, 8-датчик угла

$$\alpha = \frac{H}{K_{демп} \Phi_0} \int_0^t \omega_{вх} dt$$

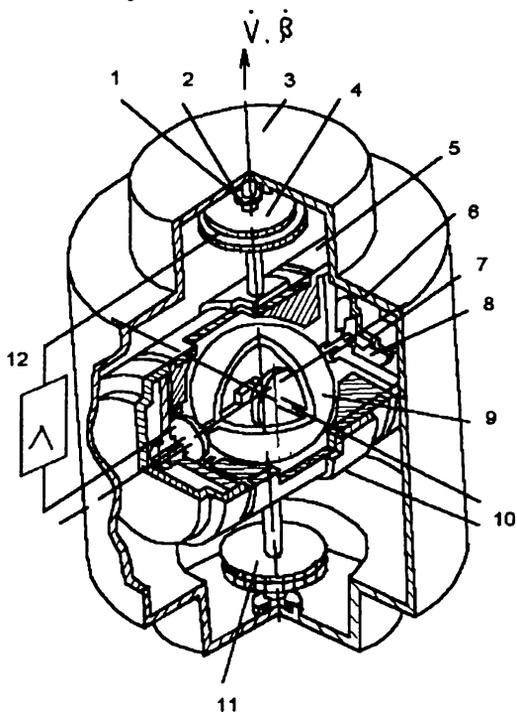


Рис.2. Конструктивная схема поплавкового гироскопического интегратора линейных ускорений:

1-коллектор, 2-опора, 3-наружный корпус прибора, 4-датчик момента, 5-корпус поплавкового подвеса, 6-сифон, 7-опора поплавка, 8-ротор гироскопа, 9-поплавок, 10-обмотка обогрева и термодатчика, 11-датчик выходной информации, 12-усилитель

$$\beta = \frac{m \cdot l}{H} \int_0^t \dot{V}(t) \cdot dt$$

Приводной двигатель гироскопа, наиболее часто используемый, — синхронный гистерезисный двигатель, а в последних разработках — магнитоэлектрический двигатель (МЭД).

Остальные особенности и решения на сегодня известны из литературы и сообщений на конференциях памяти Н.Н.Острякова.

### **Основные проблемные вопросы, решенные при разработке поплавокных приборов и освоении их серийного производства**

Решены технологические и производственные проблемы по обеспечению так называемой "стерильности" сборки. Во внутренней полости прибора не должно быть посторонних включений размером более 4 мкм — твердых, газообразных или инородных жидкостей. Это важно, так как большие по площади поверхности имеют зазор, заполненный жидкостью, ~50-100 мкм. Наличие частиц в зазоре приведет к отказу или потере точности. Способы решения — обеспыленные помещения, особая технология промывки, контроль момента на оси подвеса поплавок непосредственно после сборки и заливки. За все годы эксплуатации благодаря таким мероприятиям практически не было отказов по этой причине.

Совместно с НИИ Часпром созданы камневые опоры подвеса и организовано специализированное производство на Петродворцовом часовом заводе.

Совместно с ГСНИИ ОХТ разработаны поддерживающие и балансировочные жидкости с плотностью 1,8 г/см<sup>3</sup> и выше с различными вязкостями, химически совместимые с материалами, используемыми в приборах, радиационно-стойкие.

Совместно с ВНИИ ПП и производством "ЛОЗА" проведены работы по уменьшению некруглости элементов качения шариковых подшипников, повышена их износоустойчивость за счет замены материала ШХ-15 на 11Х18М. Разработана и внедрена в производство приборов вибродиагностика, направленная на отбраковку узлов трения, могущих привести к ухудшению точности или снижению ресурса.

Для снижения уровня моментов на оси подвеса поплавок разработаны и внедрены элементы магнитного центрирования. Точность центрирования и стабильность положения поплавок повышены на один-три порядка. Камневые опоры выполняют в этом случае роль ограничительных упоров. Полностью исключен в режиме работы контакт цапфы опоры с камнем. Внедрение роторов подвеса из специальных ферритов позволило существенно упростить конструкцию, отказаться от использования электронных устройств в подвесе и обойтись только емкостями.

Основным источником вибрации, приводящим к ухудшению точности и ограничивающим ресурс работы прибора, долгое время являлся шарикоподшипниковый узел ротора гироскопа. Разработка и внедрение газодинамических опор позволили повысить точность до  $10^{-4}$  дуг. мин/мин и обеспечить ресурс работы до 150000 ч, а в режиме постоянного задействования обеспечить нулевую готовность приборов к работе. В результате длительных исследований была разработана технология изготовления опор из бериллия с нанесением износоустойчивых покрытий из нитрида титана и алмазоподобного углерода. Тщательные исследования проведены для обеспечения обезгаживания внутреннего объема поплавок и исключения появления каких-либо паров, могущих привести к незапуску гироскопа. Исследования проводились с использованием хроматомасс-спектрометров.

Одним из решающих факторов в повышении точности с одновременным уменьшением габаритов и массы приборов явилось применение в конструкции приборов бериллия, обладающего удельным весом близким к удельному весу поддерживающей жидкости, более жесткого и теплопроводного и совместимого по коэффициенту линейного расширения со сталями, используемыми в электромашинном приводе гироскопов. Создано специальное производство деталей и узлов из бериллия. В настоящее время проводятся работы по созданию взамен бериллия кремний-алюминиевых сплавов — более дешевых и не токсичных, с характеристиками близкими к бериллию.

Для обеспечения высокого уровня надежности приборов в эксплуатации разработана система многократных циклов контроля характеристик с высокой разрешающей способностью по времени разрешения и по изменениям уровня точностных параметров, а также разработана оперативная система контроля и сбора информации по характеристикам приборов в эксплуатации. Эта система обеспечила эффективную отработку конструкций на всех стадиях производства и эксплуатации, за счет чего отказы приборов в эксплуатации практически отсутствуют.

Для обеспечения высокого уровня разработок поплавковых приборов и создания научно-технического задела был выполнен большой объем НИР (темы "Поплавок", "Интегратор", "Тополь", "Терек", "Транзит", "Тундра", "Гироскоп", "Ресурс" и др.). Оригинальные решения оформлены как изобретения.

Создано специализированное производство поплавковых приборов и технология их изготовления, обеспечивающие изготовление приборов требуемого класса и качества.

### Результаты разработки

Созданные и освоенные в производстве поплавковые приборы обеспечивают следующее.

Получение высоких уровней точности — до  $10^{-4}$  дуг.мин/мин.

Доведение гарантий по ресурсу работоспособности до 150000 ч и более (рис.3).

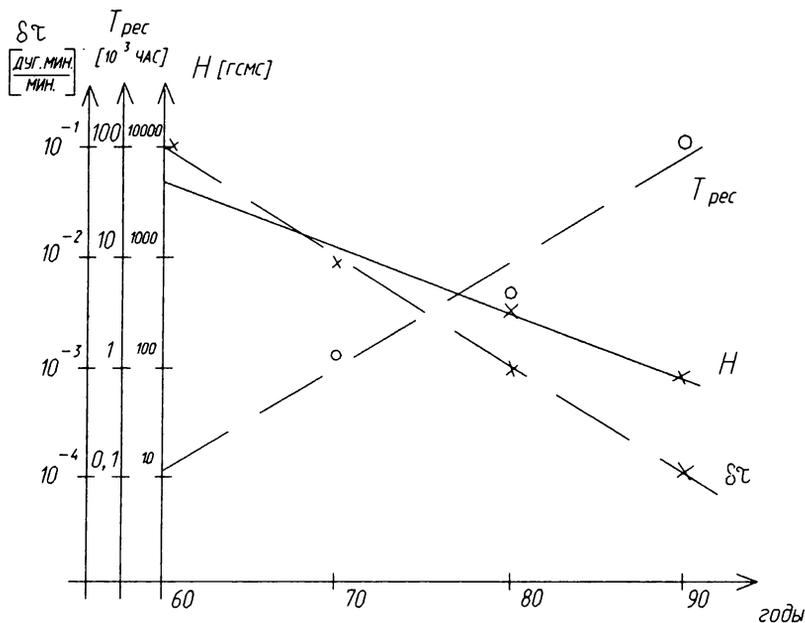


Рис.3. Совершенствование характеристик поплавковых приборов

Получение практически нулевой готовности приборов с газодинамической опорой ротора к работе в режиме непрерывного задействования.

Обеспечение работоспособности и точности при перегрузках до 250 g и более.

Снижение массы гироблоков до 200-300 г.

Разработанные поплавковые гироблоки внедрены в серийное производство и в эксплуатацию:

в бесплатформенных системах ориентации и управления движением космических аппаратов (гироблоки КИ99-110, КИ79-132, КИНД99-003);

в автономных системах управления баллистическими ракетными комплексами, системах выведения и доразгонных модулях космических объектов (гироблоки КИ99-10Б, КЛ99-20А, КИ99-124А, КИ99-078, гиросинтезаторы КИ22-90, КИ42-137, КИ42-152 и др.);

гироблоки и акселерометры для морских инерциальных навигационных комплексов (КИ99-16, КИ99-18А);

миниатюрный измеритель угловой скорости КИ79-119, использованный в системе управления изделием "Буран".

В табл.2 приведены достигнутые уровни основных характеристик поплавковых приборов для ряда применений.

Т а б л и ц а 2

Основные характеристики поплавковых приборов

№ пп	Целевое назначение приборов	Достигнутый уровень характеристик		
		Скорость ухода, дуг.мин/мин Погрешность ГИЛУ, ед.	Ресурс, ч	Масса, г
1	Измеритель угловой скорости для бесплатформенных систем КА	$<10^{-3}$	$>100000$	$<500$
2	Интегратор угловой скорости для ГСП систем наведения КА и ракетной техники*	$10^{-2} - 10^{-3}$	$>150000$	$<850$
3	Гироскопический интегратор линейных ускорений для ГСП систем выведения КА и ракетной техники	$10^{-6}$	1000 - 150000	$<800$
4	Наземный гироскоп	$<10^{-4}$	$>150000$	$<3200$

\*Нулевая готовность в режиме непрерывного задействования.

### Заключение

Пройдя сложный путь развития, поплавковый гироскоп стал несомненным лидером в обеспечении основных требований по точности, ресурсу и надежности. Сегодня это абсолютный рекордсмен по ресурсу (до 150000 ч), по точности — автономное определение азимута до единиц дуговых секунд ( $10^{-4}$  дуг.мин/мин).

В настоящее время имеется большой перечень поплавковых приборов, освоенных в производстве и производимых в России. Во многих случаях, когда

требуется высокая точность и большой ресурс работы (измеряемый сотнями тысяч часов), построение инерциальных навигационных комплексов и систем управления движением, поплавковые приборы способны успешно решить эти задачи.

Поплавковые приборы в настоящее время продолжают эксплуатироваться на космических объектах (станция "Мир" и др.), используются в средствах выведения космических аппаратов, несут дежурство на изделиях ракетной техники, работают в авиационных и морских навигационных комплексах.

Ведутся работы по применению поплавковых гироскопов в новых разработках на космических изделиях (17 КСМ, "Ямал", "Енисей"), в других перспективных изделиях ракетно-космической техники.

Многие из разработанных приборов по своим характеристикам и уровню надежности превосходят лучшие зарубежные образцы аналогичного назначения.

УДК 621.396.988.6:629.12

А.С.АНФИНОГЕНОВ, В.З.ГУСИНСКИЙ, В.М.ЛЕСЮЧЕВСКИЙ, Ю.А.ЛИТМАНОВИЧ,  
О.И.ПАРФЕНОВ, А.Д.ПУШКАРЕВ

(ГНЦ РФ-ЦНИИ "Электроприбор", С.-Петербург)

## ПРЕЦИЗИОННАЯ КОРАБЕЛЬНАЯ ИНЕРЦИАЛЬНАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА НА ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКИХ ГИРОСКОПАХ

*Рассматриваются наиболее важные научно-технические решения при определении структуры инерциальной навигационной системы на электростатических гироскопах. Поясняется принцип действия такой системы. Определены требования к ИНС, оказавшие существенное влияние на разработку математического обеспечения. Приведены результаты испытаний ИНС на стенде.*

### Введение

Разработка инерциальной навигационной системы (ИНС) на электростатических гироскопах (ЭСГ) явилась логическим шагом в развитии гироскопов корабельного навигационного комплекса (НК) третьего поколения, созданного в ЦНИИ "Электроприбор" к началу 80-х годов. В состав такого НК входят ИНС полуаналитического типа на гироскопах с воздушной опорой и гироскопический корректор на ЭСГ (шифр "Скандий").

Потребность в создании ИНС на ЭСГ вызвана растущими требованиями к точности навигации ПЛ, а также в связи с более высокими требованиями по надежности, энергопотреблению, массогабаритным характеристикам и объему вырабатываемых параметров.

Научно-техническая база для разработки ИНС на ЭСГ создавалась на протяжении 15-20 лет и вобрала в себя результаты цикла НИОКР по разработке высокоточных гироскопов, акселерометров, измерителей углов поворота карданных колец, систем термостабилизации, гироскопических следящих систем, математического обеспечения (МО), вычислительных систем и электронных модулей ИНС.

Практический переход к созданию таких ИНС стал возможен благодаря

устойчивому серийному производству ЭСГ и его успешной эксплуатации в составе гироскопического корректора “Скандий”. Полученный опыт нашел отражение в большинстве решений, принятых при разработке ИНС на ЭСГ.

### Основные технические решения

Рассмотрим наиболее важные научно-технические решения, определившие окончательный облик ИНС на ЭСГ.

В состав ИНС входят:

*гироориентатор (ГО)*, состоящий из двух идентичных гиросtabilизаторов (ГС), жестко смонтированных один на другом; на верхнем ГС установлен цифроаналоговый прибор (ПЦА) с электронными модулями; к ГО пристыкован прибор термостабилизации;

*прибор управления и контроля (УК)*, в котором размещены пульт управления, бортовая ЭВМ и электронные модули систем ИНС.

Каждый ГС содержит автокомпенсированный ЭСГ в трехколечном кардановом подвесе и цифровой трехканальный измеритель ускорений (ЦТА), закрепленный на корпусе ГС. Внутреннее и промежуточное кольца подвеса управляются гироскопической безредукторной следящей системой (БСС). В основном режиме работы ИНС БСС обеспечивает согласование корпуса с ротором гироскопа по сигналам с датчика угла ЭСГ. В режиме запуска ИНС управление кольцами производится бортовой ЭВМ, обеспечивающей наведение корпуса ЭСГ в заданном направлении. После разгона ротора до номинальных оборотов БСС автоматически переключается на работу от гироскопа.

На осях карданова подвеса установлены блоки системы цифрового списывания информации (СЦСИ).

В цифроаналоговом приборе размещены электронные модули систем, для которых необходимо иметь короткие линии связи (ЦТА, СЦСИ).

В приборе термостабилизации находится теплообменник, с помощью которого из ГО отводится избыточное тепло. Теплоносителем является вода.

**Основные принципы, заложенные в проект ГО** – создать оптимальные условия для работы ЭСГ и ЦТА; максимально упростить конструкцию гироскопа (трехколечный кардан); повысить технологичность (модульность); повысить помехозащищенность систем (встроенная электроника, цифровой выход); создать эффективное метрологическое обеспечение.

**Электростатический гироскоп**, примененный в ИНС, является вариантом модернизации гироскопа, используемого в корректоре “Скандий”. Модернизация обеспечила повышение стабильности дрейфа, точности съема угловой информации и надежности гироскопа. В частности, в ЭСГ применен авторефлекторный способ съема информации с помощью фотооптического датчика, позволивший повысить точность работы БСС. Погрешность рассогласования корпуса относительно ротора при произвольных угловых движениях объекта составляет: динамическая — 3 -5", статическая – менее 0,5".

Для поддержания необходимой стабильности дрейфа ЭСГ подбирается рабочая скорость вращения ротора, при которой его форма приближается к сферической. Применена точная следящая система стабилизации скорости вращения (менее 0,01 Гц). Также применена точная многоконтурная система термостабилизации с погрешностью поддержания температуры воздуха вокруг ЭСГ на уровне 0,1°C.

Совершенствование ЭСГ шло по пути повышения его эксплуатационных характеристик, в частности надежности. Обеспечена безаварийность посадок ротора на рабочей скорости без потери точностных характеристик гироскопа.

Для этого на ротор нанесено износостойкое покрытие.

Используемый в ИНС цифровой трехканальный измеритель линейных ускорений конструктивно выполнен в виде единой сборки, закрепленной на установочной поверхности корпуса ГС. В качестве чувствительного элемента ЦТА применен маятниковый поплавковый акселерометр с компенсационным датчиком моментов (ДМ). Выходным сигналом служит код ускорения, пропорциональный временному интервалу широтно-модулированного сигнала, поступающего в обратную связь на ДМ акселерометра.

Система цифрового считывания информации предназначена для измерения и преобразования в код информации об углах поворота кардановых колец ГС и автокомпенсационного вращения корпуса гироскопа. Для выработки кодов угловых величин используется быстродействующий преобразователь — код следящего типа с 22 значащими разрядами. Точность измерения угловых величин составляет 1-2", которая обеспечивается за счет индивидуальной калибровки преобразователя "угол - код" в сборе с электромеханическим датчиком угла. В состав преобразователя введено постоянное запоминающее устройство с таблицей поправок, которые учитываются в выходном коде угла. Разработка такого преобразователя потребовала создания прецизионных средств и методов калибровки погрешностей измерителей углов с точностью 0,5". В целях сокращения числа линий связи в ГС между преобразователями СЦСИ организована трехпроводная мультиплексная шина данных.

Измерительные процессы СЦСИ и ЦТА засинхронизированы частотой опроса ЦТА.

Одним из ключевых моментов в достижении точности ИНС является реализация концепции системного метрологического обеспечения. Необходимые точностные требования к погрешностям изготовления ГО являются очень жесткими (на уровне единиц угловых секунд) и не могут быть выполнены инструментально. Поэтому основная часть требований ослабляется до уровня имеющихся средств контроля и оборудования, используемого при изготовлении гироскопа. Сохраняются требования, регламентирующие стабильность геометрических погрешностей ГО, особенно тех, которые определяют качество осей карданова подвеса ГС. Разрабатывается математическая модель геометрических погрешностей ГО, а также методы косвенного измерения параметров модели с опорой на данные ЭСГ в составе ИНС по результатам работы штатных фильтровых задач. Точность ИНС в этом случае обеспечивается за счет алгоритмической компенсации геометрических погрешностей в измерительной информации СЦСИ.

### Принцип действия ИНС на ЭСГ

Принятый вариант построения ГО позволяет отнести ИНС на ЭСГ к одному из видов бесплатформенной ИНС на свободных гироскопах. В этом варианте съем угловой информации о положении векторов кинетического момента гироскопов относительно объекта производится с осей следящего карданова подвеса. Акселерометры установлены вдоль осей объекта и измеряют три ортогональные составляющие вектора ускорения.

Поясним принцип действия ИНС на следующей идеализированной схеме. Свободные гироскопы моделируют инерциальный трехгранник, две оси которого совпадают с осями векторов кинетического момента, третья ось определяется как векторное произведение первых двух. По информации об углах поворота кардановых колец производится расчет матрицы направляющих косинусов между осями объекта и инерциального трехгранника.

По информации о координатах места и времени работы системы может быть вычислена матрица направляющих косинусов между осями географического и инерциального трехгранников.

Следующим шагом является расчет матрицы угловой ориентации, элементами которой являются направляющие косинусы между осями объекта и географической системы координат. Алгоритм расчета сводится к произведению первых двух матриц.

Затем выполняется преобразование проекций вектора ускорения из осей объекта к осям географической системы координат.

Далее производится интегрирование составляющих ускорения и определяются составляющие скорости и координаты места с учетом начальных условий. Таким образом, алгоритм расчета матрицы угловой ориентации замыкается на расчет координат места.

Реальный алгоритм работы ИНС более сложный. Следует учитывать, что гироскопический трехгранник не является инерциальным и прецессирует из-за дрейфа гироскопов в инерциальном пространстве. При этом необходимо интегрировать прецессионные уравнения гироскопов с целью прогноза их траекторий относительно инерциальных осей. В результате можно вычислить матрицу направляющих косинусов между осями гироскопического и инерциального трехгранников и затем ее учесть при расчете матрицы угловой ориентации. Необходимо также решать задачи выставки и калибровки ИНС с использованием данных от средств коррекции.

### **Математическое обеспечение**

Математическое обеспечение разрабатывалось исходя из необходимости эффективного выполнения всех функций ИНС при минимуме вычислительных затрат бортовой ЭВМ.

Выделим те требования к ИНС, которые оказали существенное влияние на разработку математического обеспечения:

большая длительность интервала автономной навигации;

кратковременность работы со средствами коррекции;

высокая точность выработки линейных перемещений объекта на коротких интервалах времени;

высокая точность паспортизации параметров модели погрешностей измерительных систем ИНС.

Первое требование жестко регламентирует стабильность погрешностей основных измерительных систем — гироскопов, акселерометров, измерителей углов и геометрических погрешностей гироприбора. Под это требование подпадает точность паспортизации погрешностей измерительных систем на этапе регулировки ИНС и возможность уточнения части параметров в процессе эксплуатации.

Второе требование определяет необходимость ускоренного горизонтирования навигационного трехгранника при проведении сеанса коррекции ИНС.

Третье требование связано с выполнением функции выработки опорной информации для выставки и калибровки ведомых ИНС. При этом регламентируется высокочастотная составляющая погрешности измерительных систем и вычислительная точность алгоритмов выработки линейных перемещений в реальных условиях движения объекта (углового и поступательного, включая вибрацию).

Перечисленные требования выдвинули ряд проблем, к которым относятся следующие:

разработка численных алгоритмов выработки линейных перемещений, обладающих малой чувствительностью к вибрации;

разработка адекватной модели погрешностей измерительных систем ИНС;

разработка алгоритмов фильтровых задач, выполняющих функции:

паспортизации параметров модели погрешностей на этапе регулировки ИНС,

калибровки погрешностей инерциального трехгранника при запуске ИНС из холодного состояния и уточнения его параметров в процессе длительной работы,

ускоренной выставки ИНС при работе со средствами коррекции.

Решение указанных проблем с учетом ограничений на затраты ресурсов бортовой ЭВМ позволило представить алгоритмы наиболее важных функциональных задач в следующем виде.

Алгоритмы выработки линейных перемещений включили в себя высокочастотную первичную обработку измерительной информации, которая свелась к выработке кратных интегралов (первого и второго) от ускорения, измеренного в осях объекта, и полиномиальному сглаживанию угловой информации. Такое сжатие измерительной информации производится без потери данных о полезном движении объекта до более низкой частоты расчета матрицы угловой ориентации и преобразования интегралов от ускорения из связанного базиса в навигационный.

Частота выработки параметров углового и поступательного движения в этом случае определяется динамикой полезного движения объекта, а не вибрацией в месте установки гироприбора.

Алгоритмы аналитической компенсации погрешностей измерительных систем используют разработанные для этого математические модели. Параметры моделей оцениваются фильтровыми задачами ИНС.

Алгоритмы фильтровых задач разработаны в упрощенной постановке, в соответствии с которой алгоритмы разбиты на два модуля:

КНТ-коррекция погрешностей навигационного трехгранника;

КИТ-коррекция погрешностей инерциального трехгранника.

Модуль КНТ по внешней информации о скорости производит измерение и коррекцию переходного процесса в каналах выработки линейных перемещений ( $E$ ,  $N$ ,  $H$ ) на коротком интервале наблюдения (3 мин). При этом погрешности линейных перемещений аппроксимируются полиномом второго порядка с использованием метода наименьших квадратов.

Модуль КИТ, опираясь на результаты работы КНТ и внешнюю информацию о координатах места, производит измерение и коррекцию погрешностей инерциального трехгранника на произвольном интервале наблюдения. При этом используется линейный фильтр Калмана.

Размерность вектора состояния — 23, вектора наблюдения — 5.

Линейность фильтра поддерживается за счет периодического замыкания оценок и согласования осей инерциального трехгранника с гироскопическим.

Устойчивость фильтра обеспечена за счет разработки адекватной модели полезного сигнала и помехи измерения, а также исключения ненаблюдаемых и плохо наблюдаемых составляющих из вектора состояния.

Разработаны методы паспортизации погрешностей гироприбора с использованием фильтровых задач.

По результатам работы модуля КНТ измеряется реакция погрешностей выработки координат места и вертикального ускорения на кратковременное изменение углового положения объекта и положения наружных колец гироста-

билизаторов.

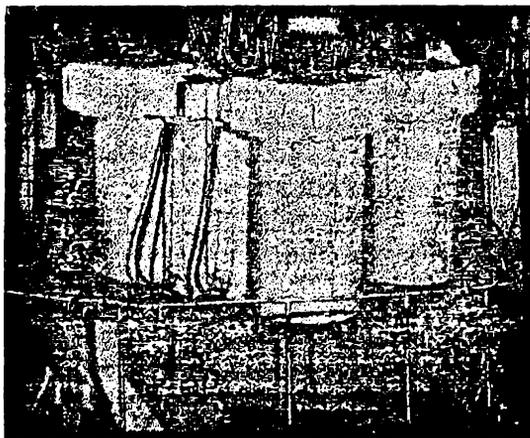
По результатам работы модуля КИТ измеряется реакция оценок коэффициентов модели дрейфа гироскопов на изменение углового положения объекта по курсу и положения наружных колец гиросtabilизаторов. Кроме того, часть погрешностей гироскопа включена в вектор состояния фильтра и оценивается при калибровке ИНС.

Полученные таким образом измерения образуют разрешимую систему уравнений для погрешностей гироскопа.

### Испытания ИНС на стенде

ИНС на ЭСГ успешно прошла полный цикл испытаний на стенде предприятия на соответствие требованиям технических условий.

Проверка проводилась на неподвижном основании и на стенде качки (см. рисунок).



Следует отметить, что для бесплатформенной ИНС испытания на стенде качки являются весьма жесткими, поскольку измеряемые акселерометрами ускорения от наклона стенда существенно больше ускорений от поступательного движения объекта. Полная нагрузка падает также и на систему измерения углов поворота колец и следящий карданов подвес гироскопа.

Проведена проверка точности выработки линейных перемещений в динамике, на качке с пересчетом вектора перемещений на неподвижную точку стенда. Данные испытания охватили проверкой не только измерительные системы, но и алгоритмы выработки линейных перемещений.

Проверка точности выработки навигационных параметров также подтвердила высокие точностные характеристики ЭСГ и обеспечивающих его систем, в том числе алгоритмов фильтровых задач.

Приведем некоторые результаты испытаний, охватывающих комплекс “измерительные системы — алгоритмы фильтровых задач”.

Калибровка коэффициентов модели дрейфа гироскопов произведена с погрешностью менее  $10^{-5}$  град/ч, длительность калибровки — одни сутки (без учета времени выхода на тепловой режим).

Паспортизация параметров модели погрешностей гироскопа произведена с погрешностью:

- по угловым величинам — менее 2 угл.с,
- по линейным ускорениям — менее  $10^{-5}$  g.

Ускоренная выставка осей навигационного трехгранника при коррекции по внешней скорости произведена на интервале 2 мин.

Ускоренная выставка навигационного и инерциального трехгранников (без уточнения коэффициентов модели дрейфа) произведена за 30 мин при непрерывной коррекции по внешней скорости и координатам места.

И.В.ПРАНГИШВИЛИ, А.Н.АНУАШВИЛИ  
(Институт проблем управления РАН, Москва)

## ФОНОВЫЙ ПРИНЦИП ОБНАРУЖЕНИЯ ПОДВИЖНОГО ОБЪЕКТА

*Предлагается принципиально новый — фоновый — подход к проблеме обнаружения подвижных объектов. Согласно фоновому принципу, сигналы о подвижном объекте получают путем исследования излучения фона, вдоль которого движется искомый объект (в качестве фона могут быть подстилающая поверхность, морское дно, ионосфера и др.).*

### Введение

Согласно традиционным представлениям, проблема обнаружения подвижного объекта связана с тем, что, как правило, при активной локации зондирующее излучение отражается обратно объектом в меньшей степени, чем от фона, и “мешающий фон” маскирует полезные сигналы от объекта. Эта проблема возникает и в том случае, когда нет контраста между объектом и фоном. Кроме отмеченных пассивных помех обнаружению цели мешают особенно преднамеренные активные шумовые прицельные помехи, которые “ослепляют” локатор [1].

В настоящей работе предлагается принципиально новый подход к проблеме обнаружения подвижных объектов. Согласно новым представлениям, традиционная помеха — излучение, отраженное от неподвижного фона (его когерентная компонента) — рассматривается как источник информации об обнаруживаемом объекте, а традиционный полезный сигнал — излучение, отраженное от цели, — не принимается во внимание (обнуляется при обработке зарегистрированного излучения). Частный случай предлагаемого подхода в виде голографического варианта получения изображения подвижного объекта рассмотрен в работе [2].

Под фоном подразумевается среда, находящаяся за подвижным объектом и способная обратно рассеивать излучение. Согласно фоновому принципу, сигналы о подвижном объекте получают путем исследования излучения фона, вдоль которого движется искомый объект (в качестве фона в практических задачах обнаружения подвижного объекта может быть подстилающая поверхность, ионосфера, морское дно и т.п.).

Для реализации фонового принципа обнаружения необходимо осуществить когерентный прием рассеянного фоном зондирующего излучения и выделить из него когерентную компоненту. При появлении подвижного объекта в поле зрения происходит уменьшение когерентной компоненты, что и служит сигналом обнаружения.

Получение сигнала о подвижном объекте с помощью фонового принципа изменяет и дополняет традиционные представления о сигнале и шуме. Традиционно считается, что сигнал можно получить исследуя непосредственно объект, а излучение от фона является шумом, помехой, и его подавляют. Согласно фоновому принципу, фоновое излучение функционально связано с сигналом, и поэтому, исследуя функциональную зависимость фона (шума) от сигнала, можно судить о сигнале. Это особенно важно, когда излучение, рассеянное фоном (традиционный шум, помеха), много больше, чем традиционный полезный сигнал.

### Формальное описание

Приведем формальную запись процессов когерентного приема и обнаружения сигнала на фоне шумов на основании фонового принципа.

**Когерентный прием активной системой.** Запишем мгновенное значение комплексной амплитуды принимаемого поля так:

$$a_f \exp[i(\varphi_0 + \omega_0 t + \Delta\varphi)],$$

где  $a_f$  — амплитуда принимаемого поля;  $\varphi_0$  — начальная фаза генератора излучения системы наблюдения;  $\omega_0$  — частота генератора;  $t$  — текущее время;  $\Delta\varphi$  — сдвиг фазы излучения генератора при прохождении расстояния от генератора до исследуемой среды (фона) и обратно.

Комплексную амплитуду собственных колебаний, организуемых в системе наблюдения, запишем следующим образом:

$$a_0 \exp[-i(\varphi_0 + \omega_0 t)],$$

где  $a_0$  — амплитуда собственных колебаний приемника.

Результат когерентного приема:

$$a_f \exp[i(\varphi_0 + \omega_0 t + \Delta\varphi)] \times a_0 \exp[-i(\varphi_0 + \omega_0 t)] = a_f a_0 \exp(i\Delta\varphi) = I.$$

Эта величина есть интенсивность излучения, полученная в результате когерентного приема, зависящая от разности фаз колебаний генератора и приходящего сигнала. Полученную величину называют когерентным составляющим или когерентной компонентой. Величина этой интенсивности является константой в случае отсутствия подвижного объекта. Здесь разность фаз  $\Delta\varphi$  не зависит от текущего времени:

$$\Delta\varphi = \frac{2\pi}{\lambda} ct_z,$$

здесь  $t_z$  — время зондирования (время прохождения излучением расстояния от генератора до фона и обратно);  $c$  — скорость распространения излучения генератора;  $\lambda$  — длина волны излучения генератора.

Когда появляется объект, то  $\Delta\varphi$  начинает изменяться во времени и становится случайной величиной. Дело в том, что какой бы подвижный объект ни появился на фоне — отражающий, поглощающий, пропускающий, — он приведет при движении к случайному изменению времени зондирования  $t_z$  из-за изменения пути прохождения излучения или (и) скорости распространения излучения вследствие эффекта Френеля — Физо. Это, в свою очередь, приведет к случайному изменению разности фаз  $\Delta\varphi$ . Таким образом, полученная интенсивность  $I = a_f a_0 \exp(i\Delta\varphi)$  также становится случайной (переменной) величиной.

Если взять усредненное значение по времени этой интенсивности, то она будет меньше той, что была до появления подвижного объекта, так как известно, что среднее значение случайной величины стремится к нулю. Обнаружение сигнала возможно простым вычитанием двух последующих усредненных временных значений этой интенсивности (когерентной компоненты).

Берется квадрат модуля усредненного значения интенсивности из время  $T$

$$\bar{I} = \left| \frac{1}{T} \int_{t_0}^{t_0+T} I dt \right|^2,$$

и определяется разность двух последующих значений усредненной интенсивности

$$\Delta I = I(t_0, T) - I(t_0 + T, T).$$

Разность двух последующих значений усредненной интенсивности будет равняться нулю, если объект не появился за это время. Когда же появляется подвижный объект в текущем промежутке времени усреднения  $T$ , то среднее значение интенсивности в этом промежутке времени уменьшится, по сравнению с интенсивностью на предыдущем участке времени усреднения, и появляется разность  $\Delta I > 0$ . Это происходит потому, что уменьшается когерентное составляющее в результате нарушения когерентности вследствие появления подвижного объекта и соответствующего ему переменного сигнала.

**Формальная запись обнаружения сигнала на фоне шумов на основании фонового принципа.** В классическом представлении задача обнаружения сигнала в шуме имеет вид:

$$S_1 = 0 + \xi(t); \quad S_2 = \varepsilon(t) + \xi(t),$$

где  $\varepsilon(t)$  — сигнал;  $\xi(t)$  — шум.

Задача обнаружения сводится к тому, чтобы отличить друг от друга эти два случая:  $S_1$  и  $S_2$ .

Предлагаемая модель заключается в следующем. Вводится пространственная зависимость сигнала от параметра  $\vec{R}_s$ , который представляет собой уравнение поверхности того участка пространства, где порождается переменный сигнал, т.е. участка, где движется объект. Параметр  $\vec{R}_f$  обозначает уравнение поверхности наблюдаемого участка пространства, т.е. фона, над которым движется объект:  $\vec{R}_s < \vec{R}_f$ ,

Шум представляется в виде двух слагаемых:

$$S_1 = 0 + \xi_1(t) + \xi_2(\vec{R}_f);$$

$$S_2 = \varepsilon[\vec{R}_s(t)] + \xi_1(t) + \xi_2\left\{\left[\vec{R}_s(t)\right], \left[\vec{R}_f\right]\right\},$$

где  $\xi_1(t)$  — шум, зависящий от времени, не зависящий от пространства;  $\xi_2(\vec{R}_f)$  — шум, зависящий от пространства, не зависящий от времени.

Видно, что при появлении сигнала возникает функциональная зависимость когерентной компоненты шума  $t_1 \xi_2$  от сигнала.

Далее берется квадрат модуля усредненного значения суммарного сигнала и находится разность этих двух случаев:

$$\Delta S = \left| \bar{S}_1 \right|^2 - \left| \bar{S}_2 \right|^2 > 0.$$

Когда нет переменного сигнала, шум, зависящий от времени, обнуляется, и остается стабильная величина. Это фактически и есть когерентное составляющее.

Далее, когда появляется переменный сигнал, в результате временного усреднения обнулится переменное составляющее шума, а когерентное составляющее, которое функционально зависит от переменного сигнала, само становится переменной (случайной) величиной и вследствие временного усреднения уменьшается.

Обнаружение сигнала возможно простым вычитанием двух последующих усредненных временных значений когерентного составляющего. Если нет

переменного сигнала, то  $\Delta S = 0$ ; если появляется сигнал, то  $\Delta S > 0$ .

Если  $S_2$  не знакопеременная величина, то удобно применять для обнаружения сигнала

$$\Delta S = |\bar{S}_1|^2 - |\bar{S}_2|^2 > 0.$$

### Эффективность предлагаемого метода

Эффективность метода обнаружения переменных сигналов, основанного на фоновом принципе, выражается следующим образом:

$$\sigma = \frac{\xi_2}{\varepsilon} > 0,$$

т.е. данный метод будет эффективным, если шум больше сигнала.

В практических задачах радиолокации при обнаружении дельтаплана на расстоянии 15 км эффективность данного метода составила пять порядков:  $\sigma = 10^5$ , так как энергия излучения, зарегистрированная от фона в телесном угле объекта, оказалась на пять порядков больше, чем ЭПР (эффективная площадь рассеяния) дельтаплана. При этом отношение сигнал/шум в нашем случае определяется как отношение энергии когерентной компоненты фона (шума, помехи) к энергии шума приемника и составило  $10^2$ , а в традиционном канале обнаружения (доплеровском) отношение сигнал/шум определялось как отношение ЭПР цели к энергии шума приемника и составило  $10^{-3}$ .

Важно отметить, что при использовании фонового принципа отражающая способность цели (ЭПР) никак не влияет на эффективность обнаружения цели, так как обнаружение происходит в результате когерентного приема фонового излучения, а излучение, отраженное от цели, обнуляется в результате временного усреднения.

Особенно важно отметить, что, как показал эксперимент, наличие активной преднамеренной прицельной шумовой помехи существенно не влияет на эффективность обнаружения цели. Это объясняется тем, что активная шумовая помеха входит в  $\xi_1(t)$  — некогерентную составляющую шума — и при временном усреднении стремится к нулю.

### Сравнительный анализ и заключение

Относительная эффективность нового подхода объясняется следующими факторами.

1. Исходя из традиционных представлений проблема обнаружения мало-контрастного, слаборассеивающего объекта возникает при наличии фонового излучения, в особенности если объект движется в направлении, перпендикулярном направлению зондирующего излучения, а предлагаемый нами метод, как было показано выше, эффективен как раз в таких случаях. Когда цель сильно отражает излучение, а фон не отражает и цель движется вдоль направления зондирующего излучения, то предлагаемый метод не эффективен.

2. Известные методы обнаружения мало-контрастных, слаборассеивающих целей основываются на согласовании параметров системы наблюдения (зондирующего излучения) с параметрами движущейся цели, что технически осуществить очень сложно, так как цель при движении (в особенности при произвольном) хаотично меняет параметры зондирующего излучения. Для обнаружения “Стелса”, например, предлагают различные способы согласования: согласовать длину волны с размером объекта, форму фронта импульсов с формой цели и т.п. Но когерентный прием излучения, рассеянного движу-

щейся целью, затруднен. В предлагаемом подходе используется именно это свойство цели: разрушать согласованность — когерентность параметров системы наблюдения и фона. Ведь много проще обеспечить когерентный прием излучения, рассеянного относительно неподвижным фоном, чем излучения, рассеянного движущейся целью. Появление подвижной цели на фоне почти полностью разрушает когерентную компоненту фонового излучения в телесном угле объекта. Обнаружить разрешение много проще, чем добиться согласованности сложных процессов.

3. В известных методах используется дифференцированный анализ, например спектральный анализ, в предлагаемом методе осуществляется интегральное восприятие излучения. Когерентная сумма излучения в пространстве и во времени оказывается значительно более чувствительной к появлению переменного сигнала, чем дифференцированные компоненты излучения, рассеянного целью.

4. Следует отметить, что многие исследователи в области голографии и радиолокации (Лент, Кок, Денисюк) в 1968 — 1972 гг. пытались построить высокоэффективный радиолокатор на голографических принципах. Они, основываясь на традиционных представлениях о сигнале и помехе в радиолокации, направили свои усилия на получение голографического изображения движущейся цели и подавление фона. Но эта задача технически трудноразрешима, поскольку требуется когерентная регистрация излучения, рассеянного движущейся целью. Было предложено несколько методов компенсации изменений в излучении, вызванных движением цели, но их техническая реализация для случая произвольного движения на практике затруднена. Много проще осуществить когерентную регистрацию излучения фона или изображения фона при движении системы наблюдения (синтезирование апертуры). В этом случае появление подвижного объекта над фоном нарушает когерентный прием излучения фона на участках, вдоль которых движется объект, вследствие чего резко уменьшается когерентная компонента излучения фона, что приводит к появлению контрастного участка фона, имеющего форму цели. При высокой разрешающей способности системы наблюдения можно получить также информацию о скорости и форме цели. При этом рассеивающая способность цели и наличие активных шумовых помех существенно не влияют на процесс обнаружения и распознавания.

5. В работе [2] приводится упрощенная формула, отражающая явный вид зависимости зарегистрированной по предлагаемому методу интенсивности усредненной по времени комплексной амплитуды  $I_a$  от параметров цели и излучения фона

$$I_a = I_b \left( 1 - \frac{d}{VT \sin \alpha} \right)^2, \quad VT \sin \alpha > d, \quad \alpha \neq 0, \quad (1)$$

где  $I_b$  — интенсивность излучения рассматриваемой области фона;  $d$  — размер объекта в направлении движения;  $V$  — скорость объекта;  $T$  — время усреднения излучения;  $\alpha$  — угол между направлениями наблюдения и движения объекта;  $VT \sin \alpha$  — проекция величины перемещения объекта в направлении, перпендикулярном направлению наблюдения.

Приведем для сравнения упрощенную формулу, отражающую эффект Доплера:

$$\Delta \nu = \frac{2V \cos \alpha}{\lambda}. \quad (2)$$

Формулы (1) и (2) отражают зависимость параметра излучения от скорости

и направления движения объекта. Приведем их сравнительный анализ:

в (1) параметром излучения является интенсивность, в (2) — разность частот;

в (1) значение определяемого параметра зависит от интенсивности отраженного от фона излучения, в (2) — наоборот, зависит от излучения, отраженного от цели;

(1) зависит от скорости обратно пропорционально, а (2) — прямо пропорционально;

(1) зависит от тангенциальной составляющей скорости цели ( $\sin \alpha$ ), а (2) — от радиальной ( $\cos \alpha$ );

(1) не зависит от длины волны излучения, а (2) зависит обратно пропорционально;

в (1) входит параметр  $T$  — время усреднения излучения, величиной которого оператор может управлять в целях повышения эффективности обнаружения искомого объекта, а в (2) такого параметра нет. Необходимо отметить, что зависимость (1) наблюдается в определенных условиях соотношения параметров системы наблюдения — длины волны излучения  $\lambda$ , времени усреднения  $T$  и параметров искомого объекта — размера объекта  $d$ , скорости объекта  $V$ , а именно  $\lambda < VT \sin \alpha < d$ . Это дает возможность селективировать цели не только по скоростям, как в (2), но и по размерам.

6. Все противодействия (активные и пассивные помехи) придуманы для традиционного метода обнаружения движущихся целей, а для предлагаемого метода противодействия еще не придумано.

Таким образом, использование фонового принципа в обнаружении подвижного объекта привело к созданию принципиально нового — нелокационного метода обнаружения, который является высокоэффективным и в том случае, когда традиционные методы, в том числе основанные на эффекте Доплера, не работают. Например, когда цель не дает обратного рассеяния зондирующего излучения, движется перпендикулярно к диаграмме направленности и при этом в приемную антенну поступает прицельная шумовая помеха. Такое преимущество доказано экспериментами в реальной среде, в реальном времени и на базе реально действующего радиолокатора. Предлагаемый новый метод обнаружения, основанный на научном открытии, сделанном в Институте проблем управления РАН, эффективен также при полном отсутствии контраста между подвижным объектом и фоном.

Использование фонового принципа приводит к переоценке ценностей в области обнаружения подвижных объектов и изменяет смысл понятий “мешающий фон”, “фоно-целевая обстановка”, “сигнал/помеха” и т.п., дополняет эффект Доплера — является как бы обратной стороной медали, и эти два метода необходимо использовать параллельно.

Практическая реализация фонового принципа осуществлена в области обнаружения подвижных объектов, охранных устройствах, биологии, психологии, а в дальнейшем он может быть использован в социально-экономических средах, экологии, прогнозе чрезвычайных ситуаций.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Кок В. Радиолокационные станции бокового обзора, голография и когерентные РЛС, не зависящие от эффекта Доплера//ТИИЭР. - 1968. -Т.56, № 2. - С. 113-114.
2. Anuashvili A.N. The new principle of moving object image reception//Inter.Society for Optical Engineering. - Bellingham, Washington, USA. In CIS Selected papers: Coherent Measuring and Data Processing Methods and Devices. - 1993. - Vol. 1978, - P. 147 - 155.

**ГИРОСКОПИЯ И НАВИГАЦИЯ, № 4, 1996**

Редакторы *Л.Б.Баконина, А.К.Крытова*

---

Подписано в печать 9.01.97. Формат 70×108/16. Бумага типографская № 1. Печать офсетная.  
Усл.-печл. 10,15. Уч.-издл. 7,05. Тираж 100 экз. Издание подписное.  
Заказ № 3 от 10. 01.97.

---

Рег.№ 020683-от 23.12.92  
Министерство печати и информации РФ

Государственный научный центр Российской Федерации - ЦНИИ "Электроприбор"  
197046, С.-Петербург, ул.Малая Посадская, 30

**ПРАВИЛА**  
**оформления материалов, направляемых для опубликования**

- ◆ Для опубликования в журнале принимаются оригинальные статьи объемом до 10-12 стр. и статьи обзорно-аналитического характера объемом до 20-22 стр.
- ◆ Статья должна иметь индекс УДК и аннотацию.
- ◆ В тексте статьи нужно использовать только международную систему единиц измерения (СИ).
- ◆ Список использованной литературы должен быть составлен по порядку ссылок в тексте и оформлен в соответствии с ГОСТ.
- ◆ Иллюстрации к статье представляются на отдельных листах. Фотографии должны иметь контрастное изображение и быть отпечатанными на глянцеваы бумаге. Размер иллюстраций не менее 90×120 мм.
- ◆ К статье следует приложить реферат объемом 0,5 стр. с ключевыми словами и его перевод на английский язык, а также расширенный реферат на английском языке объемом до 1 стр. со ссылками в нем на ключевые формулы, рисунки или таблицы, характеризующие результаты исследований.
- ◆ Материалы должны быть подготовлены на компьютере IBM PC AT или совместимом с ним с помощью текстового редактора Word for Windows 2.0.
- ◆ В редакцию представляются дискета с текстом статьи и рефератов и их распечатки (дискета возвращается автору).
- ◆ Распечатка статьи подписывается всеми авторами. Здесь же должны быть приведены следующие сведения: фамилия, имя, отчество автора, почтовый индекс и адрес для переписки, место работы и занимаемая должность, рабочий телефон.
- ◆ Вместе со статьей высылается экспертное заключение о возможности ее открытой публикации.

Адрес редакции: Россия, 197046, Санкт-Петербург,  
ул. Малая Посадская, 30.  
Тел. (812) 238 82 93

